

喷管轴线、摆角等参数的红外光电探测

张灵飞, 郭玉波, 陈刚, 叶东, 车仁生

(哈尔滨工业大学 自动化测试与控制系, 哈尔滨 150001, nickzhlf@163.com)

摘要: 提出了一种基于多目视觉红外光电探测和圆锥曲面拟合的喷管轴线、摆角等参数估计方法. 假定前端装有红外 LED 发光板和红外滤光片的 4 台高速相机实现了同步数据采集, 且已完成标定. 以红外反光标记球贴着喷管表面移动的大量三维坐标采样为基础, 采用圆锥曲面拟合的方法求取喷管轴线的向量表示以及喷管圆锥曲面的虚拟顶点. 通过喷管摆动的大量瞬时转轴拟合得到最小二乘意义上的摆动轴. 将喷管轴线和摆动轴的公垂线与喷管轴线的交点作为摆心. 喷管在摆动前后任意两时刻间的摆角可以用喷管上标记点的前后坐标到摆动轴的垂线向量的内积求得. 摆角变化量除以时间间隔可得摆动角速度. 摆动角速度的变化量除以时间间隔可得摆动角加速度. 使用双轴摇摆—直线升降运动校准装置模拟喷管运动, 摆心位移、摆角、摆动角速度和角加速度的测量误差分别为 0.17 mm、0.03°、0.12(°)/s、0.4(°)/s². 实验结果证明了算法的可行性.

关键词: 喷管轴线; 摆动轴; 摆心; 摆角; 光电探测

中图分类号: TJ760.6+22

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2010)01-0024-05

Estimation of nozzle axis and vector angle by infrared photoelectric measurement technology

ZHANG Ling-fei, GUO Yu-bo, CHEN Gang, YE Dong, CHE Ren-sheng

(Dept. of Automatic Measurement and Control, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China, nickzhlf@163.com)

Abstract: An innovative estimation method for nozzle axis and vector angle from multi-camera stereo image sequences based on IR reflective markers is presented in this paper. It is assumed that four high-speed cameras fixed with IR LED board and IR filter have been calibrated previously. Firstly, the axis of nozzle is fitted based on a large amount of sample of IR markers coordinates, and the cone apex and the vector of cone axis are estimated. Secondly, a mass of axes of rotation of nozzle are estimated and used to fit the optimized axis of rotation by least square method, and then the common vertical line between nozzle axis and axis of rotation is calculated. The pivot point is obtained from the intersection point of nozzle axis and the common vertical line. Finally, the vector angle, angular velocity and acceleration of nozzle rotation are estimated by the relation between these markers coordinates and the time interval. The simulation is conducted using synthesized stereo image sequences based on the motion calibration instrument swaying through two axes and moving along the straight line. The measurement error of pivot point, vector angle, angular velocity and angular acceleration are respectively about 0.17 mm, 0.03°, 0.12(°)/s, and 0.4(°)/s², which verifies the validity of the presented method.

Key words: axis of nozzle; pivot axle; pivot point; vector angle; photoelectric measurement

火箭、导弹和飞机的灵活机动能力主要取决于发动机, 目前发动机一般装配有推力矢量控制

(TVC——Thrust Vector Control) 系统. 推力矢量发动机喷管的轴线、摆角、摆心(摆动中心)、摆动轴、摆动角速度和角加速度等参数的测试是试车过程中的重要工作. 喷管轴线的精确测量是其它参数估计的重要依据, 而喷管摆角、摆心的估计对于火箭的装配、测试、检验、验收以及喷管俯仰、偏

收稿日期: 2009-06-07.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50275040).

作者简介: 张灵飞(1980—), 男, 博士研究生;

叶东(1968—), 男, 教授, 博士生导师;

车仁生(1939—), 男, 教授, 博士生导师.

航方向的控制力矩测试等非常重要^[1-8]。

喷管轴线对于喷管摆心、摆角等参数的估计非常重要。喷管轴线一般利用喷管喉颈圆心与喷管出口端面圆心的连线来确定^[9]。喷管的外表面虽然不是理想的,但其表面精度还是比较高的,因此可以用喷管表面的大量坐标点来拟合喷管的轴线。

关于喷管摆角,郑勇斌指出,国内目前没有测量喷管摆角的专门设备^[2]。尤政等^[3]给出了火箭柔性喷嘴摆角测量的简单方案,但未见后续报道。朱耆祥^[4]研制了基于线阵 CCD 探测器、自发光目标标线板等设备的光电摆角动态测量系统,但由于各种原因目前已不适用。杨冀英等^[5]提出了基于位移计、摆杆和喷管作动器反馈的喷管摆心、摆角测量方法,利用位移计测出的位移量算出相应的摆角,然后再推算出喷管摆心的位移,实验中发现摆杆形变对喷管摆角的推算影响很大,从而对喷管摆心的推算也产生很大影响。马新宇等^[6]提出了基于高精度校准零位杆的固体火箭发动机喷管摆角校准方案,但精度仍有待进一步提高。

Reynolds 等^[7]研究了用于后摆心推力向量柔性喷管的材料选择和性能测试问题,指出了喷管材料对喷管摆心和摆角的影响。Robert 等^[8]研究了柔性喷管摆心、摆角和轴向位移对于推力向量控制的影响问题。Gaffin 等^[10]分析了 NASA 某型固体火箭发动机柔性喷管的摆心的动态性能。Seely 等^[11]简要介绍了基于砷化镓近红外激光二极管和位移敏感探测器的喷管摆角激光测量系统,简单描述了大致测量方案,但是并未给出具体的摆角估计方法。提到了喷管摆心轴向偏移的测量需要至少 4~6 组近红外激光二极管和位移敏感探测器,但并未给出摆心测量方案,也未见后续报道。Donat^[12]研究了固体火箭发动机柔性喷管的理论摆心和喷管轴向位移和实际摆心漂移的问题。Shimon 等^[13]分析了喷管摆心漂移、轴向位移和摆角对于发动机性能的重要影响。

现行的固体火箭发动机喷管摆角测试国家标准中采用的是间接换算法^[14],即在转动喷管零位杆时,先用线位移传感器测量发动机喷管驱动杆的摆角,然后通过几何计算从而间接求得发动机喷管摆角。这种接触式测量方法的误差很大,不能充分反映发动机喷管运动的真实情况^[2,5-6]。

本文提出了一种基于多目视觉红外光电探测和圆锥曲面拟合的喷管轴线、摆角、摆心、摆动角(加)速度的非接触测量方法。

1 火箭壳体及喷管模型

O_w 和 O_N 分别代表世界坐标系 W 和火箭喷管红外反光球坐标系 N 的坐标原点, X_w, Y_w, Z_w 和 X_N, Y_N, Z_N 分别表示 W 和 N 坐标系的 x, y, z 各方向的坐标轴,如图 1 所示。

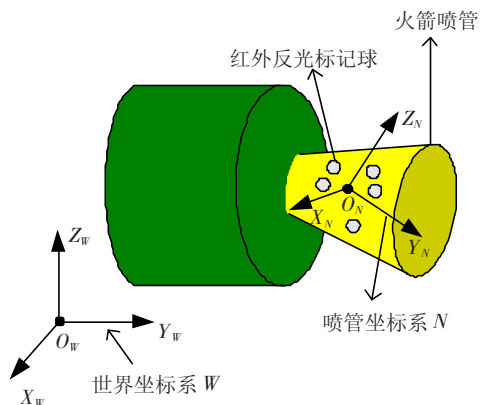


图1 火箭发动机喷管模型

令 M_i 代表喷管上任意放置的第 i 号红外反光标记球, 喷管上的标记球编号为 $1 \sim L, M_i, i = 1, 2, \dots, L$ 。 L 个标记点的质心为 O_N 。

2 喷管轴线的圆锥曲面拟合

喷管轴线的确定是后面喷管摆心、摆角等运动参数估计的基本前提。

2.1 火箭喷管几何结构

喷管轴线是指喷管的几何轴心线, 喷管一般是锥形柔性喷管, 这里的柔性是指喷管可摆动, 喷管本身可以看作是刚体。火箭发动机锥形喷管几何结构及摆心位置如图 2 所示。

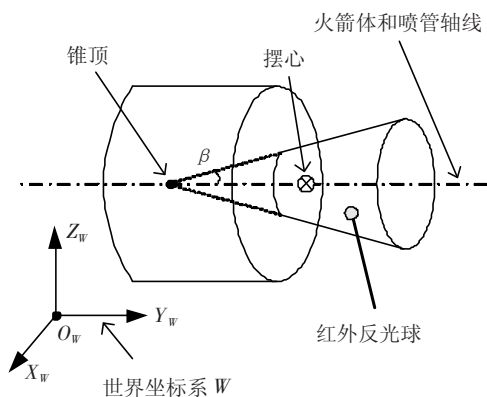


图2 火箭发动机锥形喷管几何结构及摆心位置

2.2 喷管轴线拟合

将红外反光标记球贴着喷管表面移动, 尽量覆盖红外光电探测系统可见的喷管表面区域, 采集尽量多的标记球位置数据, 然后用圆锥曲面拟合的方法求得喷管轴线。

假设大量采样所得的标记球球心的三维坐标

表示为 $M_m(x_m, y_m, z_m)$. 设喷管锥顶坐标为 $A_0(x_0, y_0, z_0)$, 喷管轴线单位向量为 $s = \{m, n, p\}$, 则喷管轴线 l 可表示为

$$\frac{x - x_0}{m} = \frac{y - y_0}{n} = \frac{z - z_0}{p}. \quad (1)$$

锥面上任意点到锥顶的向量可表示为

$$\mathbf{b}_m = \{x_m - x_0, y_m - y_0, z_m - z_0\} = \{e_m, f_m, g_m\}. \quad (2)$$

设喷管圆锥的半角为 β , 令 β_m 为向量 $\mathbf{b}_m$ 和 s 的夹角, 则

$$\cos \beta_m = \frac{|me_m + nf_m + pg_m|}{\sqrt{m^2 + n^2 + p^2} \cdot \sqrt{e_m^2 + f_m^2 + g_m^2}}. \quad (3)$$

由于, 锥面上任意点和锥顶的连线与圆锥轴线的夹角均相等. 根据此约束, 利用所获得的标记球球心坐标的大量采样 $M_m(x_m, y_m, z_m)$, 采用最小二乘法求解线性方程组, 可以求得喷管轴线 l 的 6 个未知量 $\{m, n, p, x_0, y_0, z_0\}$.

3 喷管摆动轴和摆心估计

本文中喷管瞬时摆动轴(旋转轴)的估计是摆心、摆角测量的前提要件. 瞬时摆动轴的直接测量往往非常困难, 而利用基于红外反光标记球的光电探测系统可实时地对喷管进行非接触测量. 因此, 本文将多个红外反光标记球固定在喷管表面, 再利用其在运动过程中三维坐标随时间的改变推导出喷管瞬时摆动轴等运动参数, 见图 3.

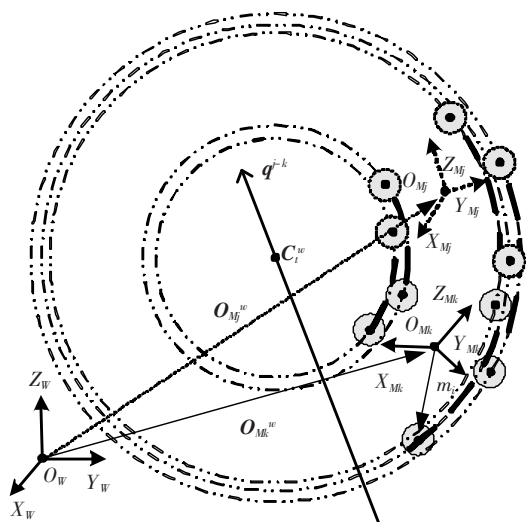


图3 喷管运动模式及摆动轴、摆心示意图

假设火箭喷管从第 j 时刻到第 k 时刻的旋转运动用旋转矩阵 $\mathbf{Q}^{j \rightarrow k}$ 表示, 引进矩阵 $\mathbf{Q}^{j \rightarrow k}$ 的 M-P 广义逆矩阵 $[\mathbf{Q}^{j \rightarrow k}]^+$, 设 C_{Nj}, C_{Nk} 为第 j, k 时刻喷

管标记点的质心. 令 p_0^j 为旋转轴 $q^{j \rightarrow k}$ 上的任意点,

$$\mathbf{d}^{j \rightarrow k} = C_{Nk} - \mathbf{Q}^{j \rightarrow k} C_{Nj}. \quad (4)$$

再令 $\{f\} = \{\mathbf{d}^{j \rightarrow k} - \mathbf{Q}^{j \rightarrow k} p_0^j\}$, $\mathbf{I}_n$ 为 n 阶单位矩阵, λ 为待定系数, $\{a\}$ 为任意向量, 则旋转轴 $q^{j \rightarrow k}$ 解的形式可表示为

$$\mathbf{q}^{j \rightarrow k} = [\mathbf{Q}^{j \rightarrow k}]^+ \{f\} \lambda^{-1} + \{\mathbf{I}_n - [\mathbf{Q}^{j \rightarrow k}]^+ \mathbf{Q}^{j \rightarrow k}\} \{a\}. \quad (5)$$

摆心概念的理解: 对于一个刚体, 无论是作平面摆动还是空间摆动(即全轴摆动), 都只存在着一系列的瞬时摆动轴(旋转轴), 而不存在瞬时摆心. 显然, 喷管是一个刚体, 它的摆动中心可理解为, 喷管在绕定点摆动时它的所有瞬时摆动轴(旋转轴), 都将通过这个定点. 杨世学^[15]指出, 该定点就是所谓的喷管摆动中心, 即摆心. 喷管摆心估计本质上是旋转中心的求解问题, 而旋转中心是由大量瞬时转轴(摆动轴)决定的.

柔性接头的理论摆心是球环状的弹性件和增强件同心球的球心, 由于弹性件材料是一种粘弹性材料, 在受压情况下, 会发生较大的应变, 增强件也产生变形. 在柔性接头摆动试验中, 瞬时摆心对于理论摆心有一定的位移, 其位移量与压强和摆角的大小有关^[5]. 因此, 柔性接头的摆心位移是随发动机燃烧室压强和摆角的大小而变化的.

所以, 喷管摆心不仅是变化的, 甚至在喷管仅做摆动时, 按照旋转中心和旋转轴理论只能得到旋转轴, 即摆心是不存在的, 当然摆心也就无法求解. 为了方便摆心的估计, 作者将另文发表摆心概念的新描述.

本文将喷管轴线、摆动轴两者的公垂线与喷管轴线 l 的交点作为摆心 C_t^w . 摆动轴可能有大量不同的解, 这导致其与喷管轴线也有许多不同的交点, 从而导致所求摆心不唯一, 即摆心也有大量的解. 摆心大量解的均值为平均摆心 $\bar{C}_t^w$, 且

$$\bar{C}_t^w = \frac{1}{N} \sum_i^N C_t^w. \quad (6)$$

4 喷管摆角、角速度和角加速度

作者认为, 喷管摆角有两层含义: 第一, 绝对摆角, 喷管在任意 j 时刻的喷管轴线相对于第零时刻喷管原始轴线(理论上与火箭轴线重合)的夹角 α . 它是检验柔性喷管质量、火箭推力偏心性、伺服机构工作性能和推力向量控制系统性能等的重要参考指标. 第二, 相对摆角, 喷管在第 j 时刻的喷管轴线相对于在第 k 时刻的喷管轴线的夹角 γ_{jk} . 它是估计喷管摆动角速度和角加速度的重要

依据,也是检验推力向量控制系统性能等的重要参考指标. 火箭锥形喷管摆动后摆心,摆角示意图见图4.

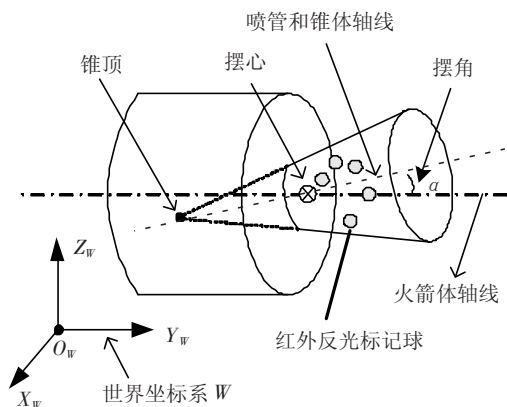


图4 火箭锥形喷管摆动后摆心、摆角等示意图

喷管在摆动时,很难求得喷管轴线的实时位置,这是估计喷管摆角的主要难点. 本文避开了喷管轴线的实时估计,在求得喷管原始轴线的基础上,确定喷管在某一时间段的平均转轴 $q_{avg}^{0 \rightarrow j}$. 从而利用喷管表面标记球在零时刻的原始位置 $M_{i0}(x_{i0}, y_{i0}, z_{i0})$ 和其在 j 时刻的位置 $M_{ij}(x_{ij}, y_{ij}, z_{ij})$ 分别到平均转轴 $q_{avg}^{0 \rightarrow j}$ 投影点 $M_{i0}^q(x_{i0q}, y_{i0q}, z_{i0q})$, $M_{ij}^q(x_{ijq}, y_{ijq}, z_{ijq})$ 的向量 $M^{i0 \rightarrow q}$, $M^{ij \rightarrow q}$ 来求解喷管摆角 α ,设向量

$$M^{i0 \rightarrow q} \{x_{i0} - x_{i0q}, y_{i0} - y_{i0q}, z_{i0} - z_{i0q}\} = M^{i0 \rightarrow q} \{x_{0v}, y_{0v}, z_{0v}\}, \quad (7)$$

$$M^{ij \rightarrow q} \{x_{ij} - x_{ijq}, y_{ij} - y_{ijq}, z_{ij} - z_{ijq}\} = M^{ij \rightarrow q} \{x_{jv}, y_{jv}, z_{jv}\}. \quad (8)$$

则参考式(3),可得

$$\alpha = \arccos \left\{ \frac{|x_{0v}x_{jv} + y_{0v}y_{jv} + z_{0v}z_{jv}|}{\sqrt{x_{0v}^2 + y_{0v}^2 + z_{0v}^2} \cdot \sqrt{x_{jv}^2 + y_{jv}^2 + z_{jv}^2}} \right\}. \quad (9)$$

同理,本文利用喷管表面标记球在 j 时刻的位置 $M_{ij}(x_{ij}, y_{ij}, z_{ij})$ 和其在 k 时刻的原始位置 $M_{ik}(x_{ik}, y_{ik}, z_{ik})$ 到平均转轴 $q_{avg}^{j \rightarrow k}$ 投影点 $M_{ij}^q(x_{ijq}, y_{ijq}, z_{ijq})$, $M_{ik}^q(x_{ikq}, y_{ikq}, z_{ikq})$ 的向量 $M^{ij \rightarrow q}$, $M^{ik \rightarrow q}$ 来求解喷管摆角 γ_{jk} ,设向量

$$M^{ik \rightarrow q} \{x_{ik} - x_{ikq}, y_{ik} - y_{ikq}, z_{ik} - z_{ikq}\} = M^{ik \rightarrow q} \{x_{kv}, y_{kv}, z_{kv}\}. \quad (10)$$

则参考式(3),由式(7)和式(10)可得

$$\gamma_{jk} = \arccos \left\{ \frac{|x_{jv}x_{kv} + y_{jv}y_{kv} + z_{jv}z_{kv}|}{\sqrt{x_{jv}^2 + y_{jv}^2 + z_{jv}^2} \cdot \sqrt{x_{kv}^2 + y_{kv}^2 + z_{kv}^2}} \right\}.$$

令第 j 时刻到第 k 时刻的喷管摆动平均角速度为 ω_{jk} ,则

$$\omega_{jk} = \frac{\gamma_{jk}}{k - j}.$$

设第 k 时刻到第 s 时刻的喷管摆动平均角速度为 ω_{ks} ,则第 j 时刻到第 s 时刻的喷管摆动平均角加速度 ξ_{jks} 为

$$\xi_{jks} = \frac{\omega_{ks} - \omega_{jk}}{s - j}.$$

5 实验及结果

采用4台安装有红外LED发光板和红外滤光片的高速相机组成基于多目视觉的运动参数光电探测系统(位移分辨率为 ± 0.03 mm);喷管运动的模拟采用双轴摇摆-直线升降运动校准装置(摆动部件的位移精度为 ± 0.005 mm,摆动角度精度为 $\pm 0.002^\circ$),如图5所示. 算法的测试平台为VC++6.0.

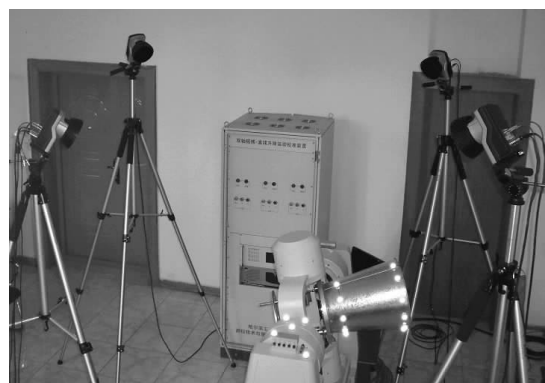


图5 4台相机组成的红外光电探测实验系统、双轴摇摆-直线升降运动校准装置以及模拟火箭喷管

用双轴摇摆-直线升降运动校准装置产生预先设定好的运动作为基准,然后用高速相机摄像,再用本文算法得到喷管摆心、摆角和角(加)速度的估计值,再与运动基准进行比较. 所得数据见表1.

表1 摆心、摆角和角(加)速度估计结果

类别	摆心位移/ mm	摆角/ ($^\circ$)	角速度/ ($^\circ \cdot s^{-1}$)	角加速度/ ($^\circ \cdot s^{-2}$)
标准值	20.00 (± 0.005)	12.00 (± 0.002)	50.00 (± 0.005)	400.0 (± 0.05)
测量值	20.17	12.03	50.12	400.4

测量结果表明,喷管轴线、摆心,摆角和角(加)速度的测量值和基准运动的标准值相差不大,算法达到了一定的精度,表明算法是可行的.

6 结论

本文估计喷管摆角及其角(加)速度的方法,采用先求喷管摆心的策略,避开了喷管摆动中需

实时求取喷管轴线的难点. 相对于目前火箭发动机测试国家标准中采用基于作动器位移反馈先求取摆角再间接推算摆心等参数的方法而言, 本文方法属于非接触测量法, 精度相对较高, 较能反映喷管摆动的真实情况. 摆心位移、摆角、摆动角速度和角加速度的测量误差分别为 0.17 mm 、 0.03° 、 $0.12(^\circ)/\text{s}$ 、 $0.4(^\circ)/\text{s}^2$.

红外反光标记球质量很轻 ($<1.7\text{ g}$), 对喷管 (10 kg 左右) 摆动的影响可以忽略, 很大程度上克服了间接测量法因测量设备对喷管摆动的影响, 对于检验伺服机构的工作效率和推力向量控制系统的性能有一定参考价值, 对于高性能发动机的研制有一定借鉴意义.

参考文献:

- [1] WIE B. Thrust vector control analysis and design for solar - sail spacecraft[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, 44(3): 545 - 557.
- [2] 郑勇斌. 摆动喷管控制精度相关问题讨论[J]. 现代防御技术, 2007, 35(3): 54 - 47.
- [3] 尤政, 田芊. 火箭柔性喷嘴摆角测量方案初探[J]. 计, 1992, 3: 31 - 35.
- [4] 朱耆祥. 光电摆角动态测量原理及其测量系统[J]. 光电工程, 1993, 20(1): 56 - 64.
- [5] 杨冀英, 杜保华. 摆杆形变对柔性接头摆心、摆角数据的影响[J]. 强度与环境, 2007, 34(1): 55 - 58.
- [6] 马新宇, 刘喜泉. 固体火箭发动机喷管摆角校准方法研究[J]. 宇航计测技术, 2008, 28(5): 38 - 42.
- [7] REYNOLDS H M, ORVILLE E, MORROW J R. Materials development for aft - pivoted techroll TVC joint [C]//AIAA/SAE 11th Propulsion conference. Anaheim, California: [s. n.], 1975: 1 - 13.
- [8] ROBERT F H, WOODBERR Y. Flexible joints for thrust vector controls [C]//AIAA/SAE 11th Propulsion conference. Anaheim, California: [s. n.], 1975: 1 - 18.
- [9] 张春富. 基于激光跟踪仪的固体火箭发动机推力线测量技术研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2007: 1 - 2.
- [10] GAFFIN R D. Space shuttle solid rocket booster nozzle flexible seal pivot joint dynamics [C]//AIAA/SAE 13th Propulsion Conference. Orlando, Florida: [s. n.], 1977: 1 - 7.
- [11] SEELY J, TORICK R, MASCIO W. Nozzle vector angle determination using a laser measurement system [C]//AIAA/SAE/ASME/ASEE 26th Joint Propulsion Conference. Orlando, Florida: [s. n.], 1990: 1 - 8.
- [12] DONAT J R. Solid rocket motor nozzle flexseal design sensitivity [C]//AIAA/ASEE, Aerospace Design Conference. Irvine, Canada: [s. n.], 1993: 1 - 10.
- [13] SHIMON S, SHLOMO P, ARIE P. Development of a high-performance flexible joint for thrust vector control [C]//AIAA/ASME/SAE/31st ASEE, Joint Propulsion Conference and Exhibit. San Diego, Candana: [s. n.], 1995: 1 - 11.
- [14] QJ 2610 - 1994 固体火箭发动机喷管摆角测试方法 [S]. 中国航天工业总公司四院内蒙试验站, 1994.
- [15] 杨世学. 柔性喷管全轴摆动动态特性分析与计算 [J]. 宇航学报, 1985, 6(1): 59 - 77.

(编辑 赵丽莹)