



# (12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 106950982 A

(43)申请公布日 2017.07.14

(21)申请号 201710083867.1

(22)申请日 2017.02.16

(71)申请人 北京临近空间飞行器系统工程研究所

地址 100076 北京市丰台区南大红门路1号

申请人 中国运载火箭技术研究院

(72)发明人 张鹏宇 陈芳 王颖 程璞 肖振  
王毓栋 闵昌万 陈敏 刘秀明  
武斌 吴小华 姜智超 郭振西  
陈安宏 黄兴李 朱广生 阎君

(74)专利代理机构 中国航天科技专利中心  
11009

代理人 臧春喜

(51)Int.Cl.

G05D 1/10(2006.01)

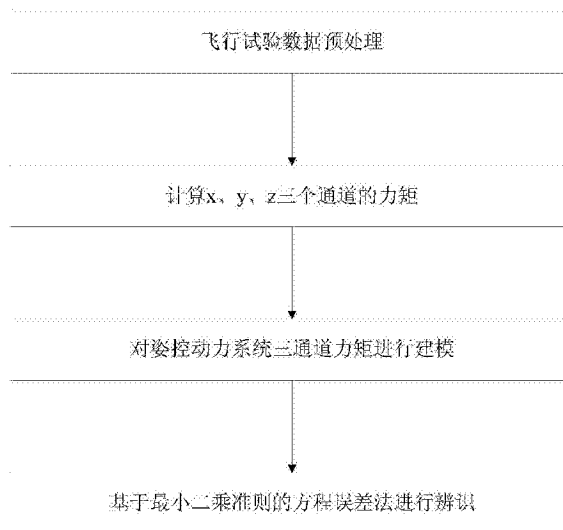
权利要求书2页 说明书5页 附图3页

## (54)发明名称

再入飞行器姿控动力系统高空力矩特性辨识方法

## (57)摘要

再入飞行器姿控动力系统高空力矩特性辨识方法,首先对飞行试验数据进行预处理得到x、y、z三个通道的角速度和角加速度,然后利用公式计算x、y、z三个通道的力矩,接着对姿控动力系统三通道力矩进行建模,最后基于最小二乘准则的方程误差法进行高空力矩特性辨识。本发明能够获得更准确的辨识结果,尤其在RCS开关频率较高时,相对于传统方法,本发明辨识结果改善效果更加明显。



1. 再入飞行器姿控动力系统高空力矩特性辨识方法,其特征在于步骤如下:

步骤一:对飞行试验数据进行预处理得到x、y、z三个通道的角速度和角加速度,所述预处理内容包括:跳点剔除和补正、时标对齐、数据插值、数据平滑、数据微分以及相容性检验;

步骤二:利用如下公式计算x、y、z三个通道的力矩:

$$\begin{cases} M_x = I_{xx}\dot{\omega}_x - I_{xy}\dot{\omega}_y - I_{xz}\dot{\omega}_z + (I_{zz} - I_{yy})\omega_y\omega_z + I_{yz}(\omega_z^2 - \omega_y^2) + I_{xy}\omega_x\omega_z - I_{xz}\omega_x\omega_y \\ M_y = -I_{xy}\dot{\omega}_x + I_{yy}\dot{\omega}_y - I_{yz}\dot{\omega}_z + (I_{xx} - I_{zz})\omega_x\omega_z + I_{xz}(\omega_x^2 - \omega_z^2) + I_{yz}\omega_x\omega_y - I_{xy}\omega_y\omega_z \\ M_z = -I_{xz}\dot{\omega}_x - I_{yz}\dot{\omega}_y + I_{zz}\dot{\omega}_z + (I_{yy} - I_{xx})\omega_x\omega_y + I_{xy}(\omega_y^2 - \omega_x^2) + I_{xz}\omega_y\omega_z - I_{yz}\omega_x\omega_z \end{cases}$$

其中 $M_x$ 、 $M_y$ 和 $M_z$ 为三个通道的力矩,  $I_{xx}$ 、 $I_{yy}$ 、 $I_{zz}$ 、 $I_{xy}$ 、 $I_{xz}$ 、 $I_{yz}$ 分别为飞行器的惯性张量,  $\omega_x$ 、 $\omega_y$ 、 $\omega_z$ 为三个通道的角速度,  $\dot{\omega}_x$ 、 $\dot{\omega}_y$ 、 $\dot{\omega}_z$ 为三个通道的角加速度;

步骤三:对姿控动力系统三通道力矩进行建模;

步骤四:基于最小二乘准则的方程误差法进行高空力矩特性辨识,辨识模型如下所示:

$$Y_i = X_i\theta_i + v_i \quad i = x, y, z$$

其中

$$Y_i = \begin{bmatrix} M_i(1) \\ M_i(2) \\ \vdots \\ M_i(m) \end{bmatrix}, \theta_i = [a_{i1} \ a_{i2} \ \cdots \ a_{in}]$$

$Y_i$ 为第*i*个通道的过程输出向量,  $X_i$ 为第*i*个通道的可观测数据矩阵,  $M_i(1)$ 、 $M_i(2)$ 、 $M_i(m)$ 分别为第*i*个通道第1个采样点、第2个采样点、第*m*个采样点的力矩,  $v_i$ 为残差,  $\theta_i$ 为待辨识参数,  $a_{i1}$ 、 $a_{i2}$ 、 $a_{in}$ 分别为第*i*个通道第1个喷管、第2个喷管、第*n*个喷管的放大系数;

待辨识参数估计值 $\tilde{\theta}_i$ 为

$$\tilde{\theta}_i = (X_i^T X_i)^{-1} X_i^T Y_i \quad i = x, y, z$$

2. 根据权利要求1所述的再入飞行器姿控动力系统高空力矩特性辨识方法,其特征在于:所述步骤三中,当喷口压力能够直接测量时,按照如下公式对姿控动力系统三通道力矩进行建模:

假设飞行器安装*n*个姿控动力喷管,对应喷口压力分别为 $P_1$ 、 $P_2$ 、 $\cdots$ 、 $P_n$ ,则进行三通道力矩建模如下:

$$\begin{cases} M_x = a_{x1}f_{x1}(P_1) + a_{x2}f_{x2}(P_2) + \cdots + a_{xn}f_{xn}(P_n) \\ M_y = a_{y1}f_{y1}(P_1) + a_{y2}f_{y2}(P_2) + \cdots + a_{yn}f_{yn}(P_n) \\ M_z = a_{z1}f_{z1}(P_1) + a_{z2}f_{z2}(P_2) + \cdots + a_{zn}f_{zn}(P_n) \end{cases}$$

其中

$$f_{ij}(P_j) \quad i = x, y, z \quad j = 1, 2, \cdots, n$$

是通过地面试验标定获得的第*j*个喷管喷口压力与第*i*个通道的力矩函数关系。

3. 根据权利要求2所述的再入飞行器姿控动力系统高空力矩特性辨识方法,其特征在于:所述步骤四中第*i*个通道的可观测数据矩阵

$$X_i = \begin{bmatrix} f_{i1}(P_1(1)) & f_{i2}(P_2(1)) & \cdots & f_{in}(P_n(1)) \\ f_{i1}(P_1(2)) & f_{i2}(P_2(2)) & \cdots & f_{in}(P_n(2)) \\ \vdots & \vdots & \cdots & \vdots \\ f_{i1}(P_1(m)) & f_{i2}(P_2(m)) & \cdots & f_{in}(P_n(m)) \end{bmatrix}^T。$$

4. 根据权利要求1所述的再入飞行器姿控动力系统高空力矩特性辨识方法,其特征在在于:所述步骤三中,当喷口压力不能直接测量时,按照如下公式对姿控动力系统三通道力矩进行建模:

假设飞行器安装n个姿控动力喷管,根据开关指令与推力的传递特性进行建模如下:

$$\begin{cases} M_x = a_{x1}F_{x1} + a_{x2}F_{x2} + \cdots + a_{xn}F_{xn} \\ M_y = a_{y1}F_{y1} + a_{y2}F_{y2} + \cdots + a_{yn}F_{yn} \\ M_z = a_{z1}F_{z1} + a_{z2}F_{z2} + \cdots + a_{zn}F_{zn} \end{cases}$$

其中

$$F_{ij} \quad i=x,y,z \quad j=1,2,\cdots,n$$

为根据地面试验标定获得姿控动力系统的开关指令与推力的传递特性计算出的力矩函数关系。

5. 根据权利要求4所述的再入飞行器姿控动力系统高空力矩特性辨识方法,其特征在

于:所述步骤四中第i个通道的可观测数据矩阵  $X_i = \begin{bmatrix} F_{i1}(1) & F_{i2}(1) & \cdots & F_{in}(1) \\ F_{i1}(2) & F_{i2}(2) & \cdots & F_{in}(2) \\ \vdots & \vdots & \cdots & \vdots \\ F_{i1}(m) & F_{i2}(m) & \cdots & F_{in}(m) \end{bmatrix}^T。$

## 再入飞行器姿控动力系统高空力矩特性辨识方法

### 技术领域

[0001] 本发明涉及再入飞行器姿控动力系统高空力矩特性辨识方法,属于飞行器总体设计领域。

### 背景技术

[0002] 再入飞行器在返回大气层过程中通常使用反作用控制系统(RCS)进行姿态稳定控制,即姿控动力系统。由于再入高速飞行过程中,RCS开启时会产生喷流干扰,包括RCS羽流对飞行器表面产生冲刷效应、粒子撞击效应,以及与外部流场的耦合干扰效应等,导致RCS的实际工作特性与地面试验标定结果存在差异,因此需要通过飞行试验辨识出实际飞行环境下的RCS真实推力特性和控制特性。

[0003] 传统上,RCS辨识方法通常采用输出误差法,其中RCS工作过程建模准确程度关系到辨识结果的准确性。通常利用梯形函数或者方波函数等简化函数形式描述RCS从关闭状态到稳定工作状态和从稳定工作状态到关闭状态的动态过程,而RCS在实际工作中动态过程通常与梯形函数的斜坡形式或者方波函数的阶跃形式存在差异,导致传统方法的辨识结果准确性较差,特别是当RCS开关频率较高,稳定工作时间较短时,RCS开关过程的建模准确性对辨识结果的影响更大。

### 发明内容

[0004] 本发明的技术解决问题是:克服现有技术的不足,提供再入飞行器姿控动力系统高空力矩特性辨识方法,保证辨识结果的正确性。

[0005] 本发明的技术解决方案是:再入飞行器姿控动力系统高空力矩特性辨识方法,步骤如下:

[0006] 步骤一:对飞行试验数据进行预处理得到x、y、z三个通道的角速度和角加速度,所述预处理内容包括:跳点剔除和补正、时标对齐、数据插值、数据平滑、数据微分以及相容性检验;

[0007] 步骤二:利用如下公式计算x、y、z三个通道的力矩:

$$[0008] \begin{cases} M_x = I_{xx}\dot{\omega}_x - I_{xy}\dot{\omega}_y - I_{xz}\dot{\omega}_z + (I_{zz} - I_{yy})\omega_y\omega_z + I_{yz}(\omega_z^2 - \omega_y^2) + I_{xy}\omega_x\omega_z - I_{xz}\omega_x\omega_y \\ M_y = -I_{xy}\dot{\omega}_x + I_{yy}\dot{\omega}_y - I_{yz}\dot{\omega}_z + (I_{xx} - I_{zz})\omega_x\omega_z + I_{xz}(\omega_x^2 - \omega_z^2) + I_{yz}\omega_x\omega_y - I_{xy}\omega_y\omega_z \\ M_z = -I_{xz}\dot{\omega}_x - I_{yz}\dot{\omega}_y + I_{zz}\dot{\omega}_z + (I_{yy} - I_{xx})\omega_x\omega_y + I_{xy}(\omega_y^2 - \omega_x^2) + I_{xz}\omega_y\omega_z - I_{yz}\omega_x\omega_z \end{cases}$$

[0009] 其中 $M_x$ 、 $M_y$ 和 $M_z$ 为三个通道的力矩, $I_{xx}$ 、 $I_{yy}$ 、 $I_{zz}$ 、 $I_{xy}$ 、 $I_{xz}$ 、 $I_{yz}$ 分别为飞行器的惯性张量, $\omega_x$ 、 $\omega_y$ 、 $\omega_z$ 为三个通道的角速度, $\dot{\omega}_x$ 、 $\dot{\omega}_y$ 、 $\dot{\omega}_z$ 为三个通道的角加速度;

[0010] 步骤三:对姿控动力系统三通道力矩进行建模;

[0011] 步骤四:基于最小二乘准则的方程误差法进行高空力矩特性辨识,辨识模型如下所示:

$$[0012] Y_i = X_i\theta_i + v_i \quad i = x, y, z$$

[0013] 其中

$$[0014] \quad Y_i = \begin{bmatrix} M_i(1) \\ M_i(2) \\ \vdots \\ M_i(m) \end{bmatrix}, \quad \theta_i = [a_{i1} \quad a_{i2} \quad \cdots \quad a_{in}]$$

[0015]  $Y_i$ 为第*i*个通道的过程输出向量, $X_i$ 为第*i*个通道的可观测数据矩阵, $M_i(1)$ 、 $M_i(2)$ 、 $M_i(m)$ 分别为第*i*个通道第1个采样点、第2个采样点、第*m*个采样点的力矩, $v_i$ 为残差, $\theta_i$ 为待辨识参数, $a_{i1}$ 、 $a_{i2}$ 、 $a_{in}$ 分别为第*i*个通道第1个喷管、第2个喷管、第*n*个喷管的放大系数;

[0016] 待辨识参数估计值 $\tilde{\theta}_i$ 为

$$[0017] \quad \tilde{\theta}_i = (X_i^T X_i)^{-1} X_i^T Y_i \quad i = x, y, z \circ$$

[0018] 所述步骤三中,当喷口压力能够直接测量时,按照如下公式对姿控动力系统三通道力矩进行建模:

[0019] 假设飞行器安装*n*个姿控动力喷管,对应喷口压力分别为 $P_1$ 、 $P_2$ …… $P_n$ ,则进行三通道力矩建模如下:

$$[0020] \quad \begin{cases} M_x = a_{x1} f_{x1}(P_1) + a_{x2} f_{x2}(P_2) + \cdots + a_{xn} f_{xn}(P_n) \\ M_y = a_{y1} f_{y1}(P_1) + a_{y2} f_{y2}(P_2) + \cdots + a_{yn} f_{yn}(P_n) \\ M_z = a_{z1} f_{z1}(P_1) + a_{z2} f_{z2}(P_2) + \cdots + a_{zn} f_{zn}(P_n) \end{cases}$$

[0021] 其中

$$[0022] \quad f_{ij}(P_j) \quad i = x, y, z \quad j = 1, 2 \cdots n$$

[0023] 是通过地面试验标定获得的第*j*个喷管喷口压力与第*i*个通道的力矩函数关系。

[0024] 所述步骤四中第*i*个通道的可观测数据矩阵

$$X_i = \begin{bmatrix} f_{i1}(P_1(1)) & f_{i2}(P_2(1)) & \cdots & f_{in}(P_n(1)) \\ f_{i1}(P_1(2)) & f_{i2}(P_2(2)) & \cdots & f_{in}(P_n(2)) \\ \vdots & \vdots & \cdots & \vdots \\ f_{i1}(P_1(m)) & f_{i2}(P_2(m)) & \cdots & f_{in}(P_n(m)) \end{bmatrix}^T \circ$$

[0025] 所述步骤三中,当喷口压力不能直接测量时,按照如下公式对姿控动力系统三通道力矩进行建模:

[0026] 假设飞行器安装*n*个姿控动力喷管,根据开关指令与推力的传递特性进行建模如下:

$$[0027] \quad \begin{cases} M_x = a_{x1} F_{x1} + a_{x2} F_{x2} + \cdots + a_{xn} F_{xn} \\ M_y = a_{y1} F_{y1} + a_{y2} F_{y2} + \cdots + a_{yn} F_{yn} \\ M_z = a_{z1} F_{z1} + a_{z2} F_{z2} + \cdots + a_{zn} F_{zn} \end{cases}$$

[0028] 其中

$$[0029] \quad F_{ij} \quad i = x, y, z \quad j = 1, 2 \cdots n$$

[0030] 为根据地面试验标定获得姿控动力系统的开关指令与推力的传递特性计算出的力矩函数关系。

[0031] 所述步骤四中第*i*个通道的可观测数据矩阵  $X_i = \begin{bmatrix} F_{i1}(1) & F_{i2}(1) & \cdots & F_{im}(1) \\ F_{i1}(2) & F_{i2}(2) & \cdots & F_{im}(2) \\ \vdots & \vdots & \cdots & \vdots \\ F_{i1}(m) & F_{i2}(m) & \cdots & F_{im}(m) \end{bmatrix}^T$ 。

[0032] 本发明与现有技术相比有益效果为：

[0033] 本发明根据喷口压力直接测量和喷口压力不可测2种情况，分别进行姿控动力系统三通道力矩建模，所建的模型能够准确刻画RCS实际工作中的动态过程，基于该模型进行辨识，能够获得更准确的辨识结果。尤其在RCS开关频率较高时，本发明方法相对于传统方法，辨识结果改善效果更加明显。

### 附图说明

[0034] 图1为本发明方法流程图；

[0035] 图2为经过数据平滑处理后的三通道角速度示意图；

[0036] 图3为角速度和角加速度对比示意图；

[0037] 图4为利用本发明方法得到的滚转力矩辨识结果和预示值的对比图。

### 具体实施方式

[0038] 本发明提出一种姿控动力系统特性辨识方法，能够通过飞行试验辨识出实际飞行环境下的RCS真实推力特性和控制特性，为后续RCS控制性能评估提供数据。

[0039] 数据获取是姿控动力系统特性辨识的基础，需要测量的数据如表1所示。

[0040] 表1数据获取需求

[0041]

序号	传感器	用途
1	三通道角速度传感器	用于测量角速度
2	RCS 喷口压力传感器或 RCS 开关指令	用于测量喷管压力或进行 RCS 推力模型建模

[0042] 上表中数据需要有精确的时标，时标对齐精度1~5ms

[0043] 如图1所示，本发明提出的再入飞行器姿控动力系统高空力矩特性辨识方法，步骤如下：

[0044] 步骤一：对飞行试验数据进行预处理得到x、y、z通道的角速度和角加速度，所述预处理内容包括：跳点剔除和补正、时标对齐、数据插值、数据平滑、数据微分以及相容性检验。

[0045] 其中数据平滑和数据微分是关键，常用的平滑方法为最优Fourier平滑。

[0046] 利用最优Fourier平滑方法对角速度测量数据进行数据平滑预处理，去除测量数据中的随机噪声，然后利用一阶差分计算角加速度。如图2所示为经过数据平滑处理后的三通道角速度示意图。

[0047] 对数据平滑处理后的角速度数据进行数据微分预处理，得到图2所示角速度对应

的角加速度,角速度和角加速度对比示意图如图3所示。

[0048] 步骤二:利用如下公式计算x、y、z三个通道的力矩:

$$[0049] \begin{cases} M_x = I_{xx}\dot{\omega}_x - I_{xy}\dot{\omega}_y - I_{xz}\dot{\omega}_z + (I_{zz} - I_{yy})\omega_y\omega_z + I_{yz}(\omega_z^2 - \omega_y^2) + I_{xy}\omega_x\omega_z - I_{xz}\omega_x\omega_y \\ M_y = -I_{xy}\dot{\omega}_x + I_{yy}\dot{\omega}_y - I_{yz}\dot{\omega}_z + (I_{xx} - I_{zz})\omega_x\omega_z + I_{xz}(\omega_x^2 - \omega_z^2) + I_{yz}\omega_x\omega_y - I_{xy}\omega_y\omega_z \\ M_z = -I_{xz}\dot{\omega}_x - I_{yz}\dot{\omega}_y + I_{zz}\dot{\omega}_z + (I_{yy} - I_{xx})\omega_x\omega_y + I_{xy}(\omega_y^2 - \omega_x^2) + I_{xz}\omega_y\omega_z - I_{yz}\omega_x\omega_z \end{cases}$$

[0050] 其中 $M_x$ 、 $M_y$ 和 $M_z$ 为三个通道的力矩,  $I_{xx}$ 、 $I_{yy}$ 、 $I_{zz}$ 、 $I_{xy}$ 、 $I_{xz}$ 、 $I_{yz}$ 分别为飞行器的惯性张量,  $\omega_x$ 、 $\omega_y$ 、 $\omega_z$ 为三个通道的角速度,  $\dot{\omega}_x$ 、 $\dot{\omega}_y$ 、 $\dot{\omega}_z$ 为三个通道的角加速度。

[0051] 步骤三:对姿控动力系统三通道力矩进行建模。

[0052] 当喷口压力能够直接测量时,按照如下公式对姿控动力系统三通道力矩进行建模:

[0053] 假设飞行器安装n个姿控动力喷管,对应喷口压力分别为 $P_1$ 、 $P_2$ …… $P_n$ ,则进行三通道力矩建模如下:

$$[0054] \begin{cases} M_x = a_{x1}f_{x1}(P_1) + a_{x2}f_{x2}(P_2) + \dots + a_{xn}f_{xn}(P_n) \\ M_y = a_{y1}f_{y1}(P_1) + a_{y2}f_{y2}(P_2) + \dots + a_{yn}f_{yn}(P_n) \\ M_z = a_{z1}f_{z1}(P_1) + a_{z2}f_{z2}(P_2) + \dots + a_{zn}f_{zn}(P_n) \end{cases}$$

[0055] 其中

[0056]  $f_{ij}(P_j)$   $i=x,y,z$   $j=1,2,\dots,n$

[0057] 是通过地面试验标定获得的第j个喷管喷口压力与第i个通道的力矩函数关系。

[0058] 当喷口压力不能直接测量时,按照如下公式对姿控动力系统三通道力矩进行建模:

[0059] 假设飞行器安装n个姿控动力喷管,根据开关指令与推力的传递特性进行建模如下:

$$[0060] \begin{cases} M_x = a_{x1}F_{x1} + a_{x2}F_{x2} + \dots + a_{xn}F_{xn} \\ M_y = a_{y1}F_{y1} + a_{y2}F_{y2} + \dots + a_{yn}F_{yn} \\ M_z = a_{z1}F_{z1} + a_{z2}F_{z2} + \dots + a_{zn}F_{zn} \end{cases}$$

[0061] 其中

[0062]  $F_{ij}$   $i=x,y,z$   $j=1,2,\dots,n$

[0063] 为根据地面试验标定获得姿控动力系统的开关指令与推力的传递特性计算出的力矩函数关系。

[0064] 步骤四:基于最小二乘准则的方程误差法进行辨识,辨识模型如下所示:

[0065]  $Y_i = X_i\theta_i + v_i$   $i=x,y,z$

[0066] 其中

$$[0067] Y_i = \begin{bmatrix} M_i(1) \\ M_i(2) \\ \vdots \\ M_i(m) \end{bmatrix}, \theta_i = [a_{i1} \ a_{i2} \ \dots \ a_{in}]$$

[0068]  $Y_i$ 为第i个通道的过程输出向量,  $X_i$ 为第i个通道的可观测数据矩阵,  $M_i(1)$ 、 $M_i(2)$ 、

$M_i(m)$  分别为第*i*个通道第1个采样点、第2个采样点、第*m*个采样点的力矩,  $v_i$ 为残差,  $\theta_i$ 为待辨识参数,  $a_{i1}$ 、 $a_{i2}$ 、 $a_{in}$ 分别为第*i*个通道第1个喷管、第2个喷管、第*n*个喷管的放大系数;

[0069] 待辨识参数估计值  $\tilde{\theta}_i$  为

[0070]  $\tilde{\theta}_i = (X_i^T X_i)^{-1} X_i^T Y_i \quad i = x, y, z$ 。

[0071] 当喷口压力能够直接测量时, 第*i*个通道的可观测数据矩阵

$$X_i = \begin{bmatrix} f_{i1}(P_1(1)) & f_{i2}(P_2(1)) & \cdots & f_{in}(P_n(1)) \\ f_{i1}(P_1(2)) & f_{i2}(P_2(2)) & \cdots & f_{in}(P_n(2)) \\ \vdots & \vdots & \cdots & \vdots \\ f_{i1}(P_1(m)) & f_{i2}(P_2(m)) & \cdots & f_{in}(P_n(m)) \end{bmatrix}^T。$$

[0072] 当喷口压力不能直接测量时, 第*i*个通道的可观测数据矩阵

$$X_i = \begin{bmatrix} F_{i1}(1) & F_{i2}(1) & \cdots & F_{in}(1) \\ F_{i1}(2) & F_{i2}(2) & \cdots & F_{in}(2) \\ \vdots & \vdots & \cdots & \vdots \\ F_{i1}(m) & F_{i2}(m) & \cdots & F_{in}(m) \end{bmatrix}^T。$$

[0073] 如图4所示为利用本发明方法得到的滚转力矩辨识结果和预示值的对比图, 从图中能看出本发明方法获得的滚转力矩辨识误差带较小, 辨识结果准确可信。

[0074] 本发明说明书中未作详细描述的内容属本领域技术人员的公知技术。

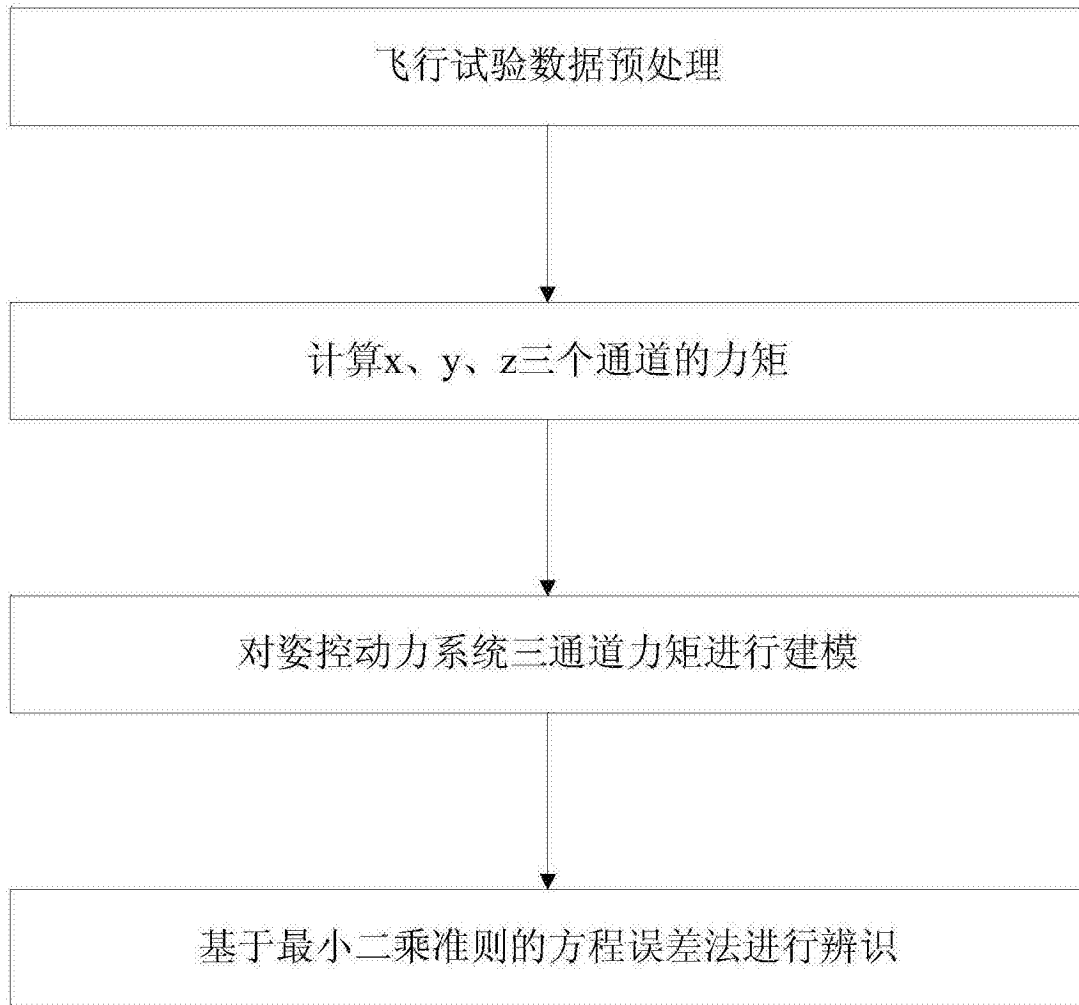


图1

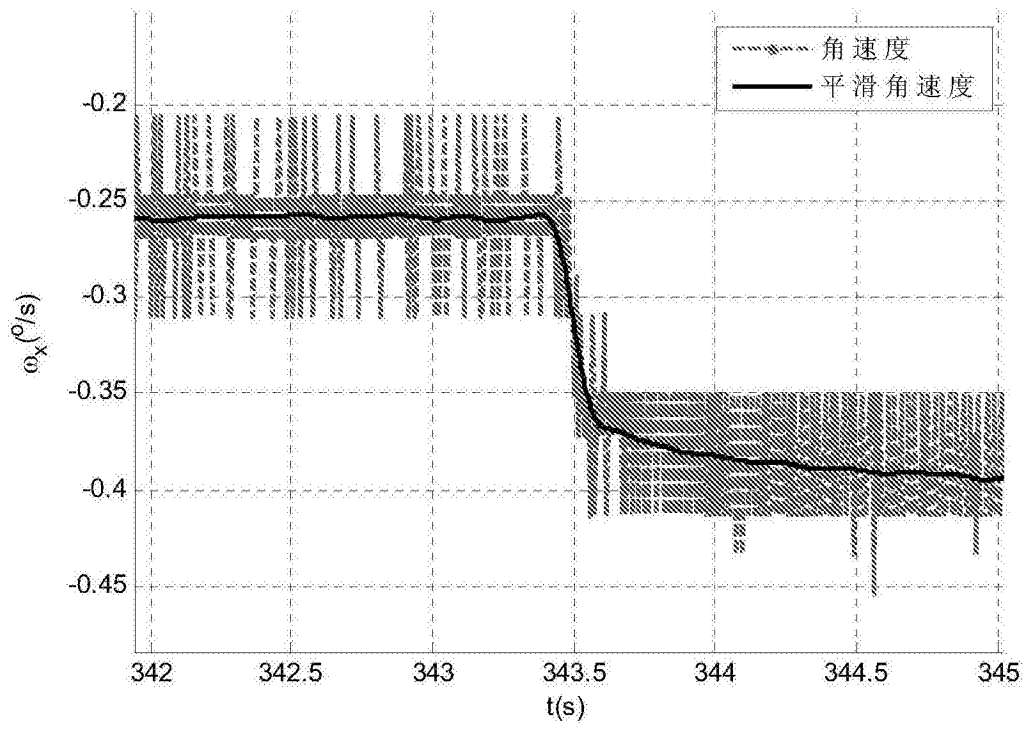


图2

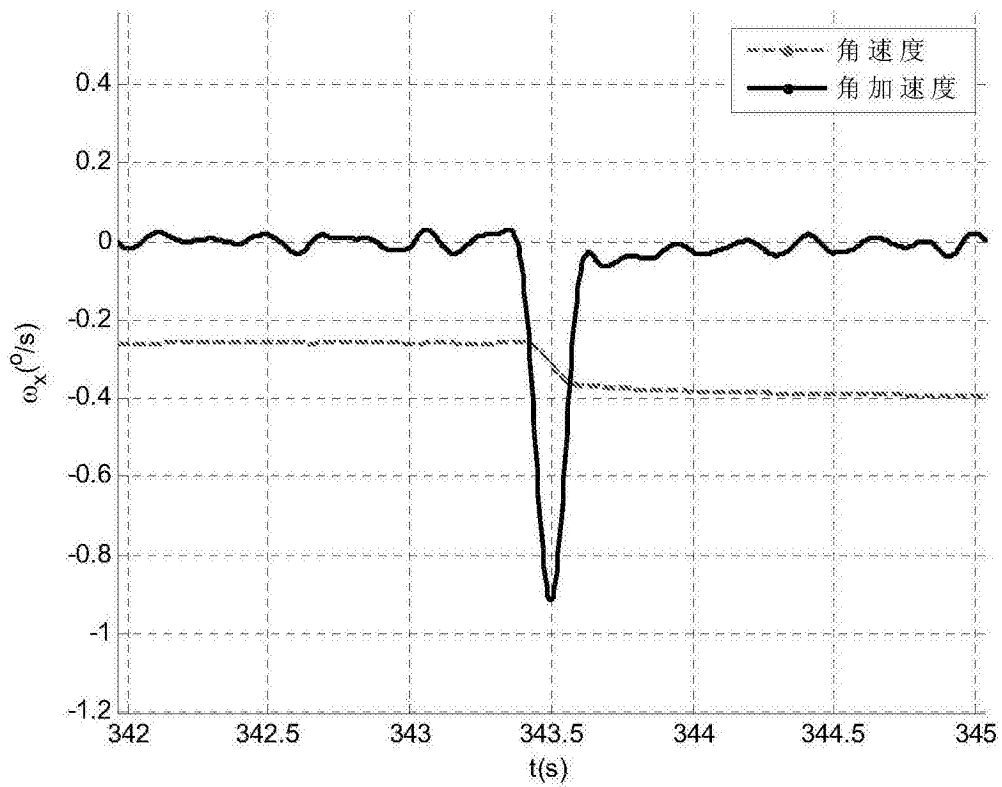


图3

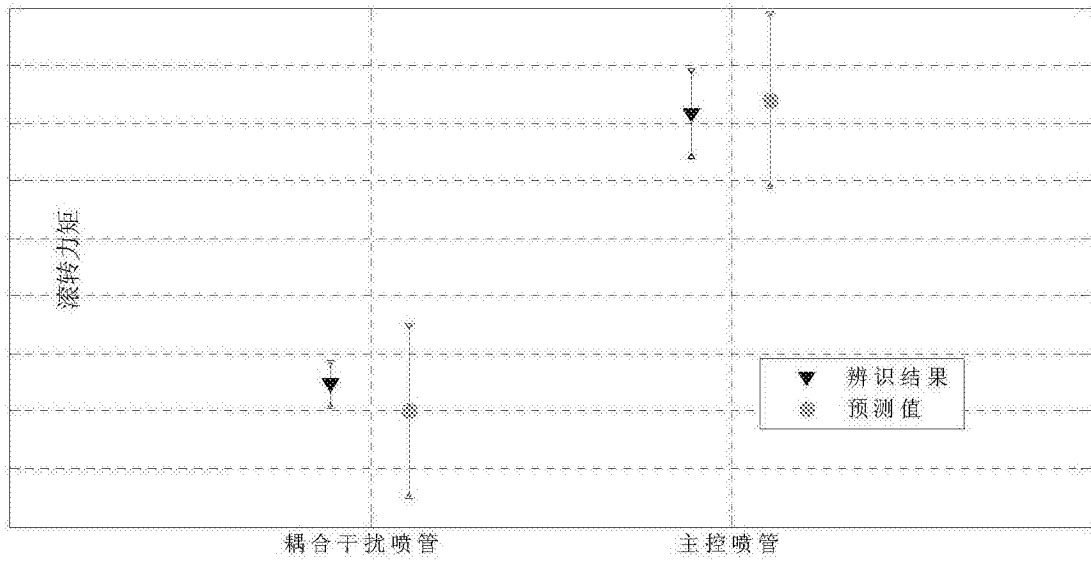


图4