

文章编号: 1001-0920(2008)07-0833-04

# 折叠翼飞行器鲁棒飞行控制系统设计方法

姜智超, 吴森堂, 金宪哲

(北京航空航天大学 自动控制系, 北京 100083)

**摘要:** 为解决折叠翼飞行器在机载发射段主升力翼面/立尾展开前后气动特性变化较大,以及对飞行控制律鲁棒性要求较高的问题,基于飞行器六自由度非线性动态模型,应用随机鲁棒分析与设计方法(SRAD),对机载发射段折叠翼飞行器的翼面/立尾展开过程,设计了鲁棒飞行控制律,并通过对风干扰环境下的六自由度非线性弹道仿真,验证了翼面/立尾展开段鲁棒飞行控制律的有效性。

**关键词:** 折叠翼飞行器;鲁棒飞行控制律;随机鲁棒设计

**中图分类号:** V249.12 **文献标识码:** A

## Design of robust flight control systems for a flex-wing vehicle

JIAN G Zhi-chao, WU Sen-tang, JIN Xian-zhe

(Department of Automatic, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China.

Correspondent: JIAN G Zhi-chao, E-mail: jiangzhichao@asee.buaa.edu.cn)

**Abstract:** In order to resolve the big change of aerodynamic performance and high robustness desire of flight control systems before and after main lift fin/vertical tail of flex-wing vehicle unfold during airborne launch time, based on 6-DOF nonlinear dynamic flight model, robust flight control systems during main lift fin/vertical tail unfolded process in airborne launch time are designed by applying stochastic robustness analysis and design. The 6-DOF nonlinear trajectory in the interference of wind environment is simulated, and simulation results show the effectiveness of the robust flight control systems in fin/vertical tail unfolded process.

**Key words:** Flex-wing vehicle; Robust flight control systems; Stochastic robustness analysis and design

### 1 引言

对于采用机载发射方式的中远程飞行器而言,大多采用主升力翼面和立尾折叠的布局形式。然而,在这类飞行器机载发射后的初段,飞行器与载机间(以下简称机间)存在着很强的气动干扰,在某些情况下甚至产生相互碰撞,造成机载发射的安全隐患;同时,由于在主升力翼面和立尾展开前,只能通过平尾来控制俯仰通道和横侧向通道,致使飞行器的可操纵性较差,尤其横侧向通道的可操纵性更差。此外,由于飞行器的主升力翼面/立尾展开前后,不仅在控制方式上有较大差异,而且其气动特性也有很大差别,尤其气动升力和侧力的变化会更加突出,因而对飞行控制律的鲁棒性提出了更高的要求。

本文基于随机鲁棒分析和设计方法(SRAD)<sup>[1-3]</sup>,利用现代优化算法和现代计算机的复杂计算能力,综合衡量控制律的鲁棒稳定性和鲁棒性能指标,提出了一种面向工程应用的折叠翼飞行

器鲁棒飞行控制律设计方法。首先建立机载发射段折叠翼飞行器主升力翼面/立尾展开前后的综合模型,然后采用随机鲁棒分析和设计方法(SRAD),设计出鲁棒飞行控制律,并在风干扰环境下通过六自由度非线性时变模型仿真,验证了鲁棒飞行控制律的有效性。

### 2 折叠翼飞行器发射段控制问题

折叠翼飞行器的数学模型,包括飞行器动力学模型、运动学模型、质量变化模型、推力模型以及舵机模型<sup>[4,5]</sup>,一般表达式如下:

$$\dot{x} = f(x, u). \quad (1)$$

其中

$$x = [V \quad \phi \quad x \quad y \quad z \quad m \quad P \quad x \quad y \quad z]^T$$

为状态向量;  $u = [P^* \quad x^* \quad y^* \quad z^*]^T$  为控制向量;  $V$  为飞行速度;  $\phi$  为航迹倾角;  $\theta$  为航迹偏角;  $x, y$  和  $z$  分别为机体坐标系相对于地面坐标系的转动

收稿日期: 2007-04-23; 修回日期: 2007-11-07.

作者简介: 姜智超(1978—),男,内蒙古海拉尔人,博士生,从事飞行控制、鲁棒控制等研究; 吴森堂(1963—),男,山东平度人,教授,博士生导师,从事飞行控制、鲁棒控制等研究.

角速度在机体坐标系各轴上的分量;  $\vartheta$  为俯仰角;  $\psi$  为偏航角;  $\phi$  为滚转角;  $x, y, z$  为飞行器在地面坐标系内的位置; 高度  $H = y$ ;  $m$  为飞行器质量;  $P$  为推力;  $x, y$  和  $z$  为飞行器副翼、升降舵和方向舵偏角;  $\dot{P}, \dot{x}, \dot{y}$  和  $\dot{z}$  分别为推力控制和3个舵面偏角控制。

作用在飞行器上的力和力矩表示为

$$F = [F_G \quad P \quad F_x \quad F_y \quad F_z \quad M_x \quad M_y \quad M_z]^T.$$

其中:  $F_G$  为重力;  $P$  为推力;  $F_x, F_y$  和  $F_z$  分别为气动阻力、升力和侧力;  $M_x, M_y$  和  $M_z$  分别为滚转力矩、偏航力矩和俯仰力矩。

攻角, 侧滑角与航迹角、姿态角的换算关系如下:

$$\begin{cases} \sin \alpha = \cos \beta [\cos \phi \sin(\gamma - \vartheta) + \sin \vartheta \sin \phi \cos(\gamma - \vartheta)] - \sin \beta \cos \vartheta \sin \phi, \\ \sin \beta = \{ \cos \beta [\sin \vartheta \cos \phi \cos(\gamma - \vartheta) - \sin \phi \sin(\gamma - \vartheta)] - \sin \beta \cos \vartheta \cos \phi / \cos \alpha. \end{cases} \quad (2)$$

在机载发射段折叠翼飞行器的主升力翼面/立尾展开前后, 飞行器所受到的气动力和力矩变化较大, 由吹风数据可知其相互关系如下:

$$\begin{cases} C_{y\text{展开后}} & 6 \times C_{y\text{展开前}}, \\ C_{z\text{展开后}} & 3 \times C_{z\text{展开前}}, \\ C_{\text{展后}} & 2 \times C_{\text{展前}}. \end{cases} \quad (3)$$

其中:  $C_y$  为攻角引起的气动升力系数,  $C_z$  为侧滑角引起的气动侧力系数. 其他的气动力和力矩系数包括攻角引起的阻力系数、俯仰力矩系数, 侧滑角引起的阻力系数、偏航力矩系数以及舵面效率等。

由式(3)可见, 在机载发射段主升力翼面/立尾展开前后, 折叠翼飞行器的气动特性会发生剧烈的跳变, 可导致状态的剧烈震动, 甚至导致系统失稳. 因此, 所设计的飞行控制律必须具有较强的鲁棒性, 既能适应飞行器气动特性的突变, 又能适应机间气流扰动和风的干扰。

### 3 随机鲁棒分析与设计方法

SRAD 通过概率  $P$  来量化补偿器  $G$  的鲁棒性能的欠缺. 概率  $P$  是对由于系统性能参数变化而导致闭环系统出现不可容许性能品质的描述, 用如下期望的参数变化空间上的一个指示函数的积分定义:

$$P = \int I[H(v), G] \text{pr}(v) dv. \quad (4)$$

其中:  $H(\cdot)$  为性能指标描述函数,  $v$  为参数变化空间,  $\text{pr}(v)$  为  $v$  的概率密度函数,  $I(\cdot)$  为多值指示函数. 为便于工程应用, 基于式(4)并依据系统

的鲁棒稳定性和鲁棒性能指标的设计要求, 建立面向工程设计的随机鲁棒代价函数如下:

$$J(d) = \sum_{i=1}^M [w_i P_i^2(d)]. \quad (5)$$

这里:  $d$  为设计向量,  $M$  为系统稳定性和性能综合指标度量值的数量,  $P_i(d)$  为第  $i$  个度量值的概率,  $w_i$  为第  $i$  个度量值的权值.  $P_i(d)$  通常通过蒙特卡罗估计方法确定, 并在每个样本  $v_k$  处检验系统闭环特性的可接受性. 每个概率分布的度量值均有各自的权值, 所以可通过随机鲁棒代价函数  $J(d)$  对系统稳定性和性能指标间不均衡度量值进行协调. 因为补偿器  $G$  是以设计向量  $d$  为参数, 所以应用现代优化算法获得  $J(d)$  最小值, 进而获得最优补偿器  $G$ 。

## 4 发射段飞行控制律的随机鲁棒设计

### 4.1 鲁棒飞行控制律的结构选择

对于机载发射飞行器控制律, 其设计要求如下:

1) 保证折叠的主升力翼面/立尾展开前后的稳定飞行; 2) 状态时域指标满足要求; 3) 舵面控制绝对值满足舵面偏转限制。

在主升力翼面/立尾展开前后分别选取飞行控制律设计点; 以最优二次型控制作为随机鲁棒设计的参考结构, 遗传算法作为随机鲁棒设计的优化算法, 模型解耦为俯仰和横侧向通道, 并在设计点线性化, 分别设计控制律. 控制律设计模型表达式为

$$\dot{x} = Ax + Bu. \quad (6)$$

具体设计过程如下:

1) 选择二次型目标函数

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} [x^T Qx + u^T Ru] dt,$$

传统的线性控制律结构为  $u = -Kx$ .

2) 选择随机鲁棒 PID 控制律结构为  $u = -k_{pc} Kx$ , 设计向量为  $d = [Q_i \quad R_i \quad k_{pc}]$ . 其中:  $Q_i$  和  $R_i$  为  $Q$  和  $R$  的对角线元素,  $k_{pc}$  为控制律的鲁棒增益。

3) 对于设计向量  $d = [Q_i \quad R_i \quad k_{pc}]$  的每一个具体值  $d_i$ , 根据被控对象模型(6)可解出线性控制律  $K$ 。

4) 当模型参数摄动时, 即被控对象(6)中  $(A, B)$  矩阵按设定分布规律变化时, 根据式(5)建立设计向量值  $d_i$ , 对被控对象不满足性能要求的概率指标描述  $J(d_i)$ . 综合考虑响应稳定性、调节时间、上升时间、延迟时间、超调量以及舵面限制等性能稳定性和性能要求, 取其不满足指标要求概率的加权和作为优化函数. 该概率大小通过蒙特卡罗仿真获得, 权值的大小代表对稳定性或某性能指标的重视程度, 一般依据经验给出, 并在优化设计中调整。

5) 应用遗传算法求解最优向量  $d = d_{opt}$ , 满足  $\text{Min}(J(d_{opt}))$ .

6) 根据  $d_{opt}$  以及被控对象模型(6) 求解鲁棒控制律  $K$ , 设计完成.

### 4.2 鲁棒飞行控制律设计结果

#### 1) 主升力翼面 / 立尾展开前

俯仰通道采用  $[z \ \delta]^T$  状态反馈. 横侧向通道由于立尾尚未展开, 无法利用方向舵操纵, 只能利用平尾差动来控制滚转, 反馈状态为  $[x \ y \ \phi]^T$ . 控制律结构和参数分别为

$$\begin{cases} \dot{z}^* = -k_{zpc} K_z [z \ \delta]^T, \\ \dot{x}^* = -k_{xpc} K_x [x \ y \ \phi]^T; \\ k_{zpc} K_z = [-18.9 \ -2.21], \\ k_{xpc} K_x = [358 \ 19.0 \ -0.783 \ 15.4 \ 19.1]. \end{cases}$$

#### 2) 主升力翼面 / 立尾展开后

俯仰通道采用  $[z \ \delta]^T$  状态反馈, 横侧向通道采用  $[x \ y \ \phi]^T$  状态反馈, 控制律结构和参数分别为

$$\begin{cases} \dot{z}^* = -k_{zpc} K_z [z \ \delta]^T, \\ \dot{x}^* = -k_{xpc} K_x [x \ y \ \phi]^T, \\ \dot{y}^* = -k_{ypc} K_y [x \ y \ \phi]^T; \\ k_{zpc} K_z = [-30.7 \ -26.4 \ -5.32], \\ k_{xpc} K_x = [5.47 \ 6.08 \ 0.055 \ 6 \ -4.03 \ 4.61], \\ k_{ypc} K_y = [-5.91 \ 0.916 \ -17.9 \ 2.01 \ 0.723]. \end{cases}$$

### 5 机载发射段折叠翼飞行器六自由度仿真验证

折叠翼飞行器在高空机载发射后, 当主升力翼面 / 立尾满足展开条件时展开, 由于不同起始条件下机弹的相对状态不同, 展开时间也不同, 一般约为机弹分离后 5 s 左右, 并最终定高巡航. 巡航过程中进行滚转转弯, 航迹偏角指令  $10^\circ$ ; 滚转角指令  $30^\circ$ .

下面通过两种情况的仿真对控制律进行比较.

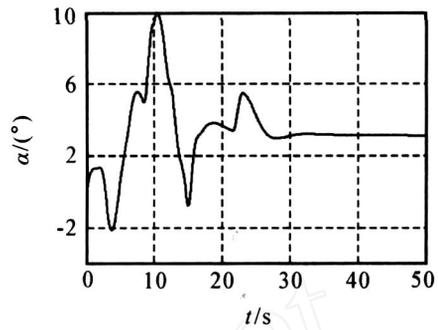
1) 采用未经 SRAD 设计的飞行控制律的折叠翼飞行器六自由度非线性动态模型仿真; 2) 采用经 SRAD 设计的飞行控制律的折叠翼飞行器在风干扰情况下的六自由度非线性动态模型仿真.

#### 5.1 采用未经 SRAD 设计的飞行控制律仿真

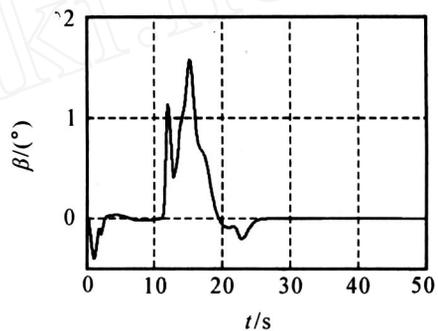
折叠翼飞行器采用未经 SRAD 设计的控制律情况, 部分弹道仿真曲线如图 1 所示.

#### 5.2 风干扰模型

假设气流场中任意位置的气流可由其速度和方向确定, 则: 1) 常值风为定向匀速气流; 2) 切变风可



(a) 攻角变化曲线



(b) 侧滑角变化曲线

图 1 未经 SRAD 设计的部分仿真曲线

由 2 方向相反的定向匀速气流组合描述; 3) 下冲气流可由速度指向地心的定向气流描述. 气流由  $[V_w \ w \ \psi]$  共 3 个状态量描述. 其中:  $V_w$  为气流速度,  $\psi$  为气流倾角,  $w$  为气流偏角. 在风的影响下, 飞行器马赫数、攻角和侧滑角发生变化, 从而影响飞行器气动特性. 以下标  $c$  标识飞行器在风干扰下的合成状态, 则飞行器相对于气流在地面坐标系内各轴速度分量以及合成速度为

$$\begin{cases} V_{cx} = V \cos \psi \cos \psi - V_w \cos \psi \cos \psi, \\ V_{cy} = V \sin \psi - V_w \sin \psi, \\ V_{cz} = -V \cos \psi \sin \psi + V_w \cos \psi \sin \psi; \\ V_c = \sqrt{V_{cx}^2 + V_{cy}^2 + V_{cz}^2}. \end{cases} \quad (7)$$

飞行器相对于气流的速度倾角和速度偏角由下式计算:

$$\begin{cases} \tan \psi_c = V_{cy} / \sqrt{V_{cx}^2 + V_{cz}^2}, \\ \tan \psi_c = -V_{cz} / V_{cx}. \end{cases} \quad (8)$$

依据式(2), 风干扰下飞行马赫数、攻角和侧滑角由下式计算:

$$\begin{cases} Ma_c = V_c / V_s, \\ \sin \psi_c = \\ \cos \psi_c [\cos \phi \sin(\psi - \psi_c) + \\ \sin \psi \sin \phi \cos(\psi - \psi_c)] - \sin \psi_c \cos \psi \sin \phi, \\ \sin \psi_c = \\ \{ \cos \psi_c [\sin \psi \cos \phi \cos(\psi - \psi_c) - \\ \sin \phi \sin(\psi - \psi_c)] - \sin \psi_c \cos \psi \cos \phi / \cos \psi_c, \end{cases} \quad (9)$$

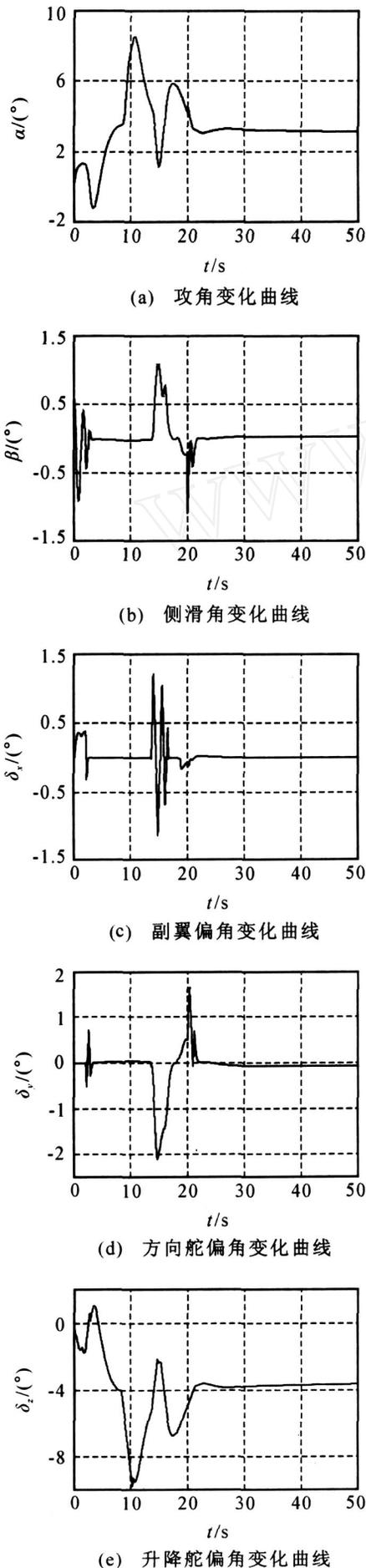


图2 SRAD设计、风干扰情况下部分仿真曲线

其中  $v_s$  为音速。风干扰下马赫数、攻角、侧滑角的变化使得飞行器气动力和力矩特性发生变化,对飞行器控制律鲁棒性提出了更高的要求。

### 5.3 采用经 SRAD 设计的飞行控制律在风干扰情况下的仿真

根据风干扰模型建立如下横向切变风干扰:

$$\begin{cases} V_w = 5 \text{ m/s}, & w = 0^\circ, & w = 30^\circ, \\ & t < 20 \text{ s}; \\ V_w = 5 \text{ m/s}, & w = 0^\circ, & w = -150^\circ, \\ & t \geq 20 \text{ s}. \end{cases}$$

部分仿真曲线如图2所示。

### 5.4 仿真结果分析

1) 使用未经 SRAD 设计的控制律,攻角和侧滑角偏大,尤其是攻角,容易造成折叠翼飞行器飞行过程的不稳定。

2) 使用 SRAD 设计的控制律,对攻角进行了限制,是 SRAD 综合指标的作用结果,它协调了稳定性与性能指标的矛盾,提高了折叠翼飞行器翼面/立尾展开过程的稳定性。同时,攻角限制作用使得下滑过程升力减小,航迹倾角变化加剧,给飞行器的拉平定高带来了困难。仿真中飞行器下滑过程作滚转转弯,且滚转角达到了  $30^\circ$ ,对控制律的鲁棒性提出了更高的要求。仿真结果表明,SRAD 控制律具有足够的鲁棒性。

3) 在风干扰情况下,飞行器产生额外攻角和侧滑角平衡风作用产生的额外气动力和力矩,保证了飞行器的稳定,说明 SRAD 控制律对外界干扰具有较好的鲁棒性。

综上所述,SRAD 飞行控制律对主升力翼面/立尾打开以及拉平定高飞行过程,具有较好的鲁棒稳定性和鲁棒性能。

## 6 结论

本文在建立折叠翼飞行器机载发射段主升力翼面/立尾展开前后六自由度非线性综合模型的基础上,应用随机鲁棒分析和设计方法,基于最优二次型控制算法和遗传算法,优化设计的飞行控制律具有较强的鲁棒性,而且对风干扰具有较强的适应性。所提出的控制律较好地解决了此类折叠翼飞行器在机载发射段由于主升力翼面/立尾展开所引起的气动特性剧烈跳变,及其对飞行控制系统的品质要求高的问题。

### 参考文献(References)

- [1] Christopher I Marrison, Robert F Stengel. Design of robust control systems for a hypersonic aircraft[J]. J of Guidance, Control and Dynamics, 1998, 21(1): 58-64.

(下转第 840 页)

表 1 两种融合算法滤波误差比较

融合算法	$x$ 轴位置均方根误差 / m	$x$ 轴速度均方根误差 / (m/s)	$x$ 轴加速度均方根误差 / (m/s <sup>2</sup> )
基于 IMM-EKF	38.267 3	1.221 9	9.237
基于 IMM-PF	12.287 1	0.892 3	8.965

## 5 结 论

IMM-PF 算法是解决非线性、非高斯条件下跟踪任意机动目标问题的最热门滤波方法之一。本文提出的融合算法将 IMM-PF 应用于分布式多传感器状态估计,各传感器节点采用 IMM-PF 算法进行局部滤波,融合中心采用基于 PF 的分布式融合方法进行全局估计融合。这种融合算法适用于非线性/非高斯的环境。仿真结果验证了本文的融合算法优于通用算法。粒子滤波最大的不足是其计算量很大,将快速粒子滤波技术应用于本文的融合算法将是下一步研究的重点。

## 参考文献(References)

- [1] Li X R, Zhu Y M, Wang J, et al. Optimal linear estimation fusion — Part I: Unified fusion rules [J]. IEEE Trans on Information Theory, 2003, 49 (9): 2192-2208.
- [2] Ya Xue, Morrell Darryl. Target tracking and data fusion using multiple adaptive foveal sensors [C]. The 6th Int Conf of Information Fusion. Fairborn, 2003: 326-333.
- [3] Brehard T, Cadre J P. Distributed target tracking for nonlinear systems: Application to bearings-only tracking [C]. The 7th Int Conf on Information Fusion. Philadelphia, 2005: 77-84.
- [4] Zhu Y M, Li X R. Best linear unbiased estimation fusion [C]. The 2th Int Conf on Information Fusion. Sunnyvale, 1999: 1054-1061.
- [5] Arulampalam M S, Maskell S, Gordon N, et al. A

tutorial on particle filters for online nonlinear/non-Gaussian Bayesian tracking [J]. IEEE Trans on Signal Processing, 2002, 50(2): 174-188.

- [6] Xiong W, He Y, Zhang J. Particle filter method for a centralized multisensor system [J]. Berlin: Springer-Verlag, 2006: 64-69.
- [7] Nguyen T M, Jilkov V P. Comparison of sampling algorithms for multisensor distributed target tracking [C]. The 6th Int Conf on Information Fusion. Queensland, 2003: 114-121.
- [8] Yang N, Tian W, Jin Z. An interacting multiple model particle filter for manoeuvring target location [J]. Measurement Science and Technology, 2006, 17 (6): 1307-1311.
- [9] 邓小龙, 谢剑英, 杨煜普. 基于交互多模型的粒子滤波算法 [J]. 系统仿真学报, 2005, 17(10): 2360-2362. (Deng X L, Xie J Y, Yang Y P. Particle filter based on interacting multiple model [J]. J of System Simulation, 2005, 17(10), 2360-2362.)
- [10] Bugallo M F, Xu Shanshan, Petar M D. Performance comparison of EKF and particle filtering methods for maneuvering targets [J]. Digital Signal Process, 2006, 16(10): 67-78.
- [11] Li X R, Zhang S. Optimal linear estimation fusion — Part IV: Optimality and efficiency of distributed fusion [C]. Int Conf on Information Fusion. Montreal, 2001: 19-26.
- [12] Doucet A, Godsill S, Andrieu C. On sequential monte carlo sampling methods for Bayesian filtering [J]. Statistics and Computing, 2000, 10(3): 197-208.
- [13] Ningzhou Cui, Lang Hong, Layne J R. A comparison of nonlinear filtering approaches with an application to ground target tracking [J]. Signal Processing, 2005, 85(9): 1469-1492.

(上接第 836 页)

- [2] Wolfgang M Schubert, Robert F Stengel. Parallel stochastic robustness synthesis for control system design [C]. Proc of the American Control Conf. Seattle, 1995, 6: 4429-4434.
- [3] Ray L R, Stengel R F. Application of stochastic robustness to aircraft control systems [J]. J of Guidance, Control and Dynamics, 1991, 14 (6): 121-125.
- [4] 吴森堂, 许仁牛. 反舰导弹过载控制的随机鲁棒设计方

法 [J]. 航天控制, 2003, 21(3): 1-6.

- (Wu S T, Xu R N. Stochastic robustness design for overload control of antiship missiles [J]. Aerospace Control, 2003, 21(3): 1-6.)
- [5] 张有济, 关世义, 曹柏桢, 等. 战术导弹飞行力学设计 [M]. 北京: 宇航出版社, 1996: 90-121. (Zhang Y J, Guan S Y, Cao B Z, et al. Design of flight dynamics for a tactical missile [M]. Beijing: Aerospace Press, 1996: 90-121.)