

文章编号:1000-6893(2008)06-1419-05

质量矩再入飞行器的参数优化和性能分析

高长生, 荆武兴, 李瑞康

(哈尔滨工业大学 航天学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

Parameter Optimization and Performance Analysis of Moving Mass Actuated Reentry Vehicle

Gao Changsheng, Jing Wuxing, Li Ruikang

(School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

摘要: 为满足模型的有效性和可操作性,提出了以个体为对象的质量矩再入飞行器(MMV)动力学分析方法,即依靠内力和过载等物理量定性分析并设计主要参数后,再写出姿态、滑块完整动力学方程。该方程在保证 MMV 机动性不变的前提下,降低了系统耦合性;以驱动滑块运动的内力为控制量的简化方程是仿射型非线性方程,与精确方程的状态响应相比迎角偏差在 0.01° 以内,因此该方法降低了自动驾驶仪的设计难度。

关键词: 再入飞行器; 飞行力学; 质量矩; 建模; 总体设计

中图分类号: V448.2 **文献标识码:** A

Abstract: To ensure the validity and maneuverability of the model, the dynamic analysis approach of moving mass reentry vehicle (MMV) is proposed based on the single-body. This approach designs attitude dynamics parameters relying on qualitative analysis, by using overload and internal forces, and then writes attitude and moving mass kinetics complete equations. These equations can guarantee the MMV mobility, and reduce coupling of the system. The simplified equations are affine nonlinear equations. Compared with the attitude response of the precision equations, the deviation in angle of attack is within 0.01° . Thereby the method can reduce the technical difficulty of designing autopilot.

Key words: reentry vehicle; flight dynamics; moving mass; modeling; integrated design

质量矩再入飞行器(Moving Mass Reentry Vehicle, MMV)通过改变力臂来调整系统质心所受外力矩,实现机动飞行。与传统控制(空气舵或喷气发动机)相比,由于 MMV 具有气动外形简单、无舵面烧蚀等优点,因而成为了研究的热点问题,在动能拦截器^[1]、人造卫星^[2]、再入飞行器^[3-5]、旋转弹头^[6-7]和非旋转弹头^[8]中都有研究。

由于结构复杂,所以对 MMV 动力学模型分析显得额外重要。文献[9]在此方面做了卓有成效的工作。该文献以滑块和弹体为整体进行建模,仿真分析了影响姿态运动的各种因素,但未研究如何优化系统参数,以满足降低系统耦合性,提高操作性等目的。为此,本文提出了 MMV 局部分析方法。该方法首先依靠内力和过载等物理量定性分析并设计主要参数,待参数设计完毕后获得完整方程,给出简化方程。该简化模型不但保证了姿态角加速度是质量块位移的线性函数,质量块加速度又是控制内力的线性函数,而且跟踪

精确方程精度很高,从而为设计 MMV 自动驾驶仪提供了通用性较强的动力学模型。

1 MMV 特征参数

与依靠空气舵或直接喷气力等传统控制相比,径向质量块的轴向坐标,轴向质量块的径向坐标,伺服机构配置,每个质量块与系统的质量比等,是 MMV 区别于传统飞行器的特征参数。伺服机构选择多少个质量块适宜,影响质量块所占质量比的因素是什么;应如何配置径向质量块的轴向坐标,使得 MMV 在机动性能不变的情况下,最大限度地减少系统耦合程度,以降低系统对控制算法提出的要求等,这些都涉及到 MMV 特征参数的选择。本文将采用局部分析途径,依靠内力和过载等物理量定性分析并设计这些参数。

2 主被动内力表达的 MMV 姿态动力学模型

不失一般性,讨论含有 3 块质量块的 MMV 系统。系统构型如图 1 所示。

收稿日期:2007-12-08; 修订日期:2008-08-25
基金项目:国家自然科学基金(10572042)
通讯作者:高长生 E-mail: corturb@126.com

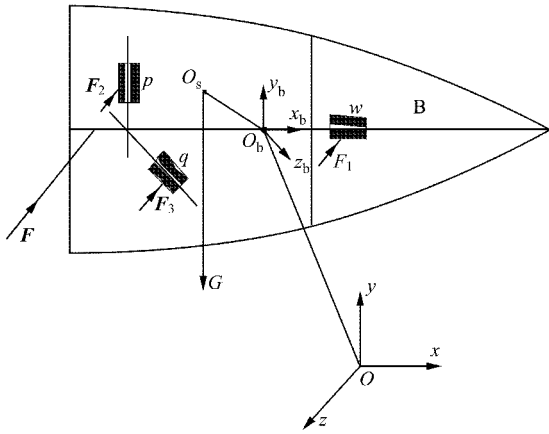


图1 带有3块质量块的再入飞行器

Fig. 1 Reentry vehicle with three moving masses

图1中:地心惯性坐标系 $Oxyz$ 与再入时刻原点位于目标点的北偏东坐标系重合,并在惯性空间保持不动;体坐标系 $O_b x_b y_b z_b$ 原点建立在弹体质心处,坐标轴分别沿弹体主惯量方向;飞行器 S 由弹体 B 和3个质量块 p, q, w 组成,质量分别为飞行器总质量 m_s ,弹体质量 m_b ,沿 x_b 轴运动的 w 滑块质量为 m_1 ,沿 y_b 轴的 p 滑块质量为 m_2 ,沿 z_b 轴的 q 滑块质量为 m_3 ,与飞行器总质量质量比为 $\mu_i = m_i/m_s$ ($i=1, 2, 3$); r_{ob}, v_{ob} 分别为 O_b 点相对于惯性系的位置矢量、速度矢量; $I_{B/b}$ 为弹体相对于其质心的转动惯量阵; $\omega = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ 为弹体相对于惯性坐标系的转动角速度在弹体系下的表达式; A_{ob} 为对应的转换矩阵;3 滑块 p, q, w 在体坐标系下的坐标分别为: $r_{b2} = [l \ \delta_y \ 0]^T$, $r_{b3} = [l \ 0 \ \delta_z]^T$, $r_{b1} = [\delta_x \ 0 \ 0]^T$, 其中 l 为径向质量块的轴向坐标, δ_i ($i=x, y, z$) 为相应质量块在其滑道内位置坐标;质量块受到弹体的内力在体坐标系中的坐标分别为: $F_2 = [N_{21} \ u_p \ N_{23}]^T$, $F_3 = [N_{31} \ N_{32} \ u_q]^T$, $F_1 = [u_w \ N_{12} \ N_{13}]^T$, 其中 N_{ij} ($i, j=1, 2, 3$) 为被动内力, u_k ($k=p, q, w$) 为主动控制内力;弹体质心所受到的外力矩 $M_{wb} = M_1 + M_{st/b}$, $M_{st/b}$ 为气动外力对弹体质心的稳定力矩, M_1 为除去稳定力矩以外的其他力矩。MMV 质心平动、绕质心转动和滑块动力学方程分别为

$$\ddot{r}_{os} = \dot{v}_{ob} + \sum_{i=1}^3 \mu_i \ddot{r}_{bi} = \frac{1}{m_s} F + A_{ob} g \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \dot{H}_{S/s} &= I_{B/b} \dot{\omega} + \omega \times (I_{B/b} \omega) + \\ &\sum_{i=1}^3 (r_{bi} - \sum_{j=1}^3 \mu_j r_{bj}) \times \ddot{r}_{bi} = \\ &M_1 + M_{st/b} - r_{bs} \times F \end{aligned} \quad (2)$$

$$\ddot{r}_{ok} = \dot{v}_{ob} + \ddot{r}_{bk} = \frac{1}{m_k} F_k + A_{ob} g \quad (3)$$

式中: r_{os} 为 O_s 点相对于惯性系的位置矢量; $F = [-X \ Y \ Z]^T$ 为弹体受到的气动力在 $O_b x_b y_b z_b$ 系下的坐标; X, Y, Z 为气动力; g 为重力加速度在再入惯性坐标系下表达式; $H_{S/s}$ 为飞行器绕其质心 O_s 的角动量; r_{ok} ($k=1, 2, 3$) 为第 k 个滑块的惯性位置。

MMV 动力学分析与设计的常用方法是将式(1)~式(3)直接在弹体坐标系下展开。这样做往往会因系统过于复杂而难以设计主要参数。若在上述方程未完全展开前设计系统参数,则可大大降低参数设计的难度。由式(1)~式(3)可得弹体绕其质心 O_b 姿态动力学方程

$$\begin{aligned} \dot{H}_{B/b} &= I_{B/b} \dot{\omega} + \omega \times (I_{B/b} \omega) = M_1 + M_{st/b} + \\ &\begin{bmatrix} N_{32} \delta_z - N_{23} \delta_y \\ (u_3 + N_{23}) l - N_{31} \delta_x + N_{13} \delta_x \\ -(u_2 + N_{32}) l + N_{21} \delta_y - N_{12} \delta_x \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (4)$$

式中: $H_{B/b}$ 为弹体绕其质心 O_b 的角动量。式(4)是以滑块受到的内力 F_i ($i=1, 2, 3$) 代替式(3)中的惯性力 $-\sum_{i=1}^3 (r_{bi} - \sum_{j=1}^3 \mu_j r_{bj}) \times \ddot{r}_{bi}$, 从而使方程大大简单。

同样,由式(1)~式(3)可得以内力 F_i 表达的第 k ($k=1, 2, 3$) 个滑块的惯性加速度为

$$\ddot{r}_{bk} = \frac{m_k + m_b}{m_k m_b} F_k + \frac{1}{m_b} \left(\sum_{j=1, j \neq k}^3 F_j - F \right) \quad (5)$$

本文的工作就是基于式(4)和式(5),依靠内力、过载等物理量设计 MMV 主要参数,待参数设计完毕后再在弹体系下展开式(1)~式(3)。

3 MMV 特征参数设计

首先讨论执行机构配置问题。根据式(5)得轴向滑块动力学方程为

$$\delta''_x = (\omega_y^2 + \omega_z^2) \delta_x + \frac{m_1 + m_b}{m_1 m_b} u_w - \frac{X}{m_b} + \frac{N_{21}}{m_b} + \frac{N_{31}}{m_b} \quad (6)$$

式中:“”为矢量在弹体坐标系中对时间二阶导数。在不考虑姿态运动和滑块活动,仅考虑 MMV 平动的情况下,由式(6)可近似得

$$|u_w| = |\mu_1 n_x m_s g| \quad (7)$$

式中: n_x 为飞行器轴向过载。以某远程再入飞行器为例,图2给出了再入过程中,飞行器速率和

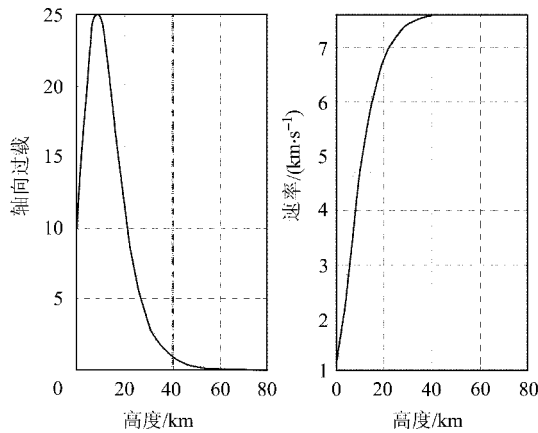


图 2 再入过程中轴向过载与飞行高度关系

Fig. 2 Relationship between axial overload and flight altitude in reentry maneuver

轴向过载随飞行高度的变化情况。当 n_x 达到最大值时,若质量比 μ_1 很小,可以保证 $|u_w|$ 不是很大,伺服机构可以任意驱动滑块,但系统质心变化受 δ_x 变化影响很小,难以获得良好的操纵效果;若 μ_1 很大,就可能会出现伺服机构无法驱动滑块的可能。因此轴向不放置质量块,采用差动副翼和活动质量块相结合的控制模式,差动副翼用来进行滚动稳定控制,克服弹头非对称烧蚀以及内部活动质量体运动对滚动的影响。偏航和俯仰通过质量体的二维横移进行控制。式(4)可以写成

$$\dot{H}_{B/b} = I_{B/b} \dot{\omega} + \omega \times (I_{B/b} \omega) = M_1 + M_{st/b} + \begin{bmatrix} N_{32} \delta_x - N_{23} \delta_y \\ (u_3 + N_{23})l - N_{31} \delta_x \\ -(u_2 + N_{32})l + N_{21} \delta_y \end{bmatrix} \quad (8)$$

从降低耦合的角度出发,可以令式(8)中 $l=0$,但 $l=0$ 会改变了 MMV 的机动性(或提高或降低视具体布局而定)。图 3 给出了飞行中某点处, $l=0$ 和 $l \neq 0$ 两种情况下,对应配平迎角偏差值随 l 变化情况。可见 $|l|$ 越大,产生迎角偏差越大。若从气动外形上考虑,保证 $l \neq 0$ 对应的标称静稳定度(径向质量块均处于纵轴时的静稳定度)与 $l=0$ 时的相等,既可以获得同样的机动性,又降低系统的耦合。这样式(8)可以简化为

$$\dot{H}_{B/b} = I_{B/b} \dot{\omega} + \omega \times (I_{B/b} \omega) = M_1 + M_{st/b} + \begin{bmatrix} N_{32} \delta_x - N_{23} \delta_y \\ -N_{31} \delta_x \\ N_{21} \delta_y \end{bmatrix} \quad (9)$$

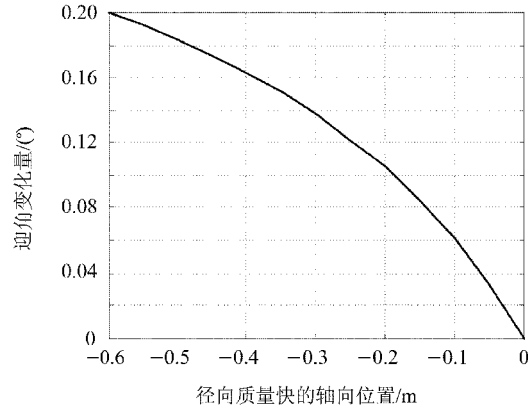


图 3 径向运动质量块的轴向位置对配平迎角的影响

Fig. 3 Relationship between trim angle of attack and transversal coordinate of moving mass point

比较式(7)和式(9)可以看出,采用组合控制模式减小了通道间交叉耦合的程度。

最后,讨论影响质量比的主要因素。以内力表达的其他两滑块动力学方程为

$$\left. \begin{aligned} \delta''_y &= (\omega_y^2 + \omega_x^2) \delta_y + \frac{m_2 + m_b}{m_2 m_b} u_p - \frac{Y}{m_b} + \frac{N_{32}}{m_b} \\ \delta''_z &= (\omega_y^2 + \omega_x^2) \delta_z + \frac{m_3 + m_b}{m_3 m_b} u_q - \frac{Z}{m_b} + \frac{N_{23}}{m_b} \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

同式(7)类似有

$$\left. \begin{aligned} |u_p| &= |\mu_2 Y| \\ |u_q| &= |\mu_3 Z| \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

由式(11)看出质量比 μ_i 受伺服驱动系统额定推力 u_i 和横向力限制。实际应用时可以由式(11)限定质量比,选择功率合适的发动机。

至此,依靠内力和过载等物理量,采用局部分析法,设计完 MMV 特征参数。总结如下:轴向不放置质量块;径向质量块的轴向坐标 $l=0$;质量比的设置受发动机额定推力和所需横向力限制。

4 MMV 姿态完整动力学方程及其机理

在设计完特征参数设计后,令 $[\omega_x \ \omega_y \ \omega_z \ \delta''_y \ \delta''_z]$ 获得在弹体系下表达的姿态动力学方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \\ \delta''_y \\ \delta''_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (M_{co} + M_{fa} + M_{ft} + M_{fg} + M_n)_x \\ (M_{co} + M_{fa} + M_{ft} + M_{fg} + M_n)_y \\ (M_{co} + M_{fa} + M_{ft} + M_{fg} + M_n)_z \\ (F_y + F_w + F_n + F_{cl} + F_{fl} + F_{fg})_1 \\ (F_y + F_w + F_n + F_{cl} + F_{fl} + F_{fg})_2 \end{bmatrix} \quad (12)$$

式(12)说明:

- (1) 将作用于弹体上的力矩分为常规耦合力

矩 M_{co} 、附加力矩 M_f 和内力矩 M_n 。设 $M_b = M_{wb} + M_{ct} = M_1 + M_{st/b} - \omega \times (I_{B/b}\omega)$ 为常规力矩,表示弹体质心受到的外力矩和本身运动产生的陀螺力矩, M_{co} 是在 M_b 基础上,加入惯性主轴偏移对其产生的耦合而形成;附加力矩 M_f 包括与质量块位置有关的附加气动稳定力矩 M_{fa} ,与质量块运动速度、加速度有关的附加哥氏力矩 M_{fg} ,与质量块位置和弹体姿态速度有关的附加陀螺力矩 M_{ft} ; M_n 由质量块位移与控制内力交叉耦合产生。

(2) 按照滚动耦合力 F_y ,外部气动力 F_w ,主动控制内力 F_n ,常规离心力 F_{cl} ,附加离心力 F_{fl} 和哥氏力 F_g 将作用在质量块上的力分类。各分量分别为

$$\begin{aligned} M_{co} &= \begin{bmatrix} k_{11}M_b(1) \\ k_{21}M_b(2) - k_{22}M_b(3) \\ k_{31}M_b(3) - k_{32}M_b(2) \end{bmatrix} \\ M_{fa} &= \begin{bmatrix} k_{12}(\delta_z Y - \delta_y Z) \\ -k_{23}X\delta_z \\ k_{33}X\delta_y \end{bmatrix} \\ M_{ft} &= \begin{bmatrix} k_{13}\omega_y\omega_z(\delta_z^2 - \delta_y^2) \\ (k_{24}\omega_y\delta_y - k_{25}\omega_z\delta_z)\omega_x\delta_z \\ -(k_{24}\omega_z\delta_z - k_{25}\omega_y\delta_y)\omega_x\delta_y \end{bmatrix} \\ M_{fg} &= - \begin{bmatrix} 2k_{13}\omega_x(\delta_y\delta'_y + \delta_z\delta'_z) \\ [k_{26}(\omega_z\delta'_y + \omega_y\delta'_z) + k_{27}\omega_y\delta'_z]\delta_z \\ [k_{36}(\omega_y\delta'_z + \omega_z\delta'_y) + k_{37}\omega_z\delta'_y]\delta_y \end{bmatrix} \\ M_n &= k_{12}(\delta_y u_q - \delta_z u_p) \\ F_y &= \begin{bmatrix} -k_{41}\delta_z \\ k_{51}\delta_y \end{bmatrix} M_{co}(1) \\ F_w &= \frac{1}{m_B} \begin{bmatrix} k_{43} - 1 & k_{42}\delta_y\delta_z \\ k_{52}\delta_y\delta_z & k_{53} - 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Y \\ Z \end{bmatrix} \\ F_n &= \frac{1}{m_B} \begin{bmatrix} k_{44} - k_{43} & -k_{42}\delta_y\delta_z \\ -k_{52}\delta_y\delta_z & k_{54} - k_{53} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_p \\ u_q \end{bmatrix} \\ F_{cl} &= \begin{bmatrix} (\omega_z^2 + \omega_x^2)\delta_y \\ (\omega_y^2 + \omega_x^2)\delta_z \end{bmatrix} \\ F_{fl} &= \begin{bmatrix} k_{42}\delta_y\delta_z\omega_y\omega_z\delta_y + k_{43}\omega_y\omega_z\delta_z \\ k_{52}\delta_y\delta_z\omega_y\omega_z\delta_z + k_{53}\omega_y\omega_z\delta_y \end{bmatrix} \\ F_g &= \begin{bmatrix} 2k_{42}\delta_y\delta_z\omega_x\delta'_y - 2k_{43}\omega_x\delta'_z \\ 2k_{53}\omega_x\delta'_y - 2k_{52}\delta_y\delta_z\omega_x\delta'_z \end{bmatrix} \end{aligned}$$

系数 k_{lh} (l, h 对应上式中的下角标)是随质量块位移做微小变化的参数。

为设计自动驾驶仪,需要化简式(12)。 M_{co} , M_{fa} 为影响姿态运动的主要因素^[9]; M_n 为控制力 u_p, u_q 的函数; F_w 为总升力的函数; F_n 为控制力的函数; F_{cl} 类似于姿态动力学方程中的常规陀螺

力矩 M_{ct} ; F_y 受滚动力矩影响。以上这些力、力矩是影响姿态运动的主要因素,或在特殊环境下会成为主要因素,为保证所获的简化方程具备较强的通用性均不忽略。 M_{ft}, M_{fg}, F_{fl} 和 F_g 与姿态转速、质量块运动速度有关,是影响姿态的动态过程的主要因素,对稳态值没有影响。下面从仿真角度分析这些量对姿态动态过程的影响程度,以决定是否忽略。启动 u_p 和 u_q ,驱动滑块运动,对比简化方程与精确方程式(12)的状态响应值。针对式(12),首先忽略 M_{ft}, M_{fg} 获得简化方程 A; 然后保留 M_{ft}, M_{fg} 项,忽略 F_{fl}, F_g 获得简化方程 B; 最后将 M_{ft}, M_{fg}, F_{fl} 和 F_g 均忽略获得简化方程 C。

图 4 给出了忽略 $(M_{ft} + M_{fg})$ 、获得简化方程 A 与精确方程比较迎角偏差情况。可见迎角偏差量级在 0.01° ($l \neq 0$ 时在 0.1° 左右)以下。这得益于局部法设计参数时令 $l=0$ 的效果。仿真发现:在同样的控制力作用下, $l=0$ 时 $(M_{ft} + M_{fg})$ 只有 $10 \text{ N} \cdot \text{m}$ 左右,而 $l=-0.2 \text{ m}$ 时可达 $400 \text{ N} \cdot \text{m}$ 。正是由于参数优化使 $(M_{ft} + M_{fg})$ 大幅度降低,保证了对应简化方程跟踪精确方程效果良好,迎角响应偏差几乎为零。

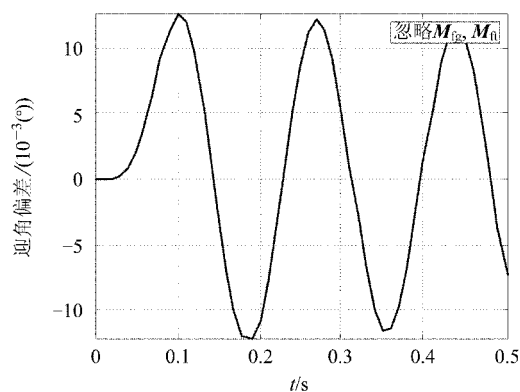


图 4 简化方程 A 与精确方程之间的迎角偏差
Fig. 4 Comparison of deviations of angle of attack between simplified equation A and precision equations

从图 5 看出简化方程 B 与精确方程比较对应质量块位移偏差在 0.1 cm 以下。之所以如此之小,同图 4 分析一样,局部法设计参数时令 $l=0$ 起到了很大作用。仿真发现简化方程 C 与精确方程状态比较,其中迎角偏差和图 4 差不多在 0.01° 以下,质量块位移偏差和图 5 差不多在 0.1 cm 以下。说明 $(M_{ft} + M_{fg})$ 对滑块位移的影响, $(F_{fl} + F_g)$ 对姿态运动的影响均很小。

总之, $l=0$ 后,质量块位移 δ_y, δ_z 是影响 M_{ft}, M_{fg}, F_{fl} 和 F_g 的主要因素,而 δ_y, δ_z 的幅值在 0.2 m

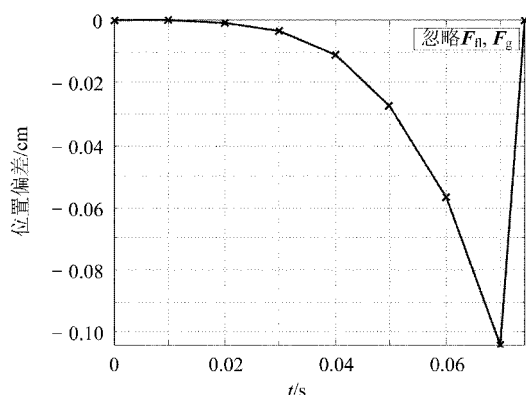


图 5 简化方程 B 与精确方程相比较质量块位置偏差
Fig. 5 Comparison of deviations of moving mass position between simplified equation B and precision equations

左右,且多以二次方形式出现在以上 4 项中。这使得这几项对姿态状态的影响达到可以忽略的程度。

5 姿态简化动力学模型及其适用范围

忽略 M_{ft} , M_{fg} , F_{fl} 和 F_g 因素后建立 MMV 姿态简化动力学方程如下:

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \\ \delta''_y \\ \delta''_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (M_{co} + M_{fa} + M_n)_x \\ (M_{co} + M_{fa} + M_n)_y \\ (M_{co} + M_{fa} + M_n)_z \\ (F_\gamma + F_w + F_n + F_{cl})_1 \\ (F_\gamma + F_w + F_n + F_{cl})_2 \end{bmatrix} \quad (13)$$

式(13)以驱动滑块运动的主动内力 u_p, u_q 为输入量,以姿态角、滑块位移为输出量,是典型的仿射型非线性系统。与传统飞行器简化方程的区别在于其姿态环节增加了气动稳定力矩 M_{fa} 和内力矩 M_n ,但二者是质量块位移的线性函数。该简化方程满足了简化模型应高精度跟踪精确模型和计算效率高的双重目标,可应用到径向质量块的轴向坐标 $l=0$ 的任何场合。若沿轴向也放置质量块,可应用到轴向过载不很大的飞行器上。

6 结论

为解决质量矩飞行器因结构复杂而难于设计自动驾驶仪这一问题,采用以质量块、弹体分开研究的局部分析方法设计了 MMV 特征参数。研究结果表明:保证系统标称静稳定度不变的情况下,令径向质量块的轴向坐标为零,可以达到同样的机动能力,却极大地减小了系统耦合程度;以姿态角、角速度、滑块在弹体内位移、运动速度为状态量的姿态、滑块组合动力模型,依靠驱动滑块运动的内力控制,使模型更接近实际情况;忽略影响姿态运动的附加哥氏力矩、附加陀螺力矩和影响滑块运动

的附加离心力、附加哥氏力这 4 项建立了简化模型,与精确模型的状态响应比较迎角偏差在 0.01° 以下,该模型具有跟踪精度高、计算量小等特点,从而降低了质量矩控制技术对控制算法提出的要求。

参 考 文 献

- [1] Menon P K, Ohlmeyer E J. Intergrated guidance and control of moving mass actuated kinetic warhead [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2004, 27(1):118-126.
- [2] EI-Gohary A. Glabal stability of the rotational motion of a rigid body containing moving mass[J]. International Journal of Non-Linear Mechanics, 2001,36(1): 663-669.
- [3] Yam Y, Mingori D L. Stability of a spinning axisymmetric rocket with dissipative internal mass motion [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1997, 20(2):306-311.
- [4] Petsopoulos T, Regan F J, Barlow J. Moving mass roll control system for fixed-trim re-entry vehicle[J]. Journal of Spacecraft and Rocket, 1996,33(1):54-60.
- [5] Robinett R D, Sturgis B R, Kerr S A. Moving mass trim control for aerospace vehicle [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics,1996,19(5):1064-1070.
- [6] 易彦,周凤岐.高超声速战术导弹的变质心矢量控制[J].中国科学(G),2003,33(3):281-288.
Yi Yan, Zhou Fengqi. Moving center of mass controlled missile[J]. Science in China(Series G), 2003, 33(3): 281-288. (in Chinese)
- [7] Liao G B. Neural networks and adaptive nonlinear control of mass moment missiles [J]. Journal of Astronautics, 2004, 25(5):520-526.
- [8] 贺有智,张晓宇.模糊变结构在质量矩导弹控制系统上的应用[J].系统工程与电子技术,2005,27(1):93-96.
He Youzhi, Zhang Xiaoyu. Desin of three moving masses missile syetem based on the fuzzy variable structure control [J]. Systems Engineering and Electronics, 2005, 27(1): 93-96. (in Chinese)
- [9] 廖国宾,于本水,杨宇光.质量矩控制技术的机理分析及方程简化研究[J].系统工程与电子技术,2004,26(11):1635-1639.
Liao Guobin, Yu Benshui, Yang Yuguang. Study on the theory and simplified equations of mass moment control missile[J]. Systems Engineering and Electronics, 2004, 26(11): 1635-1639. (in Chinese)

作者简介:

高长生(1978—) 男,讲师。主要研究方向:飞行器轨道姿态动力学,制导、导航与控制。

Tel: 0451-86418233

E-mail: corturb@126.com

荆武兴(1965—) 男,博士,博士生导师。主要研究方向:空间飞行器动力学与控制,系统辨识,非线性系统控制,制导、导航与控制。

李瑞康(1982—) 男,博士研究生。主要研究方向:质量矩导弹动力学与控制。

(责任编辑:刘振国,赵利)