论文

俯控式单滑块变质心飞行器控制问题

李润青^①, 高长生^{①*}, 荆武兴^①, 杜华军^②^① 哈尔滨工业大学航天学院, 哈尔滨 150001;^② 北京航天自动控制研究所, 北京 100854;

* E-mail: gaocs@hit.edu.cn

收稿日期: 2016-03-19; 接受日期: 2016-08-15; 网络出版日期: 2016-09-26

国家自然科学基金(批准号: 11572097)和哈尔滨工业大学-航天科技集团联合创新基金(编号: CASC-HIT13-1C03)资助项目

摘要 针对以质点方式的滑块布局无法在实际工程中实现的问题, 提出了一种大质量比的单滑块布局模式, 并与喷气推力组合实现了飞行器的倾斜转弯. 采用大质量比滑块的布局方式不仅易于工程实现而且可以提高飞行器的机动能力. 通过动力学分析, 结果表明大质量比的滑块在运动过程中会导致飞行器姿态与滑块转角之间的运动耦合, 而且在动量交换过程所产生的惯性力矩也会影响飞行器的动态特性, 因此滑块不能再作为质点来处理. 针对这种强耦合非线性动力学系统, 将非线性耦合项和未建模扰动视为总扰动, 设计了一种线性扰动观测器对其进行估计, 然后利用反馈线性化控制进行补偿. 仿真结果验证了这种大质量比滑块布局模式的可行性, 所设计的控制器可以实现对姿态指令的跟踪.

关键词 变质心控制, 再入飞行器, 控制器设计, 扰动观测器

1 引言

变质心控制技术已经被应用到关于飞行器的多个领域中^[1~4], 其特点是通过调整飞行器内部活动体与壳体的相对位置使系统质心发生变化, 从而改变飞行器的姿态. 但这也增加了内部布局的设计难度. 20 世纪 70 年代变质心技术首先被应用于自旋飞行器的控制中, 包括从空间的自旋卫星到大气层内的自旋弹^[5,6]. 到 20 世纪 90 年代中期, 这种技术在再入飞行器上的应用逐渐成为研究热点, 而我国学者在同一时期也陆续开展了再入飞行器的变质心控制研究^[7~9]. 由于变质心飞行器的执行机构在其内部, 因此在保

证飞行器气动外形的同时避免了空气舵的烧蚀问题. 鉴于这个优点, 它在再入飞行器上的应用具有广阔的发展前景.

早期的变质心再入飞行器以三滑块和两滑块布局为主^[10,11]. 然而受飞行器内部空间的限制, 这类布局模式很难在实际工程中实现. 而在 21 世纪初, 变质心控制技术从相关的理论研究转入到了工程应用阶段. 因此单滑块控制成为目前较有应用前景的布局模式^[12~14], 有很多学者对单滑块布局进行了相关的研究. 文献[15]研究了单滑块配平控制技术的控制机理, 其研究表明滑块的控制性能与旋转速度和轴向配置距离密切相关, 同时飞行器的轨迹也受

引用格式: 李润青, 高长生, 荆武兴, 等. 俯控式单滑块变质心飞行器控制问题. 中国科学: 技术科学, 2016, 46: 1048–1056

Li J Q, Gao C S, Jing W X, et al. Attitude control of reentry vehicle with a pitch-control single moving mass (in Chinese). Sci Sin Tech, 2016, 46: 1048–1056, doi: 10.1360/N092016-00106

到质量块与壳体的耦合影响. 文献[16]设计了一种内置旋转轮的变质心控制方案, 利用线性理论对这种配置模式进行了控制机理分析, 包括滑块布局、质量和旋转速度等对控制性能的影响. 近几年, 一些学者提出了单滑块俯控式的变质心飞行器, 它是利用布置在纵向平面内的滑块运动来实现飞行器俯仰姿态的控制. 文献[17]提出了一种单滑块与喷气发动机组合的控制模式, 并采用最优控制律对这种组合模式设计了控制器. 文献[18]将单滑块俯控式扩展为一种极坐标控制模式, 该布局的特点是滑块沿导轨平动, 而导轨绕弹体纵轴转动, 通过协调导轨转角和滑块位移实现机动飞行, 从而降低了系统对滚转控制的要求.

单滑块布局的变质心控制模式可以减少内部执行机构的个数, 但其工程化仍然有一定困难. 同时随着再入飞行器对机动能力的要求越来越高, 为了实现 $2g$ 以上的过载需求, 内部滑块的质量比必须在 0.2 以上. 因此对于总质量为 500 kg 的再入飞行器来说, 滑块的质量需要超过 100 kg . 此时若仍将滑块作为小质量块来设计显然是不可取的, 因此具有大质量比的单滑块控制技术将会逐渐应用于再入变质心飞行器上. 而大质量比单滑块的再入飞行器属于结构快时变的多体系统, 滑块与弹体频繁的相对运动以及内动量的交换会导致通道间的耦合, 从而严重影响飞行器的动力学特性. 而且在滑块与气动力的共同作用下, 飞行器的弹道极易发散. 因此这样一个具有强不确定性、强耦合的非线性系统给控制器的设计带来了极大难度.

因此对于大质量比的单滑块变质心飞行器, 如何进行布局设计、建模分析和控制器设计是本文研究的重点. 为此本文提出一种具有大质量比的单滑

块与喷气组合的倾斜转弯(bank-to-turn, BTT)控制模式. 该控制模式通过内部大质量滑块的弧线运动产生正或负攻角, 通过安装在尾部的滚转喷气发动机实现制导需要的升力方向. 同时可以将飞行器的制导控制系统或战斗部等设备填入滑块内, 从而优化了飞行器内部的结构空间. 采用牛顿力学方法对这种滑块配置的飞行器建立了动力学模型, 并和小质量比构型的飞行器在控制机理与控制模型方面进行了对比分析. 其次设计线性扰动观测器对滑块运动引起的扰动等进行了估计, 分析了观测器的估计误差, 最后通过仿真验证了大质量比变质心控制方案的可行性及控制器的有效性.

2 大质量比单滑块俯控式再入飞行器

为了与本文提出的布局方案对比, 首先给出文献[17]提出的一种质点式变质心控制方案, 如图 1(a)所示. 它是将小质量滑块布置在飞行器纵平面来控制飞行器的俯仰运动. 这种布局在工程实现上有两个难点: (1) 质点式的单滑块在较小的体积下无法满足质量要求; (2) 滑块及执行机构占据飞行器内部主要空间, 从而增加飞行器内部结构的设计难度.

本文提出一种大质量比俯控式单滑块布局, 如图 1(b)所示. 变质心飞行器 S (质心为 s) 由弹体 B (质心为 b) 和弹体内部的活动质量块 P (质心为 p) 以及反作用推力系统(reaction control system, RCS)构成. 活动质量块与弹体在 O_1 , O_2 两点连接, 其中 O_2 点在伺服力的作用下沿导轨(与弹体固连)绕 O_1 做相对运动, 通过改变与弹体的相对位置使得系统质心发生变化, 从而在气动力的作用下获得不同的配平攻角, 产生期望升力的大小. 而通过 RCS 来控制飞行器的滚转

图 1 单滑块变质心飞行器示意图

(a) 质点式构型; (b) 大质量比构型

通道, 实现期望升力的方向.

通过对比两种布局模式可知, 本文提出的方案不仅优化了飞行器的内部结构. 同时由于滑块质量比的增加, 飞行器的机动能力也得到了提升.

针对图 1(b)中的物理量做一些说明: m_p , m_B 和 m_S 分别为活动体质量、弹体质量和系统质量, 且 $m_S = m_B + m_p$. 而 $\mu_p = m_p / m_S$ 和 $\mu_B = m_B / m_S$ 分别为活动体和弹体的质量比. $\mathbf{r}_p$ 和 $\mathbf{r}_b$ 分别表示活动体质心和弹体质心相对惯性坐标系原点的位置矢量, $\mathbf{r}_{O_1}$ 为 O_1 相对惯性坐标系原点的位置矢量. $\mathbf{r}_{O_1p}$ 和 $\mathbf{r}_{O_1b}$ 分别表示活动体质心和弹体质心相对 O_1 点的位置矢量. L_p 和 L_B 分别表示活动体质心和弹体质心到 O_1 的距离. 系统质心相对 O_1 点的位置矢量为 $\mathbf{r}_{O_1s} = \mu_p \mathbf{r}_{O_1p} + \mu_B \mathbf{r}_{O_1b}$.

3 控制能力分析

为了分析变质心飞行器的控制能力, 需要先建立动力学模型. 因此本文定义了 3 种坐标系, 分别为再入坐标系(惯性系)、弹体坐标系和活动体固连坐标系, 其中弹体坐标系的原点在弹头 O_1 处, O_1x_b 轴沿弹体纵轴, 指向头部为正, O_1y_b 轴垂直于 O_1x_b 轴并与导轨纵轴线平行, O_1z_b 轴与其他两轴构成右手坐标系. 活动体固连坐标系的原点同样在弹头 O_1 处, O_1x_p 轴沿活动体纵轴, O_1y_p 轴垂直于 O_1x_p 轴并位于弹体纵对称面内, O_1z_b 轴与其他两轴构成右手坐标系. 显然这两个坐标系之间的关系只需要一个偏转角 δ 即可确定. 则转换矩阵可表示为

$$\mathbf{C}_{PB} = \begin{bmatrix} \cos \delta & \sin \delta & 0 \\ -\sin \delta & \cos \delta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (1)$$

变质心飞行器是由活动体 P 和壳体 B 组成的, 因此系统对质心 s 的绝对动量矩可以表示为

$$\begin{aligned} \mathbf{H}_S &= \mathbf{H}_p + \mathbf{H}_B \\ &= \mathbf{I}_p \cdot (\boldsymbol{\omega}_{B/I} + \boldsymbol{\omega}_{P/B}) + \mathbf{I}_B \cdot \boldsymbol{\omega}_{B/I} \\ &\quad + m_p \mathbf{r}_{sp} \times \dot{\mathbf{r}}_{O_1p} + m_B \mathbf{r}_{sb} \times \dot{\mathbf{r}}_{O_1b}, \end{aligned} \quad (2)$$

式中, $\mathbf{I}_B$ 和 $\mathbf{I}_p$ 分别为壳体和活动体对各自质心的转动惯量; $\boldsymbol{\omega}_{B/I}$, $\boldsymbol{\omega}_{P/I}$ 和 $\boldsymbol{\omega}_{P/B}$ 分别表示弹体和活动体相对惯性坐标系的转动角速度矢量以及活动体相对弹体的转动角速度. 根据质点系的动量矩定理有

$$\begin{aligned} \frac{d\mathbf{H}_S}{dt} &= \frac{d(\mathbf{I}_p \cdot \boldsymbol{\omega}_{P/I} + \mathbf{I}_B \cdot \boldsymbol{\omega}_{B/I})}{dt} \\ &\quad + m_p \mathbf{r}_{sp} \times \ddot{\mathbf{r}}_{O_1p} + m_B \mathbf{r}_{sb} \times \ddot{\mathbf{r}}_{O_1b} = \sum \mathbf{M}_S. \end{aligned} \quad (3)$$

$\sum \mathbf{M}_S$ 为作用在飞行器上的外力矩, 可以表示为

$$\begin{aligned} \sum \mathbf{M}_S &= \mathbf{M}_C + \mathbf{r}_{sq} \times \mathbf{F}_{aero} \\ &= \mathbf{M}_C + \mathbf{M}_B + \mathbf{r}_{sb} \times \mathbf{F}_{aero}, \end{aligned} \quad (4)$$

式中, $\mathbf{M}_C$ 为喷气发动机产生的力矩, $\mathbf{M}_B$ 为作用在弹体质心的空气动力矩. $\mathbf{r}_{sq}$ 和 $\mathbf{r}_{sb}$ 分别表示的是从系统质心到飞行器压心和弹体质心的位置矢量. $\mathbf{r}_{sb} \times \mathbf{F}_{aero}$ 为弹体受到的附加气动力矩, 该项是变质心控制所产生的控制力矩.

根据相对微分法则, 矢量 $\ddot{\mathbf{r}}_{O_1p}$ 和 $\ddot{\mathbf{r}}_{O_1b}$ 在弹体系下可表示为

$$\begin{aligned} \ddot{\mathbf{r}}_{O_1p} &= \boldsymbol{\omega}'_{P/B} \times \mathbf{r}_{O_1p} + \boldsymbol{\omega}'_{B/I} \times \mathbf{r}_{O_1p} \\ &\quad + \boldsymbol{\omega}_{P/B} \times (\boldsymbol{\omega}_{P/B} \times \mathbf{r}_{O_1p}) \\ &\quad + 2\boldsymbol{\omega}_{B/I} \times (\boldsymbol{\omega}_{P/B} \times \mathbf{r}_{O_1p}) + \boldsymbol{\omega}_{B/I} \times (\boldsymbol{\omega}_{B/I} \times \mathbf{r}_{O_1p}), \\ \ddot{\mathbf{r}}_{O_1b} &= \boldsymbol{\omega}'_{B/I} \times \mathbf{r}_{O_1b} + \boldsymbol{\omega}_{B/I} \times (\boldsymbol{\omega}_{B/I} \times \mathbf{r}_{O_1b}), \end{aligned} \quad (5)$$

式中, $(\bullet)'$ 表示矢量在弹体坐标系下对时间的导数. 将式(4)和(5)代入式(3), 经过整理得到在弹体坐标系下表示的系统绕质心转动的动力学方程:

$$\begin{aligned} &(\mathbf{I}_B + \mathbf{J}_p + \mu_B m_p \mathbf{r}_{bp}^* \mathbf{r}_{bp}^{*T}) \boldsymbol{\omega}'_{B/I} \\ &\quad + (\mathbf{J}_p + \mu_B m_p \mathbf{r}_{bp}^* \mathbf{r}_{O_1p}^{*T}) \boldsymbol{\omega}'_{P/B} \\ &= \mathbf{M}_B + \mathbf{r}_{sb} \times \mathbf{F}_{aero} + \mathbf{M}_C - \boldsymbol{\omega}_{B/I} \\ &\quad \times [(\mathbf{I}_B + \mathbf{J}_p) \boldsymbol{\omega}_{B/I} + \mathbf{J}_p \boldsymbol{\omega}_{P/B}] \\ &\quad + \mathbf{M}_{fp} + \mathbf{M}_{fb} + \mathbf{M}_{ff}, \end{aligned} \quad (6)$$

式中, $(\bullet)^*$ 表示向量的叉乘矩阵, 其他各项表示如下:

$$\begin{aligned} \mathbf{M}_{fp} &= -\mathbf{r}_{sp} \times m_p (\boldsymbol{\omega}_{P/B} \times (\boldsymbol{\omega}_{P/B} \times \mathbf{r}_{O_1p})) \\ &\quad + 2\boldsymbol{\omega}_{B/I} \times (\boldsymbol{\omega}_{P/B} \times \mathbf{r}_{O_1p}) + \boldsymbol{\omega}_{B/I} \times (\boldsymbol{\omega}_{B/I} \times \mathbf{r}_{O_1p}), \\ \mathbf{M}_{fb} &= -\mathbf{r}_{sb} \times m_B (\boldsymbol{\omega}_{B/I} \times (\boldsymbol{\omega}_{B/I} \times \mathbf{r}_{O_1b})), \\ \mathbf{M}_{ff} &= -\mathbf{J}'_p (\boldsymbol{\omega}_{B/I} + \boldsymbol{\omega}_{P/B}), \\ \mathbf{J}_p &= \mathbf{C}_{PB}^T \mathbf{I}_p \mathbf{C}_{PB}, \\ \mathbf{J}'_p &= \boldsymbol{\omega}_{P/B} \times \mathbf{J}_p - \mathbf{J}_p \times \boldsymbol{\omega}_{P/B}. \end{aligned} \quad (7)$$

式(6)中的各分量在弹体坐标系下表示为

$$\begin{aligned} \mathbf{r}_{O_1p} &= [-L_p \cos \delta, -L_p \sin \delta, 0]^T, \quad \mathbf{r}_{O_1b} = [-L_B, 0, 0]^T, \\ \boldsymbol{\omega}_{B/I} &= [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T, \quad \boldsymbol{\omega}_{P/B} = [0, 0, \dot{\delta}]^T, \\ \mathbf{M}_C &= [2F_C R, 0, 0]^T, \end{aligned} \quad (8)$$

式中, F_C 为喷气推力大小, R 为喷气推力方向与飞行

器纵轴的垂直距离. 由式(6)可知 $\mu_B m_P r_{bp}^x r_{bp}^{xT}$ 和 $\mu_B m_P r_{bp}^x r_{ap}^{xT}$ 为活动体转动引起的附加转动惯量. M_{fp} 和 M_{fb} 为活动体和壳体转动引起的附加陀螺力矩, M_{ff} 为转动惯量变化引起的附加力矩.

对于图 1(a)所描述的系统, 其姿态动力学方程为

$$\begin{aligned} I_B \dot{\omega} + r_{sp} \times m_p (\ddot{r}_{bp} + 2\omega \times \dot{r}_{bp}) \\ = M_B + M_{fa} - \omega \times (I_B \omega) + M_{fp} + M_{fb}. \end{aligned} \quad (9)$$

将式(9)与本文所建立的动力学方程作对比可知, 由于滑块的质量较大, 式(6)较式(9)左边增加了附加转动惯量项, 同时右边增加了一项附加力矩 M_{fp} . 这些附加项会导致式(6)所描述的飞行器动力学特性更加复杂. 因此本文提出的具有大质量比的单滑块变质心飞行器有如下特点:

(1) 滑块的偏转运动会产生附加的转动惯量, 同时由于滑块质量较大, 使得飞行器的姿态和滑块的运动耦合变得更加密切;

(2) 变质心飞行器除了受到常规的气动力矩和控制力矩外, 还会受到额外的惯性力矩. 这些惯性力矩也是由于滑块在运动过程中与壳体发生动量交换所产生的耦合力矩, 会影响飞行器的控制性能.

为了说明本文提出的变质心控制方案具有更高的机动能力, 可以对比滑块质心在移动相同距离时, 两种变质心飞行器的攻角响应. 假设两种方案中的滑块质量比分别为 0.5 和 0.1, 系统的静稳定裕度均为 0.02, 攻角初始状态为零. 滑块质心的等效位移均为 10 cm, 则攻角的响应如图 2 所示.

图 2 两种方案的攻角响应

显然, 从仿真的角度可以看出, 本文提出的变质心方案可以得到更大的配平攻角. 从而使得飞行器的机动能力更强.

式(6)表示的变质心飞行器动力学模型是一个复杂的非线性系统, 为了便于控制器的设计, 需要对动力学方程进行必要的简化处理. 首先假设飞行器的偏航通道是稳定的, 攻角及活动体的偏转角均为小量; 其次角速度之间的乘积可以认为是小量, 因此方程中的惯性力矩相对于控制力矩较小, 可以视作未知扰动项, 在控制器设计时对其进行补偿即可. 此外由于大质量滑块具有较大的转动惯量, 因此滑块的运动耦合项在设计过程中不可忽略.

基于上述分析, 可以得到飞行器攻角和滚转角的微分方程为^[8,17]

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = -\frac{C_y q S}{m_s V} \alpha + \omega_z, \\ \dot{\gamma} = \omega_x + \omega_z \tan \psi \cos \gamma. \end{cases} \quad (10)$$

再结合式(6)最终得到飞行器的俯仰和滚转通道动力学模型为

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= f_1(x_1) + g_1(x_1)x_2 + w_1, \\ \dot{x}_2 &= f_2(x_1, x_2) + g_2(x_1, x_2)u + w_2, \end{aligned} \quad (11)$$

式中, w_1 和 w_2 包含未建模的附加惯性力矩、气动参数摄动引起的不确定项以及未知扰动, 且在状态轨迹包含的领域内是有界量. 其他各项表示如下:

$$x_1 = [\alpha, \gamma]^T, \quad x_2 = [\omega_z, \omega_x]^T, \quad u = [\delta, F]^T, \quad (12)$$

$$f_1(x_1) = \begin{bmatrix} -\frac{C_y q S}{m_s V} \alpha \\ 0 \end{bmatrix}, \quad g_1(x_1) = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ \tan \psi \cos \gamma & 1 \end{bmatrix}, \quad (13)$$

$$\begin{aligned} f_2(x_1, x_2) = & \begin{bmatrix} \left(\frac{m_z^\alpha \alpha V + m_z^{\omega_z} \omega_z L}{\tilde{I}_z V} \right) q S L + \frac{\tilde{I}_{xy} \omega_x \omega_y}{\tilde{I}_z} \\ + \frac{\mu_p C_y^\alpha \alpha q S}{\tilde{I}_z} (L_p - L_b \cos \delta) - \frac{\tilde{I}_\delta}{\tilde{I}_z} \ddot{\delta} \\ L_p \mu_p C_z^\beta q S \beta \sin \delta + \frac{m_x^{\omega_x} q S L^2}{V} \omega_x - \tilde{I}_{xy} \dot{\omega}_y \end{bmatrix}, \end{aligned} \quad (14)$$

$$g_2(x_1, x_2) = \begin{bmatrix} \frac{\mu_p L_p C_x q S}{\tilde{I}_z} & 0 \\ 0 & \frac{2R}{\tilde{I}_x} \end{bmatrix}, \quad (15)$$

$$\tilde{I}_z = I_{B3} + I_{P3} + m_p \mu_B (L_p^2 + L_B^2 - 2L_p L_B \cos \delta), \quad (16)$$

$$\tilde{I}_\delta = I_{P3} + m_p \mu_B (L_p^2 - L_p L_B \cos \delta), \quad (17)$$

$$\tilde{I}_x = I_{B1} + I_{P1} \cos^2 \delta + I_{P2} \sin^2 \delta + L_p \mu_B m_p \sin^2 \delta, \quad (18)$$

$$\begin{aligned} \tilde{I}_{xy} = & I_{B2} - I_{B1} + [m_p \mu_B L_p (L_B - L_p) \\ & + (I_{P1} - I_{P2})] \sin \delta, \end{aligned} \quad (19)$$

式中, $q = \rho V^2 / 2$, I_{B1} , I_{B2} , I_{B3} 为壳体对各轴的转动惯量, I_{P1} , I_{P2} , I_{P3} 为活动体对各轴的转动惯量. α , β 和 γ 分别为飞行器的攻角、侧滑角和滚转角. C_x 为阻力系数, C_y^α 和 C_z^β 为升力和侧力系数分别对攻角和侧滑角的偏导数; m_x^α , m_y^β 为稳定力矩系数对攻角和侧滑角的偏导数; $m_x^{\omega_x}$ 和 $m_z^{\omega_z}$ 为阻尼力矩系数导数; ρ 为大气密度, S 和 L 分别为飞行器的特征面积和特征长度, V 为飞行器的惯性速度大小.

在以往的文献中, 由于滑块的质量相对飞行器的总体质量较小, 因此在对变质心飞行器控制器设计时通常将其引起的附加运动忽略. 文献[17]给出的俯仰、滚转通道控制器模型如下:

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x = \frac{m_x^{\omega_x} q S}{I_x} \left(\frac{L^2}{V} \right) \omega_x + \frac{2FR}{I_x} - \frac{\mu_p \delta C_z^\beta q S}{I_x} \beta, \\ \dot{\omega}_z = -\frac{(I_y - I_x)}{I_z} \omega_x \omega_y + \frac{m_z^{\omega_z} q S}{I_z} \left(\frac{L^2}{V} \right) \omega_z \\ + \frac{q S [m_z^\alpha L - \mu_p I C_y^\alpha]}{I_z} \alpha - \frac{\mu_p q S C_x}{I_z} \delta. \end{cases} \quad (20)$$

由于将滑块视为质点, 因此式(20)忽略了附加相对惯性力矩 $m_p(1-\mu_p)L_p\ddot{\delta}$. 而在式(11)中并没有忽略滑块运动引起的惯性耦合项($\tilde{I}_\delta\ddot{\delta}$). 这是因为当滑块的质量较大时, 其运动所产生的影响已经无法被视为小扰动而忽略. 所以在设计控制器时, 这一影响是必须考虑的.

滑块的转动角度会受到弹体外形的限制, 本文所设计的活动体质量块的转动角度的幅值为 $\pm 5^\circ$. 同时由于驱动活动体的执行机构的动态特性会对系统的控制性能产生重要影响, 因此假设活动体的运动规律为二阶环节:

$$\ddot{\delta} = -2\xi\omega_n\dot{\delta} - \omega_n^2(\delta - \delta_c), \quad (21)$$

式中, ω_n 和 ξ 分别为无阻尼自振角频率和阻尼比, δ_c 为活动体的指令转动角度.

4 单滑块/滚喷 BTT 控制

4.1 基于反馈线性化的控制器设计

根据时标分离理论^[19], 飞行器的姿态状态变量的动力学特性满足时标分离条件, 因此可将控制系统分为快、慢子系统分别设计. 外回路的控制目的是根据制导系统给出的期望信号来产生内环所需要的指令信号 ω_c , 内回路的控制目的则是给出控制信号 u_c 来跟踪外环信号. 考虑导弹在实际飞行环境中要受到外部环境的干扰以及气动参数摄动的影响, 外回路的动态耦合矩阵 $f_1(x_1)$ 和系数矩阵 $g_1(x_1)$ 均不是精确值, 而是存在着不确定性. 内回路同样存在着这样的不确定性, 因此将控制模型的惯性耦合、不确定性及各类扰动视为总扰动, 从而定义两个新的变量:

$$\begin{aligned} z_1 &= f_1(x_1) + w_1 + \Delta g_1 x_2, \\ z_2 &= f_2(x_1, x_2) + w_2 + \Delta g_2 u, \end{aligned} \quad (22)$$

式中, $\Delta g_1 = g_{10} - g_1$ 和 $\Delta g_2 = g_{20} - g_2$ 为气动参数摄动下的误差项, g_{10} 和 g_{20} 分别为 g_1 和 g_2 的标称值. 称 z_1 , z_2 分别为外回路和内回路的总扰动, 这一扰动通过后面介绍的扰动观测器来进行估计.

设系统内外回路的跟踪误差分别为 $e_1 = x_1 - x_{1c}$ 和 $e_2 = x_2 - x_{2c}$, 从而可以得到系统的误差方程:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{e}_1 \\ \dot{e}_2 \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 & g_1(x) \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \end{bmatrix} \\ &+ \begin{bmatrix} g_1(x) & 0 \\ 0 & g_2(x) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_c \\ u \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (23)$$

为了使系统的误差趋于零, 取如下控制律:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \omega_c \\ u_c \end{bmatrix} &= -\begin{bmatrix} g_1^{-1}(x) & 0 \\ 0 & g_2^{-1}(x) \end{bmatrix} \left\{ \begin{bmatrix} \hat{z}_1 \\ \hat{z}_2 \end{bmatrix} \right. \\ &\left. + \begin{bmatrix} K_1 & 0 \\ g_1^T(x) & K_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \end{bmatrix} \right\}, \end{aligned} \quad (24)$$

式中, $K_1 = k_1 I$, $K_2 = k_2 I$. 将式(24)代入(23)得到:

$$\begin{bmatrix} \dot{e}_1 \\ \dot{e}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -K_1 & g_1(x) \\ -g_1^T(x) & -K_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} z_1 - \hat{z}_1 \\ z_2 - \hat{z}_2 \end{bmatrix}. \quad (25)$$

设李雅普诺夫函数为

$$V = \frac{1}{2} e^T e = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} e_1^T & e_2^T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \end{bmatrix}. \quad (26)$$

对式(26)求导, 并将式(23)代入得:

$$\dot{V} = -e^T \begin{bmatrix} K_1 & 0 \\ 0 & K_2 \end{bmatrix} e + e^T \begin{bmatrix} z_1 - \hat{z}_1 \\ z_2 - \hat{z}_2 \end{bmatrix}. \quad (27)$$

假设观测器可以完全准确地估计系统的总扰动, 则有:

$$\dot{V} = -e^T \begin{bmatrix} K_1 & 0 \\ 0 & K_2 \end{bmatrix} e = -e^T K e < 0, \quad (e \neq 0). \quad (28)$$

根据瑞利熵的概念, 由式(26)和(28)可得

$$-2\varepsilon_{\max} \leq \frac{\dot{V}}{V} \leq -2\varepsilon_{\min}, \quad (29)$$

式中, $\varepsilon_{\min}$ 和 $\varepsilon_{\max}$ 分别为矩阵 K 的特征值最小最大值, 解上述微分不等式可得

$$e^{-2\varepsilon_{\max}t} \cdot V_0 \leq V \leq e^{-2\varepsilon_{\min}t} \cdot V_0, \quad (30)$$

式中, V_0 为李雅普诺夫函数的初值. 因此只要适当选取正定的 K_1 和 K_2 , 那么系统的跟踪误差 e 将随时间收敛至零.

从上面的推导过程可以看出, 利用观测器对系统的模型和扰动进行了估计, 这样当系统模型存在不确定性时, 控制律可根据估计进行调节, 实现了自适应性.

4.2 气动/伺服扰动估计

由于大质量比滑块在运动过程中产生的惯性耦合对姿态的影响不可忽略, 而且在高超声速条件下气动带来的不确定性也会严重影响姿态的稳定. 因此将控制模型中的惯性耦合项、不确定性等作为总扰动 z_1 和 z_2 来进行估计. 为了设计扰动观测器, 首先构造如下矩阵:

$$\begin{bmatrix} \dot{z}_{i1} \\ \dot{z}_{i2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & I \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z_{i1} \\ z_{i2} \end{bmatrix}, \quad (i=1,2), \quad (31)$$

式中, $z_{i1} = z_i$, 将控制系统的误差方程式(23)和(31)合并, 得到如下的扩展系统:

$$\begin{bmatrix} \dot{e}_i \\ \dot{z}_{i1} \\ \dot{z}_{i2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & I & 0 \\ 0 & 0 & I \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_i \\ z_{i1} \\ z_{i2} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} I \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \lambda_i, \quad (32)$$

$$z_i = \begin{bmatrix} 0 & I & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_i \\ z_{i1} \\ z_{i2} \end{bmatrix},$$

式中,

$$\lambda_1 = g_1(x_1)\omega, \quad \lambda_2 = g_2(x_1, x_2)u. \quad (33)$$

假设 $\hat{z}_i$ 表示对总扰动的估计值, 可通过下面的扰动观测器获得:

$$\begin{bmatrix} \dot{\hat{e}}_i \\ \dot{\hat{z}}_{i1} \\ \dot{\hat{z}}_{i2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & I & 0 \\ 0 & 0 & I \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{e}_i \\ \hat{z}_{i1} \\ \hat{z}_{i2} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} I \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \lambda_i + \begin{bmatrix} L_{i1}I \\ L_{i2}I \\ L_{i3}I \end{bmatrix} (e_i - \hat{e}_i), \quad (34)$$

$$\hat{z}_i = \begin{bmatrix} 0 & I & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{e}_i \\ \hat{z}_{i1} \\ \hat{z}_{i2} \end{bmatrix}.$$

对式(34)取拉普拉斯变换, 并消去 $\hat{z}_{i2}$ 和 $\hat{z}_{i1}$ 可得:

$$\begin{aligned} (s^3 + L_{i1}s^2 + L_{i2}s + L_{i3})\hat{z}_i \\ = (L_{i2}s + L_{i3})(se_i - \lambda_i). \end{aligned} \quad (35)$$

将式(33)代入(35)并整理, 得到扰动观测器的传递函数为

$$\begin{aligned} \hat{z}_i(s) &= G_{oi}(s)z_i(s), \\ G_{oi}(s) &= \frac{L_{i2}s + L_{i3}}{s^3 + L_{i1}s^2 + L_{i2}s + L_{i3}} I. \end{aligned} \quad (36)$$

显然只要选取合适的观测器参数 L_{i1} , L_{i2} 和 L_{i3} 即可保证观测器的稳定.

姿态控制的精度和控制误差依赖于观测器的估计精度, 因此需要对观测器的估计误差进行分析. 根据式(36)可以得到估计误差:

$$\begin{aligned} z_i(s) - \hat{z}_i(s) &= (I - G_{oi}(s))z_i(s) \\ &= \left\{ \frac{s^3 + L_{i1}s^2}{s^3 + L_{i1}s^2 + L_{i2}s + L_{i3}} I \right\} z_i(s). \end{aligned} \quad (37)$$

根据文献[20]给出的扰动信号形式有:

$$z_i(s) = \frac{c_0s + c_1}{s^2}, \quad (38)$$

式中, c_0 和 c_1 为权重系数. 从而式(37)可写为

$$z_i(s) - \hat{z}_i(s) = \frac{(s + L_{i1})(c_0s + c_1)}{s^3 + L_{i1}s^2 + L_{i2}s + L_{i3}}. \quad (39)$$

由终值定理可知只要观测器是稳定的, 那么稳态误差将收敛至零. 而观测器特征方程的系数决定了观测器的收敛速度, 为了希望有比较好的过渡过程, 取特征方程的形式为 $(s + \omega)^3$, 于是观测器的参数 L_{i1} , L_{i2} 和 L_{i3} 可以分别配置为 3ω , $3\omega^2$ 和 ω^3 的形式, ω 则是根据系统的带宽要求确定. 因此如果观测器是稳定的, 只需要设计参数使得观测器的带宽大于控制器的带宽即可保证收敛速度快于控制系统的

收敛速度.

5 仿真分析

为了验证所设计的控制系统的控制性能及其鲁棒性, 将第 2 节建立的数学模型作为仿真模型, 考虑气动参数不确定性以及其他干扰. 仿真的相关参数设置如下: 飞行器总质量 $m_s=1000$ kg, 特征长度 $L=4.11$ m, 参考面积 $S=3.8$ m²; 飞行器壳体的转动惯量: $I_{B1}=160$ kg m², $I_{B2}=410$ kg m², $I_{B3}=400$ kg m²; 滑块转动惯量: $I_{P1}=60$ kg m², $I_{P2}=I_{P3}=300$ kg m². 滑块质量比 $\mu=0.6$, 壳体质心距离 $L_B=2.2$ m, 滑块质心距离 $L_P=2.08$ m. 执行机构的参数 $\zeta=0.8$, $\omega_n=52$ rad/s. 初始条件为飞行高度 $H=20$ km, 飞行马赫数 $Ma=14$, 初始姿态角: $\alpha=0^\circ$, $\beta=0^\circ$, $\gamma=0^\circ$, 控制指令为 $(\alpha_c, \gamma_c)=(1^\circ, 20^\circ)$. RCS 推力幅值为 500 N. 为了验证控制律对不确定性的自适应性, 仿真过程中将气动参数拉偏 20%, 控制器和观测器参数设置如下: $k_1=60$, $k_2=200$, $L_{11}=30$, $L_{12}=300$, $L_{13}=1000$, $L_{21}=90$, $L_{22}=2700$, $L_{23}=6000$.

图 3 和 4 分别给出的是飞行器的俯仰角响应曲线和滑块偏转角及角速度曲线, 可以看出本文提出的单滑块变质心控制模式能够有效控制飞行器的俯仰角. 滑块的转角和角速度在初始阶段经过一个小幅振荡后趋于稳定. 从图 3 的仿真曲线还可以看出在滑块开始运动的初始阶段, 飞行器的姿态会有一个反向的小幅振荡, 这是由于大质量的滑块与壳体产生动量交换造成的.

图 3 攻角响应曲线

图 4 滑块偏转角及偏转角速度

图 5 和 6 分别为飞行器的滚转角响应曲线和 RCS 的开关逻辑曲线, 飞行器的滚转角对指令跟踪较好, RCS 的开启和关闭并不频繁, 说明设计的控制器能够有效克服通道间的耦合干扰.

图 7 给出的是扰动观测器对俯仰通道总扰动估计曲线和误差曲线. 可以看出所设计的扰动观测器对内外回路的总扰动估计较好, 从而使得控制器能够对系统扰动进行有效的补偿, 实现飞行器姿态的稳定.

通过对飞行器俯仰和滚转通道的控制系统的仿真, 可知本文提出的这种具有大质量比的单滑块/滚喷 BTT 控制模式可以有效地实现变质心飞行器的姿

图 5 滚转角响应曲线

图 6 滚喷发动机开关逻辑

图 7 俯仰通道扰动观测值及观测误差

态机动. 所设计的控制器和观测器可以克服参数不确定性和耦合扰动.

6 结论

本文提出了一种具有大质量比的单滑块变质心控制模式, 并结合喷气发动机实现飞行器的倾斜机动. 这种构型为变质心技术的工程化提供了一种参考.

通过对新构型的变质心系统的建模分析, 揭示了滑块转动控制飞行器俯仰姿态的控制机理. 与以往文献提出的俯控式模型相比较, 本文提出的布局模式更符合实际工程应用, 并且可以使飞行器获得

更大的机动能力. 但由于滑块的质量比较大, 导致飞行器的姿态和滑块的运动耦合也更加密切, 动力学特性更加复杂. 同时给出的控制器模型也考虑了滑块运动产生的附加转动惯量对飞行器姿态与滑块转角的耦合影响.

针对具有强耦合、强非线性变质心控制系统, 设计了基于扰动观测器的自适应控制器. 扰动观测器将系统中的姿态与滑块的耦合因素、不确定项及参数摄动等作为总扰动进行估计, 再利用反馈线性化思想进行反馈补偿控制. 仿真结果表明所设计的自适应控制器能够很好地跟踪指令信号, 验证了这种组合控制模式的可行性.

致谢 感谢北京航天自动控制研究所的相关研究人员对本方案的论证评估.

参考文献

- 1 Janssens F L, Van Der Ha J C. Stability of spinning satellite under axial thrust, internal mass motion, and damping. *J Guid Control Dynam*, 2015, 38: 761–771
- 2 Chen L, Zhou G, Yan X J, et al. Composite control of stratospheric airships with moving masses. *J Aircraft*, 2012, 49: 794–801
- 3 Woolsey C A. Reduced Hamiltonian dynamics for a rigid body coupled to a moving point mass. *J Guid Control Dynam*, 2005, 28: 131–138
- 4 Erturk S A, Dogan A. Trim analysis of a moving-mass actuated airplane in steady turn. In: 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Grapevine, TX, 2013. AIAA 2013-0622
- 5 Lorell K R, Lange B O. An automatic mass-trim system for spinning spacecraft. *AIAA J*, 1972, 10: 1012–1015
- 6 White J E, Robinett R D. Principal axis misalignment control for deconing of spinning spacecraft. *J Guid Control Dynam*, 1994, 17: 823–830
- 7 廖国兵, 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. *系统工程与电子技术*, 2004, 26: 1635–1639
- 8 张臻, 王玉坤, 毛剑琴. 基于模糊树逆方法的高超飞行器变质心控制. *中国科学: 信息科学*, 2012, 42: 1379–1390

- 9 王林林, 于剑桥, 王亚飞, 等. 单滑块变质心非对称再入飞行器建模及控制. 系统工程与电子技术, 2015, 36: 1116–1123
- 10 Robinett R D, Sturgis B R, Kerr S A. Moving mass trim control for aerospace vehicles. J Guid Control Dynam, 1996, 19: 1064–1070
- 11 Memon P K, Sweriduk G D, Ohlmeyer E J, et al. Integrated guidance and control of moving-mass actuated kinetic warheads. J Guid Control Dynam, 2004, 27: 118–126
- 12 Petsopoulos T, Regan F J, Barlow J. Moving-mass roll control system for fixed-trim re-entry vehicle. J Spacecraft Rockets, 1996, 33: 54–60
- 13 Rogers J, Costello M. Control authority of a projectile equipped with a controllable internal translating Mass. J Guid Control Dynam, 2008, 31: 1323–1333
- 14 李自行, 李高风. 移动质心再入飞行器建模及自抗扰滚动控制. 航空学报, 2012, 33: 2121–2129
- 15 Rogers J, Costello M. A variable stability projectile using an internal moving mass. P I Mech Eng G-J Aer, 2009, 223: 927–938
- 16 Frost G, Costello M. Linear theory of a rotating internal part projectile configuration in atmospheric flight. J Guid Control Dynam, 2004, 27: 898–906
- 17 Wei P X, Gao C S, Jing W X. Roll control problem for the long-range maneuverable warhead. Aircr Eng Aerosp Tec, 2014, 86: 440–446
- 18 Gao C S, Jing W X, Wei P X. Research on application of single moving mass in the reentry warhead maneuver. Aerosp Sci Technol, 2013, 30: 108–118
- 19 Chow J H, Kokotovi P V. Two-time-scale feedback design of a class of nonlinear systems. IEEE Trans Autom Control, 1978, AC-23: 438–443
- 20 Johnson C D. A family of linear, time-invariant universal adaptive controllers for linear and non-linear plants. Int J Control, 1989, 49: 1217–1233

Attitude control of reentry vehicle with a pitch-control single moving mass

LI JianQing¹, GAO ChangSheng¹, JING WuXing¹ & DU HuaJun²

¹ School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

² Beijing Aerospace Automatic Control Institute, Beijing 100854, China

Since the point moving mass configuration cannot be implemented in engineering applications, a novel configuration of moving mass with large mass ratio and reaction jet is proposed. This configuration has a great advantage in engineering application as well as improving the vehicle's maneuverability. According to the dynamic analysis, the moving mass with large mass ratio leads to the coupling between the attitude and the deflection angle of moving mass and the dynamic behavior of flight vehicle can be affected by the momentum exchange. Therefore, the moving mass cannot be regarded as a point mass. A disturbance observer is investigated for this strong coupling nonlinear system, which estimates the total disturbance which contains the nonlinear couples and un-modeled disturbances. Then, a control law based on feedback linearization is used for compensation. The simulation results show that the proposed configuration is feasible and validate the quality of the adaptive controller which ensures a good performance.

moving mass control, re-entry vehicle, controller design, disturbance observer

doi: 10.1360/N092016-00106