

反坦克导弹最优一体化制导与控制

苗昊春¹, 马清华², 董国才², 程冬²

(1. 西北工业大学 航天学院 陕西 西安 710072; 2. 中国兵器工业第二〇三研究所, 陕西 西安 710065)

摘要: 将导弹-目标相对运动信息引入到导弹控制模型中, 对侧滑转弯(STT) 反坦克导弹的俯仰和偏航推导得出了制导控制一体化数学模型, 然后设计了基于最优控制理论的线性二次型(LQ) 软终端约束控制器, 最后进行了六自由度弹道仿真, 结果表明最优一体化制导控制方法可有效地将导弹导向目标, 且满足制导精度要求。

关键词: 侧滑转弯; 反坦克导弹; 最优一体化制导控制

Optimal Integrated Guidance and Control of Anti-tank Missiles

MIAO Haochun^{1,2}, MA Qinghua², DONG Guocai², CHENG Dong²

(1. School of Astronautics Northwestern Polytechnical University Xi'an 710072, China;
2. No. 203 Research Institute of China Ordnance Industries Xi'an 710065, China)

Abstract: Information of relative motion between missile and target is introduced to missile control models, and integrated guidance and control models to slide-to-turn(STT) anti-tank missiles is derived in pitch and yaw channels, the linear quadratic soft terminal constrain controller based on optimal control theory is later designed and then validated by 6-degree-of-freedom trajectory simulation model. The results demonstrate that the optimal integrated guidance and control (OIGC) method can guide the missile to target effectively and satisfy the need of accuracy.

Key words: slide-to-turn (STT); anti-tank missiles; optimal integrated guidance and control (OIGC)

1 引言

导弹制导控制系统由制导系统和控制系统组成。制导系统(也称导引系统)主要负责“制导”功能,由探测设备(导引头)和导引指令形成装置组成。控制系统也称稳定控制系统,是制导控制系统的内回路,通常由敏感设备、综合设备、放大变换设备、执行机构和控制对象——弹体组成,起“稳定与控制”作用^[1]。

在导弹研制中,传统的做法是独立地设计导弹的每个子系统,然后再综合起来,组合成整个导弹。这些子系统往往使用一系列不同的技术,

包括经典控制理论、最优控制理论等,带宽也不尽相同,如果整个系统性能不符合要求,再重新设计各个系统,整个过程是十分耗时的^[2]。导弹的每一个子系统间都有相互作用,这种相互作用可以被开发用于优化导弹系统的整体性能。一体化设计方法把导弹从整体上作为一个最优化问题来考虑,从而给出最优性能的统一解决方案,也解决了各个子系统被反复设计的问题^[3]。文中给出了侧滑转弯(Slide-to-Turn, STT) 的反坦克导弹末制导段的俯仰通道和偏航通道制导控制一体化模型,设计了线性二次型(Linear Quadratic, LQ) 软终端控制器,完成了最优一体化制导控制律(OIGC) 并进行了仿真。

2 弹目标导引模型的建立

2.1 铅垂平面运动关系

导弹和目标在铅垂面内运动关系如图1所示,其中M为导弹位置,T为目标位置,O_{xy}为弹目运动平面惯性坐标系,v,a,θ,R,q分别为速度、垂直于速度方向的加速度、弹道倾角、弹目距离和视线角,下标m和t分别表示导弹和目标。

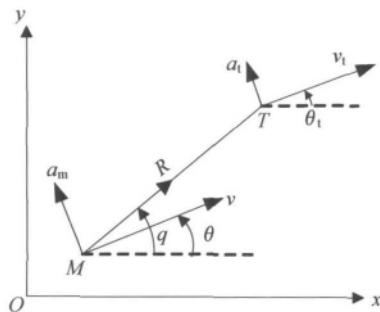


图1 铅垂平面弹目运动关系图

Fig. 1 Missile-Target motive relationship in vertical plane

可以得到导弹和目标在铅垂平面内的相对运动方程:

$$\dot{R} = -v\cos(q - \theta) + v_t\cos(q - \theta_t) \quad (1)$$

$$R\dot{q} = v\sin(q - \theta) - v_t\sin(q - \theta_t) \quad (2)$$

$$\text{令 } v_q = R\dot{q}, a_m = v\dot{\theta}, a_t = v_t\dot{\theta}_t$$

推导可得:

$$\begin{aligned} \dot{v}_q &= -\frac{\dot{R}}{R}v_q + v_t\dot{\theta}_t\cos(q - \theta_t) - \\ &\quad v\dot{\theta}\cos(q - \theta) \end{aligned} \quad (3)$$

2.2 水平面运动关系

导弹和目标水平面内运动关系与图1类似,只需将其中导弹和目标的弹道倾角用各自弹道偏角ψ_v ψ_{vt}代替。得到导弹和目标在水平面内的相对运动方程:

$$\dot{R} = -v\cos(q - \psi_v) + v_t\cos(q - \psi_{vt}) \quad (4)$$

$$R\dot{q} = v\sin(q - \psi_v) - v_t\sin(q - \psi_{vt}) \quad (5)$$

$$\text{类似的,令 } v_q = R\dot{q}, a_m = v_t\dot{\psi}_{vt}, a_t = v\dot{\psi}_v$$

推导可得:

$$\dot{v}_q = -\frac{\dot{R}}{R}v_q + a_t\cos(q - \psi_{vt}) - a_m\cos(q - \psi_v) \quad (6)$$

3 制导控制一体化数学模型

3.1 倾仰通道

首先做以下几个假设:

(1) 导弹在某个铅垂面内飞行,cosψ_v≈1。

(2) 攻角α为小量,因此α≈sinα。

(3) 侧向运动参数β,γ,γ_v,ω_x,ω_y及舵偏角δ_x,δ_y都比较小,这样就可以令cosβ≈cosγ≈cosγ_v≈1。

导弹在倾仰平面内的运动方程可以写成^[4]:

$$\begin{cases} mv\frac{d\theta}{dt} = P\sin\alpha + Y - G\cos\theta \\ J_z\frac{d\omega_z}{dt} = M_z \\ \frac{d\vartheta}{dt} = \omega_z \\ \alpha = \vartheta - \theta \end{cases} \quad (7)$$

其中:升力Y=Y^αα+Y^{δ_z}δ_z,Y^α=57.3qsc_y^α,Y^{δ_z}=57.3qsc_y^{δ_z};俯仰力矩M_z=M_z^α+M_z^{ω_z}+M_z^{δ_z},M_z^α=57.3qslm_z^α,M_z^{ω_z}=qsl²m_z^{ω_z}/v,M_z^{δ_z}=57.3qslm_z^{δ_z}

推导可得:

$$\dot{\alpha} = \omega_z - \dot{\theta} = \omega_z - \frac{P + Y^{\alpha}}{mv}\alpha - \frac{Y^{\delta_z}}{mv}\delta_z + \frac{g\cos\theta}{v} \quad (8)$$

$$\dot{\omega}_z = \frac{M_z^{\alpha}}{J_z}\alpha + \frac{M_z^{\omega_z}}{J_z}\omega_z + \frac{M_z^{\delta_z}}{J_z}\delta_z \quad (9)$$

式(8)中g为重力加速度,将式(3)弹目运动关系代入,近似取cos(q-θ)≈1,可得:

$$\begin{aligned} \dot{v}_q &= -\frac{\dot{R}}{R}v_q - \frac{P + Y^{\alpha}}{m}\alpha - \frac{Y^{\delta_z}}{m}\delta_z + \\ &\quad g\cos\theta + v_t\dot{\theta}_t\cos(q - \theta_t) \end{aligned} \quad (10)$$

式(8)、(9)、(10)即为倾仰通道的制导控制一体化数学模型,令x₁=(v_q α ω_z)^T,μ=δ_z,则可写为状态空间形式:

$$\dot{x}_1 = A_1x_1 + b_1u + \Delta_1 \quad (11)$$

其中:

$$A_1 = \begin{bmatrix} -\frac{\dot{R}}{R} & -\frac{P+Y^\alpha}{m} & 0 \\ 0 & -\frac{P+Y^\alpha}{mv} & 1 \\ 0 & \frac{M_z^\alpha}{J_z} & \frac{M_z^{\omega_z}}{J_z} \end{bmatrix}; \mathbf{b}_1 = \left[\frac{Y^{\delta_z}}{m}, \frac{Y^{\delta_z}}{mV}, \frac{M_z^{\delta_z}}{J_z} \right]^T;$$

$$\Delta_1 = [g\cos\theta + v_t \dot{\theta}_t \cos(q - \theta_t) \ g\cos\theta/v \ 0]^T.$$

为了便于控制系统设计,对俯仰通道一体化模型做几个简化:①忽略目标机动等扰动项;②忽略舵片产生的升力,认为其仅产生操纵力矩;③暂不考虑重力,而是在控制律设计完成后以补偿的形式抵消重力。

简化后的俯仰通道制导控制一体化模型:

$$\dot{x}_1 = A_1 x_1 + b_1 u \quad (12)$$

其中:

$$A_1 = \begin{bmatrix} -\frac{\dot{R}}{R} & -\frac{P+Y^\alpha}{m} & 0 \\ 0 & -\frac{P+Y^\alpha}{mv} & 1 \\ 0 & \frac{M_z^\alpha}{J_z} & \frac{M_z^{\omega_z}}{J_z} \end{bmatrix}; \mathbf{b}_1 = \left[0, 0, \frac{M_z^{\delta_z}}{J_z} \right]^T.$$

3.2 偏航通道

令导弹保持无倾斜而带侧滑的飞行: $\theta = 0$, $\gamma = 0$, $\gamma_v = 0$, $\omega_x = 0$, α , β 为小量, 导弹偏航通道的运动方程可以写成:

$$\begin{cases} -mv \frac{d\psi_v}{dt} = -P\cos\alpha\sin\beta + Z \\ J_y \frac{d\omega_y}{dt} = M_y \\ \frac{d\vartheta}{dt} = \omega_z \\ \frac{d\psi}{dt} = \frac{\omega_y}{\cos\vartheta} \\ \alpha = \vartheta \\ \beta = \psi - \psi_v \end{cases} \quad (13)$$

其中侧向力 $Z = Z^\beta\beta + Z^{\delta_y}\delta_y$, $Z^\beta = 57.3qsc_z^\beta$, $Z^{\delta_y} =$

$$57.3qsc_z^\delta$$
; 偏航力矩 $M_y = M_y^\beta + M_y^{\omega_y} + M_y^{\delta_y}$, $M_y^\beta = 57.3qslm_y^\beta$

$$qslm_y^\beta \ M_y^{\omega_y} = qsl^2 m_y^{\omega_y} / v \ M_y^{\delta_y} = 57.3qslm_y^{\delta_y}$$

推导可得:

$$\dot{\beta} = \omega_y - \dot{\psi}_v = \omega_y - \frac{P - Z^\beta}{mv}\beta + \frac{Z^{\delta_y}}{mv}\delta_y \quad (14)$$

$$\dot{\omega}_y = \frac{M_y^\beta}{J_y}\beta + \frac{M_y^{\omega_y}}{J_y}\omega_y + \frac{M_y^{\delta_y}}{J_y}\delta_y \quad (15)$$

将式(6)代入,并近似 $\cos(q - \psi_v) \approx 1$, 可以得到:

$$\dot{v}_q = -\frac{\dot{R}}{R}v_q - \frac{P - Z^\beta}{m}\beta + \frac{Z^{\delta_y}}{m}\delta_y + a_t \cos(q - \psi_v) \quad (16)$$

式(13)、(14)、(15)组成了偏航通道的制导控制一体化数学模型,令 $x_2 = (v_q \ \beta \ \omega_y)^T$, $\mu = \delta_y$, 写为状态空间形式:

$$\dot{x}_2 = A_2 x_2 + b_2 u + \Delta_2 \quad (17)$$

其中:

$$A_2 = \begin{bmatrix} -\frac{\dot{R}}{R} & -\frac{P - Z^\beta}{m} & 0 \\ 0 & -\frac{P - Z^\beta}{mv} & 1 \\ 0 & \frac{M_y^\beta}{J_y} & \frac{M_y^{\omega_y}}{J_y} \end{bmatrix}; \mathbf{b}_2 = \left[\frac{Z^{\delta_y}}{m}, \frac{Z^{\delta_y}}{mv}, \frac{M_y^{\delta_y}}{J_y} \right]^T;$$

Δ_2 为目标机动等不确定性。

与俯仰通道做类似处理,简化后的偏航通道制导控制一体化模型为

$$\dot{x}_2 = A_2 x_2 + b_2 u \quad (18)$$

其中:

$$A_2 = \begin{bmatrix} -\frac{\dot{R}}{R} & -\frac{P - Z^\beta}{m} & 0 \\ 0 & -\frac{P - Z^\beta}{mv} & 1 \\ 0 & \frac{M_y^\beta}{J_y} & \frac{M_y^{\omega_y}}{J_y} \end{bmatrix}; \mathbf{b}_2 = \left[0, 0, \frac{M_y^{\delta_y}}{J_y} \right]^T.$$

4 LQ 软终端控制器

连续时间线性系统

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (19)$$

要求设计最优控制输入 u , 使系统在终端 t_f 到达下面曲面上:

$$M_f x(t_f) = \psi \quad (20)$$

并极小化下面的二次型性能指标,

$$J_e = \frac{1}{2} \int_{t_0}^t (x^T Q x + u^T R u) dx \quad (21)$$

以上便是连续时间系统线性二次型(LQ)问题的一般提法。对软终端控制器设计,引入终端条件的误差变量:

$$e_f = M_f x(t_f) - \psi \quad (22)$$

对终端误差的加权能量作为惩罚项加入性能指标,即

$$J_e = \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_f} (x^T Q x + u^T R u) dx + \frac{1}{2} e_f^T Q_f e_f \quad (23)$$

其中: Q 项反映了对状态过渡过程性能的要求; R 项则反映了对控制能量的限制; Q_f 是对终端误差的加权矩阵,反映误差趋于零的要求,也可以称为惩罚因子 Q_f 越大,终端精度越高。

对于拦截问题, $\dot{q} \rightarrow 0$ 代表了理想的拦截条件,即 $\dot{v}_q \rightarrow 0$, 故 $\psi = 0$, $M_f = \text{diag}(1, 0, 0)$ 。

这样,问题就转化为在动力约束下,对扩展性能指标的优化问题。可以采用 Riccati 矩阵变换方法或生成函数的方法等完成软终端约束控制器的设计。得到控制律如下:

$$u(t) = -K_x(t)x(t) + K_\psi(t)\psi \quad (24)$$

这是反馈-前馈的控制律形式,其中:

$$K_x(t) = R^{-1}B^T S(t) \quad (25)$$

$$K_\psi(t) = R^{-1}B^T F_m^T(t) Q_f \quad (26)$$

其中: $S(t)$, $F_m(t)$ 为矩阵微分 Riccati 方程组的解:

$$- \dot{S}(t) = A^T S + S A - S B R^{-1} B^T S + Q \quad (27a)$$

$$S(t_f) = M_f^T Q_f M_f \quad (27b)$$

$$- \dot{F}_m(t) = F_m(A - B R^{-1} B^T S) \quad (28a)$$

$$F_m(t_f) = M_f \quad (28b)$$

5 数字仿真

某反坦克导弹采用正常式气动布局,俯仰通道采用初始段姿态控制、中段高度控制以及全程阻尼控制,偏航通道采用姿态追踪控制和全程阻尼控制,俯仰和偏航通道的末制导段均采用最优一体化制导控制。

六自由度弹道仿真在海拔 1 430 m、温度 20 °C、发射后锁定、末制导距离 2 000 m、理想无扰动条件下进行,分别仿真三种目标:①静止目标,位置(5 000, 0, 0);②匀速目标:起始运动点(5 000, 0, 0),速度 42 m/s(轴向、侧向速度分量均为 30 m/s),方位角 135°;③机动目标:起始运动点(5 000, 0, 0),速度 14 m/s,第 25 s 至 27 s 匀加速至 42 m/s,然后保持 42 m/s,方位角 135°。

使用精细积分算法框架下开发的 MATLAB/PIMCSID 工具箱^[5],对于软终端控制器给出计算机上的精确解。调用格式:

$[K_x \ K_\psi] = \text{pim_tlcstc}(A, B, Q, R, N, Q_f, M_f, \psi, t)$
俯仰和偏航通道计算 A , B 矩阵分别如式(12)和式(18)所示,取 $Q = \text{diag}(1, 0, 0)$, $R = 5$, $N = 0$, $Q_f = \text{diag}(1 000, 0, 0)$, $M_f = \text{diag}(1, 0, 0)$, $\psi = 0$ 。

俯仰通道控制指令:

$$u(t) = -K_x(t)x(t) + u_g(t) \quad (29)$$

其中: $u_g(t)$ 为平衡舵偏角指令,在此 $u_g(t) = 1.92$ 。

偏航通道控制指令直接按式(24)计算。

三种目标的仿真飞行时间和脱靶量见表 1 所示,机动目标弹道运动关系见图 2,视线角速度和舵指令曲线分别见图 3 和图 4。

表 1 三种目标仿真结果

Tab. 1 Simulation result of 3 targets

目标类型	飞行时间/s	脱靶量/m
静止目标	31.138	0.044 454
匀速目标	27.359	0.207 39
机动目标	29.251	0.165 18

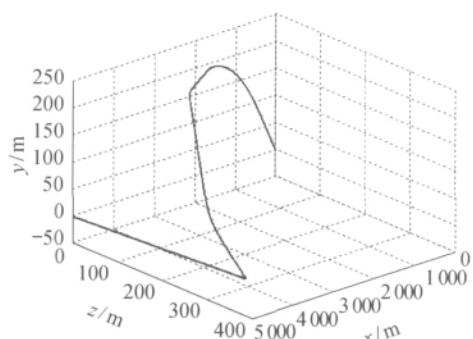


图2 机动目标弹道运动三维曲线

Fig. 2 Three-dimensional curve of missile and maneuvering target

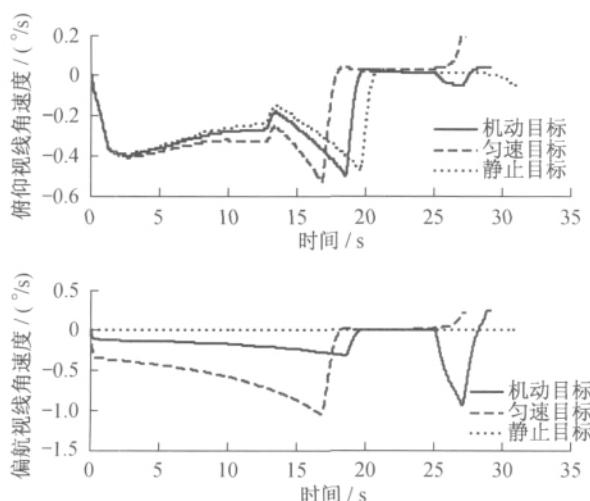


图3 视线角速度曲线

Fig. 3 Curve of line-of-sight rate

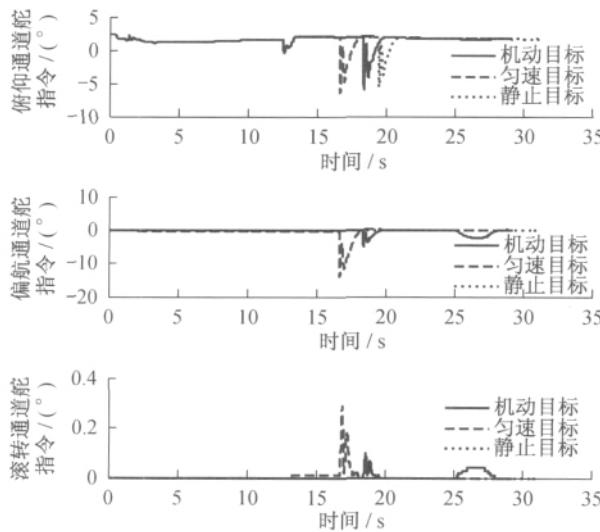


图4 舵指令曲线

Fig. 4 Curve of actuator command

由图2至图4可知,最优一体化制导方法在末制导段后可有效将导弹导向目标,且弹道较为平直;对于静止、匀速、机动三类目标均取得了较小的脱靶量,视线角速度曲线达到预期效果;由中段转末制导段瞬间俯仰和偏航舵指令产生比较大的跳变,但在舵的最大承受范围之内。

6 结 论

本文将制导信息引入到控制模型中,构造了STT型反坦克导弹的俯仰和偏航通道的制导控制一体化数学模型,并针对此模型设计了最优一体化制导控制律(OIGC),数字仿真结果表明,该制导律可以有效地将导弹导向目标并能取得较小的脱靶量,满足制导精度要求。

值得注意的是制导控制一体化的数学模型要求提供攻角、侧滑角、弹目距离、视线角速度、角速度等制导信息,其中攻角、侧滑角的测量在目前工程应用中尚不广泛,因此最优一体化制导控制方法在未来一段时间仍将处在理论研究阶段。

参考文献:

- [1] 刘兴堂. 精确制导、控制与仿真技术 [M]. 北京: 国防工业出版社 2006.
LIU Xingtang. Precise guidance and control and simulation technology [M]. Beijing: National Defence Industry Press 2006.
- [2] Menon P K, Ohlmeyer E J. Integrated design of agile missile guidance and autopilot systems [J]. Control Engineering Practice 2001, 9(10): 1095-1106.
- [3] Menon P K, Ohlmeyer E J. Nonlinear integrated guidance control laws for homing missiles. AIAA-2001-4160 [R]. Montreal, Canada: Optimal Synthesis Inc 2001.
- [4] 钱杏芳, 林瑞雄, 赵亚男. 导弹飞行力学 [M]. 北京: 北京理工大学出版社 2000.
QIAN Xingfang, LIN Ruixiong, ZHAO Yanan. Missile flight aerodynamics [M]. Beijing: Beijing University of Technology Press 2000.

(下转第28页)

本体开发,这里只展示了炮兵指挥实体的射击任务分配概念模型的语义描述,仅炮兵领域还有大量的工作需要去完成。

经过语义网技术的不断发展,相关工具的不断完善,当其发展为真正拥有能实现协作、计算机可读的语义网时,利用其描述的军事概念模型的语义可促进计算机在指挥控制等高端高智能领域的应用,同时提高基于此模型的仿真系统、指挥系统等信息系统的可组合性和互操作性。

参考文献:

- [1] 吴永波,何晓晔,谭东风,等.军事概念模型研究综述[J].系统仿真学报,2005,10(12):3076-3080.
WU Yongbo, HE Xiaoye, TAN Dongfeng, et al. Overview of research on military conceptual model [J]. Journal of System Simulation, 2005, 10(12): 3076-3080.
- [2] Tolk, Andreas, Muguira, et al. The levels of conceptual interoperability model [C] // 2003 Fall Simulation Interoperability Workshop, Orlando, Florida [s. n.] 2003.
- [3] Martin Fowler, Kendall Scott. UML distilled. A brief guide to the standard object modeling [M]. Beijing: Tsinghua University Press 2005.
- [4] 邓志鸿,唐世渭. Ontology 研究综述[J].北京大学学报:自然科学版,2002,38(5):730-737.
DENG Zhihong, TANG Shiwei. Overview of ontology [J]. Acta Scientiarum Naturalium Universitatis Pekinensis, 2002, 38(5): 730-737.
- [5] Towards G T. Principles for the design of ontologies used for knowledge sharing [J]. International Journal of Human-Computer Studies, 1995, 43(5-6): 907-928.
- [6] Neches R, Fikes Re, Gruber Tr, et al. Enabling technology for knowledge sharing [J]. AI Magazine, 1991, 12(3): 36-56.
- [7] 于鑫刚,李万龙. 基于本体的知识库模型研究[J].计算机工程与科学,2008,30(6):134-136.
YU Xinggang, LI Wanlong. A study of the knowledge base model based on ontology [J]. Computer Engineering & Science, 2008, 30(6): 134-136.
- [8] (荷)施赖伯(Schreiber, G.). 知识工程和知识管理[M]. 史忠植,梁永全,吴斌,等译. 北京:机械工业出版社,2003.
Schreiber G. Knowledge engineering and management: the commonKADS methodology [M]. SHI Zhongzhi, LIANG Yongquan, WU Bin, et al. Translation. Beijing: Machine Press 2003.
- [9] Stuart Russell, Peter Norvig. Artificial intelligence a modern approach [M]. Second Edition. [s. l.]: Prentice Hall Publishing 2003.
- [10] Baader F, Horrocks I, Sattler U. Description logics as ontology languages for the semantic web [M]. [s. l.]: Springer-Verlag 2005.

胡丰华 男(1974-) ,湖南岳阳人,博士生,主要研究方向为系统仿真、作战模拟。



赵鑫业 男(1984-) ,满,辽宁新宾人,博士生,主要研究方向为系统仿真。



马清华 男(1977-) ,安徽濉溪人,高级工程师,主要研究方向为导弹制导控制。



(上接第13页)

- [5] 谭述君,钟万勰. 基于精细积分的(最优)控制系统设计程序包[J]. 计算机应用与软件,2007(24):165-169.
TAN Shujun, ZHONG Wanxie. Optimal control system design toolbox based on precise integration method (PIM-CSD) [J]. Computer Applications and Software, 2007(24): 165-169.



苗昊春 男(1986-) ,内蒙古赤峰人,博士生,主要研究方向为导弹制导控制。