

文章编号: 1000-6893(2005)03-0263-05

空空导弹大角度姿态反作用喷气控制

王 鹏¹, 陈万春¹, 殷兴良²

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

(2. 中国航天科工集团, 北京 100830)

Large Angle Attitude Reaction Jet Control for an Air-to-air Missile

WANG Peng¹, CHEN Wan-chun¹, YIN Xing-liang²

(1. College of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

(2. China Aerospace Science and Industry Corp, Beijing 100830, China)

摘 要: 为研究具有大离轴角及越肩发射能力的先进空空导弹初始段敏捷转弯方法,研究了装有反作用喷气控制系统的空空导弹的大角度姿态过失速机动控制律。反作用喷气控制系统用来提供大角度敏捷转弯时大攻角飞行的控制力矩。利用时间尺度分离的方法将导弹的姿态动力学和运动学系统分别看作快子系统和慢子系统。用李亚普诺夫方法设计了慢子系统控制律,利用滑动模态方法设计了快子系统控制律,在该控制律作用下,导弹闭环系统不仅是稳定的而且其动态品质也可以得到保证。分析了控制系统的鲁棒性,结果表明所提控制方法能够有效消除空空导弹大角度姿态机动时转动惯量变化以及各种力矩干扰的影响。最后给出了一个实例来说明姿态控制在空空导弹敏捷转弯中的应用。

关键词: 空空导弹; 大角度姿态机动控制; 反作用喷气控制; 滑动模态控制

中图分类号: V412.4⁺¹ **文献标识码:** A

Abstract: This paper investigates the large angle attitude post stall maneuver control for the agile turn phase of an air-to-air missile that has high off-boresight capability and head reverse maneuverability. Reaction jet control system is used on this type of missile since the controllability of the fins is almost zero when the angle of attack is large during the agile turn post stall maneuver. The attitude dynamical and kinematical systems of the missile are divided into fast subsystem and slow subsystem by time scale separation. The control law for fast subsystem is designed by sliding mode method, and the slow subsystem control law is designed by Lyapunov method, which can stabilize the slow subsystem and ensure the response performance. The robustness of the control law is analyzed. The result shows that the control law can completely eliminate the effect of the variation of moment of inertia and the moment disturbance if the reachability condition of the sliding mode is met. An example of the application of the attitude control law in the agile turn of an air-to-air missile is given at the end.

Key words: air-to-air missile; large angle attitude control; reaction jet control; sliding mode control

未来空战要求导弹具有更强的机动能力、离轴发射能力及全方位攻击能力,尤其是对导弹后半球目标的攻击能力,所以未来的空空导弹(air-to-air missile, AAM)应具备大离轴角发射能力和更好的机动性和敏捷性。具有大离轴角发射能力或者具备越肩发射能力的空空导弹将能够攻击载机后半球目标,因此在空战中必然具有较大的优势。

大离轴角发射和越肩发射的导弹制导通常要首先完成导弹的大角度快速转弯(敏捷转弯)并捕捉锁定目标,实现和末制导的交班。为了实现导

弹的敏捷转弯,可通过姿态控制快速形成大攻角并利用主发动机在垂直速度方向的分力使速度方向快速改变。在导弹的快速转弯过程中速度损失是不可避免的,这将导致在转弯过程中的速度可能会降的很低^[1],这种情况下,很易受干扰的扰动,姿态控制是必需的。另外,初制导和末制导的交班也必然需要姿态的控制。因此具有越肩发射能力的导弹在初制导阶段姿态控制是必须要考虑的。由于导弹在过失速机动时动压损失非常厉害,导弹气动力不足以提供大姿态控制所需力矩,因此这里引入反作用喷气控制系统(reaction jet control system, RCS)^[2-4]来补偿所需控制力矩。尽管反作用喷气控制技术不如推力矢量控制

收稿日期: 2004-03-24; 修订日期: 2005-01-24
基金项目: 航空基础科学基金(99D51114)资助项目

(thrust vector control, TVC)^[5,6]技术成熟,但这种技术推力损失较小。

通过理论分析表明^[7],如果主发动机工作并忽略重力影响,则姿态稳定以后导弹攻角必定趋近于0,也就是说导弹对空速度会和导弹纵轴指向趋于一致,因而理论上通过姿态控制可以达到控制导弹速度方向实现导弹的大角度转弯,故本文只研究转弯过程中的大角度姿态控制。由于气动力矩及各种干扰的存在,由四元数描述的用于航天器的姿态控制律^[8]一般并不能直接用于导弹的姿态控制。考虑导弹在整个转弯过程中速度都比较低,所以有理由将导弹的气动力矩及其他干扰统一看作干扰,从而简化姿态控制系统的设计。

1 导弹的姿态控制律设计

导弹的大角度姿态运动通常采用四元数描述,姿态运动方程虽然具有线性的形式但其本质上是非线性方程。由于运动学的耦合和气动力矩的存在,导弹动力学方程更是非线性的方程。为了简化设计,将气动力矩及其他干扰力矩视为干扰力矩,这里采用时间尺度分离思想^[9],即:认为角速度系统的响应速度比姿态的响应快的多,因而可以将姿态控制系统分成快慢两个子系统来设计:慢子系统指以角速度为输入以姿态为输出的姿态运动学方程描述的系统;快子系统是以反作用喷气为输入以角速度为输出的姿态动力学方程描述的子系统。该控制方法的结构如图1所示。由于姿态控制的目的是实现导弹的敏捷转弯,因此结构图中的输出为弹道倾角和弹道偏角。

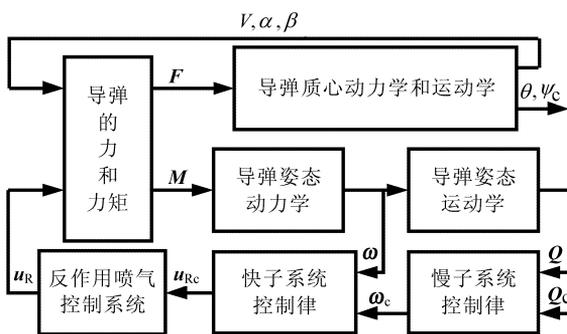


图1 导弹姿态时间尺度分离控制结构图

Fig. 1 Missiles attitude control structure with time scale separation method

从图1中可以看出,导弹姿态动力学、力矩计算、反作用喷气控制系统和快子系统控制律构成了一个闭环系统,即闭环快子系统。闭环子系统、导弹姿态运动学和慢子系统又构成了一个闭环系

统即闭环的导弹姿态控制系统。假定闭环快子系统的响应时间很短,则在整个控制系统中闭环快子系统可用常数1近似,这样,整个控制系统可简化为一个简单的由导弹姿态运动学和慢子系统控制律构成的闭环系统,即闭环慢子系统。这样,在设计时,慢子系统和快子系统的控制律可分开设计,但是要保证两者的调节时间要差3~5倍以上,这样才能将闭环快子系统在整个闭环系统中近似看作常数1。

1.1 慢子系统控制律设计

慢子系统控制律设计任务是根据导弹姿态控制要求设计出合适的角速度指令。设当前弹体的姿态四元数为 Q ,目标姿态四元数为 Q_d ,定义目标姿态运动到当前弹体姿态对应的四元数为误差四元数 Q_e ^[10],则有

$$Q_e = Q_d^{-1} \cdot Q \tag{1}$$

同样,误差四元数的标部和矢部之和的形式为 $Q_e = q_{e0} + q_e$ (为保证导弹经过旋转最小的角度和指令姿态重合,如果 $q_{e0} < 0$,应定义 $Q_e = -Q_e$)。定义 F_d 为弹体位于指令姿态位置的弹体坐标系, F_b 为当前姿态位置弹体坐标系, F_i 为惯性坐标系,记 $e = {}_b d$,即 F_b 对 F_d 的相对角速度,由于

$$e = {}_b d \tag{2}$$

于是 e 在 F_b 下的分量列阵表示为

$$({}_e)_b = ({}_b)_b - C_{bd}({}_d)_d \tag{3}$$

误差姿态四元数的导数和弹体角速度关系为

$$\begin{bmatrix} \frac{dq_{e0}}{dt} \\ \frac{d(q_e)}{dt} \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} - (q_e)^T \\ q_{e0} I + (q_e)^* \end{bmatrix} \cdot ({}_e)_b \tag{4}$$

其中 $(q_e)^*$ 为 q_e 的反对称叉乘矩阵。取李亚普诺夫函数为

$$V = 2(1 - q_{e0}) \tag{5}$$

则 $\dot{V} = (q_e)^T ({}_e)_b$ 。如果取

$$e = -Kq_e \tag{6}$$

即弹体角速度

$${}_b = {}_d - Kq_e \tag{7}$$

根据式(4)和(5)则有 $\dot{V} = -K q_e^2 < 0$,因此只要 $q_e \neq 0, V$ 就会一直减小并逐渐趋近于0,使得 $\lim_{t \rightarrow \infty} q(t) = 1, \lim_{t \rightarrow \infty} q_e(t) = 0$ 。

由于采用了时间尺度分离的设计方法,因此该慢子系统的响应时间需要估计,并作为选取反馈增益的依据。下面计算在控制律 $e = -Kq_e$

作用下的系统的响应以及反馈增益 K 。为计算系统响应,设误差四元数初值的标部和矢部依次为 $q_{e0}(0)$ 和 $q_e(0)$,根据式(4)、(5)和(6)可计算出

$$q_{e0}(t) = -\frac{a - be^{Kt}}{a + be^{Kt}} \quad (8)$$

$$q_{ei}(t) = \frac{2q_{ei}(0)}{ae^{-\frac{K}{2}t} + be^{\frac{K}{2}t}} \quad (9)$$

其中 $i=1,2,3$; $a=1-q_{e0}(0)$; $b=1+q_{e0}(0)$ 。显然随着时间的增加, $q_{e0}(t)$ 将单调递增无超调地稳定到 1, $q_{ei}(t)$ ($i=1,2,3$) 将单调递减并稳定到 0。 $q_{e0}(t)$ 的上升时间可用于计算反馈增益 K 。设 T 是 q_{e0} 上升到 $1-\sigma$ 所需时间,由 $q_{e0} = 1-\sigma$ 有 $q_e = \sqrt{2}$,因此,可用 σ 和 T 做该动态系统的性能指标,其中 σ 表征了误差带, T 表征了闭环系统的快速性。由式(8)解得

$$K = \frac{1}{T} \left[\ln \frac{1-q_{e0}(0)}{1+q_{e0}(0)} + \ln \frac{1-\sigma}{1-\sigma} \right] \quad (10)$$

由此可以看出,对任意给定的性能指标 σ 和 T 都可以确定所需要的反馈系数。进一步可以看出,本文基于李亚普诺夫的控制律不仅保证了慢子系统的稳定性还可以通过选择合适的增益 K 来获得任意的期望性能。

1.2 快子系统控制律设计

快子系统控制律的设计任务是根据慢子系统控制律计算出的角速度指令计算实际需要的反作用喷气系统的控制指令。

由于反作用喷气控制的响应非常快(0.002s),因此作动器的动力学在设计时可以完全不考虑。这里假定反作用喷气的推力为常值,我们只能控制其工作时间而不能控制其推力大小,因此其输入量具有开关特性,适合采用变结构方法设计。为简单起见假定导弹转动惯量为常值。导弹姿态动力学方程为

$$J \frac{d(\cdot)_b}{dt} = -(\cdot)_b^x J(\cdot)_b + M_R u_R + M_d \quad (11)$$

其中 J 为转动惯量矩阵; M_R 为一对角阵,其对角线上 3 个元素为 $M_{Rx} > 0$, $M_{Ry} > 0$ 和 $M_{Rz} > 0$ 分别表示反作用喷气装置能提供的沿弹体 x 轴 y 轴和 z 轴 3 个方向的控制力矩的大小; u_R 和 M_d 分别为控制向量和力矩干扰向量。设指令角速度为 $\dot{c} = \dot{c}_b$,并假定指令角速度分段可导,则误差方程为

$$J \frac{d(\cdot)_b}{dt} = (\cdot)_b^x J(\cdot)_b - M_R u_R + J \frac{d(\cdot)_b}{dt} - M_d \quad (12)$$

取滑动面方程为

$$s = KJ(\cdot)_b dt + J(\cdot)_b \quad (13)$$

其中 $s = [s_1 \ s_2 \ s_3]^T$; K 为正定对角阵,即 $K = \text{diag}([K_x \ K_y \ K_z])$ 。对式(13)求导,

$$\dot{s} = KJ(\cdot)_b + J \frac{d(\cdot)_b}{dt} + (\cdot)_b^x J(\cdot)_b - M_R u_R - M_d \quad (14)$$

只要存在 $\lambda = [\lambda_1 \ \lambda_2 \ \lambda_3]^T$, 其中 $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3 > 0$, 使得

$$[\lambda_1 KJ(\cdot)_b + J \frac{d(\cdot)_b}{dt} + (\cdot)_b^x J(\cdot)_b - M_d] + [M_{Rx} \ M_{Ry} \ M_{Rz}]^T \quad (15)$$

(其中“ $|\cdot|$ ”和“ \cdot ”都是针对元素的运算)。如果取控制

$$u_{Rc} = \text{sgn}(s) \quad (16)$$

则式(14)变为

$$\dot{s} = -\{M_R + [M_d - KJ(\cdot)_b - J \frac{d(\cdot)_b}{dt} - (\cdot)_b^x J(\cdot)_b] \text{sgn}(s)\} \text{sgn}(s) \quad (17)$$

所以

$$\left. \begin{aligned} \dot{s}_i &= -s_i, s_i > 0 \\ \dot{s}_i &= s_i, s_i < 0 \end{aligned} \right\} \quad (18)$$

其中 $i=1,2,3$ 。该式表明采用式(16)中控制律将使系统式(12)在有限的时间内运动到滑动面上。滑动运动方程为

$$s = KJ(\cdot)_b dt + J(\cdot)_b = 0 \quad (19)$$

由于 $K > 0$, 因此滑动运动是稳定的,且 $(\cdot)_b$ 的稳态值为 0,从而实现了角速度的精确跟踪。

另外,从式(13)、(16)和(19)可知, $1/K_x, 1/K_y$ 和 $1/K_z$ 在一定程度上表征了 3 个通道的阻尼,因此 K_x, K_y 和 K_z 的选择将同时影响系统的动态响应过程。 K_x, K_y 和 K_z 选的过大则系统的阻尼小,响应振荡剧烈,但是滑动运动快;反之,系统响应平稳但是比较慢而且滑动运动也比较慢。由于控制力矩的大小不能连续调节而只能取正负极值,因此根据系统的响应时间很难确定 K_x, K_y 和 K_z ,但是如果能够估计出来 $(\cdot)_b, (\dot{\cdot})_b$ 和 $(\cdot)_b$ 各分量的范围,并假定导弹的惯性积为 0,则可根据式(15)给出 K_x, K_y 和 K_z 的一个保守估计,见式(20)。在实际使用中,通常以此为基础根据仿真试验来选择 $K_x,$

K_y 和 K_z 这 3 个参数。

$$\left. \begin{aligned}
 K_x &= \frac{1}{J_x \cdot e_{x\max}} \cdot [M_{Rx} - 1 - J_x / \dot{c}_x / \max - \\
 & \quad / J_z - J_y / \dot{c}_y / \max - / M_{dx} / \max] \\
 K_y &= \frac{1}{J_y \cdot e_{y\max}} \cdot [M_{Ry} - 2 - J_y / \dot{c}_y / \max - \\
 & \quad / J_x - J_z / \dot{c}_z / \max - / M_{dy} / \max] \\
 K_z &= \frac{1}{J_z \cdot e_{z\max}} \cdot [M_{Rz} - 3 - J_z / \dot{c}_z / \max - \\
 & \quad / J_y - J_x / \dot{c}_x / \max - / M_{dz} / \max]
 \end{aligned} \right\} (20)$$

1.3 基于时间尺度分离的大角度姿态控制仿真

图 2 给出了某空空导弹的大角度姿态控制的仿真结果,该导弹的 3 个转动惯量分别为 $J_x = 0.3107 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $J_y = J_z = 69.2036 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$,其惯性积为 0。姿态指令为 $\delta = 20^\circ$, $c = -150^\circ$, $c = 0^\circ$ 。

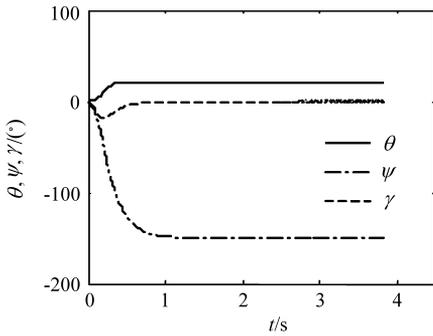


图 2 某导弹大角度姿态机动仿真结果
Fig. 2 Simulation result of a missile's large angle attitude maneuver

2 控制系统的鲁棒性分析

由于慢子系统与结构参数无关,所以只需考虑误差角速度指令与实际误差指令的偏差对稳态精度的影响;而快子系统不仅需要讨论其抗干扰特性还要考虑对结构参数的鲁棒性。下面分别讨论快慢子系统的鲁棒性。需要指出的是,与慢子系统无关,它仅取决于快子系统的控制精度,因此先考察快子系统的鲁棒性。

2.1 快子系统的稳态精度

由于反作用喷气控制系统的时间常数约为 2ms,故可以忽略,也即可以认为控制的切换是理想的。从式(17)和(18)可知,导弹在有限时间内必定达到滑动面式(19),然后在滑动面内运动,因此,角速度的稳态误差为 0,从而可知姿态稳态误差也为 0,所以实现的是姿态的精确跟踪。

2.2 结构参数偏差对快子系统的影响

结构参数即转动惯量的偏差不仅影响系统的可达性,还会影响系统的滑动模态。然而,只要变结构系统式(12)和(16)的可达性条件即式(15)保持成立,滑动面的可达性不会改变。另外,由于转动惯量始终大于 0,因而转动惯量的偏差对滑动运动的稳定性不会产生影响,但是对滑动运动(19)的动态过程是有影响的。图 3 给出了某空空导弹转动惯量变化对控制系统的影响,在该图中所用转动惯量数据和图 2 中的相同。图中 4 种情况依次是:

$$\begin{aligned}
 & J_x = J_y = J_z = 0; \\
 & J_x = -0.15 \text{ kg} \cdot \text{m}^2, J_y = 0 \text{ kg} \cdot \text{m}^2, \\
 & J_z = 0 \text{ kg} \cdot \text{m}^2; \\
 & J_x = -0.15 \text{ kg} \cdot \text{m}^2, J_y = -10 \text{ kg} \cdot \text{m}^2, \\
 & J_z = -7 \text{ kg} \cdot \text{m}^2; \\
 & J_x = -0.15 \text{ kg} \cdot \text{m}^2, J_y = -10 \text{ kg} \cdot \text{m}^2, \\
 & J_z = -10 \text{ kg} \cdot \text{m}^2。
 \end{aligned}$$

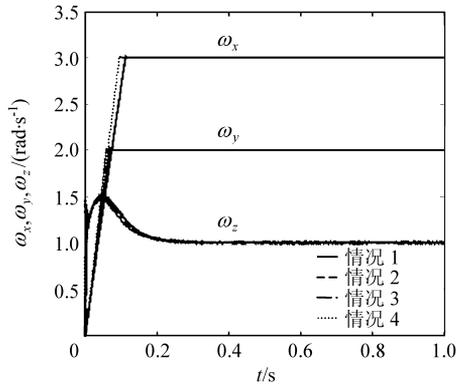


图 3 结构参数偏差对角速度响应的影响
Fig. 3 Effect of the structural parameter variation on the response of the angular rate

2.3 干扰对快子系统的影响

这里讲的外部力矩干扰,主要指转弯过程中大攻角情况下复杂的气动力矩,加之喷流干扰,实际上导弹周围流场和气动力矩非常复杂,然而庆幸的是,尽管气动力矩非常复杂,由于转弯过程中导弹本身的速度较低使得气动力矩数值不大,只要控制系统有能力克服该力矩,即只要条件式(15)还满足,滑动面就一定可以到达的,但是到达的时间却与干扰力矩有关。

图 4 给出了有干扰和无干扰两种情况下快子系统的响应,其中,干扰大小为 $M_{dx} = 70\sin(5t) \text{ N} \cdot \text{m}$, $M_{dy} = 1500\sin(5t) \text{ N} \cdot \text{m}$, $M_{dz} = 1500\sin$

(5) $N \cdot m$ 。可以看出,这种开关控制系统几乎可以完全消除干扰的影响。

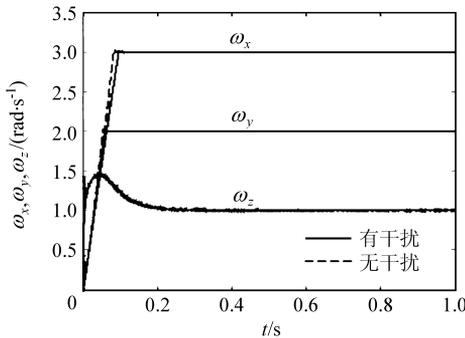


图4 力矩干扰对角速度响应的影响

Fig. 4 Effect of the moment disturbance on the response of the angular rate

从上述分析可知,在满足滑动面可达条件的情况下,转动惯量的变化和外干扰都不影响稳态精度,但是对角速度的响应过程是有影响的。

3 应用实例

图5为某空空导弹大角度转弯的运动轨迹及其投影。该导弹为无翼式尾舵控制外形,并装有反作用喷气控制系统,主发动机推力为22 400N,工作时间3.6s,反作用喷气控制系统时间常数为0.002s。本例中,慢子系统的调节时间约为快子系统调节时间的7倍,满足了使用时间尺度分离方法的条件。为了减小导弹转弯过程中的侧滑角,该导弹先绕其纵轴滚转 45° ,然后在导弹纵对称面内转弯 180° 。在转弯过程中经历了大攻角阶段,大攻角时气动数据根据经验公式和国外公开发表的实验数据得到。

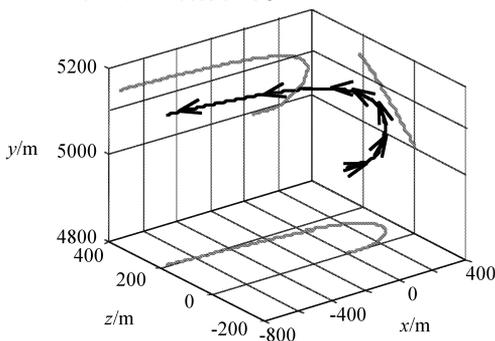


图5 空空导弹转弯轨迹及其投影

Fig. 5 Trajectory and its projection of the AAM's agile turn

4 结束语

由于空气动力及其力矩的存在使得导弹的大

角度姿态控制要比空间飞行器姿态控制复杂许多,考虑到导弹的初始速度不大,而且大攻角时存在速度损失问题,因此文中将气动力矩看作干扰并采用时间尺度分离思想大大简化了导弹姿态机动的控制问题,使用反作用喷气控制在一定条件下可以完全消除干扰的影响,并且不受转动惯量变化的影响,这也是优于推力矢量控制系统的一个特点。本文所提方法也可以用于其他飞行器的姿态控制。

参 考 文 献

- [1] Ajay T, Mario I. A sliding mode missile pitch autopilot synthesis for high angle of attack maneuvering [J]. IEEE Trans on Control Systems Technology, 1998, 6(3): 359 - 371.
- [2] Mario I, Ajay T. Simultaneous reaction jet and aerodynamic control of missile systems[R]. AIAA-93-3739-CP, 1993.
- [3] McFarland M B, Calise A J. Neural-adaptive nonlinear autopilot design for an agile anti-air missile[R]. AIAA-96-3914, 1996.
- [4] Menon P K, Iragavarapu V R. Adaptive techniques for multiple actuator blending[R]. AIAA-98-4494, 1998.
- [5] Taur D R, Chern J S. Optimal thrust vector control of tactical missiles[R]. AIAA-97-3475, 1997.
- [6] Solis R E. An analysis of the vertical launch phase of a missile concept[R]. AIAA-83-0569, 1983.
- [7] 王鹏,陈万春,殷兴良.姿态稳定后敏捷导弹转弯运动特性分析及仿真[J].弹箭与制导学报,2003,23(3):100-102. Wang P, CHEN W C, Yin X L. The characteristics analysis and simulation for an agile missile's turn motion with stabilized attitude[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2003, 23(2): 100 - 102. (in Chinese)
- [8] 章仁为.卫星轨道姿态动力学与控制[M].北京:北京航空航天大学出版社,1998.293-296. Zhan R W. The satellite orbit and attitude dynamics and control[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1998. 293 - 296. (in Chinese)
- [9] Devaud E. Three-axes missile autopilot design: from linear to nonlinear control strategies[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2001, 24(1): 64 - 71.
- [10] 陈万春,肖业伦,赵丽红,等.四元数的核心矩阵及其在航天器姿态控制中的应用[J].航空学报,2000,21(5):389-392. Chen W C, Xiao Y L, Zhao L H, et al. Kernel matrix of quaternion and its application in spacecraft attitude control [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2000, 21(5): 389 - 392. (in Chinese)

作者简介:

王 鹏(1977-)男,河南睢县人,博士,2004年11月毕业于北京航空航天大学宇航学院飞行器设计专业;现在主要从事导弹总体、飞行力学与控制方面研究。E-mail:wangpeng504@sohu.com

(责任编辑:刘振国)