

液氧/煤油补燃火箭发动机氧路低频动特性分析

邢理想, 杜大华, 李 斌

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 液体火箭发动机氧路系统低频动特性研究是进行运载火箭 POGO 振动分析和判别的必要工作。以某型液氧/煤油补燃循环火箭发动机为研究对象, 采用模块化建模方法建立了基于自动控制理论的发动机氧路系统线性小偏差的传递矩阵模型, 分别对发动机氧路系统和试车台氧化剂输送系统动特性进行数值仿真, 并对比分析了试车数据和仿真结果。研究表明, 数学模型和计算方法具有一定的正确性; 熵波对系统的低频动特性有一定影响。

关键词: 液氧/煤油补燃火箭发动机; 低频动特性; 传递矩阵; POGO; 数值仿真

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2009) 05-0024-05

Low frequency characteristics analysis of LOX/kerosene staged combustion cycle rocket engine

Xing Lixiang, Du Dahua, Li Bin

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Research on the low frequency characteristics of liquid propellant rocket engine oxygen system is necessary for rocket POGO analysis. Based on a LOX/kerosene staged combustion cycle engine, the linear small deviation dynamic transmission matrix model of the engine LOX system is developed by modular modeling method. The low frequency characteristics of engine system and the oxygen feed system of test stand are simulated. The simulation result is compared with the test data. The results show that the model and simulating method have considerable correctness and the entropy wave has important effect on the low frequency characteristics of the engine system.

Key words: LOX/kerosene staged combustion cycle rocket engine; low frequency characteristics; transmission matrix; POGO; numerical simulation

收稿日期: 2009-02-25; 修回日期: 2009-03-17。

作者简介: 邢理想 (1984—), 男, 硕士研究生, 研究领域为液体火箭发动机系统。

0 引言

液体火箭纵向耦合振动即 POGO 振动的抑制是大型火箭研制过程中的关键技术之一。自上世纪六十年代中期起,国外针对运载器的 POGO 现象,开展了对液体火箭发动机的低频动特性的广泛分析研究^[1-2]。1979 年,我国在“331”工程中成立了 POGO 专题组,分别利用矩阵法和阻抗法对发动机流体系统动特性进行研究分析,近年来,国内其他学者也进行了一些相关研究^[3]。“331”工程的研究工作是针对开式循环发动机系统,取得了一定的成果。我国目前研制的大推力补燃循环发动机有很多新特点,系统的低频动特性与开式循环发动机相比,也要复杂很多。在国内,对补燃循环液体火箭发动机氧路低频动特性的研究也还是刚开始,还需要开展深入的研究工作。

研究液体火箭发动机氧路低频动特性既是进行运载火箭 POGO 振动分析和判别的必要工作,又是提高对发动机系统特性认识的关键步骤。本研究利用数值模拟计算方法对液氧/煤油补燃循环发动机氧路系统的低频动特性进行分析。

1 发动机数学模型

1.1 发动机系统

液氧/煤油补燃循环发动机为我国新一代运载火箭的主要动力装置,图 1 为发动机系统简图。该发动机推进剂为液氧/煤油,单个燃气发生器产生的高压富氧燃气驱动涡轮后进入推力室再次燃烧。发动机主泵前设置预压涡轮泵,其中氧化剂预压涡轮为气涡轮,由涡轮后燃气管引出的富氧燃气驱动。发动机燃料泵设计为两级,一级燃料泵向推力室供应大流量高压煤油,二级燃料泵向发生器供应小流量而压力更高的煤油。

从发动机系统图中抽象出其氧流程图,包含液氧路和燃气路,这里主要研究这两部分,如图 2 所示。

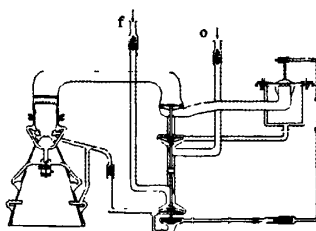


图 1 液氧/煤油补燃发动机系统简图

Fig.1 Schematic of the engine system

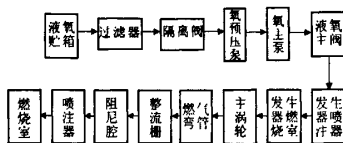


图 2 发动机氧流程图

Fig.2 Schematic of the engine oxygen propellant feed system

1.2 发动机线性化小偏差传递矩阵模型

1.2.1 建模方法及假设

本研究使用模块化建模思想,各组合件模型单独建立,组合件模型创建后,可以单独调试,然后再组合形成整个系统的模型。发动机动力学模型大多是非线性方程,在建立传递矩阵模型时需要对发动机动力学模型在额定点附近进行线性化处理^[4]。

在燃气路模型建立过程中,采用绝热流动假设。在头部附近燃烧区形成的每股燃烧产物以燃气速度沿流路运动。燃烧区的容积忽略不计。在绝热流动的情况下,每股燃气有自己的熵,当这股燃气沿流路运动时熵是保持不变的^[5]。

1.2.2 液路直管

为了在中低频范围内都能得到精确的结果,对液路直管采用分布参数模型。仅考虑流体沿管轴向的一维流动,略去流体与结构的耦合影响时,根据流体的波动方程、连续方程和状态方程

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial u}{\partial t} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{F_x}{\rho} \\ \frac{\partial \rho}{\partial t} &= -\rho \frac{\partial u}{\partial x} \\ a^2 \partial \rho &= \partial p \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中, p 、 u 、 ρ 、 a 和 F_x 分别为流体的压力、速度、密度、流体中声速和流体阻力。

经过推导得到输液直管的流体动力学传递矩阵方程^[6]

$$\begin{Bmatrix} P(x) \\ Q(x) \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \frac{\omega x}{a} & -jZ_c \sin \frac{\omega x}{a} \\ -j\frac{1}{Z_c} \sin \frac{\omega x}{a} & \cos \frac{\omega x}{a} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} P_1 \\ Q_1 \end{Bmatrix} \quad (2)$$

式中, Z_c 为流体的特征阻抗, $Z_c = a/A$; A 为管路截面积; P_1 和 Q_1 分别为直管入口的压力脉动和质量流量脉动的拉普拉斯变换量; $P(x)$ 和 $Q(x)$ 分别为距直管入口 x 处压力脉动和质量流量脉动。

1.2.3 泵

作为输送系统的一个重要环节, 泵的动特性对发动机的动特性有极大的影响。其中, 最主要的参数为泵的动态增益 $m+1$ 、泵入口的汽蚀柔性 C_b 、质量流路增益系数 M_b 、惯性 L_p 和阻力 R_p 。

对汽蚀泵有如下传递矩阵方程

$$\begin{Bmatrix} P_2(s) \\ Q_2(s) \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} m+1+sC_bZ_p & -Z_p(1-sM_b) \\ -sC_b & (1-sM_b) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} P_1(s) \\ Q_1(s) \end{Bmatrix} \quad (3)$$

式中, Z_p 为泵阻抗, $Z_p = R_p + sL_p$; s 为拉普拉斯算子。

1.2.4 燃气发生器

燃气发生器是气液连接部件, 其中既有液氧和燃料的燃烧过程又有燃烧产物的流动过程。因此, 在建模过程中, 把发生器分为两个部分: 燃烧区和燃气流动区, 假设燃烧区不占发生器容积。

发生器的燃烧区和流动区的传递矩阵方程分

别为

$$\begin{Bmatrix} P_1 \\ G_1 \\ T_1 \\ K_{m1} \end{Bmatrix} = e^{-s\tau_r} \begin{bmatrix} \frac{1}{e^{-s\tau_r}} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\bar{K}_{m1}}{\bar{K}_{m1}+1} & \frac{1}{\bar{K}_{m1}+1} \\ 0 & \psi & -\psi \\ 0 & 1 & -1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} P_1 \\ G_{ox} \\ G_f \end{Bmatrix} \quad (4)$$

$$\begin{Bmatrix} P_2 \\ G_2 \\ T_2 \\ K_{m2} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ -\left[\frac{s\tau_1 + k-1}{k} (1-e^{-s\tau_1})\right] & 1 & 1-e^{-s\tau_1} & 0 \\ \frac{k-1}{k} (1-e^{-s\tau_1}) & 0 & e^{-s\tau_1} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & e^{-s\tau_1} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} P_1 \\ G_1 \\ T_1 \\ K_{m1} \end{Bmatrix} \quad (5)$$

式中, P_1 、 G_1 、 T_1 、 K_{m1} 和 P_2 、 G_2 、 T_2 、 K_{m2} 分别为发生器入口燃气和出口燃气压力、流量、温度、混合比的无量纲脉动量; G_{ox} 、 G_f 分别为发生器喷后液氧和燃料流量的无量纲脉动量; τ_r 、 \bar{K}_{m1} 、 ψ 、 τ_1 分别为发生器中的燃烧转化时间、稳态混合比、燃烧产物温度与推进剂组元混合比的关系曲线的无量纲斜率、燃气在发生器的流动时间。

1.2.5 涡轮

在描述流体低频动力学过程时, 将涡轮简化为局部阻力元件, 其传递矩阵方程为:

$$\begin{Bmatrix} P_2 \\ G_2 \\ T_2 \\ K_{m2} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1+\frac{1}{\varepsilon} & -\frac{1}{\varepsilon} & -\frac{1}{2\varepsilon} \frac{\bar{T}_1}{\bar{T}_2} & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{\bar{T}_1}{\bar{T}_2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} P_1 \\ G_1 \\ T_1 \\ K_{m1} \end{Bmatrix} \quad (6)$$

式中, \bar{T}_1 、 \bar{T}_2 分别为涡轮入口、出口静温; ε 为通过涡轮燃气流量与压比关系曲线的无量纲斜率。

1.2.6 推力室

该发动机的氧化剂全部进入燃气发生器, 以富氧燃气形式进入燃烧室, 以液体状态供入燃烧室的组元只有燃料。其传递矩阵方程与发生器类似

$$\begin{Bmatrix} P_k \\ G_k \\ T_{k1} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{\bar{G}_k}{\bar{G}_k} & \frac{\bar{G}_f}{\bar{G}_k} e^{-s\tau_{o2}} & 0 \\ 0 & \psi_k \left(1 - \frac{\bar{K}_{mk}}{\bar{K}_{m1}}\right) & \psi_k \left(-\frac{(1+\bar{K}_{m1})\bar{G}_f}{A} e^{-s\tau_{o2}}\right) & \psi_k \left(1 - \frac{\bar{K}_{m1}\bar{G}_f}{A}\right) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} P_s \\ G_s \\ G_f \\ K_{m1} \end{Bmatrix} \quad (7)$$

$$\begin{bmatrix} P_k \\ G_2 \\ T_{k2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ -\left[\frac{s\tau_3}{k} + \frac{k-1}{k}(1-e^{-s\tau_3})\right] & 1 & 1-e^{-s\tau_3} \\ \frac{k-1}{k}(1-e^{-s\tau_3}) & 0 & e^{-s\tau_3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P_k \\ G_1 \\ T_{k1} \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中, P_g 、 G_g 、 G_f 分别为燃烧前富氧燃气压力、流量和燃料流量的无量纲脉动量; \bar{G}_g 、 \bar{G}_f 、 \bar{G}_k 分别为富氧燃气、燃料、燃烧后的燃气的稳态质量流量; τ_{t3} 、 \bar{K}_{mk} 、 ψ_k 、 τ_3 分别为燃烧转化时间、燃烧室稳态混合比、燃烧产物温度与推进剂组元混合比的关系曲线的无量纲斜率、燃气在燃烧室的流动时间; $A = \bar{G}_g + (1 + \bar{K}_{mk})\bar{G}_f$ 。

1.2.7 系统矩阵方程的形成

将各子系统的传递矩阵耦合为整个推进系统的总传递矩阵。对于整个推进系统输入、输出参数之间的关系, 可得传递链式综合方程

$$\begin{bmatrix} P_{n+1} \\ G_{n+1} \\ T_{n+1} \end{bmatrix} = T \begin{bmatrix} P_1 \\ Q_1 \end{bmatrix} \quad (9)$$

式中, P_{n+1} 、 G_{n+1} 、 T_{n+1} 分别为系统第 n 个组件出口燃气的压力、流量、温度的无量纲脉动量。

1.2.8 数值计算方法

由于液体火箭发动机氧路低频动特性的研究主要是获取推力室压力与流量(决定着推力)对发动机入口压力和流量脉动的响应特性, 因此, 采用了基于自动控制理论的传递矩阵法研究推进剂供应系统的频率特性。

推力室喷管喉部燃气处于临界压降下, 即 $\varepsilon=0$, 因此有边界条件

$$\delta G_2 = \delta P_k - 0.58 T_{k2} \quad (10)$$

根据(9)和(10)即可求得发动机各组件处压力脉动相对发动机入口压力脉动的传递关系。

2 算例及分析

2.1 发动机氧路系统仿真与分析

对液氧/煤油发动机氧路系统的低频动特性进行数值仿真, 得到发动机燃烧室脉动压力 P_k 和发生器脉动压力 P_g 随发动机氧化剂入口压力

脉动的幅相频特性曲线, 见图3。从幅频图上可以看出系统的一阶谐振频率约为 14.5Hz, 在谐振频率点的幅值放大系数为静态放大系数的 2.5 倍左右。由相频图上可以看出随着频率的增大燃烧室压力脉动相位滞后比预燃室的快很多, 这是由于燃气在气路流动过程中有很长的停留时间, 引起熵波相位滞后很大, 而熵是燃气温度和压力的函数, 由此导致压力相位的快速滞后。

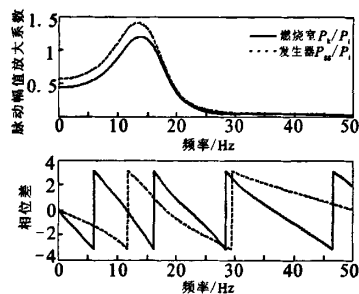


图3 发动机氧路系统频率特性曲线

Fig.3 Frequency curves of engine oxygen system

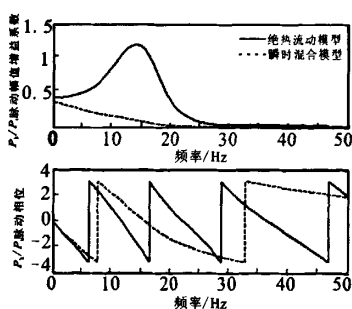


图4 两种模型计算曲线对比

Fig.4 Comparison of the two models

瞬时混合过程相当于重新形成的这股燃气与气路中其余的燃气瞬时地进行热量交换和质量交换, 瞬间达到温度平衡和燃烧产物的组分平衡, 在这个过程中忽略了熵波对气路的影响。如图4, 分别以绝热流动和瞬时混合流动为假设, 仿真出

的系统频率特性曲线有很大的差别。在绝热过程的幅频特性曲线上出现特征波,这与流路内气体的动态过程和熵波的相互作用有关系。随着频率的增大,瞬时混合模型计算得出的幅频曲线逐渐趋于0,没有出现谐振峰。可以看出,在低频范围内,熵波对系统的频率特性影响是很大的。

2.2 试车台氧化剂输送系统仿真分析与验证

图5和图6分别是对试车数据的处理结果和系统仿真结果。

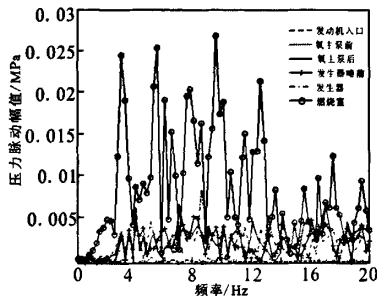


图5 试车实测压力脉动数据频率谱图

Fig.5 Frequency spectrum figures of test pressure fluctuation data

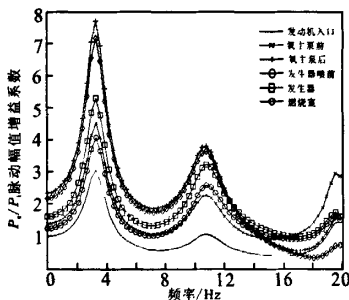


图6 试车台氧化剂输送系统仿真曲线

Fig.6 Simulation curves of oxygen feed system of test stand

对比两图可以看出,系统的一阶、二阶谐振频率的仿真结果(3.2Hz和10.7Hz)和试车结果(3Hz和10Hz)符合较好,但发生器和燃烧室的压力脉动放大系数的仿真结果比试车数据小。采用本文中的计算模型和方法能准确识别系统的频率成份。由于未考虑燃烧对脉动压力的放大作用和燃料路引入的脉动,计算得到的动态增益值不够准确。在图5中,除了3Hz和10Hz外,在其

它几处频率点也有谐振峰,但每个测点的谐振峰频率点并不相同,这说明这些谐振峰不是由整个氧路系统谐振产生的,而是由其它原因引起,可能的原因有:在个别测点处产生局部谐振;由煤油路引入的系统谐振。

3 结论

针对某型液氧/煤油补燃发动机氧路系统建立了传递矩阵模型,分析了发动机氧路的低频振动特性,并对比分析了试车台氧化剂输送系统的仿真结果和试车数据,得到以下结论:

- (1) 发动机氧路系统的一阶谐振频率约为14.5Hz。
- (2) 在低频范围内,熵波对系统的频率特性有一定影响。
- (3) 试车台氧化剂输送系统一阶、二阶谐振频率仿真结果(3.2Hz和10.7Hz)和试车结果(3Hz和10Hz)符合较好,表明采用文中的模型和计算方法可以准确地识别出系统的频率成份。

参考文献:

- [1] Tandara M, Ordonneau G. A Formulation of the Phenomenon POGO at In-Flight-Transient Regime [R]. AIAA-94-1616.
- [2] Karen L Spanyer. Results of Calculations from Theoretical Equations Pertaining to POGO Transfer Functions [R]. NASA-TM-87422.
- [3] 张黎辉,张振鹏. 补燃循环液体火箭发动机输送系统的频率特性[J]. 推进技术, 2000, 21(1): 5-7.
- [4] 徐浩海,刘站国. 液氧/煤油补燃发动机系统稳定性分析[J]. 火箭推进, 2005, 31(2): 1-6.
- [5] 格列克曼. 液体火箭发动机自动调节[M]. 顾明初, 郁明桂, 邱明煜, 译. 北京: 宇航出版社, 1995.
- [6] 怀利 E B, 斯特里特 V L 著. 瞬变流 [M]. 清华大学流体传动与控制教研组, 译. 北京: 水利电力出版社, 1978.

(编辑: 陈红霞)