

文章编号 1004-924X(2008)10-1949-07

# 基于快速仿真原型的飞行器半物理仿真系统

厉 明<sup>1,2</sup>, 纪 勇<sup>1,2</sup>, 贾宏光<sup>1</sup>, 续志军<sup>1</sup>

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;

2. 中国科学院 研究生院, 北京 100039)

**摘要:** 设计了基于快速仿真原型技术的大闭环半物理飞行实时仿真系统。地面半物理仿真实验由动力学仿真、视景仿真和飞行控制等分系统组成, 通过光纤反射内存网络高速互连。基于层次化、模块化的建模原则在 Matlab/Simulink 环境下建立了飞行器数学仿真模型; 在此基础上, 利用相应硬件驱动模块完成了系统半物理仿真模型; 最后, 以某制导飞行器为背景, 利用实际参数进行了数学和半物理仿真实验。与飞行实验比较, 射程相对偏差为 2.3%, 最大高度相对偏差为 0.85%, 仿真结果证明了建模理论和方法的合理性和有效性。

**关键词:** 飞行器; 快速仿真原型; 半物理仿真

**中图分类号:** V448.13; TJ765.43 **文献标识码:** A

## Hardware-in-closed-loop simulation system for aircraft based on rapid simulation prototype

LI Ming<sup>1,2</sup>, JI Yong<sup>1,2</sup>, JIA Hong-guang<sup>1</sup>, XU Zhi-jun<sup>1</sup>

(1. *Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;*

2. *Graduate University of Chinese Academy of Science, Beijing 100039, China*)

**Abstract:** A real-time flight simulation system of large-scale Hardware-in-closed-loop (HIL) is constructed with rapid simulation prototyping technology. It is composed of a flight-dynamic simulation subsystem, a flight control subsystem and a visual simulation subsystem, and connected through unified high-speed optical network. Based on the principles of hierarchy and modularity, a mathematical model for aircraft flight dynamic simulation is established in Matlab/Simulink. The hardware-in-closed-loop simulation model is developed from the mathematical model by corresponding driver module. Finally, the mathematical and HIL simulations are carried out with the aircraft's data. Results show that the relative error of range is 2.3%, and the relative error of maximal altitude is 0.85% compared with that of flight experiment. The simulation results validate the rationality and validity of modeling theories and methods.

**Key words:** aircraft; rapid simulation prototyping; Hardware-in-closed-loop(HIL) simulation

收稿日期: 2008-08-07; 修订日期: 2008-09-05.

基金项目: 吉林省杰出青年基金资助项目(No. 20060115); 中国科学院“三期创新”平台资助项目

## 1 引言

对飞行器进行数学仿真<sup>[1]</sup>多是采用高级语言编程计算方法。系统的数学模型建立之后,要设计一种仿真算法,将数学模型转化为仿真模型,使其能为计算机所接受,需要经历代码编制、调试等繁杂的过程。数学仿真完成之后如要进行半物理仿真<sup>[2]</sup>,需要在选定的硬件仿真系统下重新对数学模型进行实时代码编写和硬件调试,这些过程阻碍了仿真技术的应用。

为了节省算法开发的时间,同时保证数学仿真与半物理仿真之间的继承性,本文提出并实现了一种基于 Matlab 快速仿真原型技术<sup>[3]</sup>的飞行器地面半物理仿真实验方法,使系统设计人员可以专注于模型开发。该系统只需要仿真工程师在可视化的 Matlab/Simulink 环境下完成系统数学模型描述就能实现数学仿真,半物理仿真仅需在数学仿真模型的基础上用实物样机替代相应的数学仿真模型并利用 Matlab/Simulink 硬件驱动模块建立模型与实物之间的通信,通过 Matlab/RTW 和 Tornado 编译器将系统半物理仿真模型转化为 VxWorks 系统下的实时仿真代码即可进行相应的半物理仿真实验。本文从数学仿真模型和半物理仿真模型两个方面说明基于 Matlab 快速仿真原型技术的飞行器地面半物理仿真实验系统的建模方法,同时给出了某制导飞行器的仿真结果及与飞行实验的对比。

## 2 数学仿真模型

飞行器数学仿真的关键是建立其空间运动飞行力学模型,同时需要空气动力学、推进系统、制导系统等分系统模型的驱动才能实现完整的闭环仿真。为了实现各分系统模型的可重用性,采用模块化建模技术建立了数学仿真结构框图,如图 1 所示。各模块采用参数驱动技术保证了其通用性,对结构和仿真模型经常改变的制导系统模块则利用参考模型技术实现了一致性。各模块建模过程中广泛应用了子系统封装技术,从而实现了系统层次化建模的需求。对于复杂仿真系统,各分系统工程师可以协同开发完成仿真,将按接口标准开发的分系统模块组合在一起即可以完成

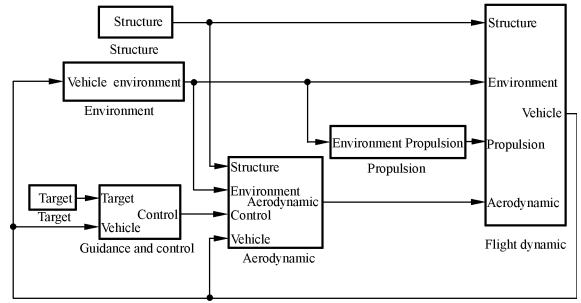


图 1 数学仿真结构框图

Fig. 1 Block diagram of mathematical simulation

复杂的系统仿真。

目标模块(Target)用于计算输出目标的位置和速度;制导系统模块(Guidance and control)用于对导引头、自动驾驶仪和舵机进行综合仿真,导引头利用目标和飞行器的运动信息根据制导律的要求计算导引信号,自动驾驶仪利用导引信号和飞行器的当前信息根据控制律的要求计算控制指令,舵机利用控制指令对舵面进行控制并输出当前的舵偏角;结构模块(Structure)用于完成飞行器质量、质心、转动惯量的计算;环境模块(Environment)利用飞行器的高度信息计算当地重力加速度、大气密度、大气压强、当地音速等,同时模拟大气风场的影响;推进系统模块(Propulsion)根据推力实验数据插值计算推力,并利用大气压强进行推力修正;空气动力学模块(Aerodynamic)利用飞行器的速度、质心、姿态、舵偏角及大气密度、大气压强、当地音速等信息,根据风洞实验数据插值计算空气动力和力矩;飞行力学模块(Flight dynamic)利用飞行器质量、转动惯量、当地重力加速度、推力、空气动力和力矩计算飞行器的位置、速度、姿态角、角速度等信息。

由于飞行器及其飞行环境的差异,很难建立一种对所有飞行器都适用的通用模型。为了不失一般性,本文以近地、中低速、非滚转、轴对称、空气动力控制飞行器为背景,从飞行力学、推进系统、空气动力学、制导系统四个主要方面说明数学仿真的建模过程。

### 2.1 飞行力学模型

对于飞行高度 $<30$  km、速度 $<5 Ma$ 的近地中低速飞行器,通常可以忽略地球自转,并假设平面地球为惯性坐标系。在载体坐标系建立位置和姿态动力方程,在地理坐标系建立位置运动方程,

用四元数描述飞行器的姿态运动方程,则飞行器的飞行力学模型<sup>[4]</sup>为:

$$\begin{aligned} \frac{du}{dt} &= rv - qw + (f_{ax} + f_{px} + f_{gx})/m, \\ \frac{dv}{dt} &= p\omega - ru + (f_{ay} + f_{py} + f_{gy})/m, \\ \frac{dw}{dt} &= qu - pv + (f_{az} + f_{pz} + f_{gz})/m, \\ \frac{dp}{dt} &= [(I_{yy} - I_{zz})qr + m_{ax} + m_{px}]/I_{xx}, \\ \frac{dq}{dt} &= [(I_{zz} - I_{xx})rp + m_{ay} + m_{py}]/I_{yy}, \\ \frac{dr}{dt} &= [(I_{xx} - I_{yy})pq + m_{az} + m_{pz}]/I_{zz}, \\ \frac{dx}{dt} &= (q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2)u + 2(q_1q_2 - q_0q_3)v + \\ &\quad 2(q_1q_3 + q_0q_2)w, \\ \frac{dy}{dt} &= 2(q_1q_2 + q_0q_3)u + (q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2)v + \\ &\quad 2(q_2q_3 - q_0q_1)w, \\ \frac{dz}{dt} &= 2(q_1q_3 - q_0q_2)u + 2(q_2q_3 + q_0q_1)v + \\ &\quad (q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2)w, \\ \frac{dq_0}{dt} &= -\frac{1}{2}(pq_1 + qq_2 + rq_3), \\ \frac{dq_1}{dt} &= \frac{1}{2}(pq_0 + rq_2 - qq_3), \\ \frac{dq_2}{dt} &= \frac{1}{2}(qq_0 - rq_1 + pq_3), \\ \frac{dq_3}{dt} &= \frac{1}{2}(rq_0 + qq_1 - pq_2). \end{aligned}$$

飞行器质量为  $m$ , 转动惯量为  $(I_{xx}, I_{yy}, I_{zz})$ , 速度在载体坐标系分量为  $(u, v, w)$ , 角速度在载体坐标系分量为  $(p, q, r)$ , 位置在地理坐标系分量为  $(x, y, z)$ , 四元数为  $(q_0, q_1, q_2, q_3)$ , 空气动力、推力和重力在载体坐标系分量分别为  $(f_{ax}, f_{ay}, f_{az})$ 、 $(f_{px}, f_{py}, f_{pz})$ 、 $(f_{gx}, f_{gy}, f_{gz})$ , 空气动力矩和推力附加力矩在载体坐标系分量分别为  $(m_{ax}, m_{ay}, m_{az})$ 、 $(m_{px}, m_{py}, m_{pz})$ 。重力在载体坐标系分量分别为  $f_{gx} = 2(q_1q_3 - q_0q_2)mg$ ,  $f_{gy} = 2(q_2q_3 + q_0q_1)mg$ ,  $f_{gz} = (q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2)mg$ 。

## 2.2 推进系统模型

为了提高仿真精度,固体火箭发动机通常采用实验数据插值的方法获得推力,并利用当地大气压强和实验大气压强进行推力修正<sup>[5]</sup>。利用高温、常温和低温的实验数据可以得到推力关于温

度  $T_p$  和时间  $t_p$  的二维数表  $data_p$ , 飞行实验温度为  $T$ , 时间为  $t$  时的实验推力  $f_{p_0} = \text{interp2}(T_p, t_p, data_p, T, t, \text{method})$ , 考虑当地大气压强  $p$  和实验大气压强  $p_0$  的差异而产生的推力修正  $\Delta f_p = (p_0 - p)A_e$ , 其中  $A_e$  为喷口面积, 则实际推力为  $f_p = f_{p_0} + \Delta f_p$ 。

若不考虑推进系统的误差, 则  $(f_{px}, f_{py}, f_{pz}) = (f_p, 0, 0)$ ,  $(m_{px}, m_{py}, m_{pz}) = (0, 0, 0)$ 。实际推进系统工作过程中由于推力偏心等误差的影响会产生  $(f_{py}, f_{pz})$  和推力附加力矩  $(m_{px}, m_{py}, m_{pz})$ <sup>[6]</sup>。推力偏心分为推力偏斜和推力横移两部分, 推力偏斜用推力作用线与飞行器纵轴形成的空间角  $(\alpha_{py}, \alpha_{pz})$  表示, 推力横移用推力作用点在载体坐标系的坐标  $(d_{px}, d_{py}, d_{pz})$  表示, 则推力在载体坐标系分量为:

$$\begin{aligned} f_{px} &= f_p \cos(\alpha_{py}) \cos(\alpha_{pz}), \\ f_{py} &= f_p \sin(\alpha_{py}), \\ f_{pz} &= f_p \cos(\alpha_{py}) \sin(\alpha_{pz}). \end{aligned}$$

推力附加力矩在载体坐标系分量为:

$$\begin{aligned} m_{px} &= f_{pz}d_{py} - f_{py}d_{pz}, \\ m_{py} &= f_{px}d_{pz} - f_{pz}d_{px}, \\ m_{pz} &= f_{py}d_{px} - f_{px}d_{py}. \end{aligned}$$

## 2.3 空气动力学模型

飞行器的空气动力学特性一般以风洞实验数据为依据, 通过马赫数  $Ma$ 、攻角  $\alpha$ 、侧滑角  $\beta$ 、角速率  $(p, q, r)$ 、舵偏角  $(\delta_a, \delta_e, \delta_r)$  及重心  $cg$  等影响因素插值的方法获得空气动力和力矩系数, 进而计算空气动力和力矩。空气动力特性一般在空气动力坐标系利用总攻角  $\alpha'$  和气动滚转角  $\phi'$  描述, 然后通过坐标变换的方法转换到载体坐标系<sup>[7]</sup>。空气动力和力矩在空气动力坐标系分量分别为:

$$\begin{aligned} f_{ax}' &= -C_A'QS = -f(Ma, \alpha', \phi', \delta_a', \delta_e', \delta_r')QS, \\ f_{ay}' &= C_Y'QS = f(Ma, \alpha', \phi', \delta_r')QS, \\ f_{az}' &= -C_N'QS = -f(Ma, \alpha', \phi', \delta_e')QS, \\ m_{ax}' &= C_l'QSL = f(Ma, \alpha', \phi', p', \delta_a')QSL, \\ m_{ay}' &= C_m'QSL = f(Ma, \alpha', \phi', cg, q', \delta_e')QSL, \\ m_{az}' &= C_n'QSL = f(Ma, \alpha', \phi', cg, r', \delta_r')QSL, \end{aligned}$$

式中:  $\alpha' = \arccos(\cos \alpha \cos \beta)$ ,

$$\phi' = \arctan(\tan \beta / \sin \alpha),$$

$$\begin{bmatrix} p' \\ q' \\ r' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi' & -\sin \phi' \\ 0 & \sin \phi' & \cos \phi' \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix},$$



器之间的寄生姿态反馈问题,通常在过载控制的输入端增加低通滤波器。

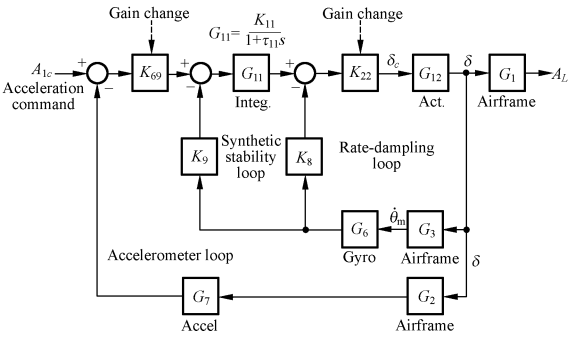


图 4 俯仰(偏航)过载自适应控制仿真框图

Fig. 4 Simulation block diagram of pitch/yaw autopilot for self-adaptation

四通道三环控制电动舵机仿真框图如图 5 所示。\$T\_1\$ 表示自动驾驶仪三通道控制指令到舵机四控制面舵偏角指令的变换矩阵;\$T\_2\$ 表示舵机四控制面舵偏角到空气动力学三通道舵偏角的变换矩阵<sup>[11]</sup>;\$G\_{pc}, G\_{vc}, G\_{ic}\$ 分别表示舵机位置环、速度环、电流环的校正传递函数;\$G\_p, G\_v, G\_i\$ 分别表示舵机位置环、速度环、电流环的传感器动态特性传递函数;\$k\$ 表示舵机减速器的减速比;motor 模块表示电机的动态特性传递函数。

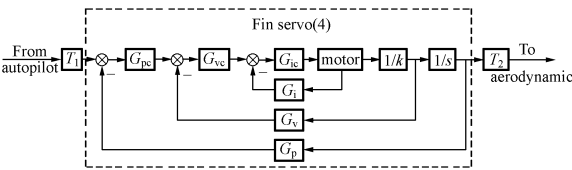


图 5 四通道三环控制电动舵机仿真框图

Fig. 5 Four-channel simulation block diagram of electric servo with three control loops

### 3 半物理仿真模型

飞行器地面半物理仿真实验主要验证制导系统的性能指标,需要对导引头、自动驾驶仪和舵机的工作环境进行模拟,利用原理样机完成硬件在回路闭环仿真实验<sup>[12]</sup>。半物理仿真硬件原理框图如图 6 所示。主控计算机环境下建立仿真模型,通过控制软件完成实时代码转换并下载到仿真计算机运行。仿真计算机获取舵机的舵偏角并进行目标和飞行器运动参数的解算,同时驱动目标模拟器、转台和负载模拟器完成目标运动、飞行

器姿态和铰链力矩的模拟。导引头和自动驾驶仪工作在转台上,导引头探测、跟踪目标模拟器仿真产生的目标并形成导引信号,自动驾驶仪利用导引信号结合惯导器件输出信息处理得到控制指令,舵机在负载模拟器提供的铰链力矩环境下执行控制指令并将实际舵偏角反馈给仿真计算机。

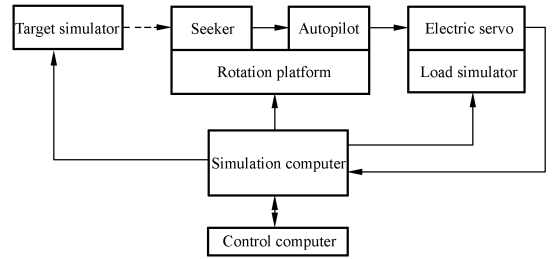


图 6 半物理仿真硬件原理框图

Fig. 6 Hardware principle diagram of HIL simulation

半物理仿真模型就是在数学仿真模型的基础上利用相应的硬件驱动模块进一步反映仿真计算机与硬件之间的通信接口关系,半物理仿真结构框图如图 7 所示。To target simulator 模块表示仿真计算机向目标模拟器发送目标和飞行器的运动参数;To rotation platform 模块表示仿真计算机向转台发送飞行器姿态运动参数;To load simulator 模块表示仿真计算机向负载模拟器发送飞行器舵面的铰链力矩参数;From servo 模块表示仿真计算机从舵机接收舵面的舵偏角信息。主控计算机实现变量监测和在线调参的功能。

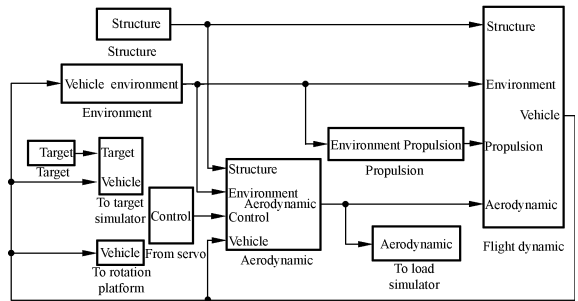


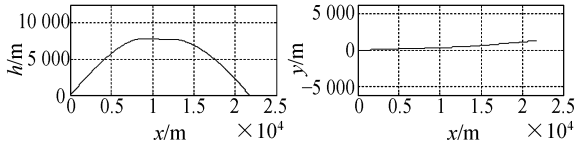
图 7 半物理仿真结构框图

Fig. 7 Block diagram of HIL simulation

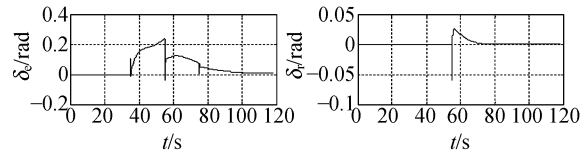
### 4 仿真实验

仿真实验的实施不仅需要系统详细数据,如空气动力学风洞实验数据、推进系统推力实验数据、飞行器质量和转动惯量数据等,还要建立导引

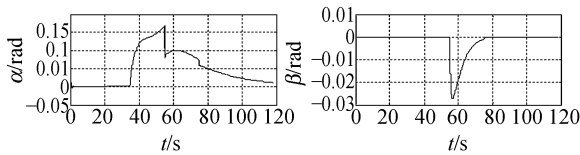
律、飞行控制律以及传感器等具体模型。下面将以某型飞行器为背景给出仿真结果,仿真曲线如图 8 所示。为了验证系统的仿真精度,图 9 给出



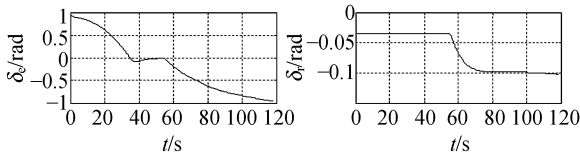
(a)高度-射程曲线 (b)航向-射程曲线  
(a)Curve of height and range (b)Curve of course and range



(c)俯仰舵偏角-时间曲线 (d)偏航舵偏角-时间曲线  
(c)Elevator vs time (d)Rudder vs time



(e)攻角-时间曲线 (f)侧滑角-时间曲线  
(e)Attack angle vs time (f)Sideslip angle vs time



(g)弹道倾角-时间曲线 (h)弹道偏角-时间曲线  
(g)Flight-path angle vs time (h)Heading angle vs time

图 8 仿真曲线

Fig. 8 Simulation graphs

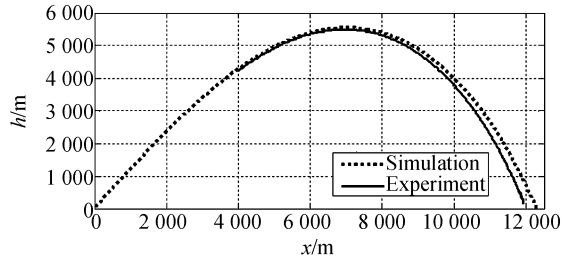


图 9 无控飞行时仿真结果与飞行实验数据比较曲线  
Fig. 9 Comparison of simulation and experiment for uncontrol flight

了无控飞行时仿真结果与飞行实验数据比较曲线,飞行时间偏差为 1.4 s,射程的绝对偏差为 276 m,相对偏差为 2.3%,最大高度的绝对偏差为 47 m,相对偏差为 0.85%,仿真精度完全满足工程应用的要求。

### 5 结 论

提出并实现了一种基于 Matlab 快速仿真原型技术的飞行器地面半物理仿真实验方法。首先,根据飞行器特性在 Matlab/Simulink 环境下建立系统数学仿真模型,进行相应的数学仿真实验并验证模型的正确性;然后,根据地面半物理仿真实验需求在 Matlab/Simulink 环境下利用相应的硬件驱动模块建立系统半物理仿真模型;在此基础上,利用 Matlab/RTW 功能和 Tornado 编译器将系统半物理仿真模型转化为 VxWorks 系统下的实时仿真代码,进行相应的半物理仿真实验。系统建模采用了模块化和参数驱动等技术,保证了模型的可重用性,通过引入参考模型技术使系统具有复杂模型协同开发功能,仿真过程中支持在线调参和实时变量监测。最后,以某制导飞行器为背景进行了仿真实验。实验表明:系统对不同仿真背景和需求可以快速完成半物理仿真实验,缩短了开发周期,降低了研制成本,仿真相对偏差 < 2.3%,满足工程应用的精度要求。

### 参考文献:

[1] 唐胜景,袁子怀. 战术弹飞行力学软件系统设计[J]. 飞行力学,1997,15(2): 81-85.  
TANG SH J, YUAN Z H. Design of flight mechanics software system of tactical missiles [J]. *Flight Dynamics*,

- 1997, 15(2): 81-85. (in Chinese)
- [2] ROLFE J M, STAPLES K J. *Flight Simulation* [M]. England: Cambridge University Press, 1986.
- [3] 王晓东,唐硕,周须峰. 飞行控制系统的快速原型设计[J]. 飞行力学, 2006, 24(1): 1-4.  
WANG X D, TANG SH, ZHOU X F. Rapid prototyping of flight control system [J]. *Flight Dynamics*, 2006, 24(1): 1-4. (in Chinese)
- [4] COOK M V. *Flight Dynamics Principles* [M]. Elsevier Ltd, 2007.
- [5] SUTTON G P, BIBLARZ O. *Rocket Propulsion Elements* [M]. John Wiley & Sons, 2001.
- [6] 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 X F, LIN R X, ZHAO Y N. *Flight Dynamics of Missile* [M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2000. (in Chinese)
- [7] ZIPFEL P H. *Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics* [M]. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007.
- [8] O'HANIAN S L, LOE A W, LEWIS C L, *et al.*. User's guide for an optical contrast seeker monte carlo terminal homing simulation [R]. *Army Missile Research, Development and Engineering Laboratory. Redstone Arsenal, Alabama.*, 1975.
- [9] VANDOREN V J. *Techniques for Adaptive Control* [M]. Butterworth-Heinemann, 2003.
- [10] 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 X T. *Precision Guide & Control and Simulation Technology* [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006. (in Chinese)
- [11] SIOURIS G M. *Missile Guidance and Control Systems* [M]. Springer, 2004.
- [12] 李志学,朱纪洪,朱家强,等. 大闭环半物理飞行实时仿真系统研究[J]. 微计算机信息, 2007, 23(10-1): 194-195, 284.  
LI ZH X, ZHU J H, ZHU J Q, *et al.*. Research on large-scale hardware-in-closed-loop real-time flight simulation system [J]. *Microcomputer Information*, 2007, 23(10-1): 194-195, 284. (in Chinese)

作者简介:厉 明(1982—),男,博士研究生,主要从飞行力学仿真及飞行控制等方面的研究。E-mail: liming301128@163.com

导师简介:续志军(1953—),男,研究员,博士生导师,主要研究方向为光电传感技术和电子技术应用。E-mail: xuzj538@ciomp.ac.cn

## ●下期预告

# 基于空间自适应和正则化技术的盲目图像复原

郭永彩,王婀娜,高 潮

(重庆大学 光电技术及系统教育部重点实验室,重庆 400044)

在原非负支撑域递归滤波(NAS-RIF)算法基础上,提出了一种基于空间自适应和正则化技术的改进盲目图像复原算法。该算法在原 NAS-RIF 算法的代价函数中引入两项空间自适应的加权项,分别用来确保图像复原的逼真和平滑,自适应加权项需根据观察图像的局部特性和噪声方差求得。加入正则化项,以达到抑制噪声的目的。并提出了根据观察图像来估计噪声方差的方法,因而不需要知道噪声方差的先验条件。在求解中,采用共轭梯度算法来进行求解。对三幅不同背景和不同信噪比的图像进行了仿真实验。采用改进算法得到的信噪比增益( $\Delta$ SNR)比原算法分别提高:0.207 3 db, 1.023 9 db, 2.862 8 db。改进算法取得了更优的图像复原效果。