

文章编号: 1000-8055(2008)12-2341-05

大推力氢氧发动机的频率特性仿真研究

王 珏^{1,2}, 张振鹏¹

- (1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191;
2. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

摘 要: 采用传递矩阵法对某大推力氢氧火箭发动机系统的频率特性进行了仿真分析. 首先建立发动机系统管路和部组件的频域线性化数学模型, 并根据系统管路和部件的联接关系, 简化系统模型, 构成了联系扰动量和系统变量的线性方程组, 进一步求解得到扰动量作用下系统变量的频率响应特性. 通过仿真对比发现燃气发生器循环与分级燃烧循环的氢氧火箭发动机系统频率特性有显著差异.

关 键 词: 氢氧发动机; 频率特性; 燃气发生器循环; 分级燃烧循环

中图分类号: V430

文献标识码: A

Research on frequency characteristics of LOX/LH₂ rocket engine

WANG Jue^{1,2}, ZHANG Zhen-peng²

- (1. School of Astronautics,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: The frequency characteristics of a gas generator cycle liquid oxygen / liquid hydrogen (LOX/LH₂) rocket engine system was analyzed numerically using matrix transform method. One-dimensional distributed parameter models were used to describe the pipelines and other components of the engine system. The models were transformed to frequency domains and described as transmission matrixes. According to the connecting relationship of the engine elements, the engine system was divided into several modules with corresponding transmission matrixes. The linear equations of engine system, which relate system variables and perturbations, were constituted from module transmission matrixes. The frequency characteristics of the system variables were thus obtained from these equations. For the purpose of validation, the frequency characteristics of a staged combustion cycle LOX/LH₂ rocket engine system was analyzed as well to show the difference with the one of the gas generator cycle liquid rocket engine system.

Key words: liquid oxygen/liquid hydrogen (LOX/LH₂) rocket engine;
frequency characteristics; gas generator cycle; staged combustion cycle

大推力氢氧火箭发动机作为新型大型运载火箭的芯级主动力装置, 其动态响应特性, 尤其是频率特性, 不仅仅关系到发动机系统工作的稳定性, 还关系到运载火箭飞行中的纵向稳定性. 因此, 在

大推力氢氧发动机的研制过程中, 需要对发动机的频率特性进行研究.

Doane^[1]采用一种导纳比的方法分析了发动机系统的稳定性, 但该方法只能处理比较简单的

收稿日期: 2008-09-23; 修订日期: 2008-11-10

作者简介: 王珏(1961 -), 男, 陕西西安人, 研究员, 博士生, 主要从事宇航推进工程方面研究.

管路系统. 格列克曼 B Φ^[2]指出研究不大于 50 Hz 的低频特性,可采用集中参数的数学模型,而对于较宽的频率特性,应采用分布参数的数学模型,并进一步提出用传递矩阵来分析复杂发动机系统的稳定性.

本文以某大推力氢氧发动机为研究对象,采用传递矩阵法,对其频率特性进行了仿真计算. 首先建立了发动机系统各部组件和管路的线性化频域模型,将各组件的模型表示为传递矩阵形式,并通过矩阵变换简化系统的模型,得到联系扰动量和系统变量的代数方程组;然后用数值方法求解,即可得到不同干扰因素作用下发动机主要参数的频率响应. 为了比较氢氧发动机分级燃烧循环系统与燃气发生器循环系统频率特性的特点,对分级燃烧循环构型的发动机频率特性也作了仿真计算,并对二者的频率特性进行了对比分析.

1 频率特性仿真数学模型

如图 1 所示为燃气发生器循环氢氧发动机系统简图. 该发动机系统主要由双轴并联布置的液氢涡轮泵、液氧涡轮泵及燃气发生器、推力室、推进剂供应管路和各类阀门等组成.

发动机系统的建模采用了一维分布参数模型,分别建立自贮箱以下的液路、气路、涡轮泵、燃气发生器、燃烧室、阀门、孔板、冷却夹套和喷注器等部组件的模型方程. 其中,除燃气发生器和燃烧室的模型外,发动机其它各部组件的模型方程的表达形式可参考文献[3-6].

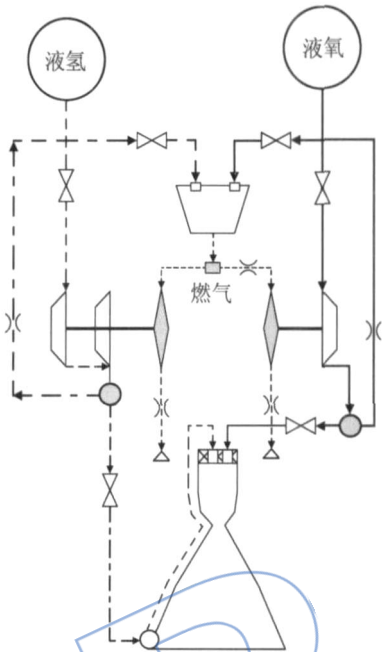


图 1 燃气发生器循环氢氧发动机系统简图

Fig. 1 Sketch of gg cycle LOX/L H₂ engine system

燃气发生器 (Gas generator, 简称 gg) 的传递方程为

$$\begin{bmatrix} \delta p_{ggg}(s) \\ \delta G_{ggg}(s) \\ \delta T_{ggg}(s) \end{bmatrix} = E_{gg}(s) \begin{bmatrix} \delta p_{gg}(s) \\ \delta G_{og}(s) \\ \delta G_{hg}(s) \end{bmatrix} \tag{1}$$

方程(1)的左端为燃气发生器出口燃气压力、流量、温度,右端为燃气发生器入口压力和液氢、液氧流量;其中下标 g 表示燃气,o 表示液氧,h 表示液氢,传递矩阵 E_{gg} 为

$$\begin{bmatrix} \frac{1}{\varepsilon} \left[\frac{\tau_{gg}}{\kappa} s + \left(1 + \varepsilon + \frac{\kappa-1}{2\kappa} \right) - \frac{\kappa-1}{2\kappa} e^{-s\tau_{gg}} \right] & \frac{1}{\varepsilon} \left[\frac{1}{2} \psi e^{-s\tau_{gg}} - \left(\psi + \frac{\kappa_m}{\kappa_m + 1} \right) \right] e^{-s\tau_{gg}} & \frac{1}{\varepsilon} \left[\left(\psi - \frac{1}{\kappa_m + 1} \right) - \frac{1}{2} \psi e^{-s\tau_{gg}} \right] e^{-s\tau_{gg}} \\ - \left(\frac{\tau_{gg}}{\kappa} s + \frac{\kappa-1}{\kappa} - \frac{\kappa-1}{\kappa} e^{-s\tau_{gg}} \right) & \left[\left(\psi + \frac{\kappa_m}{\kappa_m + 1} \right) - \psi e^{-s\tau_{gg}} \right] e^{-s\tau_{gg}} & \left[\psi e^{-s\tau_{gg}} - \left(\psi - \frac{1}{\kappa_m + 1} \right) \right] e^{-s\tau_{gg}} \\ \frac{\kappa-1}{\kappa} (1 - e^{-s\tau_{gg}}) & \psi e^{-s(\tau_{gg} + \tau_{ggg})} & - \psi e^{-s(\tau_{gg} + \tau_{ggg})} \end{bmatrix} \tag{2}$$

其中

$$\varepsilon = \frac{(\kappa + 1)(p_{ggg}/p_{gg})^{(\kappa-1)/\kappa} - 2}{2\kappa[1 - (p_{ggg}/p_{gg})^{(\kappa-1)/\kappa}]}$$

式中 κ 为比热比; κ_m 为混合比; ψ 为燃烧产物温度与混合比关系曲线在稳态混合比处的无量纲斜率; τ_{ggg} 为燃气发生器燃烧时滞; τ_{gg} 为燃气在燃气发生器中的流动时间.

燃烧室的传递方程为

$$\delta p_c(s) = U(s) [\delta G_{oc}(s) \quad \delta G_{hc}(s)]^T \tag{3}$$

右端参数分别为燃烧室氢流量、氧流量,其中下标

c 表示燃烧室,传递矩阵 $U(s)$ 为

$$\begin{bmatrix} \frac{\tau_c}{\kappa} s - \frac{\kappa-1}{2\kappa} e^{-s\tau_{gc}} + 1 + \frac{\kappa-1}{2\kappa} \\ \left[\tilde{G}_{oc} + \psi \tilde{G}_{oc} (1 - e^{-s\tau_c/2}) \right] e^{-s\tau_{gc}} \\ \left[\tilde{G}_{hc} - \psi \tilde{G}_{hc} (1 - e^{-s\tau_c/2}) \right] e^{-s\tau_{gc}} \end{bmatrix}^{-1} \tag{4}$$

式中 ψ 为燃烧产物温度与混合比关系曲线在稳态混合比处的无量纲斜率; τ_{gc} 为燃烧室燃烧时滞; τ_c 为燃气在燃烧室中的流动时间; $\tilde{G}_{oc}$, $\tilde{G}_{hc}$ 为流量比例系数.

2 仿真计算方法

将发动机所有组件的数学模型联立成发动机系统动态方程组,转化为矩阵方程

$$W(s)\delta\bar{x} = d\delta\bar{y} \quad (5)$$

方程中 $\delta\bar{x}$ 和 $\delta\bar{y}$ 分别为发动机系统参数向量和扰动参数向量, $W(s)$ 为发动机系统系数矩阵,包括了发动机各组件的传递矩阵, d 为扰动向量对应的放大系数矩阵.为求解发动机系统各参数对扰动参数的频率响应,令 $s = i\omega$ 并适当引入补充方程,采用关系式

$$\delta\bar{x}/\delta\bar{y}_j = W(i\omega)^{-1}d_j \quad (d_j \text{ 为 } d \text{ 的第 } j \text{ 列})$$

即可求得在振幅为 $\delta\bar{y}_j$ 的第 j 个扰动参数影响下,发动机系统主要参数在频域内的幅值响应 $\delta\bar{x}$.

由于该发动机系统包含的管路和组件较多,将所有部件的数学模型联立而得的系统方程组维数较高,需要做降维处理.根据发动机部组件的联接关系,将燃气发生器循环氢氧发动机系统划分为氢、氧泵前管路,氢泵及氢涡轮后管路,氧泵及氧涡轮后管路,氧泵后至燃气发生器和燃烧室分支管路,氢泵后至燃气发生器和燃烧室分支管路,燃气发生器至涡轮泵前分支燃气管路,燃烧室等模块.参考文献[7-8]提供的方法,根据模块中管路及部组件的串并联关系,通过矩阵变换消去一部分中间变量,求得模块的传递矩阵.以模块化的传递矩阵取代各组件的传递矩阵,建立新的发动机系统方程组.该方程组的维数较矩阵变换前的系统方程组维数大为降低.

3 仿真结果与分析

采用面向对象的程序设计方法,分别定义发动机系统液路、气路、涡轮泵、燃气发生器、燃烧室等组件的类模型,根据发动机各组件和管路的联接关系,建立了发动机系统仿真模型,并对其频率特性进行数值计算,得到了贮箱出口压力和燃气发生器主阀流量干扰作用下发动机主要参数的频率特性曲线,如图2~图5所示.

图2和图3是燃气发生器循环氢氧发动机燃烧室和燃气发生器参数对燃气发生器入口处液氢、液氧流量扰动的频率响应曲线,图2和图3表明:燃烧室压力在500 Hz处受燃气发生器氢氧阀流量扰动影响最大,且氢流量的扰动作用大于氧流量的扰动作用.这是由于发生器低混合比燃气受氢流量影响较大,氧涡轮泵因转动惯量小对燃

气参数变化更加敏感,引起燃烧室氧流量波动所致.

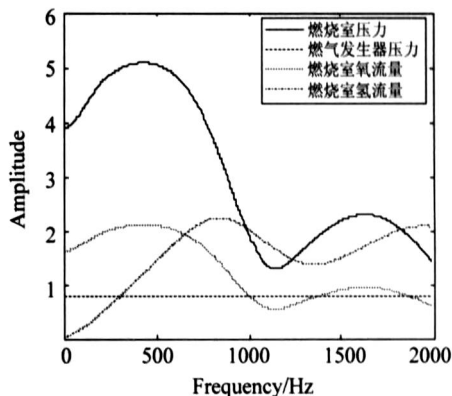


图2 燃气发生器循环发动机发生器氢阀流量扰动下的主要参数的频率响应

Fig. 2 Chamber main parameters' frequency response with mass flow rate perturbation at gas generator's L₂ valve of gg cycle LOX/L₂ rocket engine system

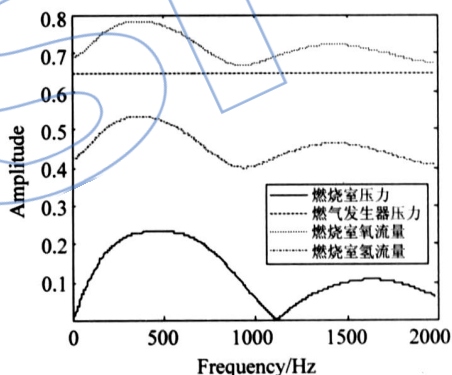


图3 燃气发生器循环发动机发生器氧阀流量扰动下的主要参数的频率响应

Fig. 3 Chamber main parameters' frequency response with mass flow rate perturbation at gas generator's LOX valve of gg cycle LOX/L₂ rocket engine system

图4和图5是燃气发生器循环氢氧发动机燃烧室和燃气发生器参数对氢、氧贮箱出口压力的扰动的频率响应曲线.从图4和图5可以看出:发动机系统在1150 Hz左右的高频处出现谐振;液氧贮箱出口压力的对发动机主要参数的扰动要明显大于液氢贮箱出口压力对发动机主要参数的扰动.

综合图2~图5表明:燃气发生器压力对氢、氧阀流量扰动的频率响应不明显,而对液氧贮箱出口压力扰动较为敏感;燃烧室压力受液氢主阀的流量扰动影响很大,而对贮箱出口压力扰动的

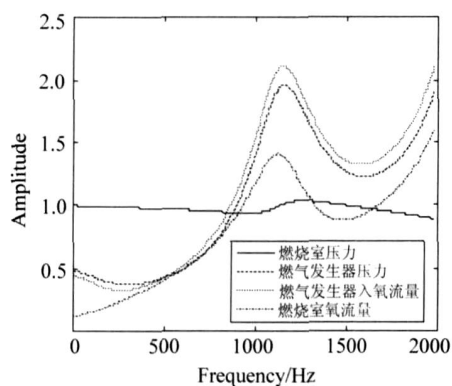


图 4 燃气发生器循环发动机液氧贮箱出口压力扰动下的主要参数的频率响应

Fig. 4 Main parameters' frequency response with pressure perturbation near LOX tank outlet of gg cycle LOX/L H₂ rocket engine system

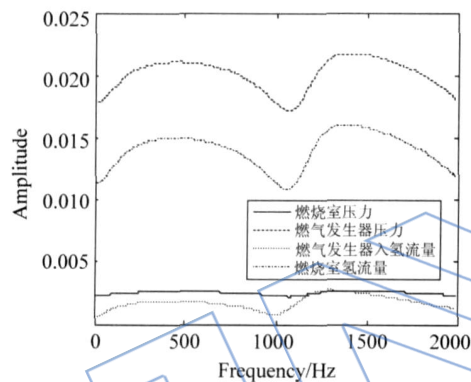


图 5 燃气发生器循环发动机液氢贮箱出口压力扰动下的主要参数的频率响应

Fig. 5 Main parameters' frequency response with pressure perturbation near L H₂ tank outlet of gg cycle LOX/L H₂ rocket engine system

频率响应不明显。

为了比较分析分级燃烧循环和燃气发生器循环氢氧发动机频率特性的特点,对分级燃烧循环氢氧发动机的频率响应特性也进行了仿真。分级燃烧循环氢氧发动机系统简图如图 6 所示。

分级燃烧循环发动机系统,主要由双轴并联布置的液氢涡轮泵和液氧涡轮泵、预燃室、推力室、推进剂管路和阀门等组成。与燃气发生器循环发动机系统不同,分级燃烧循环发动机系统的一部分推进剂在预燃室中不完全燃烧所产生的燃气进入推力室进行二次燃烧。

同样采用传递矩阵法对分级燃烧循环发动机系统的稳定性进行仿真计算,得到了不同干扰因素作用下发动机系统主要参数的频率响应。

图 7 和图 8 显示了分级燃烧循环发动机燃烧

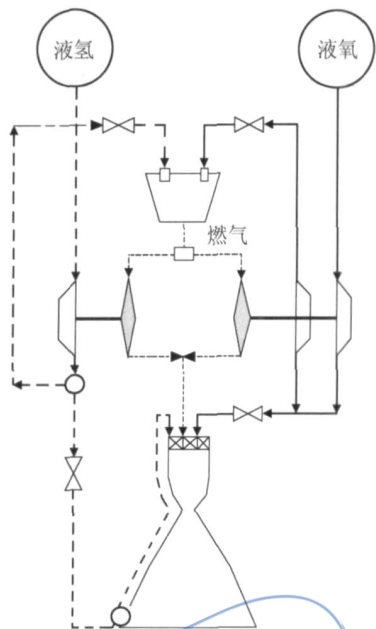


图 6 分级燃烧循环发动机系统简图

Fig. 6 Skech of staged combustion cycle LOX/L H₂ rocket engine system

室和预燃室参数在预燃室入口液氢流量和液氧贮箱出口处扰动下的频率响应曲线。

从图 7 和图 8 可以看出,对分级燃烧循环发动机,从低频到高频的范围,发动机系统主要参数在干扰因素作用下的频率响应呈现明显的振荡变化。因此,分级燃烧循环发动机系统具有丰富的谐振频率点。而前述的燃气发生器循环发动机系统在低频范围的频率特性是平缓的。

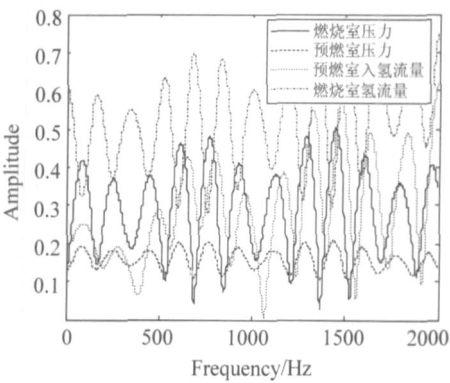


图 7 分级燃烧循环发动机预燃室氢流量扰动下的主要参数的频率响应

Fig. 7 Chamber main parameters' frequency response with mass flow rate perturbation at preburner's L H₂ valve of staged combustion cycle rocket engine system

文献[2]指出:“对于补燃循环的发动机,各参数的频率特性曲线会出现低频谐振,谐振处幅值

是同静态值的数倍,当箭体频率同发动机谐振频率重合时,会导致火箭在发动机谐振频率作用下失去纵向稳定性;对于无补燃的发动机,频率特性

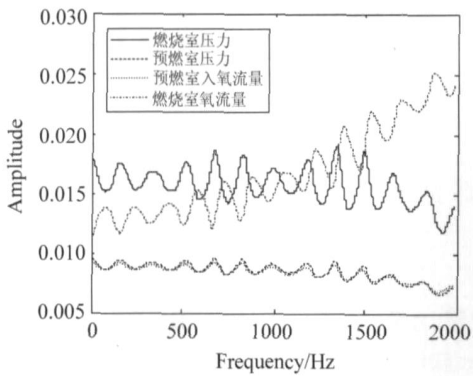


图 8 分级燃烧循环发动机液氧贮箱出口压力扰动下的主要参数的频率响应

Fig. 8 Main parameters' frequency response with pressure perturbation near LOX tank outlet of staged combustion cycle rocket engine system

有所不同,具体地说,当氧化剂或燃料泵入口有扰动时,无补燃发动机的幅频特性曲线基本上是缓倾、平滑的.仿真结果与该结论相吻合.

4 结 论

通过得到的发动机系统主要参数频率特性曲线分析,可以知道燃气发生器循环发动机系统的中、高频振荡比较明显,而低频振荡并不明显.因此,可以认为,采用燃气发生器循环的大推力氢氧

发动机对新型大运载火箭的低频纵向耦合振动(POGO)的影响因子较小.

对燃气发生器循环和分级燃烧循环发动机的仿真结果与文献结论相吻合,从而佐证了本文提出的液体火箭发动机系统频率特性分析计算方法的有效性.

参考文献:

[1] Doane G B , Armstrong W C. Programs for the prediction of the linear stability behavior of liquid propellant propulsion systems and application to current MSFC rocket engine test programs , Volume 1; Final report [R]. N92-10042/ 9/ HDM.

[2] 格列克曼 B Ф 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.

[3] 陈琪锋, 刘昆, 张育林. 基于分布参数线性化模型的分级燃烧循环液体火箭发动机频率特性计算 [J]. 航空动力学报, 2001, 1 (1) : 44-48.

CHEN Qifeng, LIU Kun, ZHANG Yulin. Frequency characteristics computation of liquid rocket engine based on distributed parameter models [J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 1 (1) : 44-48. (in Chinese)

[4] 张育林, 刘昆, 程谋森. 液体火箭发动机动力学理论与应用 [M]. 北京: 科学出版社, 2005.

[5] 哈杰 D T, 里尔登 F H. 液体推进剂火箭发动机不稳定燃烧 [M]. 朱宁昌, 张宝炯, 译. 北京: 国防工业出版社, 1980.

[6] 曹泰岳. 火箭发动机动力学 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2004.

[7] 罗志昌. 流体网络理论 [M]. 北京: 机械工业出版社, 1988.

[8] 王兆林. 现代控制理论基础 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1981.