

文章编号: 1000-8055 (2001) 01-0044-05

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

陈琪锋, 刘 昆, 张育林

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 采用一维分布参数模型描述发动机的管路系统, 将发动机各部件和管路的线性化模型表示为联系输入输出参数的传输矩阵形式。根据发动机各部件的连接关系, 将发动机系统划分为若干模块, 用矩阵变换的方法求得发动机各模块的传输矩阵, 构成发动机系统方程组, 用数值求解的方法计算了某分级燃烧循环液氧/液氢发动机的频率特性。

关键词: 液体推进剂火箭发动机; 分级燃烧循环; 频率特性

中图分类号: V430

文献标识码: A

1 引言

液体火箭发动机的频率特性, 是对发动机系统进行控制和自动调节的原始数据, 对于发动机—调节器系统的稳定性分析、研制飞行器控制系统, 以及分析火箭在飞行过程中的纵向稳定性都具有十分重要的意义。在新型号发动机的研制中需要准确计算发动机的频率特性。在较低的频率范围内 (50 Hz), 可采用集中参数模型分析发动机系统的动态特性。当考虑的频率范围扩大时, 需要采用分布参数模型。文献 [1] 提出一种导纳比的方法, 以输入导纳的形式表示供应系统, 来分析发动机的燃烧不稳定性。该方法只能处理管路系统较简单的情况, 对于支管路包含其他组件, 并与主管路汇合的情况, 此方法难以处理。文献 [2] 采用该方法实现了发动机稳定性分析程序。文献 [3] 采用矩阵法分析, 能够处理系统较复杂的情况。对于分级燃烧循环的液体火箭发动机, 其所有组件都相互联系着, 往往难以区分出某个主要的表示发动机动态特性的环节, 建立发动机模型时, 需要利用所有组件的方程。将组件的模型表示为传输矩阵的形式, 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, 用数值方法求解, 得到系统的频率特性。

2 发动机一维分布参数线性化模型

2.1 液路模型

考虑圆柱型导管中的液路, 假设流动是轴对称的层流, 管壁是刚性的, 流体粘性不变。采用联系管道始末两端参数的四端网络形式的传输方程作为管路模型:

$$\begin{bmatrix} \delta p_b(s) \\ \delta u_b(s) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} ch\Gamma(s) & -z_c(s)sh\Gamma(s) \\ -\frac{sh\Gamma(s)}{z_c(s)} & ch\Gamma(s) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \delta p_a(s) \\ \delta u_a(s) \end{bmatrix}$$

流体管路的分布参数模型主要有无损模型、平均摩擦模型和分布摩擦模型, 它们的传输方程的形式是统一的。分布摩擦模型是最完整的流体管路模型, 但特征阻抗 $z_c(s)$ 和传播常数 $\gamma(s)$ 的形式较复杂。文献 [4] 指出, 当频率大于 10 倍粘性特征频率时, 管路接近无损模型。发动机的液氢、液氧管路粘性特征频率很小, 因此完全可采用无损模型。对无损模型特征阻抗和传播常数

收稿日期: 2000-02-21; 修订日期: 2000-05-3

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (59886003)

作者简介: 陈琪锋 (1976-), 男, 国防科技大学航天与材料工程学院博士研究生

将大大简化: $z_c(s) = \alpha$, $Y(s) = s/a_0$ 。其中 $\Gamma(s) = Y(s)l$, l 为管路长度, a 为管路中的声速, $\alpha = \rho_0 a u_0 / p_0$ 为无量纲的液体波动阻力。本文分别采用分布摩擦模型和无损模型计算了发动机的频率特性, 结果几乎没有差别。

2. 2 气路模型

认为气路燃气是无粘的绝热流动, 气路中燃

$$E(s) = \begin{bmatrix} \frac{1}{2}(e^{Y_1(s)l} + e^{Y_2(s)l}) & -z_c(s)\frac{1}{2}(e^{Y_2(s)l} - e^{Y_1(s)l}) & 0 \\ -\frac{1}{z_c(s)}\frac{1}{2}(e^{Y_2(s)l} - e^{Y_1(s)l}) & \frac{1}{2}(e^{Y_1(s)l} + e^{Y_2(s)l}) & 0 \\ \frac{k-1}{k}\left[\frac{1}{2}(e^{Y_2(s)l} - e^{Y_1(s)l}) - \exp(-\tau_s)\right] & -\frac{k-1}{k}z_c(s)\frac{1}{2}(e^{Y_2(s)l} - e^{Y_1(s)l}) & \exp(-\tau_s) \end{bmatrix}$$

其中: $\tau = l/u_0$, $Y_1(s) = -s/(a + u_0)$
 $Y_2(s) = s/(a - u_0)$

2. 3 预燃室和燃烧室

认为液体推进剂进入燃烧室和预燃室后, 经过一个延迟后在头部瞬间燃烧, 忽略燃烧区的容积。燃气在燃烧室和预燃室中的流动是非稳态的绝热过程。忽略由于声学效应引起的预燃室和燃烧室各截面上的压力瞬时值的差异, 考虑由于进入预燃室、燃烧室的流量波动造成的混合比变化引起的熵波, 即每股燃气在流动过程中熵是守恒

$$\begin{bmatrix} \frac{1}{\epsilon}\left[\frac{\tau_{pb}}{k}s + \left(1 + \epsilon + \frac{k-1}{2k}\right) - \frac{k-1}{2k}e^{-s\tau_{pb}}\right] & \frac{1}{\epsilon}\left[\frac{1}{2}\psi e^{-s\tau_{pb}} - \left(\psi + \frac{k_m}{k_m + 1}\right)\right]e^{-s\tau_{gpb}} \\ -\left[\frac{\tau_{pb}}{k}s + \frac{k-1}{k} - \frac{k-1}{k}e^{-s\tau_{gpb}}\right] & \left[\left(\psi + \frac{k_m}{k_m + 1}\right) - \psi e^{-s\tau_{pb}}\right]e^{-s\tau_{pb}} \\ \frac{k-1}{k}(1 - e^{-s\tau_{pb}}) & \psi e^{-s(\tau_{pb} + \tau_{gpb})} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \frac{1}{\epsilon}\left[\left(\psi - \frac{1}{k_m + 1}\right) - \frac{1}{2}\psi e^{-s\tau_{pb}}\right]e^{-s\tau_{pb}} \\ \left[\psi e^{-s\tau_{pb}} - \left(\psi - \frac{1}{k_m + 1}\right)\right]e^{-s\tau_{pb}} \\ -\psi e^{-s(\tau_{pb} + \tau_{gpb})} \end{bmatrix}$$

其中: $\epsilon = \frac{(k+1)(p_{gpb}/p_{pb})^{(k-1)/k} - 2}{2k[1 - (p_{gpb}/p_{pb})^{(k-1)/k}]}$
 k 比热比, k_m 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_{gpb} 为预燃室燃烧时滞, τ_{pb} 燃气在预燃室中的流动时间。

对于燃烧室:

$$U(s) = \left(\frac{\tau_c}{k}s - \frac{k-1}{2k}e^{-s\tau_{gc}} + 1 + \frac{k-1}{2k}\right)^{-1} \begin{bmatrix} \psi_c \overline{G_{opbs}}(1 - e^{-s\tau_c/2})(\overline{G_{gh}}e^{-s\tau_h} + \overline{G_{go}}e^{-s\tau_o})e^{-s(\tau_{gpb} + \tau_{pb})} \\ \psi_c \overline{G_{hpbs}}(1 - e^{-s\tau_c/2})(\overline{G_{gh}}e^{-s\tau_h} + \overline{G_{go}}e^{-s\tau_o})e^{-s(\tau_{gpb} + \tau_{pb})} \\ [\tilde{G}_{ocs} + \psi_c \overline{G_{ocs}}(1 - e^{-s\tau_c/2})]e^{-s\tau_g} \\ [\psi_c \overline{G_{hcs}}(1 - e^{-s\tau_c/2}) - \tilde{G}_{hcs}]e^{-s\tau_{gc}} \\ \tilde{G}_{gs} \end{bmatrix}$$

其中: ψ_c 为燃烧产物温度与混合比关系曲线在稳

气的运动方程可从圆柱型导管中可压缩流的 N-S 方程简化并线性化得到。文献 [3] 指出, 熵波的存在对发动机的动力学有重大影响, 气路模型中必须考虑熵波, 以线性化的熵守恒方程作为能量方程。对上述线性化的方程进行 Laplace 变换, 求解, 得到联系气路两端压力、流量、温度参数的六端网络形式的传输方程, 其传输矩阵为:

的。头部的温度即燃烧产物的温度只和混合比有关。进入燃烧室的燃气的混合比与其形成时刻, 即其在预燃室头部时所具有混合比是相同的。可建立预燃室和燃烧室从头部到包含喷管出口的动力学方程, 进行 Laplace 变换后, 写成传输方程的形式。对于预燃室:

$[\delta p_{outpb}(s) \quad \delta G_{outpb}(s) \quad \delta T_{outpb}(s)]^T = E_{pb}(s)[\delta p_{pb}(s) \quad \delta G_{opbs}(s) \quad \delta G_{hpbs}(s)]^T$
左端为出口参数, 右端参数为预燃室压力和液氢、液氧流量。其中传输矩阵 $E_{pb}(s)$ 为:

$\delta p_c(s) = U(s)[\delta G_{opbs}(s) \quad \delta G_{hpbs}(s) \quad \delta G_{ocs}(s) \quad \delta G_{hcs}(s) \quad \delta G_{gs}(s)]^T$
右端参数分别为预燃室液氧、液氢流量, 燃烧室液氧流量、燃烧室氢流量、燃气流量。包含预燃室流量是因为燃烧室混合比与燃气混合比即其在预燃室头部时的混合比有关, 燃烧室的传输矩阵:

态混合比处的无量纲斜率, τ_{gc} 为燃烧室燃烧时滞,

τ 为燃气在燃烧室中的流动时间。 τ 为燃气从预燃室出口经氢涡轮进入燃烧室的时间, τ_o 为燃气从预燃室出口经氧涡轮进入燃烧室的时间, $G_{g\tau}$, G_{go} , G_{opbs} , $G_{\alpha s}$, $G_{hpb s}$, G_{hcs} , $\tilde{G}_{\alpha s}$, $\tilde{G}_{ocs}$, $\tilde{G}_{ocs}$ 为流量比例系数。

2. 4 涡轮泵

对泵的压头动态特性方程进行线性化和 Laplace 变换, 认为泵入口、出口流量相等而考虑流量关系, 得传输方程:

$$\begin{bmatrix} \delta p_b(s) \\ \delta G_b(s) \end{bmatrix} = E_p(s) \begin{bmatrix} \delta p_a(s) \\ \delta G_a(s) \end{bmatrix} + F_p(s) \delta n(s)$$

对泵的功率动态特性方程进行线性化和 Laplace 变换, 得:

$$\delta N_p(s) = C_p(s) [\delta p_a(s) \quad \delta G_a(s)]^T + D_p(s) \delta n(s)$$

其中: $E_p(s)$, $F_p(s)$, $C_p(s)$ 和 $D_p(s)$ 为系数矩阵。

对涡轮喷嘴流量关系式、燃气流经涡轮的焓变与做功的关系式进行线性化和 laplace 变换, 并考虑涡轮入口、出口流量相等的流量关系式, 得传输方程:

$$\begin{bmatrix} \delta p_b(s) \\ \delta G_b(s) \\ \delta T_b(s) \end{bmatrix} = E_T(s) \begin{bmatrix} \delta p_a(s) \\ \delta G_a(s) \\ \delta T_a(s) \end{bmatrix} + F_T(s) \delta n(s)$$

对涡轮功率方程和效率关系式进行线性化和 Laplace 变换, 得:

$$\delta N_T(s) = H_T(s) \cdot$$

$$[\delta p_a(s) \quad \delta G_a(s) \quad \delta T_a(s)]^T + I_T(s) \delta n(s)$$

其中: $E_T(s)$, $F_T(s)$, $H_T(s)$, $I_T(s)$ 为系数矩阵。

Laplace 变换后的涡轮泵转子的动态特性线性化方程为:

$$\frac{\pi^2 J n^2}{(900 N_T)_s} \delta n = \delta n_T(s) - \sum_i \frac{N_{pi} \delta N_{pi}(s)}{N_T}$$

对涡轮泵系统, 可从上述方程中解出并消去 $\delta n(s)$, 获得联系涡轮入口压力、流量、温度, 泵入口压力、流量与涡轮、泵出口相应参数的传输特性方程。

2. 5 其它组件

包括阀门、节流圈、燃气孔板、推力室冷却套、喷管 (嘴) 等, 根据各自特点, 将它们简化为三类局部阻力, 建立传输方程。

液路局部阻力:

$$\begin{bmatrix} \delta p_b(s) \\ \delta G_b(s) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{p_a}{p_b} & -\frac{2(p_a - p_b)}{p_b} \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta p_a(s) \\ \delta G_a(s) \end{bmatrix} +$$

$$\begin{bmatrix} \frac{2(p_a - p_b)}{p_b} \\ 0 \end{bmatrix} \delta(\mu F)$$

其中: $\delta(\mu F)$ 表示考虑了流量系数变化的流通截面积的无量纲变化量。

气路局部阻力:

$$\begin{bmatrix} \delta p_b(s) \\ \delta G_b(s) \\ \delta T_b(s) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{p_a}{p_b} & -\frac{2(p_a - p_b)}{p_b} & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta p_a(s) \\ \delta G_a(s) \\ \delta T_a(s) \end{bmatrix}$$

喷管 (嘴) 局部阻力:

$$\begin{bmatrix} \delta p_b(s) \\ \delta G_b(s) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 + \frac{1}{\epsilon} & -\frac{1}{\epsilon} & -\frac{1}{2\epsilon} \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta p_a(s) \\ \delta G_a(s) \\ \delta T_a(s) \end{bmatrix}$$

其中 ϵ 的表达式与前面相似。

3 频率特性计算方法与结果

列出发动机系统所有部件的方程, 组成系统方程组:

$$W(s) \delta x = d \delta y$$

δx 和 δy 分别为系统变量向量和扰动向量, $w(s)$ 和 d 为系数矩阵。令 $s = i\omega$ 给定角频率 ω 系统的方程组是一个线性代数方程组。对第 j 个扰动量 δy_j 求解上述方程组即可获得发动机系统各变量对该扰动量的频率响应: $\delta x / \delta y_j = W(i\omega)^{-1} d_j$ d_j 为 d 的第 j 列。

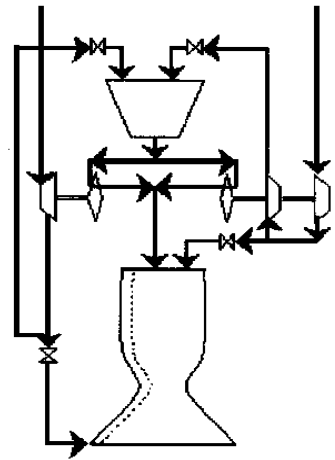


图 1 分级燃烧循环液氧/液氢发动机系统示意图

由于发动机系统的部件很多, 所以直接组成方程组将会使方程组的维数很高。根据发动机部件的连接关系, 将发动机系统划分为氢泵前管路、氧泵前管路、氢涡轮泵、氧涡轮泵、氢泵后管路、氧一级泵后管路、氧二级泵后管路、预燃室及洩

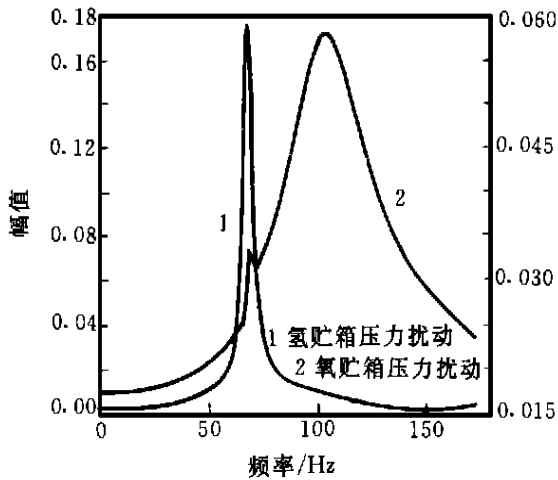


图 2 燃烧室压力的频率响应

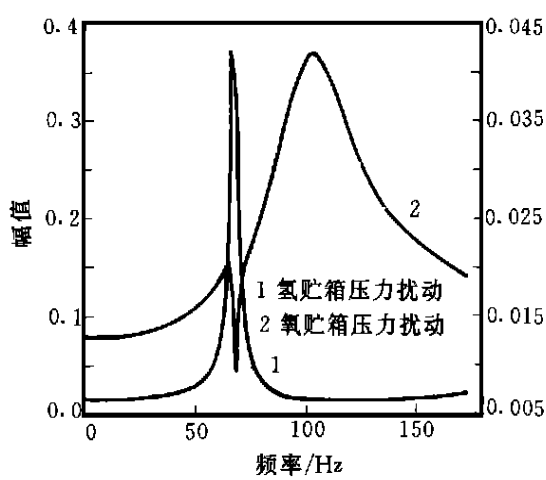


图 3 涡轮入口温度的频率响应

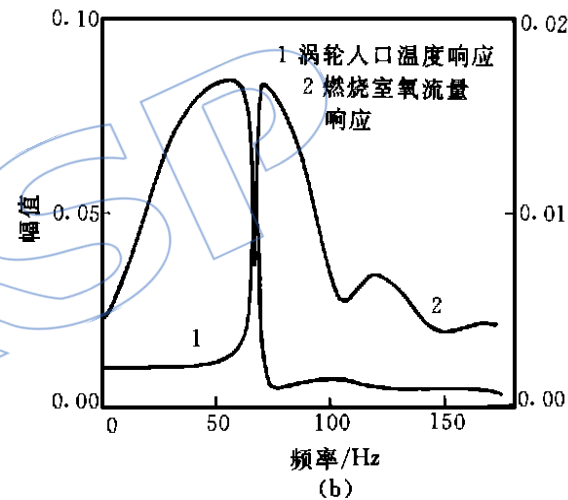
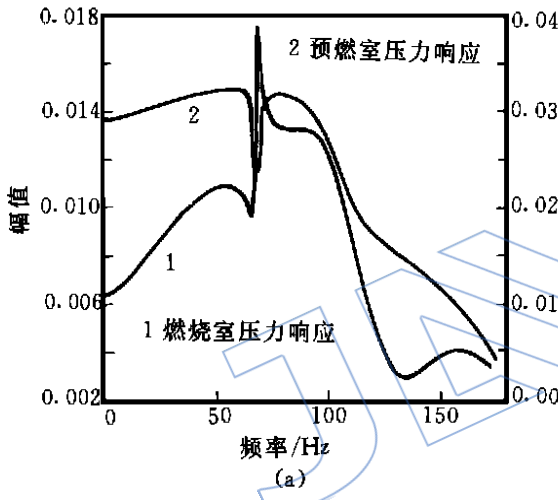


图 4 预燃室氧阀流通面积扰动下的频率响应

轮前管路、涡轮后管路、燃烧室等模块，根据模块中管路及部件的串、并联关系，可通过简单的矩阵运算从模块中基本元件的传输矩阵得到各模块的传输矩阵，组成系统方程组。这样可消去中间变量，大大降低方程组的维数。

本文基于 matlab 语言，采用面向对象的方法，定义了上述发动机各种基本元件的类，可根据具体发动机的构型与参数，生成发动机对象的模型，求解系统的频率特性，具有一定的通用性。对某分级燃烧循环液氧/液氢发动机（如图 1）进行了频率特性计算。

由图 2 和图 3 的可看出，系统对于液氢、液氧贮箱的压力扰动分别在 65 Hz 和 105 Hz 附近出现谐振，由于液氢管路较长，所以其谐振频率低一些。系统在低频区没有出现谐振，出现低频纵向耦合振动的可能性不大。

由图 4 (a)，(b) 可知，在预燃室氧主阀流通截面积的扰动作用下，预燃室的压力波动较为平缓，这是因为预燃室液氧稳态流量较小，扰动对预燃室影响不大。燃烧室压力、燃烧室液氧流量和涡轮入口温度会出现谐振，其谐振频率的范围仍在 65 Hz 到 105 Hz 之间，这两个频率对于该发动机系统来说是特征性的。图中可明显看出这两个特征频率作用的痕迹。

4 结束语

新型补燃循环液体火箭发动机具有系统复杂，各部件耦合紧密的特点，需采用分布参数模型才能较好的描述。本文采用分布参数线性化模型，计算了某发动机系统的频率特性，获得了该发动机系统的特征频率。对于分布参数描述的发动机系统，如何分析系统的稳定性仍有待于继续研究。

参考文献:

[1]

David T Harrje. Liquid Propellant Rocket Combustion Instability [R]. NASA SP-194, 1972.

[2]

Doane G B, Armstrong W C. Pc Programs for the Prediction of the Linear Stability Behavior of Liquid Propellant Propulsion Systems and Application to Current MSFC Rocket Engine Test Programs [R].

Volume 1. Final Report. N92-10042/9/HDM.

[3]

格列克曼 Б Ф 著, 顾明初, 郁明桂, 邱明煜译. 液体火箭发动机自动调节 [M]. 北京: 宇航出版社, 1995.

[4]

罗志昌. 流体网络理论[M]. 北京: 机械工业出版社, 1988.

[5]

刘昆. 分级燃烧循环液氧/液氢发动机系统分布参数模型与通用仿真研究 [D]. 国防科技大学研究生院, 1999.

(责任编辑 杨再荣)

Frequency Characteristics Computation of Liquid Rocket Engine Based on Distributed Parameter Models

CHEN Qi-feng, LIU Kun, ZHANG Yu-lin

(College of Aerospace and Materials Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Linearized distributed parameter models are used to compute frequency responses of liquid rocket engine. One-dimensional distributed parameter models are used to describe engine pipelines. Other engine components are described in lumped parameter models. The linearized models of engine pipelines and components are transformed to frequency domains. Engine elements frequency domain models are described as transmission matrixes, which relates input and output variables of the engine elements. Engine system is divided into several modules according to the connections between engine elements. Matrix transform methods are used to obtain module transmission matrixes from element transmission matrixes. Equations of engine system are constituted from module transmission matrixes. These equations relate system variables and disturbances. It is convenient to generate different rocket engine systems and compute their frequency characteristics according to their own structure and parameters. The frequency characteristics of a staged combustion cycle LOX/LH2 liquid rocket engine have been analyzed numerically.

Key words: liquid propellant rocket engine; staged combustion cycle; frequency characteristics

(The Chinese text of the following abstract is printed in PP41- 43)

Artificial Neural Network Identification of Burning Rate in Solid Fuel Ramjet

CHEN Xiao-qian, WANG Zhen-guo, TAN Jian-guo, YANG Tao, ZHANG Wei-hua

(College of Astronautic and Materials Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: In order to search the dependency of the burning rate on the flying conditions of SFRJ, we identify the results of the simulated experiments by means of BP artificial neural network, and compare the results with those obtained with the help of Least Square Method. It is shown that the presented method of identification features high precision, fast experimental data handling and on-line process identification, and is superior in engineering application. Furthermore, it will greatly enhance the speed of training if some proper mathematic techniques are adopted in the application of artificial neural network to identifying similar big sample system.

Key words: burning rate; system identification; artificial neural network; least square method