

基于 ITD 和 STD 的液体火箭发动机 模态参数辨识方法

杜飞平¹, 谭永华², 陈建华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: 在液体火箭发动机模态参数辨识领域, 频域法仍是模态分析的主流方法, 但该方法存在诸如功率泄露、频率混叠和离线分析等不足。本研究将基于时域识别的 ITD 法和 STD 法应用到液体火箭发动机模态参数辨识领域。由于这两种算法的基础是线性系统, 利用 Hilbert 变换的方法, 验证该发动机具有线性系统特征。与频域法对比的结果表明, 该方法具有较高识别精度, 且只使用实测响应信号, 使用设备简单, 因而可以在线分析, 为发动机在工作环境下的参数识别奠定了基础。

关键词: 模态参数辨识; 非线性检测; ITD 法; STD 法

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2012) 03-0034-06

ITD and STD based identification for modal parameters of liquid rocket engine

DU Fei-ping¹, TAN Yong-hua², CHEN Jian-hua¹

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

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

Abstract: In the field of the modal parameters identification of the liquid rocket engine, the frequency domain method is widely used. But this method has some shortcomings, such as power reveal, frequency mixture and off-line analysis. In this research, the ITD and STD methods based on time-domain identification were applied to this field. Since the two algorithms are based on the linear system, the Hilbert transform is used in this paper to verify that the engine has the characteristic of the linear systems. Compared with the frequency-domain method, the results show that the method has higher recognition accuracy, uses the measured response signals only, needs more simple equipments in the identification, and can conduct the online analysis. Thus it laid a foundation for the engine parameters identification in the working environment.

Keywords: modal parameters identification; nonlinear test; ITD method; STD method

收稿日期: 2011-10-13; 修回日期: 2012-01-08

基金项目: 中国航天科技集团公司支撑项目 (2008JY05)

作者简介: 杜飞平 (1986—), 男, 硕士, 研究领域为液体火箭发动机结构动态特性

0 引言

液体火箭发动机为运载火箭提供动力, 它是全箭最为主要的一个激励源, 同时其本身也承受着最恶劣的静态内压, 集中力等静载荷, 还承受着全箭最强烈的振动、冲击、腔体管道内的压强脉动及高、低温等环境载荷^[1]。现代液体火箭发动机的研制方向是高性能、高可靠性、低成本和可重复使用, 能有效地降低发动机的质量, 提高发动机的推重比, 增加有效载荷。在以往的研制过程中, 为了使其安全可靠地工作, 尽管工作时间仅以百秒计, 但仍然设计得比较笨重, 影响整体性能。因此传统的经验设计、类比设计和静态设计方法已不能满足工程设计要求, 对其进行结构动力学研究显得非常重要^[2]。

结构动态特性问题求解通常有三种方法: 即解析方法、近似方法和试验方法。解析法一般适用于简单结构, 大多数工程结构只能采用近似方法和试验方法分析。近似计算方法中最常用的是有限元方法, 最常用的试验方法是试验模态分析方法。对于液体火箭发动机这样一个复杂的结构而言, 一般通过模态试验方法来获得较为准确的动力学参数。

试验模态分析是从结构上测量系统的动态输入和输出数据出发, 通过一些信号处理手段和模态参数识别方法来识别模态参数。模态参数识别方法的理论研究和应用目前仍然是结构动力学反问题研究的主要内容, 其原因就是模态参数识别理论的实用性^[3]。

试验模态参数辨识主要分为两种方法: 频域法和时域法。频域法的最大优点是利用频域平均技术, 最大限度地抑制了噪声影响, 使模态定阶问题容易解决。然而, 该方法也存在若干不足, 如功率泄露、频域混叠、离线分析等, 对非线性参数需用迭代法识别, 因而分析周期长。因此, 从 20 世纪 70 年代开始, 陆续有人开始研究只基于响应信号的参数识别技术, 并取得了较大的研究成果。

在液体火箭发动机模态参数辨识领域, 频域

法仍是模态分析的主流方法。本文将基于时域参数识别的 ITD 和 STD 方法应用到该领域, 并且和频域法进行对比, 结果表明该方法的识别精度较高, 从而扩展了该领域的参数辨识方法, 同时也为液体火箭发动机在工作环境下的参数识别奠定了基础。

1 ITD 模态参数辨识方法

1.1 数学模型

1973 年, Ibrahim S. R. 提出了一种模态参数识别的时域方法。该方法必须同时使用位移、速度、加速度三种自由响应信号, 应用并不方便。1977 年, 他对该方法做了重大改进, 只要利用位移、速度、加速度三种响应信号的一种, 即可识别系统的模态参数, 通常称为 ITD 法^[4]。该方法的基本思想是以粘性线性系统多自由度系统的自由衰减响应可以表示为其各阶模态的组合理论为基础, 根据测得的自由衰减响应信号进行三次不同延时采样, 构造自由响应采样数据的增广矩阵, 即自由衰减响应数据矩阵, 并由响应与特征值之间的复指数关系, 建立特征矩阵的数学模型, 求解特征值问题, 再根据模型特征值与振动系统特征值的关系, 求解出系统的模态参数。

n 个自由度粘性阻尼系统的自由位移响应为

$$x(t) = \sum_{i=1}^n [\psi_i y_i(0) e^{\lambda_i^* t} + \psi_i^* y_i^*(0) e^{\lambda_i t}] = P e(t) \quad (1)$$

其中

$$\begin{cases} \lambda_i = -\xi_r \omega_r + j \omega_r \sqrt{1 - \xi_r^2} \\ \lambda_i^* = -\xi_r \omega_r - j \omega_r \sqrt{1 - \xi_r^2} \end{cases} \quad (2)$$

式中: ω_r 为第 r 阶模态的固有圆频率; ξ_r 为相应的阻尼比; $y_i(0)$, $y_i^*(0)$ 为常数因子; P 为 $n \times 2n$ 阶矩阵, 且各列线性无关; $e(t)$ 为 $2n$ 阶列阵。上式即为 ITD 法的数学模型。

1.2 构造自由响应增广矩阵和特征方程

设被测系统共有 N 个测点, 测试得到 L 个时刻的系统自由振动响应值。通常, 实际测点数往往小于系统自由度数的 2 倍 (即 $2n$)。在 SISO

(单激励单输出) 或 MISO (多激励单输出) 中, 实际测点只有 1 个。需要采用延时方法由实际测点构造虚拟测点。延时可取采样时间间隔 Δt 的整数倍。

1) 延时 Δt 采样

对 $\tilde{x}_e(t)$ ($e=1,2,\dots,N$) 进行延时 Δt 采样, 得 $\tilde{x}_e(t_k+\Delta t)=\tilde{y}_e(t_k)$, 可得延时 Δt 采样的自由响应数据矩阵

$$\tilde{Y} = \begin{bmatrix} \tilde{y}_1(t_1) & \tilde{y}_1(t_2) & \cdots & \tilde{y}_1(t_{2n}) \\ \tilde{y}_2(t_1) & \tilde{y}_2(t_2) & \cdots & \tilde{y}_2(t_{2n}) \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \tilde{y}_N(t_1) & \tilde{y}_N(t_2) & \cdots & \tilde{y}_N(t_{2n}) \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中: \tilde{Y} 为 $N \times 2n$ 阶矩阵。

根据式 (1), 对应 $t_k+\Delta t$ 的自由响应理论值为

$$Y = Q E \quad (4)$$

其中

$$Q = P \Delta, \Delta = \text{diag}[e^{\lambda \Delta t}] \quad (5)$$

式中: Q 为 $n \times 2n$ 阶矩阵; Δ 为 $2n \times 2n$ 阶对角阵; Y 为 $n \times 2n$ 阶矩阵。

2) 延时 $2\Delta t$ 采样

对 $\tilde{x}_e(t)$ ($e=1,2,\dots,N$) 进行延时 $2\Delta t$ 采样, 得 $\tilde{x}_e(t_k+2\Delta t)=\tilde{z}_e(t_k)$, 可得延时 $2\Delta t$ 采样的自由响应数据矩阵

$$\tilde{Z} = \begin{bmatrix} \tilde{z}_1(t_1) & \tilde{z}_1(t_2) & \cdots & \tilde{z}_1(t_{2n}) \\ \tilde{z}_2(t_1) & \tilde{z}_2(t_2) & \cdots & \tilde{z}_2(t_{2n}) \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \tilde{z}_N(t_1) & \tilde{z}_N(t_2) & \cdots & \tilde{z}_N(t_{2n}) \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中: \tilde{Z} 为 $N \times 2n$ 阶矩阵。

同样, 可得对应采样点的理论值为

$$Z = R E \quad (7)$$

其中

$$R = Q \Delta, \Delta = \text{diag}[e^{\lambda 2\Delta t}] \quad (8)$$

式中: Z 和 R 为 $n \times 2n$ 阶矩阵。

3) 由正常采样和延时 Δt 采样数据矩阵构造增广矩阵

实测数据矩阵 \tilde{X} 和 \tilde{Y} 构造增广矩阵

$$\tilde{D}_{xy} = \begin{bmatrix} \tilde{X} \\ \tilde{Y} \end{bmatrix} \quad (9)$$

式中: \tilde{D}_{xy} 为 $2N \times 2n$ 阶矩阵。

由式 (1) 和式 (4) 可得理论值的增广矩阵

$$D_{xy} = \begin{bmatrix} X \\ Y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P \\ Q \end{bmatrix} E = \psi_{xy} E \quad (10)$$

式中: ψ_{xy} 为 $2n \times 2n$ 阶矩阵, 其中包含各阶模态矢量。

4) 由延时 Δt 采样和延时 $2\Delta t$ 采样数据矩阵构造增广矩阵

实测数据矩阵 \tilde{Y} 和 \tilde{Z} 构造增广矩阵

$$\tilde{D}_{yz} = \begin{bmatrix} \tilde{Y} \\ \tilde{Z} \end{bmatrix} \quad (11)$$

式中: \tilde{D}_{yz} 为 $2N \times 2n$ 阶矩阵。

根据式 (4) 和 (7), 得对应理论值的增广矩阵

$$D_{yz} = \begin{bmatrix} Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q \\ R \end{bmatrix} E = \psi_{yz} E \quad (12)$$

式中: ψ_{yz} 为 $2n \times 2n$ 阶矩阵。

根据式 (5) 和 (8), 可得

$$\psi_{yz} = \psi_{xy} \Delta \quad (13)$$

5) 构造结构特征方程

当系统无重特征根时, 考虑 D_{xy} , D_{yz} 为非奇异矩阵, 根据式 (10) 和 (12) 消去 E , 整理得

$$\psi_{yz} = D_{yz} D_{xy}^{-1} \psi_{xy} = A \psi_{yz} \quad (14)$$

考虑式 (13), 可得

$$\psi_{xy} \Delta = A \psi_{xy} \quad (15)$$

式中: A 为特征矩阵。可解得特征值 Δ_i 和特征向量 ψ_{xyi} ($i=1,2,\dots,2n$)。

1.3 估算模态参数

根据式 (15), ψ_{xy} 的第 i 列元素

$$\psi_{xyi} = \begin{bmatrix} p_i \\ q_i \end{bmatrix}, i=1,2,\dots,2n \quad (16)$$

取 ψ_{xyi} 的前 n 个元素组成的列阵即为复模态矢量 p_i 。

由式 (5) 可得, 第 i 个对角元素

$$\Delta_i = e^{\lambda_i \Delta t}, i=1,2,\dots,2n \quad (17)$$

将式 (2) 代入上式, 展开得 Δ_i 的实部和虚部

$$\begin{cases} \operatorname{Re} \Delta_i = e^{-\sigma_{mi} \Delta t} \cos(\omega_{mdi} \Delta t) \\ \operatorname{Im} \Delta_i = e^{-\sigma_{mi} \Delta t} \sin(\omega_{mdi} \Delta t) \end{cases}, i=1, 2, \dots, n \quad (18)$$

可以解得

$$\begin{cases} \omega_{mdi} = \frac{1}{\Delta t} \left(\arctan \frac{\operatorname{Im} \Delta_i}{\operatorname{Re} \Delta_i} + b\pi \right) \\ \sigma_{mi} = -\frac{1}{2\Delta t} \ln(\operatorname{Re}^2 \Delta_i + \operatorname{Im}^2 \Delta_i) \end{cases}, b=0, 1, 2, \dots, i=1, 2, \dots, n \quad (19)$$

于是得系统各阶复频率 ω_{mi} 和复模态阻尼比 ξ_{mi} , 即

$$\omega_{mi} = \sqrt{\omega_{mdi}^2 + \sigma_{mi}^2}, \quad \xi_{mi} = \frac{\sigma_{mi}}{\omega_{mi}} \quad (20)$$

2 STD 模态参数辨识方法

1986 年 Ibrahim 提出了一种省时的 ITD 方法, 即 STD。在该算法中, 直接构造了 Hessenberg 矩阵, 避免了对求特征值矩阵 $[A]$ 进行 QR 分解, 因而使 ITD 法的计算量大为降低, 节省了内存和机时, 而且有较高的识别精度, 尤其对于误差的识别, 可免除有偏误差。

因为 $\tilde{x}_i(t_k) = \tilde{x}_i(t_k + \Delta t) = \tilde{x}_i(t_{k+1})$, 可以看出 \tilde{X} 与 X 之间存在线性关系, 即

$$\tilde{X} = XB \quad (21)$$

可以得出

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 & b_1 \\ 1 & 0 & 0 & \cdots & 0 & b_2 \\ 0 & 1 & 0 & \cdots & 0 & b_3 \\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots & \cdots & \cdots \\ 0 & 0 & 0 & \cdots & 1 & b_N \end{bmatrix} \quad (22)$$

B 是一个仅有一列未知元素的 Hessenberg 矩阵, 由式 (21) 可知

$$Xb = \begin{bmatrix} \tilde{x} \end{bmatrix}_N, \quad b = [b_1, b_2, \dots, b_N]^T \quad (23)$$

式中: $\begin{bmatrix} \tilde{x} \end{bmatrix}_N$ 为矩阵 \tilde{X} 的第 N 列元素。

b 的最小二乘解可用矩阵的广义逆表示为

$$b = (XX^T)^{-1} X^T \begin{bmatrix} \tilde{x} \end{bmatrix}_N \quad (24)$$

将 b 的值代入, 就可得到 B 矩阵。将式 (21) 代入上述 ITD 算法中, 就可以得到模态参数值。

3 ITD 法和 STD 法在液体火箭发动机模态参数辨识中的应用

3.1 试验模型

以某型补燃循环液体火箭发动机为研究对象, 将该发动机整机通过机架固定在刚性边界上进行模态试验。发动机有限元模型如图 1 所示:

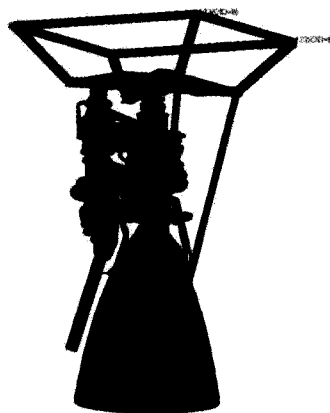


图 1 液体火箭发动机有限元模型

Fig.1 FEM of liquid rocket engine

根据结构特点, 把机架、燃烧室、喷管、涡轮泵、燃料入口管和氧化剂入口管等结构作为此次试验的主要对象。其中 9, 10 号点分别为两次试验的激励点, 为了能充分地激励出该发动机的各阶模态, 分别对 x, y 两个方向进行激励。

试验中, 结构共分布 86 个测点, 采用固定激励点、分次采集试验的方法, 以 0.062 5 Hz 的分辨频率完成两个激励方向的模态试验。试验频率范围为 0~50 Hz, 试验采集时间 16 s, 采样频率为 128 Hz。传感器为 B & K 三向加速度传感器。

3.2 结构非线性影响检测

因为 ITD 法和 STD 法都是假设结构为线性的, 因此需要对该发动机结构进行线性化程度检测, 常用的结构线性检测的方法有: 时域方法(时间序列检验、平稳性检验和输出均值检验

等); 频域方法 (频响函数检验、Hilbert 变换检验和 Lissajous 检验); 幅值域方法等。

本文拟采用 Hilbert 变换检验, 该变换是在傅立叶变换基础上的一种线性变换, 它在同一域中把一个函数映射到另一个函数。Hilbert 变换的重要意义在于它揭示了可实现的系统实部与虚部之间的相互依赖关系。实时间函数 $f(t)$ 的 Hilbert 变换由下式定义

$$HI[f(t)] = \frac{1}{\pi} \int_{-\infty}^{+\infty} \frac{f(\tau)}{t-\tau} d\tau = \frac{1}{\pi} f(t) \frac{1}{t} \quad (25)$$

该方法的基本思想是线性结构的频响函数的实部和虚部服从 Hilbert 变换, 即

$$Re(H(j\omega)) = HI[Im(H(j\omega))] \quad (26)$$

利用发动机喷管上 4 号点的频响函数, 可得 x, y 激励下频响函数检测如图 2 和图 3 所示。

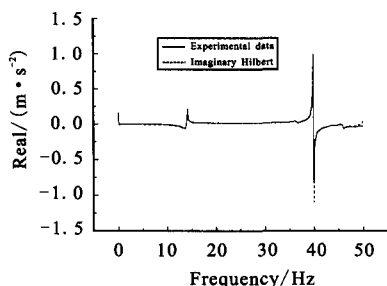


图 2 x 激励下频响函数 (x 分量) 检测

Fig. 2 FRF (x component) testing in the case of x excitation

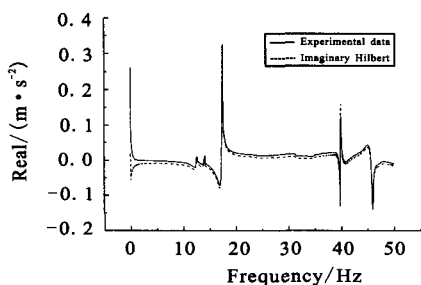


图 3 y 激励下频响函数 (y 分量) 检测

Fig. 3 FRF (y component) testing in the case of y excitation

从上图可以看出, 测量的频响函数实部 (实线) 和虚部的 Hilbert 变换 (虚线) 之间完全重合, 这表明该发动机结构具有线性系统的特征, 可以用 ITD 和 STD 法进行参数识别。

3.3 ITD 法和 STD 法参数识别

在该液体火箭发动机模态试验中的力锤时域

信号如图 4 所示。

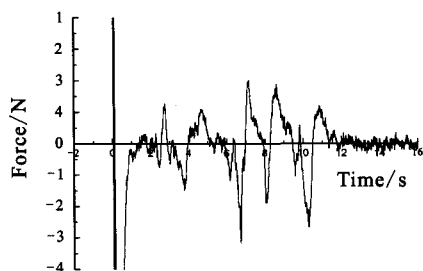


图 4 y 激励下力锤信号

Fig. 4 The signal of the hammer by y excitation

采用 ITD 方法, 7 号点 (x 分量)、12 号点 (y 分量) 实测响应和拟合出的加速度响应如图 5 和图 6 所示。

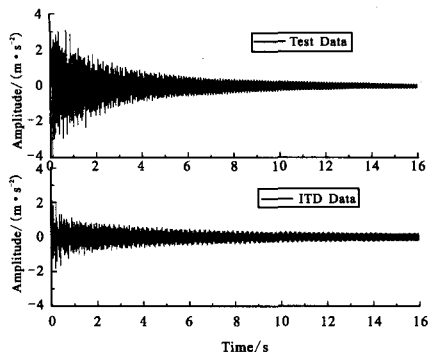


图 5 7 号点 (x 分量) 实测和 ITD 拟合响应图

Fig. 5 Measured curve (x component) at No.7 point and response diagram fitted by ITD

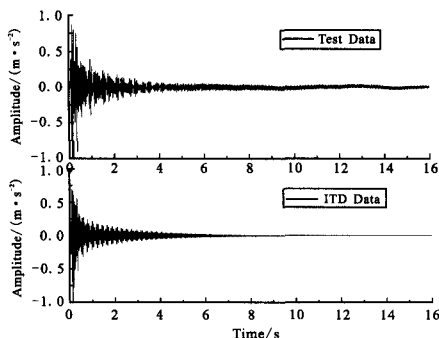


图 6 12 号点 (y 分量) 实测和 ITD 拟合响应图

Fig. 6 Measured curve (y component) at No.12 point and response diagram fitted by ITD

采用 STD 方法, 7 号点 (x 分量)、12 号点 (y 分量) 实测响应和拟合出的加速度响应如图 7

和图 8 所示。

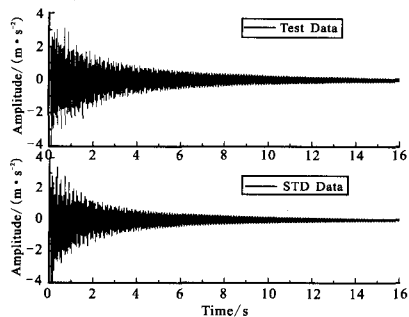


图 7 7 号点 (x 分量) 实测和 STD 拟合响应图
Fig. 7 Measured curve (x component) at No.7 point and response diagram fitted by STD

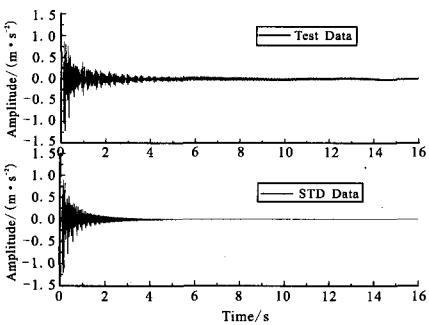


图 8 12 号点 (y 分量) 实测和 STD 拟合响应图
Fig. 8 Measured curve (y component) at No.12 point and response diagram fitted by STD

ITD 法和 STD 法识别出的该发动机的前 7 阶固有频率误差和振型如表 1 和表 2 所示, 并且与 LMS TEST.LAB 模型分析系统进行对比。

表 1 ITD 法与 STD 法识别出的固有频率
Tab. 1 Identified natural frequencies by ITD and STD methods

| 阶数 | Hz | | |
|-------|-------|-------|----------|
| | ITD 法 | STD 法 | TEST.LAB |
| 第 1 阶 | 12.80 | 12.41 | 12.50 |
| 第 2 阶 | 13.76 | 14.06 | 14.00 |
| 第 3 阶 | 17.48 | 17.47 | 17.40 |
| 第 4 阶 | 34.13 | 33.66 | 34.80 |
| 第 5 阶 | 38.12 | 36.14 | 36.60 |
| 第 6 阶 | 40.05 | 40.00 | 39.90 |
| 第 7 阶 | 45.62 | 45.29 | 46.00 |

表 2 识别出的发动机前 7 阶振型
Tab. 2 Identified 7-order vibration modes of engine

| 阶数 | 振型描述 |
|-------|--------------------|
| 第 1 阶 | 机架以下部分绕 z 轴作扭转运动 |
| 第 2 阶 | 发动机作 y 方向单摆运动 |
| 第 3 阶 | 发动机作近似 x 方向单摆运动 |
| 第 4 阶 | 发动机作近似轴向(z 向)运动 |
| 第 5 阶 | 发动机作 y 方向 2 阶摆动 |
| 第 6 阶 | 喷管的 1 阶呼吸模态 |
| 第 7 阶 | 发动机作 x 方向 2 阶摆动 |

从表中可以看出, ITD 法和 STD 法能较好识别出该发动机的前 7 阶模态, 并且 STD 法的识别精度比 ITD 法高, 且计算效率更快。

4 结束语

由于频域参数识别的若干不足, 本文将时域识别的 ITD 法和 STD 法应用到液体火箭发动机模态参数识别领域, 结果表明该方法具有较高的精度, 同时该方法无需采用复杂的激振设备, 避免了功率泄露和频率混叠等因素的影响。

该方法只使用实测响应信号, 无需 FFT, 计算效率高, 因而可以在线分析, 使用设备简单。经推广后的该方法可以应用到液体火箭发动机工作环境下的识别。

参考文献:

[1] 黄道琼, 张继桐, 何洪庆. 四机并联发动机低频动态特性分析[J]. 火箭推进, 2004, 4(30): 28-31.
[2] 张贵田. 高压补燃液氧煤油发动机[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005.
[3] 邹经湘, 于开平, 杨炳渊. 结构系统的时变参数识别方法[J]. 力学进展, 2000, 30(3): 370-377.
[4] Ibrahim S R, Mikulcik E C. A method for the direct identification of vibration parameters from the free response[J]. The Shock and Vibration Bulletin, 1977, 47(4):183-198.

(编辑: 王建喜)