

机动再入飞行器自适应自动驾驶仪设计

王小虎, 陈翰馥, 曹显兵

(中国科学院 数学与系统科学研究院 系统所, 北京 100080)

摘要: 解决了机动再入飞行器在气动系数变化范围大和气动耦合严重等恶劣条件下的姿态和过载控制问题. 为了充分利用飞行器可测量信息提高系统自适应能力, 提出了滚动通道状态方程参数辨识—极点配置—前馈补偿自适应控制和横向通道基于攻角反馈以过载为主控信号的变参数自适应控制的自动驾驶仪设计方法. 通过对某飞行器的制导控制系统仿真, 可以看出该自动驾驶仪使飞行器有很好的飞行性能.

关键词: 再入机动; 自动驾驶仪; 自适应控制; 计算机控制

中图分类号: TJ765

文献标识码: A

Designing for a new adaptive autopilot of maneuvering entry vehicles

WANG Xiao-hu, CHEN Han-fu, CAO Xian-bing

(Institute of Systems Science, Academy of Mathematics and Systems Science, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

Abstract: The control of attitude and acceleration for maneuvering entry vehicles is obtained in the case that the aerodynamic parameters changing in the large-range and the pneumatic coupling is very strong, in which the control of attitude and acceleration is rather difficult. In order to improve the adaptation property of the system by using the available information, a new design method for vehicle autopilot is presented on the basis of both the pole-assignment adaptive control with parameter identification of the state equation and feed-forward in the roll-channel and the changing parameter control with attack angle feedback in the lateral-channel. The simulation shows that the proposed design method provides a good flight performance for maneuvering entry vehicles.

Key words: maneuvering entry; autopilot; adaptive control; computer control

1 引言 (Introduction)

随着飞行器弹头当量的小型化和空间防御体系的挑战, 飞行器必将向着高落地精度和规避空间防御体系攻击的方向发展. 采用机动再入末制导技术是提高飞行器落点精度和增强突防能力的主要途径. 机动再入末制导技术的采用给飞行器制导控制系统提出了以下几个严重的问题:

- 1) 动压化范围大, 变化范围从 1 千帕到 600 千帕, 引起系统参数变化范围大;
- 2) 俯仰通道、偏航通道和滚动通道之间相互气动交链大, 特别具有很大的随机性和不确定性;
- 3) 制导系统除了控制飞行器准确落地外, 还要实施机动飞行和速度控制, 这样给系统的控制带来更大的难度;
- 4) 系统严重非线性;
- 5) 飞行器飞行速度和再入姿态有严格的条件限制.

由于以上问题, 采用传统的 PID 控制和鲁棒控制设计方法无法使自动驾驶仪稳定工作, 特别是滚动通道很难保证工程要求. 总的来说, 解决飞行器在全空域的过载控制已成为机动再入末制导技术的“塞喉”技术^[1]. 从制导律和控制系统设计的两方面来看, 比其他制导控制系统设计难度要大得多. 随着自校正调节器的理论与应用臻于成熟^[2,3]和弹上测量技术的长足发展, 自适应自动驾驶仪为解决这一问题有了理论依据和实现的条件. 从国内外导弹控制技术发展来看自适应自动驾驶仪已成为导弹自动驾驶仪的发展趋势. 为了充分利用飞行器可测量的状态信息提高系统自适应能力, 本文提出了一种滚动通道基于状态方程参数辨识—极点配置—前馈补偿自适应控制方法和横向(俯仰和偏航)通道基于攻角反馈以过载为主控信号的变参数自适应控制的新自动驾驶仪设计方法, 该方法能很好地解决飞行器系统参数变化范围大和气动耦合严重的问题.

2 制导系统结构 (Structure of the guidance and control system)

再入制导系统由三部分组成:惯性导航系统、末制导系统和自动驾驶仪。惯性导航系统由惯性平台和导航计算机构成,为制导系统提供导弹在惯性系的位置和速度,为自动驾驶仪提供攻角 α 、侧滑角 β 、弹体姿态滚动角 γ 和弹体姿态角速度 ω_x (ω_y, ω_z) 信号。末制导系统由导弹-目标相对运动计算将导弹在惯性系的位置和速度转换目标系下的位置 P_{TS} 和速度 V_{TS} ,当寻的雷达还无法探测目标时,末制导系统根据计算出的 P_{TS}, V_{TS} 和末制导律形成制导指令;当寻的雷达能探测目标后,末制导系统根据雷达所测得的 P_{TS}, V_{TS} 和末制导律形成制导指令。自动驾驶仪是根据制导指令 $U_f(U_p)$ 和惯导系统提供的导弹状态信号形成舵机执行指令 $\delta_f(p, r)$,控制导弹机动飞行。

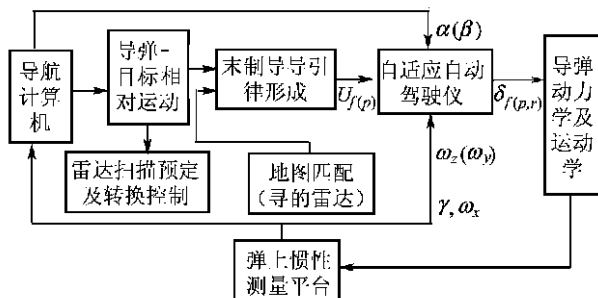


图1 机动再入飞行器制导控制系统框图

Fig. 1 The guidance and control system of entry vehicles

自动驾驶仪由俯仰、偏航和滚动等三个控制回路组成。滚动回路的目的是使导弹滚动姿态得以稳定;俯仰和偏航回路是对制导指令执行的机构,使导弹按照制导规律飞行。本系统设计中末制导律形成的指令是导弹需用的视加速度 $w_f = v_m \theta$,故俯仰和偏航回路的设计以过载跟踪控制形式设计。

3 滚转通道回路自适应控制 (roll-channel adaptive control)

飞行器绕纵轴的运动称为倾斜运动或滚动运动。倾斜小扰动的线性化方程为:

$$\dot{X} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -c_1 \end{bmatrix} X + \begin{bmatrix} 0 \\ -c_3 \end{bmatrix} \delta_r + \begin{bmatrix} 0 \\ h_2 \end{bmatrix} \alpha + \begin{bmatrix} 0 \\ l_2 \end{bmatrix} \beta + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} \omega, \quad (1)$$

式中 $X = [\gamma \quad \dot{\gamma}]^T$, α, β 为飞行器攻角和侧滑角, δ_r 为滚动舵偏角, ω 为 Wiener 过程。

将飞行器的滚转刚体姿态运动方程 (1) 写成随机微分方程形式:

$$dX(t) = \bar{A}(t) X(t) dt + \bar{B}(t) \bar{u}(t) dt + B_\alpha(t) \alpha(t) dt + B_\beta(t) \beta(t) dt + dW(t). \quad (2)$$

为书写标准化式中滚动舵偏角 δ_r 写成 $\bar{u}(t)$, 当采样周期为 T 时,如果在 kT 时刻 $\bar{u}(t)$ 的采样输入量为 $\bar{u}(t)$, 而且在 $kT \leq t \leq (k+1)T$ 的时间间隔 $\bar{u}(t)$ 为常量,则飞行器的滚转刚体姿态运动方程的离散化状态模型为

$$X(k+1) = \Psi(T) X(k) + F(k) \bar{u}(k) + F_\alpha(k) \alpha(k) + F_\beta(k) \beta(k) + W(k). \quad (3)$$

式中:

$$\Psi(T) = e^{\bar{A}T} = \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} & \varepsilon_{12} \\ \varepsilon_{21} & \varepsilon_{22} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & T \\ 0 & e^{-c_1 T} \end{bmatrix},$$

$$F(k) = \int_T^{(k+1)T} \Psi[(k+1)T - \tau] \bar{B} d\tau = \begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \end{bmatrix},$$

$$F_\alpha(k) = \int_T^{(k+1)T} \Psi[(k+1)T - \tau] B_\alpha d\tau = \begin{bmatrix} f_{\alpha 1} \\ f_{\alpha 2} \end{bmatrix},$$

$$F_\beta(k) = \int_T^{(k+1)T} \Psi[(k+1)T - \tau] B_\beta d\tau = \begin{bmatrix} f_{\beta 1} \\ f_{\beta 2} \end{bmatrix},$$

可以证明 F 与 F_α 和 F_β 线性相关。噪声的离散值为布朗过程

$$W(k) = \int_T^{(k+1)T} \Psi[(k+1)T - \tau] dW(\tau).$$

姿态控制的输出值是滚转角 γ , 故系统输出方程为:

$$Y(k) = CX(k) = [1 \quad 0] X(k). \quad (4)$$

由于实际系统的状态可通过惯导系统得到,且观测阵已知,因此对系统的辨识可直接通过状态方程进行。由式 (3) 可得:

$$x_i(k+1) = \sum_{j=1}^2 \varepsilon_{ij} x_j(k) + f_i \bar{u}(k) + f_{\alpha i} \alpha(k) + f_{\beta i} \beta(k) + w_i(k), \quad i = 1, 2. \quad (5)$$

为对系统实施辨识,将其改写为

$$x_i(k+1) = \Psi_i^T(k) \theta_i^0 + w_i(k). \quad (6)$$

式中, $\theta_i^0 = [\varepsilon_{i1} \quad \varepsilon_{i2} \quad f_i \quad f_{\alpha i} \quad f_{\beta i}]^T$ 为五维列向量,它是第 i 个状态子系统的真实参数向量。

$$\Psi_i^T(k) = [x_1(k), x_2(k), \bar{u}(k), \alpha(k), \beta(k)].$$

(7)

对于每一个子系统,可推导出估计参数 θ_i^0 的递推最小二乘加权算法。由于飞行器滚动通道气动参数缓慢变化,自适应控制又要求参数估计计算量小,因此我们这里对 θ_i^0 的估计是采用加权最小二乘递推估计算法,由于数据矩阵 $\Psi_i^T(N)$ 与 i 无关,因此递推

算法计算量大大减小:

$$\theta_i(N+1) = \theta_i(N) + K(N+1)[x_i(N+1) - \Psi^T(N+1)\theta_i(N)], \quad (8)$$

$$K(N+1) = \frac{P(N)\Psi(N+1)}{\mu + \Psi^T(N+1)P(N)\Psi(N+1)}, \quad (9)$$

$$P(N+1) = \frac{1}{\mu}[I - K(N+1)\Psi^T(N+1)]P(N). \quad (10)$$

式中 μ 为衰减因子通过实验选取为 0.972, 由此飞行器姿态运动方程的离散化状态模型 (3) 的所有参数估计值可以得到.

滚转通道控制实际上就是一个系统镇定问题. 由于零极点配置在自校正系统设计中有很好的鲁棒性, 并且能很好地兼顾舵机、飞行器滚动通道和俯仰通道的频带特性, 所以我们采用了零极点自校正自适应系统. 为了很好地解决系统的耦合问题, 我们采用前馈补偿的办法实施自校正, 取控制作用为

$$\bar{u}(k) = -KX(k) - K_\alpha\alpha(k) - K_\beta\beta(k). \quad (11)$$

式中 K 是状态反馈增益, K_α 和 K_β 是解耦的前馈补偿增益, 将 (11) 式代入 (3) 式, 得

$$X(k+1) = [\Psi - FK]X(k) + [F_\alpha - FK_\alpha]\alpha(k) + [F_\beta - FK_\beta]\beta(k). \quad (12)$$

状态反馈闭环系统的特征方程为:

$$\det |zI - \Psi + FK| = 0, \quad (13)$$

$$\det \begin{vmatrix} z - 1 - f_1 k_x^y & -T - f_1 k_x^y \\ -f_2 k_x^y & z - \varepsilon_{22} - f_2 k_x^y \end{vmatrix} = 0.$$

根据舵机和飞行器的频带特性, 选取的极点并确定出特征方程多项式为 $z^2 + \alpha_1 z + \alpha_2$:

$$\alpha_1 = 2\exp[\xi\omega_n T_s] \cos[\omega_n T_n \sqrt{1 - \xi^2}], \quad (14)$$

$$\alpha_2 = \exp[-2\xi\omega_n T_s].$$

式中 ω_n 为闭环系统的希望的本征频率, 一般要求滚动回路通频带是俯仰及偏航通频带的 3 ~ 5 倍. ξ 是闭环系统的希望阻尼系数, 一般取 0.7, T_s 为控制系统的采样周期. 由上式可得以下方程:

$$\alpha_1 = -(1 + f_1 k_x^y + \varepsilon_{22} + f_2 k_x^y), \quad (15)$$

$$\alpha_2 = -(Tf_2 - f_1 \varepsilon_{22}) k_x^y + \varepsilon_{22} + f_2 k_x^y.$$

可得

$$-k_x^y = \frac{\alpha_2 + \alpha_1 + 1}{Tf_2 - f_1 \varepsilon_{22} + f_1}, \quad (16)$$

$$-k_x^y = \frac{(1 - \varepsilon_{22} + \alpha_1)(Tf_2 - f_1 \varepsilon_{22} + f_1) - f_1(\alpha_2 + \alpha_1 + 1)}{(Tf_2 - f_1 \varepsilon_{22} + f_1)f_2}. \quad (17)$$

前馈增益 K_α 和 K_β 应从抑制干扰要求确定. 显然, 应尽可能地减小 $[G_\alpha - GK_\alpha]$ 值和 $[G_\beta - GK_\beta]$ 值, 理想情况下应取

$$[F_\alpha - FK_\alpha] = 0, \quad (18)$$

$$[F_\beta - FK_\beta] = 0. \quad (19)$$

由于 F 与 F_α 线性相关, F 与 F_β 线性相关, 因此, 在设计时只要解决第一分量的解耦

$$K_\alpha = f_{\alpha 2}/f_2, \quad (20)$$

$$K_\beta = f_{\beta 2}/f_2 \quad (21)$$

即可保证式 (18) 和 (19) 成立. 由式 (11), (16), (17), (20) 和 (21) 可得到控制指令为

$$\delta_Y = [-k_x^y \quad -k_x^y]X(k) + K_\alpha(k) + K_\beta(k). \quad (22)$$

为保证系统稳定和良好品质, 设计两个校正网络 $W_\omega(s)$ 和 $W_Y(s)$, 见图 2.

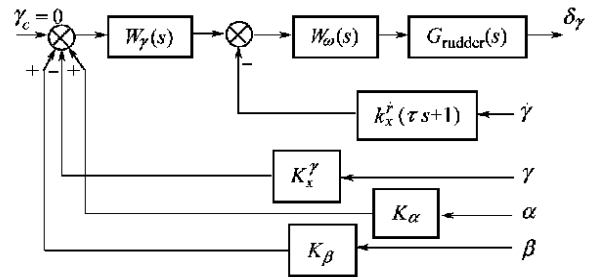


图2 滚动通道的稳定回路结构图

Fig. 2 The roll channel stable loop of autopilot

4 横向通道自适应控制 (Lateral-channel adaptive control)

对于静不稳定的机动弹头, 必须加攻角的反馈信号, 为了使机动弹头有足够的阻尼, 应增加姿态角速度的反馈, 为了适应在不同特征点弹体放大系数、时间常数的变化, 应对系统的放大系数进行校正. 导弹的短周期运动方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{\delta} \\ \theta \\ \dot{\alpha} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -a_1 & 0 & -a_2 \\ 0 & 0 & a_4 \\ 1 & 0 & -a_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \\ \theta \\ \alpha \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -a_3 \\ a_5 \\ -a_5 \end{bmatrix} \delta_f, \quad (23)$$

为了兼顾导弹头的过载控制和姿态控制, 并且式 (23) 有很好的轨迹和姿态分离性质和便于系统设计, 将式 (23) 分离为

$$\begin{bmatrix} \dot{\delta} \\ \alpha \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -a_1 & -a_2 \\ 1 & -a_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta \\ \alpha \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -a_3 \\ -a_5 \end{bmatrix} \delta_f, \quad (24)$$

$$\theta = a_4\alpha + a_5\delta_f. \quad (25)$$

由于实际系统中 $a_5 \ll a_4$, 因此在设计中可忽略式 (25) 中的 $a_5\delta_f$ 项, 式 (25) 可写成

$$\theta = a_4\alpha, \quad (26)$$

式中

$$a_4 = \frac{C_Y^\alpha q S}{m V_m}.$$

因此,式(25)可变成:

$$V_m \theta = C_Y^\alpha q S \cdot \alpha / m. \quad (27)$$

在飞行控制器设计中,制导方程推导中我们设的指令信号 $u = V_m \theta_m$, 这里 θ 和制导方程的 θ_m 物理含义是一样的,只不过 θ 是实际的弹道倾角角速度,而 θ_m 是制导指令需求的弹道倾角角速度. 在飞行过程中, m 和 S 是不变的, C_Y^α 随弹头速度变化也不大,而 q 的变化范围非常大(它的变化范围从 1 千帕到 600 千帕). 若用常系数控制器是无法办到的,故必须用自适应的控制方法.

令 $K_n = C_Y^\alpha S / m$, 可以视为常值,则制导指令所需求的攻角为

$$\alpha^* = V_m \theta_m / (q \cdot K_n) = U_f / (q \cdot K_n). \quad (28)$$

由于比例导引律对比例系数有很强的鲁棒性,因此实际导弹的过载跟踪精度要求可以放得宽一些. 为了使控制器对导弹过载的控制指令能有较好的跟踪性能,并且使导弹过载控制有很好的适应能力,我们提出了基于攻角反馈以过载为主控信号的变参数自适应控制方法.

取性能指标为

$$J = \frac{1}{2} \int_0^t [(\alpha^* - y)^T Q_1(t) (\alpha^* - y) + \delta^T Q_2(t) \delta] dt. \quad (29)$$

考虑 t_f 足够大,此时, $P(t)$ 趋于常数正定矩阵,是下列黎卡提矩阵代数方程的正定解

$$-PA - A^T P + PBQ_2^{-1} B^T P - C^T Q_1 C = 0, \quad (30)$$

$$[P(t) BQ_2^{-1} B^T - A^T] g(t) - C^T Q_1(t) \alpha^* = 0. \quad (31)$$

可以证明最优控制为

$$\begin{aligned} \delta^* &= -Q_2^{-1} B^T P X(t) + Q_2^{-1} B^T g(t) = \\ &= -Q_2^{-1} B^T P X(t) + Q_2^{-1} B^T [PBQ_2^{-1} B^T - A^T] C^T Q_1 \alpha^*. \end{aligned} \quad (32)$$

得到

$$\delta^* = [-k_1 \quad -k_2] X(t) + k_3 \alpha^*. \quad (33)$$

由于动压变化范围大,系统参数变化范围非常大,因此用恒定系数的控制方案实现全空域控制是不可能的;为了提高系统的动态特性和鲁棒性,必须采用可变参数的设计. 首先根据不同的动压值,分别进行参数设计;然后根据设计的控制参数值对控制系统进行拟合,拟合成动压的函数;最后将控制系统

的函数转换成动压的函数. 见图 3.

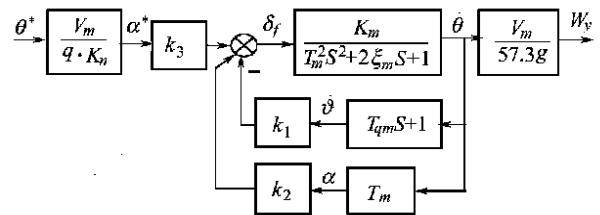


图 3 俯仰通道的攻角反馈过载控制系统结构图

Fig. 3 The pitching channel acceleration controller of autopilot

图中参数形式如下:

$$k_1 = (162.4 + 14.6 \sqrt{q}) / q,$$

$$k_2 = 2.5 / q, \quad k_3 = 25.4 q + 13.6.$$

为保证系统有良好品质,两个回路设计时分别加了两个校正网络.

5 仿真实验 (Simulation)

以某一飞行器为设计对象,用以上的设计方法进行了制导系统设计. 设图象匹配(或 GPS 定位)实际位置为 (80000, 0, 0), 我们对制导系统进行了仿真. 再入机动飞行器末制导的仿真给出了飞行器在俯仰平面运动轨迹和偏航平面运动轨迹如图 4 和图 5 所示,以及飞行器滚动通道的滚动角和俯仰通道的攻角图象如图 6 和图 7 所示. 在大干扰的条件下,飞行器落点为 (8002.34, 0, 1.86), 落点误差为 2.989 米. 飞行器滚动通道滚转角最大瞬时值不超过 12 远小于工程要求,飞行器俯仰通道的攻角变化平滑使飞行器制导和速度控制非常平稳,气动扰动抑制效果比较明显,攻角限制 ($|\alpha| < 0.565 \text{ rad}$) 也非常理想. 仿真结果表明控制系统在各种气象环境和气动参数变化条件情况下,都能达到研制单位所要求的性能指标. 从仿真轨迹可以看出再入机动飞行器控制系统使其有很好的飞行性能. 由于系统参数变化范围大和气动耦合严重问题是各类飞行器控制都要遇到的问题,因此本文所提出的设计方法同样对其它飞行器控制系统设计适用.

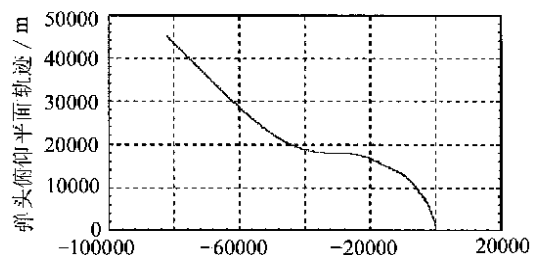


图 4 再入飞行器俯仰平面运动轨迹

Fig. 4 The trajectory of entry vehicles on pitching plane

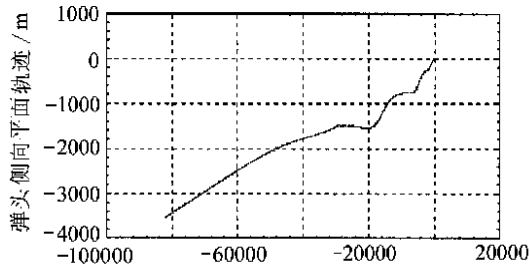
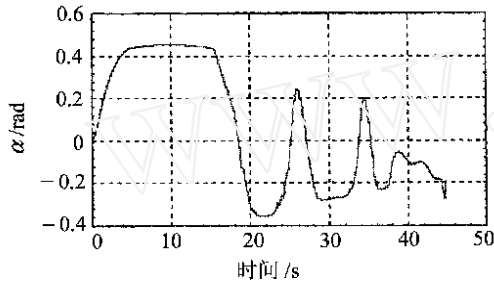


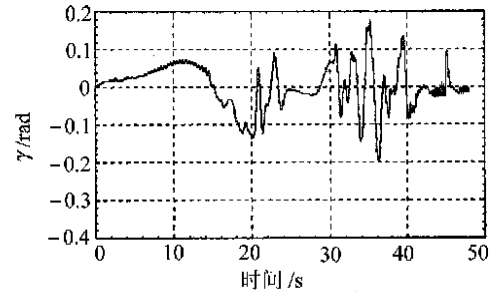
图 5 再入飞行器偏航平面运动轨迹

Fig. 5 The trajectory of entry vehicles on yawing plane

图 7 再入飞行器俯仰通道攻角 α 示意图Fig. 7 The attack angle α of entry vehicles

参考文献 (References)

- [1] Wang Xiaohu. Research on guidance, simulation system with hardware-in-the-loop and interrelated theory problems for advanced homing missile [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2000 (in Chinese)

图 6 再入飞行器滚转角 γ 示意Fig. 6 The roll angle γ of entry vehicles

ronautics, 2000 (in Chinese)

- [2] Chen Hanfu, Gao Lei. Identification and Stochastic Adaptive Control [M]. Boston, MA: Birkhäuser, 1991
- [3] Guo Lei. Self-convergence of weighted least-squares with application to stochastic adaptive control [J]. IEEE Trans. Automatic Control, 1996, 41(1): 79 - 89

本文作者简介

王小虎 1962 年生. 现廊坊陆军导弹学院任教授, 硕士生导师. 1989 年在南京航空学院获工学硕士学位. 2000 年在北京航空航天大学获工学博士学位. 从 2000 年至今在中国科学院系统所作博士后研究. 研究领域飞行器导航、制导、控制与仿真, 智能控制和机电一体化等.

陈翰馥 1939 年生. 中国科学院院士. 博士生导师. IEEE Fellow. 现主要从事随机控制, 自适应控制, 系统辨识和随机逼近理论研究.

曹显兵 1964 年生. 博士. 副教授. 现主要从事随机控制, 自适应控制, 系统辨识和随机极限理论研究.