

文章编号: 1000-8055(2008)03-0569-05

直接力与气动力复合控制拦截弹轨迹控制

尹永鑫, 杨 明, 王松艳

(哈尔滨工业大学 控制与仿真中心, 哈尔滨 150001)

摘 要: 研究了直接力与气动力复合控制拦截弹的轨迹控制问题. 建立了复合控制拦截弹的动力学模型, 分析了不同复合方式的差别, 指出了直接力对弹体运动的影响. 建立了拦截弹与目标的相对运动模型, 针对直接力与气动力复合控制的特殊性, 基于滑模控制理论给出了轨迹控制算法, 并在此基础上针对传统控制方法的缺陷, 设计了脉冲发动机的点火逻辑. 仿真结果表明, 该方法能有效的实现拦截弹在末制导段的精确制导控制, 并具有较强的鲁棒性.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 非线性控制系统; 飞行轨迹; 滑模制导律; 拦截弹

中图分类号: V448.23

文献标识码: A

Trajectory control for interceptor missile with combined control of lateral thrust and aerodynamics

YIN Yong-xin, YANG Ming, WANG Song-yan

(Control and Simulation Center, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: The ability of a trajectory control system to control an interceptor missile with combined control of lateral thrust and aerodynamics was investigated. A dynamical model for interceptor missile with combined control was established. After analyzing differences between various combinations of control for interceptor missiles, impacts of lateral thrust on the motion of interceptor missiles were presented. A model of relative movement between the target and interceptor missile was established. Addressing the particularities of combined control for interceptor missiles, a trajectory control algorithm was designed based on the sliding mode control theory. On the basis of which, fire logic was presented for pulse thrusters in order to improve limitation of simple control method. Simulation results show that this method can effectively implement precise guidance for interceptor missiles at the final guidance stage as well as providing preferable robust stability.

Key words: aerospace propulsion system; nonlinear control system; trajectory; sliding mode guidance; interceptor missile

为了积极应对现代战争中机动能力不断提高的战术导弹, 现代防御系统在致力于提高拦截弹控制精度的同时, 也在努力寻求新的控制方式以克服常规方式下拦截弹响应速度慢和控制能力不足的缺陷. 因此, 直接力与气动力的复合控制方式

应运而生^[1-2].

美国 PAC-3 导弹防御系统中装备的 ERINT-1 型拦截弹和俄罗斯 S-400 导弹防御系统中装备的 9M96E 型拦截弹都采用了直接力与气动力的复合控制方式^[3-4]. 这种控制方式是指拦

收稿日期: 2007-03-16; 修订日期: 2007-07-31

基金项目: 国家自然科学基金(60434010); 黑龙江省杰出青年基金(JC200606)

作者简介: 尹永鑫(1980), 男, 黑龙江庆安人, 博士, 主要从事飞行器制导与控制.

截弹在飞行全程中受到气动力的连续控制,而在末制导段的末端,通过安装在质心附近或质心前端的发动机提供的直接力或力矩来达到快速改变弹体运动的目的.与常规控制方式相比,这种控制方式最大的优势在于响应速度快、控制能力强,并且能够在稀薄大气环境中对目标进行有效拦截,因此成为现代防御系统的研究热点之一^[56].

基于直接力与气动力复合控制拦截弹的优势,本文研究了拦截弹的轨迹控制问题,建立了拦截弹与目标之间的相对运动模型和拦截弹与目标的相对运动模型,结合自适应滑模制导律设计了拦截弹的轨迹控制算法,并设计了脉冲发动机的点火逻辑,通过非线性仿真试验证明了该方法的有效性.

1 动力学建模与分析

按照控制机理的不同,可以将直接力与气动力复合控制方式分为力矩式复合控制与直接力式复合控制.对于力矩式复合控制方式,侧向直接力产生相对于质心的控制力矩,改变拦截弹的姿态运动,进而引起气动力的改变以操纵拦截弹的飞行轨迹,一般将直接力的作用点置于质心前端;而对于直接力式复合控制方式,由于直接力的作用点置于质心附近,因此能够直接产生改变拦截弹飞行轨迹的侧向加速度.

假设拦截弹上的脉冲发动机共 m 圈,每圈 n 个,如图 1 所示,单个发动机提供的直接力为常值 F_T ,开启一次后即不可再用.第 i 圈脉冲发动机的直接力作用线与弹体对称轴的交点到质心的距离为 l_i .

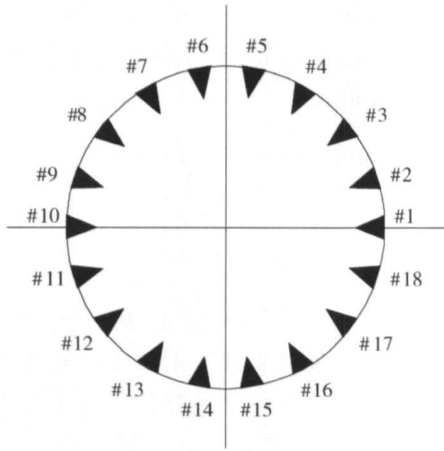


图 1 拦截弹上的脉冲发动机布局
Fig. 1 Layout of pulse thrusters

如果将图 1 中的拦截弹视为质点,由于大气

层内拦截弹的飞行高度相对较低,可以认为重力加速度大小恒定、方向铅垂向下,因此拦截弹质心的动力学模型为

$$\begin{aligned} m \begin{bmatrix} \dot{V}_X \\ \dot{V}_Y \\ \dot{V}_Z \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} + L_{ga} \cdot \begin{bmatrix} D \\ C \\ L \end{bmatrix} + L_{gb} \cdot \\ &\begin{bmatrix} p \\ -T \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n s_{ij} \sin\left(\frac{j-1}{n} 2\pi\right) \\ -T \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n s_{ij} \cos\left(\frac{j-1}{n} 2\pi\right) \end{bmatrix} + F_d \end{aligned} \quad (1)$$

其中 L_{ga} 是由气流坐标系到发射坐标系的转换矩阵; D, C, L 是拦截弹受到的气动阻力、侧力和升力; L_{gb} 是由弹体坐标系到发射坐标系的转换矩阵, p 是尾部助推器提供的推力, F_d 是各种干扰力在发射坐标系中的矢量之和. s_{ij} 的定义为: 当第 i 圈第 j 个脉冲发动机尚未开启前或者已经使用一次后, $s_{ij} = 0$; 当第 i 圈第 j 个脉冲发动机开启时, $s_{ij} = 1$.

如果将图 1 中的拦截弹视为刚体,则拦截弹姿态运动的动力学模型为

$$I_X \dot{\omega}_X + (I_Z - I_Y) \omega_Y \omega_Z = M_{aX} + M_{dX} \quad (2)$$

$$I_Y \dot{\omega}_Y + (I_X - I_Z) \omega_X \omega_Z = M_{aY} + M_{dY} +$$

$$F_T \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n s_{ij} l_i \cos\left(\frac{j-1}{n} 2\pi\right) \quad (3)$$

$$I_Z \dot{\omega}_Z + (I_Y - I_X) \omega_X \omega_Y = M_{aZ} + M_{dZ} -$$

$$F_T \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n s_{ij} l_i \sin\left(\frac{j-1}{n} 2\pi\right) \quad (4)$$

其中 M_{aX}, M_{aY}, M_{aZ} 是气动力矩在弹体坐标系中的分量; M_{dX}, M_{dY}, M_{dZ} 是各种干扰力矩之和在弹体坐标系中的分量.

通过公式 (1) ~ (4) 所描述的直接力与气动力复合控制拦截弹动力学模型可知,这是一个具有耦合、离散特性的非线性系统.

2 轨迹控制方法设计

2.1 相对运动模型

在进行轨迹控制律设计之前,首先需要建立拦截弹与目标之间的相对运动模型.二者之间的相对运动如图 2 所示, M 为拦截弹的位置, T 为目标的位置, r 为拦截弹与目标之间的相对距离, q_ε 和 q_β 为视线高低角和视线方位角.

在图 2 的基础上进一步可以得到视线坐标系中拦截弹与目标之间的相对运动加速度为

$$a_x = \ddot{r} - r \dot{q}_\varepsilon^2 - r \dot{q}_\beta^2 \cos^2 q_\varepsilon \quad (5)$$

$$a_Y = 2\dot{r}\dot{q}_\varepsilon + \dot{r}\ddot{q}_\varepsilon - \dot{r}q_\beta^2 \sin q_\varepsilon \cos q_\varepsilon \quad (6)$$
$$a_Z = 2\dot{r}\dot{q}_\beta \sin q_\varepsilon - \dot{r}\ddot{q}_\beta \cos q_\varepsilon - \dot{r}\ddot{q}_\varepsilon \cos q_\varepsilon \quad (7)$$

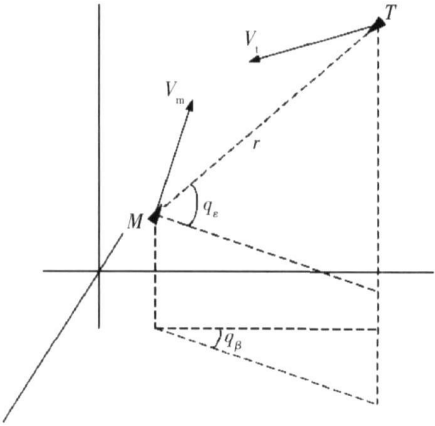


图 2 拦截弹与目标的相对运动关系
Fig. 2 Intercept geometry

基于相对运动模型,可以进一步设计拦截弹的轨迹控制算法.

2.2 轨迹控制算法

直接力与气动力复合控制拦截弹的轨迹控制系统工作原理如图 3 所示.对于指定型号的拦截弹,脉冲发动机的布局、数量和单个脉冲发动机推力都不可改动,因此在轨迹控制算法的设计过程中需要考虑脉冲发动机点火逻辑对拦截弹控制能力的影响.

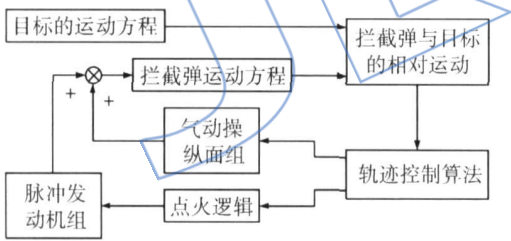


图 3 复合控制拦截弹的轨迹控制原理图
Fig. 3 Configuration of trajectory control system

战术导弹再入大气层后可能会进行一定程度的机动,这会使得比例导引(Proportional navigation guidance, PNG)的效果变差.基于滑模控制理论对参数摄动和外部干扰具有很好的鲁棒性这一优势^[7],这里给出了自适应滑模制导律(Adaptive sliding mode guidance, ASMG).为了使得制导过程中 $q_\varepsilon \rightarrow 0$,选取滑动模态为

$$s = \dot{r}q_\varepsilon \quad (8)$$

并选取自适应滑模趋近律为

$$\dot{s} = -k \frac{|r|}{r} s - \varepsilon \operatorname{sgn} s \quad (9)$$

其中 k, ε 均为大于零的常数.公式(9)可以有效

的削弱抖振,并且能够在 r 较大时加快趋近速率,在 $r \rightarrow 0$ 时减慢趋近速率,因此能够保证 q_ε 收敛,从而保证拦截弹具有较高的命中精度.进一步根据滑模理论可以得到^[8]

$$a_{iY} = (k + 1) |\dot{r}| \dot{q}_\varepsilon + \varepsilon \operatorname{sgn} \dot{q}_\varepsilon \quad (10)$$

$$a_{iZ} = - (k + 1) |\dot{r} \cos q_\varepsilon - \dot{r} \dot{q}_\beta \sin q_\varepsilon| \dot{q}_\beta - \varepsilon \operatorname{sgn} \dot{q}_\beta \quad (11)$$

其中 $k > 1, \varepsilon > |a_{iY}|, \varepsilon > |a_{iZ}|$.

传统的发动机控制规律是分别跟踪弹体坐标系水平方向和垂直方向的指令.例如,跟踪右方向的控制指令时,首选第 10 行中的若干个发动机同时开启.如果产生的直接力不能满足控制指令的要求,则选第 9 行和第 11 行中数量相同的若干个发动机同时开启.如果仍不能满足要求,则选第 8 行和第 12 行中数量相同的若干个发动机同时开启,……,以此类推.

类似的跟踪垂直方向的控制指令.这种控制规律的优点是误差量没有角度偏移,但缺点是使用的脉冲发动机数量较多,不能保证成功的拦截机动能力较强的目标.

本文为了充分利用脉冲发动机,节省其使用数量,拦截机动能力更强的目标,设计了脉冲发动机的点火控制规律.

当拦截弹处于复合控制模式时,即侧向直接力参与控制时,脉冲发动机的点火控制规律可以表示为:

(1) 将弹体坐标系 Y 方向和 Z 方向的控制指令矢量叠加,记为期望指令矢量.

$$\mathbf{F}_{ce} = \mathbf{F}_{cY} + \mathbf{F}_{cZ} \quad (12)$$

其中 $\mathbf{F}_{ce}$ 为期望控制指令矢量, $\mathbf{F}_{cY}$ 为 Y 方向控制指令矢量, $\mathbf{F}_{cZ}$ 为 Z 方向控制指令矢量.

(2) 开启与 $-\mathbf{F}_{ce}$ 的方向最接近的一行脉冲发动机中的若干个,产生的直接力矢量为 $\mathbf{F}_{T1}$.

$$\begin{cases} |\mathbf{F}_{T1}| = n_1 |\mathbf{F}_T| \\ \mathbf{E}_{F_{T1}} = \mathbf{F}_{ce} - \mathbf{F}_{T1} \end{cases} \quad (13)$$

其中 $\mathbf{F}_{T1}$ 为第 1 次产生的直接力矢量的大小, n_1 为第 1 次开启的脉冲发动机的数量, $\mathbf{F}_T$ 为单个脉冲发动机产生的直接力的大小, $\mathbf{E}_{F_{T1}}$ 为第 1 次产生的误差矢量.

(3) 开启与误差矢量 $\mathbf{E}_{F_{T1}}$ 的方向最接近的一行脉冲发动机中的若干个,它们产生的直接力矢量为 $\mathbf{F}_{T2}$.

$$\begin{cases} |\mathbf{F}_{T2}| = n_2 |\mathbf{F}_T| \\ \mathbf{E}_{F_{T2}} = \mathbf{E}_{F_{T1}} - \mathbf{F}_{T2} \end{cases} \quad (14)$$

其中 $\mathbf{F}_{T2}$ 为第 2 次产生的直接力矢量的大小, n_2

为第 2 次开启的脉冲发动机的数量, $E_{F_{T_2}}$ 第 2 次产生的误差矢量.

(4) 如此操作,直到第 j 次产生的误差矢量 $E_{F_{T_j}}$ 满足误差要求为止.

$$\begin{cases} |F_{T_j}| = n_j |F_T| \\ E_{F_{T_j}} = E_{F_{T_{j-1}}} - F_{T_j} \\ |E_{F_{T_j}}| \leq \varepsilon \end{cases} \quad (15)$$

其中 F_{T_j} 为第 j 次产生的直接力矢量的大小, n_j 为第 j 次开启的脉冲发动机的数量, ε 为控制指令的误差要求.

(5) 将上述各次得到的直接力矢量叠加,得到控制力矢量 F_{Te} .

$$F_{Te} = \sum F_{Ti} \quad (16)$$

其中 F_{Ti} 为第 i 次产生的直接力矢量.

(6) 将控制力矢量 F_{Te} 向 Y 方向和 Z 方向分解,得到 Y 方向和 Z 方向的控制力矢量.

$$F_{Te} = F_{TeY} + F_{TeZ} \quad (17)$$

其中 F_{TeY} 为 Y 方向的控制力矢量, F_{TeZ} 为 Z 方向的控制力矢量.

3 仿真试验

本文以质心处安装有 10 圈、每圈 18 个脉冲发动机的某型复合控制拦截弹为例,进行轨迹控制仿真试验.假设拦截弹不作滚转运动,目标 I 在飞行时不作机动,目标 II 作频率为 0.4 Hz 的螺旋机动,仿真曲线如图 4~ 图 6 所示,仿真结果如表 1 所示.

表 1 仿真结果

Table 1 Simulation results

脱靶量/m	ASMG	PNG
目标 I	0.095 2	0.802 6
目标 II	0.897 1	2.653 9

图 4 和图 5 为拦截弹与目标在发射坐标系中的飞行轨迹.由表 1 可知,对于不作机动的飞行目标 I,ASMG 和 PNG 都具有较高的命中精度.但对于作频率为 0.4 Hz 螺旋机动的目标 II,ASMG 仍然能够保证较高的命中精度,而 PNG 的命中精度则明显降低.这是由于在图 6 中与 PNG 相比,ASMG 在末制导段使用的脉冲发动机较少,使得拦截弹的机动能力较强,因此脱靶量较小.可见,ASMG 对于目标机动带来的干扰具有较强的鲁棒性.

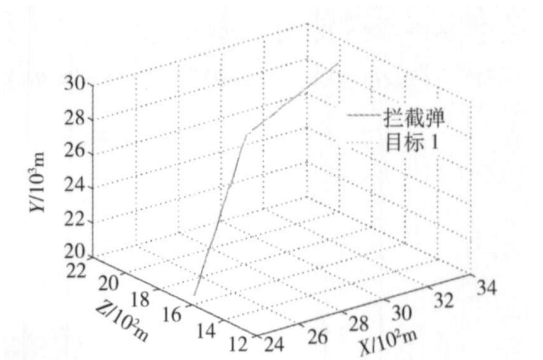


图 4 拦截弹与目标 I 的运动轨迹

Fig. 4 Interceptor and target I trajectories

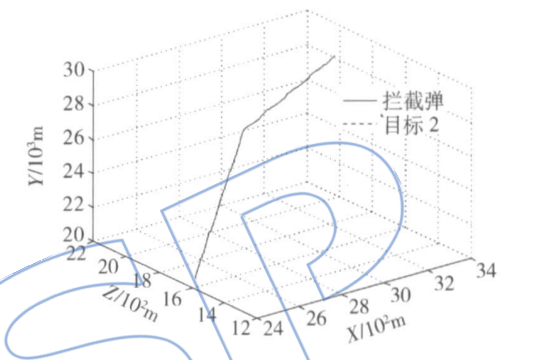


图 5 拦截弹与目标 II 的运动轨迹

Fig. 5 Interceptor and target II trajectories

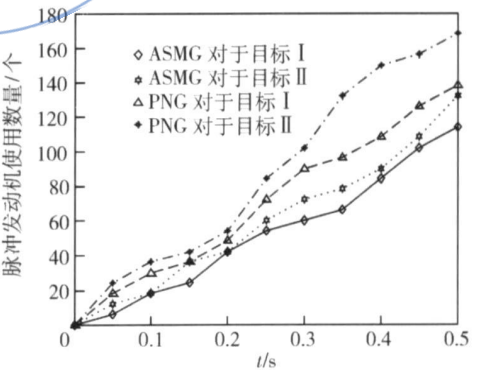


图 6 脉冲发动机的使用数量

Fig. 6 Cost of pulse thrusters

4 结 论

本文研究了直接力与气动力复合控制拦截弹的轨迹控制问题,建立了拦截弹的动力学模型,讨论了不同复合方式的差别.建立了拦截弹与目标之间的相对运动模型,针对直接力与气动力复合控制的特殊性,基于变结构控制理论给出了拦截弹的轨迹控制算法,并在此基础上针对传统点火方法的缺陷,设计了脉冲发动机的点火逻辑.通过非线性仿真试验证明了该方法的有效性.如何在本文研究结论的基础上考虑通过气动力来控制

拦截弹的滚转运动,以便更加充分的利用数量有限的脉冲发动机,进一步提高拦截弹对机动目标的拦截能力,将是今后需要研究的内容.

参考文献:

[1] Zimpfer D J, Shieh L S, Sunkel J. Redesign ed pulse width modulation space craft control [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1998, 21(4): 529-534.

[2] Bernelli Z F, Mantegazza P, Nurzia V. Multi-pulse width modulated control of linear systems [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1998, 21(1): 64-70.

[3] Herman R, Bulter J. Subsystems for the extended range interceptor (ERINT-1) missile [R]. AIAA-92-2750, 1992.

[4] Jitpraphai T, Costello M. Dispersion reduction of a direct fire rocket using lateral pulse jets [R]. AIAA-01-0104, 2001.

[5] 程凤舟, 万自明, 陈士橹, 等. 防空导弹直接力与气动力复合控制系统设计 [J]. 飞行力学, 2003, 21(2): 49-52. CHENG Fengzhou, WAN Ziming, CHEN Shilu, et al. Side jet and aerodynamics compound control system design of air defense missiles[J]. Flight Dynamics, 2003,21(2): 49-52.

[6] Hirokawa R, Sato K. Autopilot design for a missile with reaction jet using coefficient diagram method [R]. AIAA-01-4162, 2001.

[7] Zhou D, Mu C, Xu W. Adaptive sliding mode guidance of a homing missile [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1999, 22(4): 589-594.

[8] 周荻. 寻的导弹新型导引规律[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002. ZHOU Di. New guidance laws for homing missiles [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2002.

