

文章编号: 1000-6893(2002) 02-0115-05

# 高速再入飞行器的制导与控制系统设计

连葆华, 崔平远, 崔祐涛

(哈尔滨工业大学 深空探测基础研究中心, 黑龙江 哈尔滨 150001)

## DESIGN OF GUIDANCE AND CONTROL SYSTEM FOR HIGH SPEED REENTRY AEROCRAFT

LIAN Bao-hua, CUI Ping-yuan, CUI Hu-tao

(Deep Space Exploration Research Center, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

**摘 要:** 针对高速再入飞行器模型的快时变、强耦合、严重非线性特点, 采用反馈线性化方法, 设计了自动驾驶仪; 同时采用最优制导律设计与理想速度曲线相结合的方法, 设计了能同时保证末端制导精度及速度方向、大小的制导律。最后, 进行了六自由度仿真, 结果表明: 设计的制导律及控制方案是合理、有效的, 易于实现。

**关键词:** 再入飞行器; 制导; 控制; 反馈线性化; 最优化

中图分类号: V249.1 文献标识码: A

**Abstract:** An autopilot design scheme is presented with feedback linearization technique against the fast time-varying, strong coupling and high nonlinear system of the high-speed reentry aircraft dynamics. Furthermore, a guidance law is proposed by using a combination of optimal guidance law design with ideal velocity curve approach. The terminal guidance accuracy, the direction and amplitude of the aircraft velocity are guaranteed by using the derivative guidance law. Finally, 6 DOF simulations are made based on a kind of reentry aircraft. The results show that the proposed control scheme and the guidance law are rational, efficient and easy for implementation.

**Key words:** reentry aircraft; guidance; control; feedback linearization; optimal

对于高速再入飞行器来说, 由于高速及大空域飞行, 空气密度及速度变化很大, 导弹动力学的参数变化较一般飞行器模型更加剧烈; 空气动力学特性也有相应的改变, 通道间的耦合作用更加严重, 尤其是俯仰及偏航通道对滚动通道的耦合作用, 由于升降舵和偏航舵的偏转产生很大的滚转力矩, 它们的共同作用效果与滚动通道的舵效相当, 甚至大大超过滚动舵所能提供的控制力矩, 因此, 按照一般的设计方法, 滚动通道将很难稳定, 而大的滚转角速率又使得模型无法解耦, 严重影响了其它两个通道控制系统的设计; 同时, 大攻角使气动参数的非线性加重了, 用传统的以系数冻结法为基础的 PID 方法设计控制系统十分困难。国内外很多学者针对飞行器模型的非线性或不确定性进行了广泛的研究, 比如: S. N. Singh, M. Stinberg 及 J. Y. Choi 等人针对动力学参数的不确定性运用反馈线性化技术设计了自动驾驶仪<sup>[1, 2]</sup>。相关的研究还有一些, 尽管已有的各种研

究成果各有侧重地在一定程度上解决了一些耦合、非线性和时变的问题, 但是对于高速再入飞行器这种同时具有严重非线性、快时变及强耦合的对象, 目前还没有突破性的研究成果。本文针对高速再入飞行器的特点, 采用反馈线性化方法设计了控制系统, 并取得了比较满意的仿真结果。

值得注意的是, 制导系统设计的优劣决定了高速再入飞行器能否满足制导要求。传统的比例导引法, 只能将飞行器引导到目标, 而无法对飞行器终端状态提出的任何要求, 各种改进的制导律设计方法, 或者改善了弹道特性<sup>[3, 4]</sup>, 或者提高了制导系统的鲁棒性<sup>[5]</sup>, 仍无法提供对终端状态的保证。而对于高速再入飞行器来说, 为保证末端制导系统的正常工作, 制导律的设计既要保证足够的制导精度, 又要使飞行器以一定的方向和速度达到目标。要设计满足这一要求的制导律, 最好的方法是采用最优化方法, 将目标要求全部体现在优化指标中。但这样做, 求解过程将变得十分复杂, 需要进行各种假设和简化, 而且往往得不到解析解, 即使得到解析解, 结果通常也并不是最优

的。折中的方法是:将速度的大小和方向的控制分开来研究,通过优化理论设计保证制导精度和速度方向的制导律;然后根据目标点的速度大小要求设计关于飞行过程的理想速度曲线;通过某种准则将二者结合起来,就可以得到满足全部要求的制导律<sup>[6]</sup>。

## 1 高速再入飞行器姿态控制系统设计

### 1.1 高速再入飞行器姿态动力学方程

为设计控制器,首先需要将矢量形式的动力学方程投影到相应的坐标系中,同时为了避免得到的动力学系统出现非最小相位现象,将选用攻角和侧滑角作为输出。本文中,遵循飞行力学的一般习惯,将绕质心转动动力学投影到体坐标系中,攻角和侧滑角的方程投影到气流坐标系,得到如下的方程

$$\dot{\alpha} = (\omega \sin \alpha - \omega_c \cos \alpha) \tan \beta + \omega - Y / (mv \cos \beta) \quad (1)$$

$$\dot{\beta} = \omega \sin \alpha + \omega_c \cos \alpha + Z / (mv) \quad (2)$$

$$\dot{\gamma} = \omega - \tan \varphi \omega \cos \gamma - \omega \sin \gamma \quad (3)$$

$$\dot{\varphi} = \omega \sin \gamma + \omega \cos \gamma \quad (4)$$

$$\dot{\psi} = (\omega \cos \gamma - \omega \sin \gamma) / \cos \varphi \quad (5)$$

$$\dot{\omega}_x = [M_x - (I_z - I_y) \omega \omega] / I_x \quad (6)$$

$$\dot{\omega}_y = [M_y - (I_x - I_z) \omega \omega] / I_y \quad (7)$$

$$\dot{\omega}_z = [M_z - (I_y - I_x) \omega \omega] / I_z \quad (8)$$

控制器设计的难点在于,上述方程中的气动力  $Y(Ma, \beta, \delta_x, \alpha)$ ,  $Z(Ma, \beta, \delta_y, \alpha)$  及气动力矩  $M_x, M_y, M_z$  都是关于  $\alpha, \beta, \delta_x, \delta_y, \delta_z$  及马赫数  $Ma$  的四元函数,这比一般飞行器气动特性要复杂许多,耦合及非线性特性更强,因而很难利用经典的特征点线性化方法对系统进行综合。为设计控制器,首先引入时间尺度分离的概念,即:假设角速度的跟踪速度大于姿态角的跟踪速度,这种假设是符合实际物理意义的。于是,控制器的设计就可以分解为角速度跟踪的内环控制器设计和姿态角跟踪的外环控制器设计分别进行。

### 1.2 内环控制器设计

根据对给定的高速再入体气动数据的分析可以看到,攻角和侧滑角产生的滚动力矩为小量,可视为扰动,而俯仰舵和偏航舵产生的滚动力矩不可忽略。为设计非线性反馈控制器,将式(6)~式(8)中的  $M_x, M_y, M_z$  分别展开为如下的线性形

式

$$M_x = qsl(m_x^{\delta_x} \delta_x + m_x^{\delta_y} \delta_y + m_x^{\delta_z} \delta_z) + m_x^{\omega} qsl^2 \omega / v \quad (9)$$

$$M_y = qsl(m_y^{\beta} \beta + m_y^{\delta_y} \delta_y) + m_y^{\omega} qsl^2 \omega / v \quad (10)$$

$$M_z = qsl(m_z^{\alpha} \alpha + m_z^{\delta_z} \delta_z) + m_z^{\omega} qsl^2 \omega / v \quad (11)$$

式(9)~式(11)中各动导数均是时变的非线性多元函数,而一般的研究中这些动导数都取常值,这也正是本文研究工作难点的体现,各动导数具体的函数关系可由如下的表达方式中给出:

$$m_x^{\delta_x}(Ma, \beta, \delta_x, \alpha), m_x^{\delta_y}(Ma, \beta, \delta_y, \alpha),$$

$$m_x^{\delta_z}(Ma, \beta, \delta_z, \alpha), m_x^{\omega}(Ma, \beta, \delta_x, \alpha),$$

$$m_y^{\beta}(Ma, \beta, \delta_y, \alpha), m_y^{\omega}(Ma, \beta, \delta_y, \alpha),$$

$$m_y^{\delta_y}(Ma, \beta, \delta_y, \alpha), m_z^{\alpha}(Ma, \beta, \delta_z, \alpha),$$

$$m_z^{\delta_z}(Ma, \beta, \delta_z, \alpha), m_z^{\omega}(Ma, \beta, \delta_z, \alpha)。$$

设方程式(6)、式(7)、式(8)右端分别等于  $v_1, v_2, v_3$ , 根据反馈线性化的设计方法,设计线性控制器为

$$\left. \begin{aligned} v_1 &= k_{32}(\omega_c - \omega) \\ v_2 &= k_{22}(\omega_c - \omega) \\ v_3 &= k_{12}(\omega_c - \omega) \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

将方程式(9)~式(12)分别代入式(6)~式(8),则有如下方程

$$qsl \begin{bmatrix} m_x^{\delta_x} & m_x^{\delta_y} & m_x^{\delta_z} \\ 0 & m_y^{\delta_y} & 0 \\ 0 & 0 & m_z^{\delta_z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_x \\ \delta_y \\ \delta_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \\ v_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} (I_z - I_y) \omega \omega - m_x^{\omega} qsl^2 \omega / v \\ (I_x - I_z) \omega \omega + m_y^{\beta} \beta qsl - m_y^{\omega} qsl^2 \omega / v \\ (I_y - I_x) \omega \omega + m_z^{\alpha} \alpha qsl - m_z^{\omega} qsl^2 \omega / v \end{bmatrix} \quad (13)$$

解方程(13)得内环非线性反馈控制器为

$$\begin{aligned} \delta_x &= \frac{1}{m_x^{\delta_x} qsl} [k_{32} I_x (\omega_c - \omega) - m_x^{\omega} \omega^2 qsl / v + \\ & (I_z - I_y) \omega \omega] - \frac{m_x^{\delta_y}}{m_x^{\delta_x} m_y^{\delta_y} qsl} [k_{22} I_y (\omega_c - \omega) - \\ & m_y^{\omega} \omega^2 qsl / v + (I_x - I_z) \omega \omega - m_y^{\beta} \beta qsl] - \\ & \frac{m_x^{\delta_z}}{m_x^{\delta_x} m_z^{\delta_z} qsl} [k_{12} I_z (\omega_c - \omega) - m_z^{\omega} \omega^2 qsl / v + \\ & (I_y - I_x) \omega \omega - m_z^{\alpha} \alpha qsl] \end{aligned} \quad (14)$$

$$\begin{aligned} \delta_y &= \frac{1}{m_y^{\delta_y} qsl} [k_{22} I_y (\omega_c - \omega) - m_y^{\omega} \omega^2 qsl / v + \\ & (I_x - I_z) \omega \omega - m_y^{\beta} \beta qsl] \end{aligned} \quad (15)$$

$$\begin{aligned} \delta_z &= \frac{1}{m_z^{\delta_z} qsl} [k_{12} I_z (\omega_c - \omega) - m_z^{\omega} \omega^2 qsl / v + \\ & (I_y - I_x) \omega \omega - m_z^{\alpha} \alpha qsl] \end{aligned} \quad (16)$$

### 1.3 外环控制器设计

分别设方程式(1)~式(3)的右端等于  $w_1, w_2, w_3$ , 并设计 PID 型线性控制器为

$$\left. \begin{aligned} w_1 &= k_{11}(\alpha_c - \alpha) + k_{13}(\alpha_c - \alpha) + k_{14}\omega \\ w_2 &= k_{21}(\beta_c - \beta) + k_{23}(\beta_c - \beta) + k_{24}\omega \\ w_3 &= k_{31}(\gamma_c - \gamma) + k_{33}(\gamma_c - \gamma) + k_{34}\omega \end{aligned} \right\} (17)$$

因式(17)的各式分别等于式(1)~式(3)右端, 于是解得外环非线性控制器为

$$\left. \begin{aligned} \omega_c &= w_1 + (\omega \cos\alpha - \omega \sin\alpha) \tan\beta + \frac{Y}{mv \cos\beta} \\ \omega_c &= w_2 / \cos\alpha - Z / (mv \cos\alpha) - \omega \tan\alpha \\ \omega_c &= w_3 + \tan\varphi(\omega \cos\gamma - \omega \sin\gamma) \end{aligned} \right\} (18)$$

至此, 控制器已设计完毕, 整个控制系统的结构如图 1 所示。由设计过程可以看出, 对于耦合的俯仰、偏航和滚动 3 个通道来说, 无论内环还是外环, 经过非线性反馈线性化处理, 控制系统都解耦变成一阶的积分系统, 从而可以方便地利用 PID 方法进行综合。

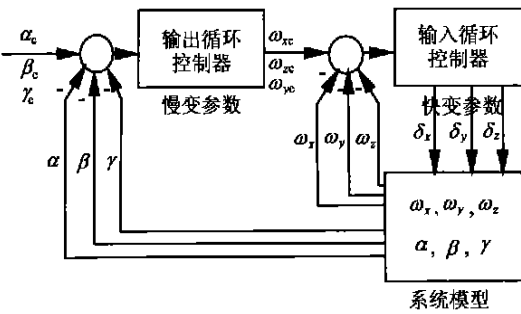


图 1 时间尺度分离反馈线性化控制示意图

Fig. 1 Schematic for feedback linearization control by time-scale separation

## 2 高速再入飞行器制导系统设计

高速再入飞行器的制导律设计既要保证制导精度, 又要以给定的速度大小和方向达到目标, 为设计简单, 将速度大小和方向分开研究。

### 2.1 满足终端速度方向约束的最优制导律设计

为简化繁杂的制导律推导过程, 如图 2 所示, 将高速再入体的运动分解为俯冲和转弯两个平面内的运动, 其中:  $o-xyz$  为以目标质心为原点的北天东坐标系;  $v$  为速度矢量;  $\gamma_D, \gamma_T$  分别为速度在俯冲及转弯平面内的方位角;  $\lambda_D, \lambda_{TT}$  分别为俯冲

及转弯平面内的视线角;  $\lambda_T$  为视线的方位角;  $\eta_D, \eta_T$  分别为俯冲平面及转弯平面内速度方向与视线之间的夹角(由于转弯平面内的角度无法在图 2 中表示清楚, 为节省篇幅, 略去), 导弹与目标间的距离用  $\rho$  表示。

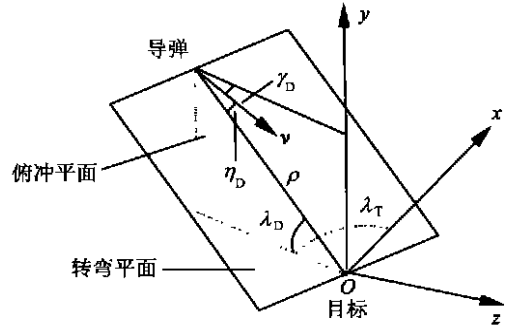


图 2 高速再入体俯冲和转弯平面分解示意图

Fig. 2 Schematic for planar resolution of dive and turn in high speed reentry

于是, 俯冲及转弯平面内的相对运动方程为

$$\left. \begin{aligned} \ddot{\lambda}_D &= \left[ \frac{v}{v} - \frac{2\rho}{\rho} \right] \dot{\lambda}_D - \frac{\rho}{\rho} \dot{\gamma}_D \\ \ddot{\lambda}_{TT} &= \left[ \frac{v}{v} - \frac{2\rho}{\rho} \right] \dot{\lambda}_{TT} - \frac{\rho}{\rho} \dot{\gamma}_T \end{aligned} \right\} (19)$$

将方程(19)写成状态方程的形式, 并令终端条件  $\lambda_D(t_f)$  满足给定的要求, 分别对俯冲及转弯平面应用线性二次型(LQ)最优控制方法, 并考虑  $\lambda_T$  和  $\lambda_{TT}$  的关系  $\dot{\lambda}_{TT} = \dot{\lambda}_T \cos\lambda_D$ , 可得到最优制导律为

$$\left. \begin{aligned} \dot{\gamma}_D &= K_{GD}\dot{\lambda}_D + (K_{LD}/T_g)(\lambda_D + \gamma_{DF}) \\ \dot{\gamma}_T &= K_{GT}\dot{\lambda}_T \cos\lambda_D \end{aligned} \right\} (20)$$

其中:  $K_{GD}, K_{LD}, K_{GT}$  为由 LQ 最优化方法得到的比例系数。

### 2.2 速度大小的控制

采用在垂直方向增加攻角的方法进行减速控制, 设  $\dot{\gamma}_g, \dot{\gamma}_B$  分别为最优制导律和理想速度曲线给出的速度方向变化率, 它们近似与攻角成正比的关系, 为方便, 将对攻角的研究转化为对速度方向变化率的研究, 即: 要增加攻角只需增加速度方向变化率。于是, 有如下的关系

$$\left. \begin{aligned} \dot{\gamma}_g &= \dot{\gamma}_D + \dot{\gamma}_T, \dot{\gamma}_B = \dot{\gamma}_{BD} + \dot{\gamma}_{BT} \\ \dot{\gamma}_{BD} &= \dot{\gamma}_D + \frac{\dot{\gamma}_T}{\dot{\gamma}_g} \sqrt{\dot{\gamma}_B^2 - \dot{\gamma}_g^2} (\dot{\gamma}_B^2 > \dot{\gamma}_g^2) \\ \dot{\gamma}_{BT} &= \dot{\gamma}_T + \frac{\dot{\gamma}_D}{\dot{\gamma}_g} \sqrt{\dot{\gamma}_B^2 - \dot{\gamma}_g^2} (\dot{\gamma}_B^2 > \dot{\gamma}_g^2) \end{aligned} \right\} (21)$$

式中:  $\dot{\gamma}_B$  的确定可参见文献[6]。于是, 整个导引系统的工作过程为

(1) 由最优制导律和理想速度曲线分别计算  $\gamma_g^2, \gamma_B^2$  的大小;

(2) 比较二者的大小: ① 若  $\gamma_B^2 < \gamma_g^2$  时, 速度方向变化率取  $\gamma_g$ ; ② 若  $\gamma_B^2 > \gamma_g^2$  时, 速度方向变化率取  $\gamma_B$ , 并按式(21) 分解到俯冲及转弯平面, 然后根据气动反查确定攻角和侧滑角。

由 2.1 和 2.2 得到的组合制导律, 严格说已不是一种最优制导律, 但它却能同时保证末端制导精度、速度的大小和方向。

### 3 系统仿真

给定终端约束条件为:

$$\lambda_D(t_f) = -80^\circ \pm 10^\circ; v = 1000 \pm 50 \text{ m/s} \quad (22)$$

设目标的速度为  $v_m = 20 \text{ m/s}$ , 航迹偏角  $\sigma_m = 50^\circ$ ; 航迹倾角为  $0$ , 导弹初速度为  $v_0 = 3000 \text{ m/s}$ , 弹道偏角为  $\sigma_0 = 0^\circ$ ; 弹道倾角为  $\theta_0 = -45^\circ$ ; 并设计相应的控制器参数为

$$K = \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} & k_{13} & k_{14} \\ k_{21} & k_{22} & k_{23} & k_{24} \\ k_{31} & k_{32} & k_{33} & k_{34} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 12 & 15 & 0.1 & -0.4 \\ 12 & 15 & 0.1 & -0.4 \\ 5 & 100 & 0.1 & -0.4 \end{bmatrix} \quad (23)$$

制导律参数为

$$K_{GD} = -8, K_{LD} = -3.4, K_{CT} = -3.2 \quad (24)$$

则系统仿真结果如图 3 所示。

从仿真结果可以看出, 终端的速度为  $1009.3 \text{ m/s}$ , 较精确地实现了任务要求, 这说明所设计的减速控制律十分有效; 终端视线角  $-77.6^\circ$ ; 基本满足要求, 并且远远好于给定的  $\pm 10^\circ$  的误差范围; 脱靶量小于  $3 \text{ m}$ , 说明所设计的制导律具有足够的制导精度; 舵偏在可用舵偏范围内, 并且不总处于饱和状态, 说明执行机构仍有较大的裕度去克服各种未知扰动; 滚转角基本稳定, 说明俯仰舵及偏航舵引起滚转运动基本得到抑制。总之, 仿真结果说明, 本文所设计的姿态控制系统及制导律满足高速再入飞行器制导及姿态控制的所有要求, 合理、有效。

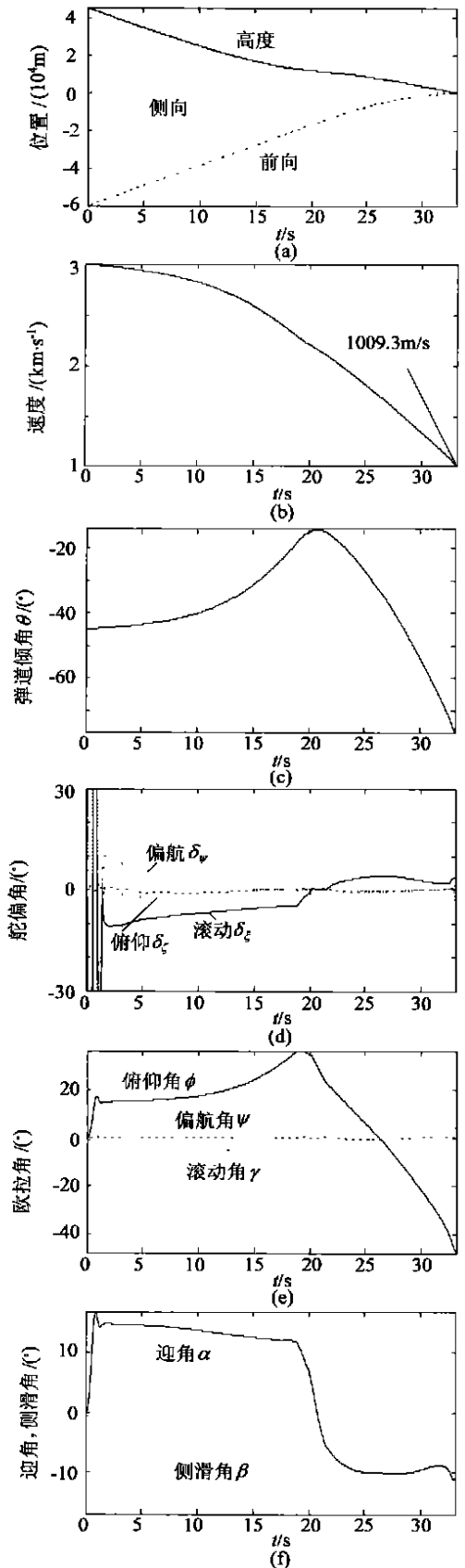


图3 系统仿真结果

Fig. 3 Simulation results of the system

## 4 结 论

高速再入飞行器的突出特点是快时变, 强耦合和严重非线性, 尤其是俯仰舵和偏航舵引起的滚动力矩会产生很大的沿  $X$  轴滚转角速度, 使动力学的耦合特性大大加强, 无法通过解耦或其它线性化方法设计满意的控制器。末制导系统的存在要求再入飞行器必须以给定的速度大小和方向命中目标, 传统的制导律很难完成这一任务。本文设计的基于反馈线性化技术的非线性自动驾驶仪, 以及基于最优化理论与理想速度曲线相结合的方法得到的制导律, 可以较好地保证制导精度及终端速度大小和方向要求。数学仿真结果表明: 本文提出的姿态控制方案及制导律合理、有效。本文的研究工作为具有高速再入飞行器这类特点的飞行控制系统的设计提供了一个参考。

## 参 考 文 献

- [1] Singh S N, Stinberg M. Adaptive control of feedback linearizable nonlinear systems with application to flight control [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1996, 19(4): 871- 877.
- [2] Choi J Y, Chwa D Y, Kim M S. Adaptive control for feedback-linearized missiles with uncertainties[J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2000, 36(2): 467-481.
- [3] Leng G. Guidance algorithm design: a nonlinear inverse

approach[J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1998, 21(5): 742- 746.

- [4] Creaser P A, Stacey B A, White B A. Fuzzy missile guidance laws[R]. AIAA-98-4306, 1998.
- [5] Innocenti M, Carnasciali G, Nasuti F. Angle of attack guidance via robust approximate inversion[R]. AIAA-98-4113. 1998.
- [6] 赵汉元. 飞行器再入动力学和制导[M]. 长沙: 国防科技大学出版社. 1997.  
(Zhao H Y. The dynamics and guidance of reentry aircraft [M]. Changsha: National University of Defence Technology Press. 1997.)

作者简介:



连葆华(1973-) 男, 辽宁大连人, 博士生, 哈尔滨工业大学航天工程与力学系飞行器设计专业, 主要研究方向: 飞行器制导与控制、非线性控制、神经网络等。  
E-mail: baohualian@0451.com.



崔平远(1961-) 男, 山东人, 哈尔滨工业大学航天工程与力学系教授、博士生导师, 深空探测基础研究中心主任, 博士, 主要研究方向: 非线性系统辨识与控制、深空探测器导航与控制、智能控制等。



崔祜涛(1970-) 男, 吉林人, 哈尔滨工业大学航天工程与力学系副教授, 博士, 主要研究方向: 飞行器制导、导航与控制。