

# 基于 DDFC 的航天器姿态控制器设计方法

贾 杰, 秦永元, 罗绪涛

(西北工业大学自动化学院, 陕西 西安 710072)

**摘要:** 对高精度在轨航天器姿态控制问题进行了研究, 提出了一个基于直接动态反馈补偿 (direct dynamics feedback compensation DDFC) 的航天器姿态控制方法。方法使得系统的输入量为执行机构的转速, 也就是使得执行机构工作在速率模式, 可以避免高频噪声对控制系统的影响, 提高系统的可靠性。仿真结果表明, 方法可以有效地克服模型参数不确定等非理想因素, 航天器的姿态角以较高的精度快速跟踪目标值, 最终偏差满足要求, 系统性能良好。这种方法物理概念清晰、数学过程简明, 便于工程实现。

**关键词:** 航天器; 姿态; 直接动态反馈补偿; 滑模控制

**中图分类号:** V448 **文献标识码:** A

## Research on Spacecraft Attitude Controller Based on DDFC

JIA Jie QIN Yong-yuan LUO Xu-tao

(Northwestern Polytechnical University Xi'an Shanxi 710072 China)

**ABSTRACT:** In this work the attitude control problem of on-orbit high precision spacecraft is researched. An attitude control method of spacecraft based on DDFC (direct dynamics feedback compensation) is proposed. It takes the input of object controlled as the rotating speed of the executive machine, namely makes the executive machine work on velocity mode to avoid the influence of high frequency noise on control system, thus improving the reliability. Simulation results show that this method can overcome non-ideal factors such as model parameter uncertainty etc. and the attitude angles of the spacecraft can quickly track the reference signal precisely. This method is easy to realize for its clear physical concept and compendious mathematical process.

**KEYWORDS:** Spacecraft Attitude; DDFC; Slide-mode control

## 1 引言

航天器姿态控制系统是一个复杂的非线性系统, 而且各种外部环境干扰力矩, 诸如重力梯度、太阳辐压、地球磁场等是无法精确描述的。也会受到来之航天器内部一些干扰 (如变系数、纯延迟、险性、交叉耦合等因素) 的影响, 因此使得具有较好鲁棒性的高精度航天器姿态非线性控制系统的研究日益受到重视。

而近年来, 以微分几何、逆系统等方法为基础的非线性控制得到蓬勃的发展。许多文献 [1]~[3] 将这些方法应用于航天器姿态控制, 取得了良好的效果。但这些方法需要引入太多的数学理论且比较抽象, 使其在实际应用上有不少的困难。

本文在上述分析的基础上, 给出一种新的基于直接动态反馈补偿 (direct dynamics feedback compensation DDFC) 的滑模变结构控制器设计方法。该方法可以有效地克服模型参

数不确定等非理想因素。同时, 该方法使得系统的输入量为执行机构的转速, 也就是使得执行机构工作在速率模式, 这样可以避免高频噪声对控制系统的影响, 提高系统的可靠性。同时作为多变量非线性控制的新理论, 该方法物理概念清晰、数学过程简明、适用面宽、应用简便, 便于在工程和各学科中得到有效的应用。

## 2 DDFC 的基本概念和方法

如果描述多输入多输出非线性系统的状态方程具有下述形式:

$$\begin{aligned}\dot{x}_1 &= a_{11}x_2x_3 + a_{12}x_3x_1 + a_{13}u_1 + a_{14}u_2 + a_{15}u_3 + a_{16}u_1 + a_{17}u_2 \\ \dot{x}_2 &= a_{21}x_2x_3 + a_{22}x_3x_1 + a_{23}u_1 + a_{24}u_2 + a_{25}u_3 + a_{26}u_1 + a_{27}u_2 \\ \dot{x}_3 &= a_{31}x_1x_2 + a_{32}\left(\frac{2}{x_1} - \frac{2}{x_2}\right) + a_{33}u_1 + a_{34}u_2 + a_{35}u_3\end{aligned}\quad (1)$$

上式有这样的特点: 方程的右端含有输入及其某些阶的导数项, 系统的相对阶等于 2。

如果把式 (1) 右边含有输入及其导数项依次用虚拟的

时间函数  $v_1(t)$ ,  $v_2(t)$ ,  $v_3(t)$  来代替, 即:

$$\begin{aligned} u_1(t) &= a_{13}u_1 + a_{14}u_2 + a_{15}u_3 + a_{16}\dot{u}_1 + a_{17}\dot{u}_2 \\ u_2(t) &= a_{23}u_1 + a_{24}u_2 + a_{25}u_3 + a_{26}\dot{u}_1 + a_{27}\dot{u}_2 \\ u_3(t) &= a_{33}u_1 + a_{34}u_2 + a_{35}\dot{u}_3 \end{aligned} \quad (2)$$

那么, 相对于新的虚拟输入量  $v_1(t)$ ,  $v_2(t)$ ,  $v_3(t)$ , 非线性系统 (1) 就变成一个新的受控对象:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= a_{11}x_2x_3 + a_{12}x_3x_1 + v_1(t) \\ \dot{x}_2 &= a_{21}x_2x_3 + a_{22}x_3x_1 + v_2(t) \\ \dot{x}_3 &= a_{31}x_1x_2 + a_{32}(x_1^2 - x_2^2) + v_3(t) \end{aligned} \quad (3)$$

把这些时间函数  $v_1(t)$ ,  $v_2(t)$ ,  $v_3(t)$  称为原系统 (1) 的虚拟控制输入。

由此可见, 直接动态反馈补偿方法的基本思路就是选择虚拟输入量, 从而抵消原系统中的部分非线性因素。然后再对新的受控对象 (3) 设计控制律。

对非线性系统 (2) 进行变换, 可得:

$$\begin{aligned} \dot{u}_1 &= b_{11}u_1 + b_{12}u_2 + b_{13}u_3 + b_{14}v_1(t) + b_{15}v_2(t) \\ \dot{u}_2 &= b_{21}u_1 + b_{22}u_2 + b_{23}u_3 + b_{24}v_1(t) + b_{25}v_2(t) \\ \dot{u}_3 &= b_{31}u_1 + b_{32}u_2 + b_{33}v_3(t) \end{aligned} \quad (4)$$

只要适当设计虚拟控制输入  $v_1(t)$ ,  $v_2(t)$ ,  $v_3(t)$ , 用  $v_1(t)$ ,  $v_2(t)$ ,  $v_3(t)$  驱动式 (4), 然后再用  $u_1(t)$ ,  $u_2(t)$ ,  $u_3(t)$  驱动式 (1)。这样, 系统的输入量为执行机构的转速, 也就是执行机构工作在速率模式, 可以避免高频噪声对控制系统的影响, 提高系统的可靠性。

### 3 基于 DDFC 的动态惯性补偿滑模控制器设计

针对航天器这一复杂的多输入多输出非线性系统, 现给出一种基于 DDFC 的动态补偿滑模控制器的设计方法。

采用反作用飞轮作执行机构的航天器的在轨模式动力学模型可描述如下<sup>[4]~[7]</sup>:

$$\begin{aligned} \dot{\varphi} &= \frac{1}{\cos\gamma}(\omega_x \sin\psi + \omega_y \cos\psi) \\ \dot{\gamma} &= \omega_x \cos\psi - \omega_y \sin\psi \end{aligned} \quad (5)$$

$$\dot{\psi} = \omega_z + \text{tg}\gamma(\omega_x \sin\psi + \omega_y \cos\psi)$$

$$\dot{\omega}_x = \frac{1}{I_x I_y - I_{xy}^2} [(I_{xy}^2 + I_y^2 - I_x I_x)\omega_y \omega_z + (I_{xy} I_z - I_{xy} I_x - I_{xy} I_y)\omega_z \omega_x - I_y \omega_y J_z \Omega_z + I_y \omega_z J_y \Omega_y - I_{xy} \omega_z J_x \Omega_x + I_{xy} \omega_x J_z \Omega_z - I_y J_x \dot{\Omega}_x - I_{xy} J_y \dot{\Omega}_y]$$

$$\dot{\omega}_y = \frac{1}{I_x I_y - I_{xy}^2} [(I_x I_{xy} - I_{xy} I_z + I_{xy} I_y)\omega_y \omega_z + (I_x I_z - I_x^2 - I_{xy} I_y)\omega_z \omega_x - I_{xy} \omega_y J_z \Omega_z + I_{xy} \omega_z J_y \Omega_y - I_x \omega_z J_x \Omega_x + I_x \omega_x J_z \Omega_z - I_{xy} J_x \dot{\Omega}_x - I_{xy} J_y \dot{\Omega}_y]$$

$$\dot{\omega}_z = \frac{1}{I_z} [-(I_y - I_x)\omega_x \omega_y + I_{xy}(\omega_x^2 - \omega_y^2) - \omega_x J_y \Omega_y + \omega_y J_x \Omega_x - J_z \dot{\Omega}_z]$$

$$\dot{\Omega}_x = T_{fx}$$

$$\dot{\Omega}_y = T_{fy}$$

$$\dot{\Omega}_z = T_{fz} \quad (6)$$

其中,  $J_i$ ,  $i = x, y, z$  为飞轮转动惯量,  $\Omega_i$ ,  $i = x, y, z$  为飞轮转动角速度,  $T_{fi}$ ,  $i = x, y, z$  为飞轮加速度指令。

选取外环滑模面如下:

$$\begin{aligned} s_1 &= \lambda_1(\varphi_r - \varphi) \\ s_2 &= \lambda_2(\gamma_r - \gamma) \\ s_3 &= \lambda_3(\psi_r - \psi) \end{aligned} \quad (7)$$

其中,  $\lambda_i$ ,  $i = 1, 2, 3$  是比例系数。

选取外环滑模趋近律如下:

$$\begin{aligned} \dot{s}_1 &= -\rho_1 \text{sign}(s_1) \\ \dot{s}_2 &= -\rho_2 \text{sign}(s_2) \\ \dot{s}_3 &= -\rho_3 \text{sign}(s_3) \end{aligned} \quad (8)$$

其中,  $\rho_i$ ,  $i = 1, 2, 3$  是增益系数。

可求出以下外环滑模控制器:

$$\begin{aligned} \omega_{xr} &= \sin\psi \cos\gamma \left[ \dot{\varphi}_r + \frac{\rho_1}{\lambda_1} \text{sign}(s_1) \right] + \cos\psi \left[ \dot{\gamma}_r + \frac{\rho_2}{\lambda_2} \text{sign}(s_2) \right] \\ \omega_{yr} &= \cos\gamma \cos\psi \left[ \dot{\varphi}_r + \frac{\rho_1}{\lambda_1} \text{sign}(s_1) \right] - \sin\psi \left[ \dot{\gamma}_r + \frac{\rho_2}{\lambda_2} \text{sign}(s_2) \right] \\ \omega_{zr} &= \dot{\psi}_r - \text{tg}\gamma(\omega_x \sin\psi + \omega_y \cos\psi) + \frac{\rho_3}{\lambda_3} \text{sign}(s_3) \end{aligned} \quad (9)$$

对于内环, 首先选取虚拟控制输入  $v_x$ ,  $v_y$ ,  $v_z$ :

$$\begin{aligned} v_x &= -I_y \omega_y J_z \Omega_z + I_y \omega_z J_y \Omega_y - I_{xy} \omega_z J_x \Omega_x + I_{xy} \omega_x J_z \Omega_z - I_y J_x \dot{\Omega}_x - I_{xy} J_y \dot{\Omega}_y \\ v_y &= -I_{xy} \omega_y J_z \Omega_z + I_{xy} \omega_z J_y \Omega_y - I_x \Omega_z J_x \Omega_x + I_x \omega_x J_z \Omega_z - I_{xy} J_x \dot{\Omega}_x - I_x J_y \dot{\Omega}_y \\ v_z &= -\omega_x J_y \Omega_y + \omega_y J_x \Omega_x - J_z \dot{\Omega}_z \end{aligned} \quad (10)$$

由式 (10) 可得:

$$\begin{aligned} \dot{\Omega}_x &= \frac{1}{J_x(I_x I_y - I_{xy}^2)} [I_x(-I_y \omega_y J_z \Omega_z + I_y \omega_z J_y \Omega_y - I_{xy} \omega_z J_x \Omega_x + I_{xy} \omega_x J_z \Omega_z - v_x) - I_{xy}(-I_{xy} \omega_y J_z \Omega_z + I_{xy} \omega_z J_y \Omega_y - I_x \omega_z J_x \Omega_x + I_x \omega_x J_z \Omega_z - v_y)] \\ \dot{\Omega}_y &= \frac{1}{J_y(I_x I_y - I_{xy}^2)} [I_y(-I_{xy} \omega_y J_z \Omega_z + I_{xy} \omega_z J_y \Omega_y - I_x \omega_z J_x \Omega_x + I_x \omega_x J_z \Omega_z - v_y) - I_{xy}(-I_y \omega_y J_z \Omega_z + I_y \omega_z J_y \Omega_y - I_{xy} \omega_z J_x \Omega_x + I_{xy} \omega_x J_z \Omega_z - v_x)] \\ \dot{\Omega}_z &= \frac{1}{J_z} [\omega_y J_x \Omega_x - \omega_x J_y \Omega_y - v_z] \end{aligned} \quad (11)$$

则内环动力学方程变为:

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_x &= \frac{1}{I_x I_y - I_{xy}^2} [(I_{xy}^2 + I_y^2 - I_x I_x)\omega_y \omega_z + (I_{xy} I_z - I_{xy} I_x - I_{xy} I_y)\omega_z \omega_x + v_x] \\ \dot{\omega}_y &= \frac{1}{I_x I_y - I_{xy}^2} [(I_x I_{xy} - I_{xy} I_z + I_{xy} I_y)\omega_y \omega_z + (I_x I_z - I_x^2 - I_{xy} I_y)\omega_z \omega_x + v_y] \\ \dot{\omega}_z &= \frac{1}{I_z} [-(I_y - I_x)\omega_x \omega_y + I_{xy}(\omega_x^2 - \omega_y^2) + v_z] \end{aligned} \quad (12)$$

选取内环滑模面如下:

$$\begin{aligned}sx_l &= \omega_{xr} - \omega_x \\sy_l &= \omega_{yr} - \omega_y \\sz_l &= \omega_{zr} - \omega_z\end{aligned}\quad (13)$$

选取内环滑模趋近律如下:

$$\begin{aligned}\dot{s}x_l &= -\epsilon_{x_l} \text{sign}(sx_l) \\ \dot{s}y_l &= -\epsilon_{y_l} \text{sign}(sy_l) \\ \dot{s}z_l &= -\epsilon_{z_l} \text{sign}(sz_l)\end{aligned}\quad (14)$$

其中,  $\epsilon_{x_l}$ ,  $\epsilon_{y_l}$ ,  $\epsilon_{z_l}$  是增益系数。

可求出以下内环滑模控制器如下:

$$\begin{aligned}v_x &= -(\dot{I}_{xy}^2 + \dot{I}_y^2 - I_y I_z) \omega_y \omega_z - (I_{xy} I_z - I_{xy} I_x - I_{xy} I_y) \omega_z \omega_x + \\ &\quad (I_x I_y - \dot{I}_{xy}^2) [\epsilon_{x_l} \text{sign}(sx_l) + \dot{\omega}_{xr}] \\ v_y &= -(I_x I_{xy} - I_{xy} I_z + I_{xy} I_y) \omega_y \omega_z - (I_x I_z - \dot{I}_x^2 - \dot{I}_{xy}^2) \omega_z \omega_x + \\ &\quad (I_x I_y - \dot{I}_{xy}^2) [\epsilon_{y_l} \text{sign}(sy_l) + \dot{\omega}_{yr}] \\ v_z &= (I_y - I_x) \omega_x \omega_y - I_{xy} (\omega_x^2 - \omega_y^2) + I_z [\epsilon_{z_l} \text{sign}(sz_l) + \dot{\omega}_{zr}]\end{aligned}\quad (15)$$

为了消除抖动, 将式 (15) 中的符号函数用饱和函数代替<sup>[8]</sup>, 可得:

$$\begin{aligned}v_x &= -(\dot{I}_{xy}^2 + \dot{I}_y^2 - I_y I_z) \omega_y \omega_z - (I_{xy} I_z - I_{xy} I_x - I_{xy} I_y) \omega_z \omega_x + \\ &\quad (I_x I_y - \dot{I}_{xy}^2) [\epsilon_{x_l} \text{san}(sx_l) + \dot{\omega}_{xr}] \\ v_y &= -(I_x I_{xy} - I_{xy} I_z + I_{xy} I_y) \omega_y \omega_z - (I_x I_z - \dot{I}_x^2 - \dot{I}_{xy}^2) \omega_z \omega_x + \\ &\quad (I_x I_y - \dot{I}_{xy}^2) [\epsilon_{y_l} \text{san}(sy_l) + \dot{\omega}_{yr}] \\ v_z &= (I_y - I_x) \omega_x \omega_y - I_{xy} (\omega_x^2 - \omega_y^2) + I_z [\epsilon_{z_l} \text{san}(sz_l) + \dot{\omega}_{zr}]\end{aligned}\quad (16)$$

这样, 式 (11) 与 (16) 就共同构成了在轨航天器姿态控制系统的基于 DDFC 方法的滑模控制器。

为了方便数值仿真, 这里给出在轨航天器姿态控制动力学状态空间描述:

定义坐标变换如下:

$$\begin{aligned}\xi_1 &= (I_x I_y - \dot{I}_{xy}^2) \oint_x dt + I_y J_x \oint_x dt + I_{xy} J_y \oint_y dt \\ \xi_2 &= (I_x I_y - \dot{I}_{xy}^2) \omega_x + I_y J_x \Omega_x + I_{xy} J_y \Omega_y \\ \xi_3 &= (I_x I_y - \dot{I}_{xy}^2) \oint_y dt + I_{xy} J_x \oint_x dt + I_x J_y \oint_y dt \\ \xi_4 &= (I_x I_y - \dot{I}_{xy}^2) \omega_y + I_{xy} J_x \Omega_x + I_x J_y \Omega_y \\ \xi_5 &= I_z \oint_z dt + J_z \oint_z dt \\ \xi_6 &= I_z \omega_z + J_z \Omega_z\end{aligned}\quad (17)$$

其中,  $\xi_i$ ,  $i = 1, 2, 3, 4, 5, 6$  是新的状态变量。

则在轨航天器姿态动力学方程 (6) 可表述为状态空间方程如 (18):

$$\begin{aligned}\dot{\xi}_1 &= \xi_2 \\ \dot{\xi}_2 &= (\dot{I}_{xy}^2 + \dot{I}_y^2 - I_y I_z) \omega_y \omega_z + (I_{xy} I_z - I_{xy} I_x - I_{xy} I_y) \omega_z \omega_x - \\ &\quad I_{xy} J_z \Omega_z + I_y \omega_z J_y \Omega_y - I_{xy} \omega_z J_x \Omega_x + I_y \omega_x J_z \Omega_z \\ \dot{\xi}_3 &= \xi_4 \\ \dot{\xi}_4 &= (I_x I_{xy} - I_{xy} I_z + I_{xy} I_y) \omega_y \omega_z + (I_x I_z - \dot{I}_x^2 - \dot{I}_{xy}^2) \omega_z \omega_x -\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}I_{xy} \omega_y J_z \Omega_z + I_{xy} \omega_z J_y \Omega_y - I_x \omega_z J_x \Omega_x + I_x \omega_x J_z \Omega_z \\ \dot{\xi}_5 &= \xi_6 \\ \dot{\xi}_6 &= -(I_y - I_x) \omega_x \omega_y + I_{xy} (\omega_x^2 - \omega_y^2) - \omega_x J_y \Omega_y + \omega_y J_x \Omega_x\end{aligned}\quad (18)$$

输出方程如下:

$$\begin{aligned}y_1 &= \frac{1}{(I_x I_y - \dot{I}_{xy}^2)} [\xi_2 - I_y J_x \Omega_x - I_{xy} J_y \Omega_y] \\ y_2 &= \frac{1}{(I_x I_y - \dot{I}_{xy}^2)} [\xi_4 - I_{xy} J_x \Omega_x - I_x J_y \Omega_y] \\ y_3 &= \frac{1}{I_z} [\xi_6 - J_z \Omega_z]\end{aligned}\quad (19)$$

其中,  $y_i$ ,  $i = 1, 2, 3$  是新的输出变量。

## 4 结论

为了比较 DDFC 控制方法与传统的非补偿控制方法的效果, 对在轨航天器姿态控制系统分别采用上述两种方法进行了仿真。其仿真结果分别如图 1~4。

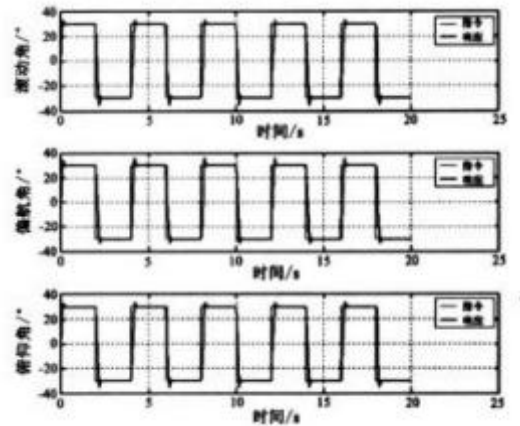


图 1 传统非补偿方法

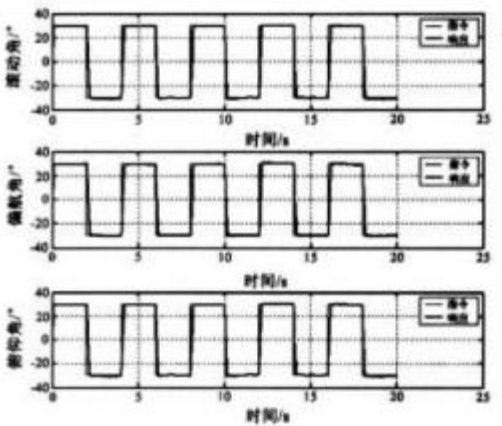


图 2 DDFC 控制方法

图 1 是传统滑模变结构控制方案仿真结果, 可以看出: 由于飞轮对在轨航天器系统产生的惯性耦合干扰因素的影响, 跟踪方波时上升时间较长, 而且有明显的超调。

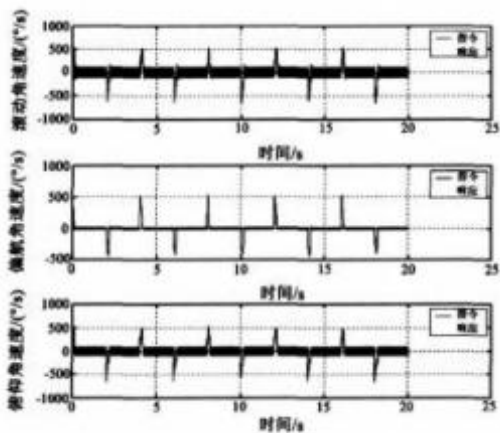


图 3 DDFC控制在轨航天器姿态角速度响应

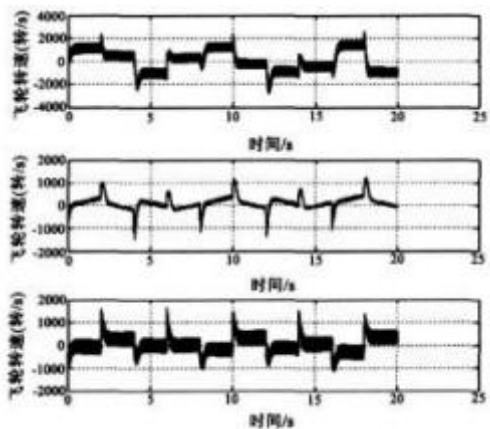


图 4 DDFC控制方案下飞轮转速响应

图 2 是基于 DDFC 方法的滑模变结构控制方案仿真结果,可以看出:经过补偿后,跟踪方波时上升时间明显缩短,而且超调量也有所减小。

图 3、4 分别是在 DDFC 控制方案下,在轨航天器姿态角速度响应曲线图和飞轮转速响应曲线图。

DDFC 方法使得在轨航天器系统的输入量为飞轮的转速,也就是让飞轮机构工作在速率模式,这样可以避免高频噪声对控制系统的影响,提高系统的可靠性。可见与传统方法相比,DDFC 方法具有明显的优越性,特别是可以有效地克服飞轮对在轨航天器的飞轮惯性耦合干扰以及其他非理想因素的影响,使得系统控制精度得以提高。从而也间接地提高了仿真系统的可信度。

#### 参考文献:

- [1] 郑大钟. 线性系统理论 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2002—10.
- [2] Dongjun Shin and Jinho Kim. Robust spacecraft attitude control using sliding mode control [C]. AIAA-98-4432.
- [3] [美] 斯洛廷, 李卫平著, 蔡自兴等译. 应用非线性控制 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1992—2.
- [4] U Itkin. Control system of Variable Structure [M]. New York: Wiley, 1976.
- [5] 章任为. 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, 1988.
- [6] 黄圳圭, 赵志建. 大型航天器动力学与控制 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1990.
- [7] 肖业伦. 航天器飞行动力学原理 [M]. 北京: 宇航出版社, 1995—12.
- [8] 曾颖超. 航天器飞行力学 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1993—12.

#### [作者简介]



**贾 杰** (1972. 10—), 男 (汉族), 河南新乡人, 西北工业大学自动化学院在站博士后, 南昌航空大学电子信息工程学院讲师, 主要研究方向: 飞行器控制、制导与仿真, 检测仪器与设备;

**秦永元** (1948. 9—), 男 (汉族), 江苏常熟人, 西北工业大学自动化学院教授, 博导, 主要研究方向: 仪器科学与技术;

**罗绪涛** (1982. 4—), 男 (汉族), 山东菏泽人, 西北工业大学自动化学院博士生, 主要研究方向: 导航、制导与控制。

(上接第 10 页)

- [4] Gary E Home. Maneuver Warfare Distillations: Essence not Verisimilitude [C]. Proceedings of the 1999 Winter Simulation Conference, 1999. 1147~1151.
- [5] L Capt Brian Widdowson. Finding and Exploiting (or Avoiding) the Nonlinearities Inherent in Warfare [J]. Maneuver Warfare Science 2001.
- [6] 杨镜宇, 司光亚, 胡晓峰. 信息化战争体系对抗探索性仿真分析方法研究 [J]. 系统仿真学报, 2005—6.

- [7] 胡晓峰, 杨镜宇, 胡润涛. 数据耕耘: 一种基于协同的探索性仿真分析方法 [J]. 系统仿真学报, 2007, 19(7): 1651—1655.



#### [作者简介]

**胡润涛** (1976—), 男 (汉族), 河南人, 博士生, 研究方向为计算机战争模拟;

**胡晓峰** (1957—), 男 (汉族), 山东人, 教授, 博导, 《计算机仿真》编委会副主任, 研究方向为战争模拟系统与环境、军事运筹、军事信息系统工程等。