

基于应变测量的弹体截面载荷识别

刘玉标, 邢云林, 申仲翰

(中国科学院力学研究所流固耦合系统力学重点实验室, 北京 100190)

摘要: 如何通过实弹试验中测量的导弹弹体应变数据获得弹体截面等效载荷是型号设计部门面临的研究课题。引入一种数值反演方法, 利用导弹试验过程中实测弹体表面应变数据实现弹体截面总体载荷识别。为解决实际测量过程中可能出现的数据坏点对识别结果的干扰, 提高载荷识别的可靠性, 提出基于线性相关性理论的测量数据坏点剔除方法, 设计验证试验, 检验识别方法的精度和可靠性。试验结果表明: 该识别方法简单易行, 且具有很高的识别精度与工程应用价值。

关键词: 兵器科学与技术; 弹体; 载荷识别; 线性相关性; 最小二乘法

中图分类号: TB122 **文献标志码:** A **文章编号:** 1000-1093(2016)02-0332-06

DOI: 10.3969/j.issn.1000-1093.2016.02.020

Identification of Cross-section Loads Based on Measured Strain of Missile Body

LIU Yu-biao, XING Yun-lin, SHEN Zhong-han

(Key Laboratory for Mechanics in Fluid Solid Coupling Systems, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: A pressing problem facing to missile designer is to identify the cross section loads of missile load by measured strains data which would be conveniently obtained in the flight test. A load identification method based on the measured strain data of the surface of the missile body is introduced to determine the equivalent bending moment and the axial force of the cross section. In order to eliminate the interference of the fault points of the measured data, a defect rejection principle based on linear correlation theory is presented to improve the reliability of the identification method. A verification test is designed to verify the accuracy and reliability of the identification method. Results show that the method has the high identification accuracy and can be applied to the engineering practice.

Key words: ordnance science and technology; missile body; load identification; linear correlation; least square method

0 引言

结构所载荷是结构设计的依据, 识别结构在服役过程所受的动态载荷是结构优化设计的前提。基于实际工程结构受力的复杂性, 通常行之有效的办法是根据结构系统的实测动态响应和结构系统本

身固有动态特性反演结构所受的动态载荷。

潜射导弹^[1]在服役过程中受底部推力、发射筒约束与弹体周围流体动力共同作用, 因此弹体结构受力非常复杂。通常导弹弹体为细长体结构, 为了简化受力分析, 可以将弹体结构假定为非均匀梁。弹体截面受到的内力载荷主要为弯矩与轴力, 扭矩

收稿日期: 2015-04-06

作者简介: 刘玉标(1961—), 男, 副研究员, 硕士生导师。E-mail: yubiao@imech.ac.cn

与剪力较小可以不予考虑。如何利用模型或实弹试验手段,通过弹体响应测量数据来识别弹体梁截面所受的弯矩与轴力是型号设计部门面临的研究课题。

在固体火箭截面弯矩识别研究方面,尹云玉^[2-3]采用模态叠加原理,通过模态弯矩来识别截面横向响应与弯矩。其中弹体结构位移数据是利用固体火箭自由飞行状态时的低频振动加速度测量数据进行两次积分得到,但是该方法在低频时位移积分误差较大,即使采用积分补偿也难以解决。另外该方法只适用于自由飞行的固体火箭横向载荷识别,尚不适用于发射过程带有约束飞行的导弹弹体载荷识别。在结构受力测量技术方面,测力天平技术的发展非常迅速,在风洞试验中已作为常规测量设备得到广泛的应用。应变天平^[4-6]是通过天平结构的应变测量组成电桥,通过标定试验建立内力载荷与应变电桥之间的关系,可以直接测量出飞行器在风洞中受到的 6 分量外力的大小和方向。测力天平既需要有较高的灵敏度与信噪比以保证测量结果准确,又需要有较大的刚度和强度以保证被测结构的安全^[7]。如采用天平作为测量仪器测量结构内力,需要将天平安装在被测结构物内部,这将改变被测结构物的静动态响应特性和风洞流场,对于潜射导弹结构实施难度较大。在飞机机翼内力识别研究方面,使用比较多的是应变测量法。其测量原理与应变天平基本相同,只是将应变片直接粘贴在机翼测点位置组成电桥,使用回归分析法^[8-9]和神经网络法^[10-11]通过由地面校准试验建立内力载荷与应变电桥之间的关系,即载荷方程。然后将飞行试验测得的电桥响应数据带入载荷方程中得到内力载荷。载荷方程的确定方法可以等。应变测量法中由于一种电桥主要对一种载荷敏感,因此必须针对不同的内力载荷组成多种电桥进行测量,且测量电桥灵敏度对结构载荷识别精度较为敏感^[8]。

本文通过应变片直接测量弹体某一截面上多个角度的轴向应变数据,利用地面试验预先标定的弹体截面弯矩、轴力-应变转换系数矩阵,在时域内通过数值反演得到导弹弹体截面上受到的弯矩和轴力载荷。该方法仅使用应变片作为测量设备,不会改变潜射导弹试验时的外部流场特征及被测结构的受力状态。各个截面的应变片无需组成电桥,结构载荷识别精度不受测量电桥灵敏度影响。且该方法适用性不受导弹飞行过程中有无约束条件的限制,识别结果无模态截断误差^[2-3]。

1 载荷识别方法

1.1 弹体截面弯矩与轴力识别

通常导弹弹体为圆筒形细长体结构,本文假定导弹弹体为欧拉梁。根据材料力学理论,对于一条仅受轴力、剪力、弯矩载荷,且符合欧拉假定的梁,梁截面上任意一点的轴向应变,由两部分组成:

$$\varepsilon = \varepsilon_F + \varepsilon_M, \tag{1}$$

$$\varepsilon_M = \frac{M_z}{EI_z}y + \frac{M_y}{EI_y}z, \tag{2}$$

$$\varepsilon_F = \frac{F}{ES}, \tag{3}$$

式中: M_y 、 M_z 分别为绕 y 和 z 轴的弯矩; y 和 z 为应变测点的坐标值; E 为材料弹性模量; F 为轴力; S 为截面面积; I_y 、 I_z 为截面惯性矩。

如在梁上某一截面任意周向角 θ 上布置两个应变片测点(测点 1 和测点 2)测量梁的轴向应变,且假定测量应变片已进行了温度补偿,测量应变数据中不含温度引起的应变。如图 1 所示,对于圆筒形截面:

$$\begin{cases} y_1 = r \cos \theta = -y_2, \\ z_1 = r \sin \theta = -z_2. \end{cases} \tag{4}$$

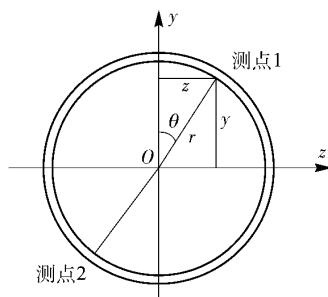


图 1 弹体梁截面应变测点

Fig. 1 Strain measuring points on the cross-section

由弯矩引起的轴向应变 $\varepsilon_M(\theta)$ 可根据 (5) 式获得:

$$\varepsilon_M(\theta) = (\varepsilon_1(\theta) - \varepsilon_2(\theta)) / 2, \tag{5}$$

式中: $\varepsilon_1(\theta)$ 、 $\varepsilon_2(\theta)$ 分别表示测点 1 与测点 2 测量的轴向应变,测点 1 和测点 2 称之为与周向角 θ 对应的应变测量对。如在一截面上相同半径 r 位置两个不同周向角上 (θ_1 、 θ_2) 布置轴向应变测量对,则有

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_M(\theta_1) \\ \varepsilon_M(\theta_2) \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{r \sin \theta_1}{EI_y} & \frac{r \cos \theta_1}{EI_z} \\ \frac{r \sin \theta_2}{EI_y} & \frac{r \cos \theta_2}{EI_z} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} M_y \\ M_z \end{Bmatrix},$$

$$A = \begin{bmatrix} \frac{r \sin \theta_1}{EI_y} & \frac{r \cos \theta_1}{EI_z} \\ \frac{r \sin \theta_2}{EI_y} & \frac{r \cos \theta_2}{EI_z} \\ \vdots & \vdots \\ \frac{r \sin \theta_n}{EI_y} & \frac{r \cos \theta_n}{EI_z} \end{bmatrix}, \quad (6)$$

式中: A 为弯矩-应变转换系数矩阵。理论上讲,每一截面仅需要 2 个轴向应变测量对,共 4 个测点的应变值就可以解出截面弯矩 M_y 与 M_z 。

弹体飞行过程中,应变片可能损坏 2 个轴向应变测量对的载荷识别方案的精度与可靠性都无法保证。为了提高载荷识别结果的精度与可靠性,在实际应用中可布置多个角度轴向应变测量对。图 2 表示 4 个角度的轴向应变测量方案的测点位置示意图 $A-C$ 、 $B-D$ 、 $E-G$ 、 $F-H$ 分别为 4 个角度上的应变测点。如实际测量方案采用 n 个角度轴向应变测量对,共 $2n$ 个测点。根据弯矩与应变的关系式,则有

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_M(\theta_1) \\ \varepsilon_M(\theta_2) \\ \vdots \\ \varepsilon_M(\theta_n) \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{r \sin \theta_1}{EI_y} & \frac{r \cos \theta_1}{EI_z} \\ \frac{r \sin \theta_2}{EI_y} & \frac{r \cos \theta_2}{EI_z} \\ \vdots & \vdots \\ \frac{r \sin \theta_n}{EI_y} & \frac{r \cos \theta_n}{EI_z} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} M_y \\ M_z \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_y(\theta_1) & A_z(\theta_1) \\ A_y(\theta_2) & A_z(\theta_2) \\ \vdots & \vdots \\ A_y(\theta_n) & A_z(\theta_n) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} M_y \\ M_z \end{Bmatrix}, \quad (7)$$

式中: $A_y(\theta)$ 、 $A_z(\theta)$ 为对应测点的弯矩-应变转换系数。

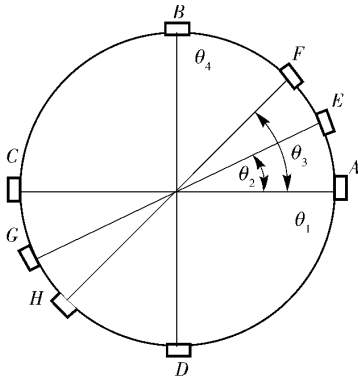


图 2 截面上 4 个角度测量对应的应变片位置

Fig. 2 Strain measuring point pairs on the cross-section

(7) 式为线性方程组,由于方程的个数大于未知数的个数,只能通过矩阵伪逆得出最小二乘误差意义下方程的解^[12]:

$$\begin{Bmatrix} M_y \\ M_z \end{Bmatrix} = [A^T A]^{-1} A^T \begin{Bmatrix} \varepsilon_M(\theta_1) \\ \varepsilon_M(\theta_2) \\ \vdots \\ \varepsilon_M(\theta_n) \end{Bmatrix}, \quad (8)$$

式中: $A^{L+} = [A^T A]^{-1} A^T$ 是 A 的左伪逆。

由于弯矩引起的应变在相加时互相抵消,则轴力可以由(9)式求得:

$$F = ES \left(\left(\sum_{i=1}^{2n} \varepsilon_i \right) / 2n \right) = 1/T_x \left(\left(\sum_{i=1}^{2n} \varepsilon_i \right) / 2n \right), \quad (9)$$

式中: $T_x = 1/ES$ 为轴力-应变转换系数。

1.2 载荷-应变转换系数标定

由(8)式和(9)式可知,本方法弯矩、轴力识别精度取决于弯矩-应变转换系数以及轴力-应变转换系数的计算精度。通常由于实际导弹结构的复杂性,很难通过理论计算精确确定。为确保载荷识别精度,应预先进行标定试验获得载荷-应变转换系数。

标定试验步骤如下: 1) 将贴好应变片的导弹弹体一端固定,一端加载纯弯矩(或轴力); 2) 在弹体结构强度容许的范围内,采用逐渐递增(或递减)纯弯矩(或轴力)的加载方式,获取一系列截面弯矩(或轴力)载荷及与相对应的应变数据; 3) 通过线性回归方法拟合得到弯矩-应变载荷转换系数以及轴力-应变载荷转换系数。

1.3 坏点剔除方法

在实际试验测量过程中,不可避免会出现应变片损坏的情况。应变片损坏后,测量得到的应变结果难以预料。如果载荷识别时利用了此坏点的测量数据将对结果带来难以预测的误差,降低载荷识别结果的可靠性。所以在进行载荷识别之前,对坏点数据进行剔除是非常必要的。工程上一般是通过查看测点数据的幅值、频率等识别坏点,具有较强的主观性。本文基于测量数据的线性相关性提出如下的测量数据坏点剔除原则,可自动识别出坏点。其基本思路为: 由于同一截面应变数据是由同一截面弯矩、轴力载荷所形成,它们之间应是线性相关的。假定同一截面大部分测量通道数据是可靠的,则可通过进行互相关分析,确定各数据通道之间互相关系数。

任意两测量通道数据 X 、 Y 的互相关系数定义为 $R_{XY}(\tau)$ 。 m 个测量通道数据 Y_1, Y_2, \dots, Y_m 的互相关矩阵为

$$[R_Y(\tau)] = \begin{bmatrix} R_{Y_1Y_1}(\tau) & R_{Y_1Y_2}(\tau) & \cdots & R_{Y_1Y_m}(\tau) \\ R_{Y_2Y_1}(\tau) & R_{Y_2Y_2}(\tau) & \cdots & R_{Y_2Y_m}(\tau) \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ R_{Y_mY_1}(\tau) & R_{Y_mY_2}(\tau) & \cdots & R_{Y_mY_m}(\tau) \end{bmatrix} \quad (10)$$

因此,对每个截面各个测点的应变数据做互相关分析。如果同截面数据完全线性相关,则互相关系数都是 1。如果某一测点应变片损坏,则测量的应变数据与其他大部分测点应变数据相关性会很差,互相关系数将小于 1。互相关系数数值越小,相关性会越差,说明是坏点的可能性越大。如果互相关系数小于设定的容许阈值,那么就认为该点为坏点。容许阈值视具体试验情况及应变片的测量信噪比而定。

由(5)式和(6)式可知,采用本文识别方法进行载荷识别时,一个角度上同时需要两个测点的应变数据。因此,若某个角度轴向应变测量对一个测点被剔除,则其对应的另一个测点也相应地被剔除。

2 验证试验

为了验证识别方法的可靠性与识别精度,在实验室进行了上述载荷识别方法的验证试验。

验证试验坐标系设定为:模拟弹体梁固定端面为坐标原点,梁轴向为 x 轴,竖直方向为 y 轴, z 轴按右手法则生成。验证试验模拟弹体梁采用圆筒形截面铝材加工,外径 534 mm,壁厚 7 mm。将圆筒一端通过固定支座固定于剪力墙上,一端自由并采用集中力方式加载。载荷识别加载方式如图 3 所示。

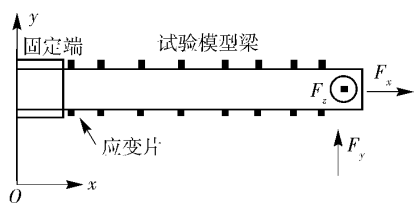


图 3 载荷识别验证试验加载方式
Fig. 3 Loading mode of load identification test

由于剪力对轴向应变影响很小,在进行弯矩-应变转换系数标定试验时采用了较为容易实现的等效弯矩加载方式。如图 4 所示,在筒体的悬臂端增加一段弯矩加载梁,在加载梁的两个相距为 L 的作用点分别施加方向相反的作用力 F ,那么作用在筒体端面上的弯矩为 $M = FL$ 。

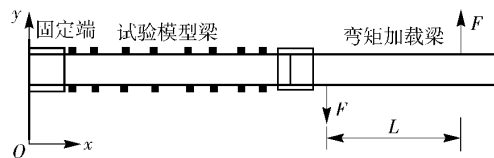


图 4 载荷-应变转换系数标定试验弯矩加载方式
Fig. 4 Moment loading mode of loading calibration test

试验共测量了模型梁的 8 个截面。每个截面分别有 8 个单向应变片,测点位置分别为周向角(测点径向与 y 轴的夹角) 0° 、 30° 、 45° 、 90° 、 180° 、 210° 、 225° 、 270° 。应变片周向分布如图 5 所示,黑色菱形表示应变片位置,8 个截面应变片周向分布位置完全相同。将所有的应变片进行编号为 $xyyy$,其中 xx 表示为截面编号,而 yyy 表示应变片周向角度,如第 2 个截面 30° 方向的应变片编号为 02030。

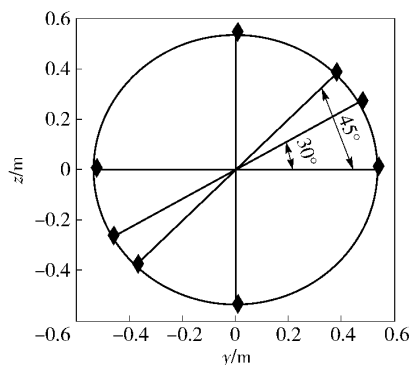


图 5 梁截面上的应变片周向分布图
Fig. 5 Strain measuring point pairs on the cross-section of beam

根据 1.2 节提出的逐级加载方法,按照图 4 的加载方案与 1.2 节试验步骤进行载荷-应变转换系数标定试验,得到各个截面的弯矩(轴力)-应变转换系数如表 1 所示。

表 1 验证试验模型弯矩-应变转换系数
Tab. 1 The moment-strain conversion factor

截面号	测点 $\theta / (^\circ)$	$A_y(\theta) / (10^{-6} \cdot \text{kN}^{-1} \cdot \text{m}^{-1})$	$A_z(\theta) / (10^{-6} \cdot \text{kN}^{-1} \cdot \text{m}^{-1})$	$T_x(\theta) / (10^{-6} \cdot \text{kN}^{-1})$
1	0	0	9.403	1.232
1	30	4.655	7.980	1.232
1	45	6.526	6.526	1.232
1	90	9.403	0	1.232
2	0	0	9.403	1.232
2	30	4.655	7.980	1.232
2	45	6.526	6.526	1.232
2	90	9.403	0	1.232
...

在载荷识别试验中,采用图 3 所示加载方式,在模拟弹体梁上的自由端施加集中力,作用力为

$$F_x = 0.005 \sin(6\pi t) e^{-0.05t}, \quad (11)$$

$$F_y = 2 \sin(4\pi t) e^{-0.5t}, \quad (12)$$

$$F_z = 5 \sin(10\pi t) e^{-0.2t}, \quad (13)$$

式中:集中力 F_x 、 F_y 、 F_z 的单位为 kN;时间 t 的单位为 s。加载过程中同时测量试验梁上各点的应变数据。其中截面 4 上 45° 角应变数据如图 6 所示。为了验证数据剔除方法的可行性,试验前将测点 04030 的应变片人为损坏,故该点测量值中含有较大的噪声。通过与该截面其他各测点数据的互相关分析,该测点与该截面其他各测点数据的互相关系数小于 0.3。根据 1.3 节提出的坏点剔除原则,此测点及对应的轴向应变测量对中另一测点 04210 的数据被剔除。

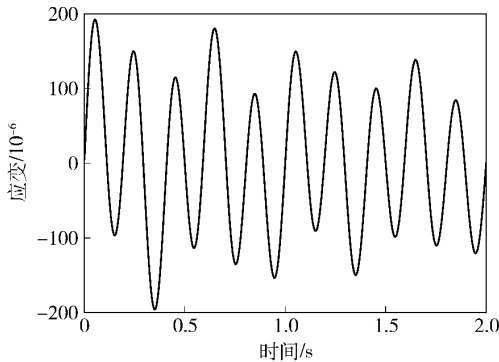


图 6 应变片 04045 的应变
Fig. 6 Strain at measuring point 04045

图 7 和图 8 分别给出了模拟弹体梁的截面 4 轴力与弯矩载荷识别值与实际加载值的比较。由图 7 和图 8 可以看出,如果将坏点 04030 点测量数据剔除,则识别值与实际加载值基本一致,平均相对误差小于 1%,在峰值处相对误差小于 2%。图 9 表示模拟弹体梁截面 4 弯矩载荷识别值在数据坏点剔除前后的对比。如果不将坏点剔除,则识别值与实际加载值存在较大的误差,平均相对误差超过 10%,在峰值处相对误差大于 50%。由此表明,在载荷识别过程中,数据坏点剔除的是十分必要的。

3 结论

本文引入了一种数值反演方法,利用导弹试验过程中实测弹体表面应变数据实现了弹体截面总体载荷的识别,同时为了降低实际测量过程可能出现的数据坏点对识别结果的干扰,提出了基于线性相关性理论的测量数据坏点剔除方法,并在实验室构

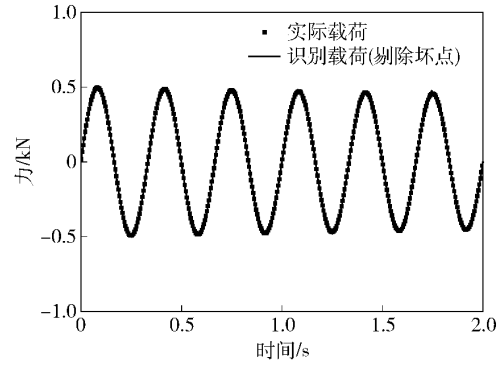


图 7 截面 4 轴力 F_x 时域曲线对比
Fig. 7 Axial force F_x on cross-section 4

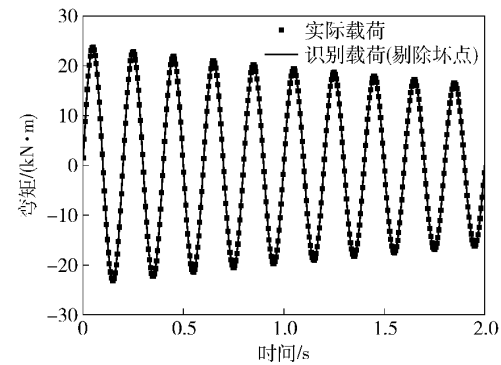


图 8 截面 4 弯矩 M_y 时域曲线对比
Fig. 8 Moment M_y on cross-section 4

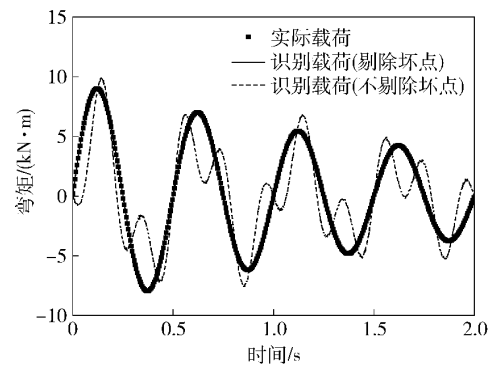


图 9 截面 4 弯矩 M_z 时域曲线对比
Fig. 9 Moment M_z on cross-section 4

建模拟试验对方法进行了验证。

本文方法由于只需测量弹体表面应变,测量方案和反演计算程序简单易于实现,无需构建复杂的测量桥路,识别方法精度不受测量桥路灵敏度影响,且不受弹体局部结构形式复杂性及试验中弹体所受约束条件的限制,同时测量设备不会影响潜射导弹试验时的外流场特征及被测结构的受力状态。通过型号设计部门实弹试验数据分析处理的实际应用表

明,该方法具有很高的识别精度与工程实用价值,且本文提出的数据坏点剔除方法可以快速辨别坏点数据,进一步提高载荷识别结果的精度与可靠性。

参考文献(References)

- [1] 刘玉标,刘维玮,程载斌,等. 通过缩比试验数据计算潜射导弹的载荷[J]. 兵工学报,2012,33(8):916-920.
LIU Yu-biao, LIU Wei-wei, CHENG Zai-bin, et al. Load calculation for submarine launched missile based on scaled model test [J]. Acta Armamentarii, 2012, 33(8): 916-920. (in Chinese)
- [2] 尹云玉. 固体火箭横向响应载荷识别方法[J]. 宇航学报, 2009, 30(6): 2135-2139.
YIN Yun-yu. The identification method of transverse responding load for solid rocket [J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(6): 2135-2139. (in Chinese)
- [3] 尹云玉. 固体火箭自由运行状态截面弯矩识别方法[J]. 宇航学报, 2010, 31(7): 1706-1710.
YIN Yun-yu. An identification method for transverse response moment of solid rocket during free flight state [J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(7): 1706-1710. (in Chinese)
- [4] 彭超,史玉杰,陈竹. 某飞机部件高速风洞测力天平研制[J]. 实验流体力学, 2009, 23(4): 98-101.
PENG Chao, SHI Yu-jie, CHEN Zhu. Forcing balance development of a certain airplane components in high speed wind tunnel [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2009, 23(4): 98-101. (in Chinese)
- [5] 胡凯征,刘献伟,黄帅军,等. 导弹挂飞应力天平测力系统设计[J]. 科学技术与工程, 2008, 8(20): 5716-5719.
HU Kai-zheng, LIU Xian-wei, HUANG Shuai-jun, et al. Design and development of system for the measurement of missile's embarkation flight loads based on strain-gauge balance [J]. Science Technology and Engineering, 2008, 8(20): 5716-5719. (in Chinese)
- [6] 杨双龙. 风洞应变天平动态特性与动态校正方法研究[D]. 合肥: 合肥工业大学, 2014.
YANG Shuang-long. Studies on dynamic characteristics and dynamic correction methods for wind tunnel strain gauge balance [D]. Hefei: Hefei University of Technology, 2014. (in Chinese)
- [7] 解亚君,宋笔锋,郭琦,等. 杆式应变天平的优化设计[J]. 传感器技术, 2002, 21(12): 18-20.
XIE Ya-jun, SONG Bi-feng, GUO Qi, et al. Optimizing design of beam strain-gauge balance [J]. Journal of Transducer Technology, 2002, 21(12): 18-20. (in Chinese)
- [8] 汤吉晨. 飞机尾翼载荷飞行测量研究[J]. 航空学报, 1989, 10(10): B474-B478.
TANG Ji-chen. Investigation on the determination of airplane tail loads by flight tests [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1989, 10(10): B474-B478. (in Chinese)
- [9] 胡昌荣. 飞机飞行载荷测量载荷方程的优选[J]. 航空学报, 1994, 15(1): 102-105.
HU Chang-rong. The optimization of load equation during aircraft flight load measurement [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1994, 15(1): 102-105. (in Chinese)
- [10] 尚琳,何发东,杨华保,等. 基于神经网络的垂尾飞行载荷模型研究[J]. 强度与环境, 2011, 38(5): 49-53.
SHANG Lin, HE Fa-dong, YANG Hua-bao, et al. Research on flight loads model of vertical tail based on neural networks [J]. Structure & Environment Engineering, 2011, 38(5): 49-53. (in Chinese)
- [11] Allen M J, Dibley R P. Modeling aircraft wing loads from flight data using neural networks [R]. Edwards, CA: SAE, 2003.
- [12] 方保镕,周继东,李医民. 矩阵论[M]. 北京: 清华大学出版社, 2009.
FANG Bao-rong, ZHOU Ji-dong, LI Yi-min. Matrix theory [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2009. (in Chinese)