

文章编号: 1001-0920(2012)04-0579-05

基于非线性干扰观测器的 KKV 气动力/直接力复合控制器设计

支 强, 蔡远利

(西安交通大学 电子与信息工程学院, 西安 710049)

摘 要: 针对动能杀伤器独特的弹体特征, 提出一种基于姿控和轨控发动机的气动力/直接力复合控制方案. 该复合控制方案能有效利用弹体自身升力, 使姿、轨控发动机协同作用, 共同提供法向过载. 建立了基于非线性干扰观测器的滑模反演控制方法, 并进行了闭环控制回路的 Lyapunov 稳定性分析. 最后对复合控制方案、非线性干扰观测器和滑模反演控制律进行了仿真实验, 仿真结果表明了所提出的控制方案是可行而有效的.

关键词: 非线性干扰观测器; 滑模反演控制器; 动能杀伤器; 复合控制

中图分类号: TJ761.7

文献标识码: A

Nonlinear disturbance observer based aerodynamic force and direct thrust blended controller design for kinetic kill vehicles

ZHI Qiang, CAI Yuan-li

(School of Electronic & Information Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China. Correspondent: CAI Yuan-li, E-mail: ylicai@mail.xjtu.edu.cn)

Abstract: A blended controller of aerodynamic force and direct thrust is proposed for the characteristic body of kinetic kill vehicles(KKV's). This controller can make full use of the body lift force, which provides the normal acceleration along with the divert motors. A control law based on the nonlinear disturbance observer is proposed. With the Lyapunov theorem, the proposed controller can guarantee the stabilization of the closed-loop system. Some computer simulation examples show the effectiveness and the feasibility of the suggested methods.

Key words: nonlinear disturbance observer; sliding mode backstepping controller; kinetic kill vehicle; blended control

1 引 言

为应对高机动、高速度空袭目标的威胁, 现代防空导弹通常采用气动力/直接力复合控制方案. 与单一气动力控制相比, 采用气动力/直接力复合控制的导弹, 具有更快的响应速度和更高的机动过载, 使导弹的敏捷性、作战空域有了进一步的提高, 可以有效地减小导弹在攻击高空目标时因气动舵效率下降而造成的脱靶量^[1]. 一般的气动力/直接力复合控制通常采用气动舵和侧喷发动机完成弹体的姿态和转向控制, 目前已经取得了一些研究成果. 文献[1]利用动态逆和扩展均值配置(EMA)方法设计了敏捷导弹 SISO 气动力/直接力复合控制器, 其中动态逆方法用来跟踪指令输入, EMA 方法用来保证鲁棒性. 文献[2]则分析了气动力/直接力复合控制导弹大攻角飞行时弹体

稳定及滚动控制、侧喷干扰、非线性制导与控制等关键技术问题.

本文研究没有常规气动操纵机构的动能杀伤器(KKV)的控制器设计问题. 由于基于 KKV 设计的作战空域在大气层高空中的气动效率非常低, 没有普通防空导弹所具有的常规气动操纵机构, 其姿态和转向控制需依靠姿控和轨控发动机完成. 针对这一独特的弹体特征, 设计了基于姿控和轨控发动机的气动力/直接力复合控制方案. 该复合控制方案能充分利用 KKV 弹体自身的升力, 与轨控发动机协同作用, 共同提供法向过载.

当姿控和轨控发动机不工作时, 高速来流流经 KKV 表面时会形成一个稳定的流场. 如果姿控或轨控发动机点火喷出燃气流, 则该燃气流会因二次喷射

收稿日期: 2010-11-01; 修回日期: 2011-03-23.

基金项目: 国家自然科学基金项目(60972146, 60602025).

作者简介: 支强(1983—), 男, 博士生, 从事飞行器控制、制导等研究; 蔡远利(1963—), 男, 教授, 博士生导师, 从事飞行器制导、控制与仿真等研究.

而影响上述流场,致使KKV的压心与压力分布发生变化.同时,由于高速流场的存在,姿控、轨控发动机喷口环境参数与静态时相比发生变化,实际推力的大小会随着来流的密度、速度、攻角、喷流的大小、时间长短和组合形式的变化而发生变化,这就是所谓侧向喷流交互影响问题^[3],另外,在飞行过程中还存在一定的外界干扰.针对上述问题,本文设计了非线性干扰观测器,用以观测系统的不确定性和干扰,通过选择设计参数可以使观测器指数收敛,同时对引入非线性干扰观测器的系统设计滑模反演控制律,使KKV对系统不确定性和外界干扰具有很强的鲁棒性.

2 动能杀伤器(KKV)数学模型

KKV轨控发动机安装在质心处,能够快速响应指令加速度;姿控发动机安装在KKV弹体尾部,主要作用是改变弹体姿态. KKV弹体模型如图1所示,图中 T_{ay} 和 T_{gy} 分别表示姿控和轨控发动机推力.

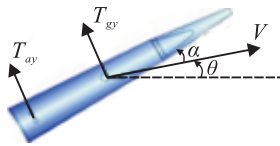


图1 作用在KKV上的轨控和姿控直接力

考虑干扰项的KKV俯仰平面非线性数学模型为

$$\dot{\alpha} = \omega_z + g \cos \theta / V - a_{34} \alpha, \quad (1)$$

$$\dot{\omega}_z = f_1 + g_1 u_{ay} + d_1, \quad (2)$$

$$\dot{\theta} = f_2 + g_2 u_{gy} + d_2. \quad (3)$$

其中: α 、 θ 和 ω_z 分别为攻角、弹道倾角和俯仰角速度; g 为重力加速度; V 为速度; u_{ay} 和 u_{gy} 分别为归一化的姿控和轨控发动机推力; d_1 和 d_2 为由侧喷干扰等因素带来的误差项; f_1 、 g_1 、 f_2 和 g_2 的表达式分别为

$$f_1 = a_{22} \omega_z + a_{24} \alpha, \quad (4)$$

$$g_1 = a_{26}, \quad (5)$$

$$f_2 = a_{34} \alpha - g \cos \theta / V, \quad (6)$$

$$g_2 = a_{37}, \quad (7)$$

a_{22} 、 a_{24} 、 a_{26} 、 a_{34} 和 a_{37} 为相应动力学系数.式(1)和(2)组成了KKV姿态动力学方程,式(3)为转向动力学方程.

3 KKV气动力/直接力复合控制方案

由图1可见,KKV弹体没有常规气动力操纵机构,仅有姿控和轨控发动机.同时,KKV的飞行时间一般为几十秒,远远大于轨控发动机的工作时间,仅依靠轨控发动机来响应指令过载是很不现实的.新的复合控制方案应充分利用弹体自身的升力,当弹体升力不足以满足指令过载时再开启轨控发动机.弹体升力主要由攻角提供,攻角由姿控发动机控制,而传统

的复合控制方案中舵机的角色是由姿控发动机代替的.本文在设计复合控制器时,借鉴了文献[4]中复合控制器的设计思路,并进行了一些改进,得到了适合KKV特点的自动驾驶仪.

KKV自动驾驶仪结构如图2所示,由轨控回路和姿控回路构成,每个回路由控制器、非线性干扰观测器、姿/轨控发动机和弹体等环节组成.导引回路产生的指令法向加速度 a_c^* 作为自动驾驶仪的输入,指令分配环节将其分别转换为轨控回路和姿控回路的指令信号,该环节是气动力/直接力复合控制方案的关键.为正确跟踪姿态/转向指令信号,控制器根据一定的控制算法得到所需要的控制量.非线性干扰观测器用来观测作用在弹体上的干扰,经过增益调整环节,得到为克服干扰所需的控制量,与控制器产生的控制量共同作为姿/轨控发动机的输入信号.

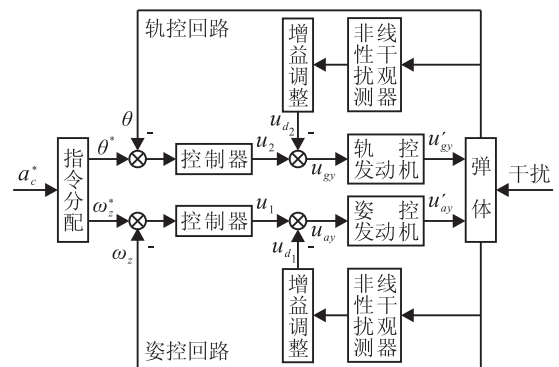


图2 KKV自动驾驶仪结构

指令分配环节将法向指令过载 a_c^* 转换成姿控和轨控回路指令信号 ω_z^* 和 θ^* .姿控回路用来跟踪俯仰角速度指令 ω_z^* ,轨控回路用来跟踪弹道倾角指令 θ^* .上标“*”表示指令信号.下面给出指令分配环节的具体算法.

θ^* 及其一阶和二阶导数的计算方法如下:

$$\dot{\theta}^*(t) = a_c^*(t)/V, \quad (8)$$

$$\ddot{\theta}^*(t) = \dot{a}_c^*(t)/V, \quad (9)$$

$$\theta^*(t) = \int_0^t a_c^*(\tau) d\tau / V. \quad (10)$$

式(8)~(10)将指令加速度转换为期望弹道倾角及其一、二阶导数.由式(3)可见,弹道倾角的一阶导数由攻角和轨控发动机推力共同决定.由于姿控回路的响应速度大于轨控回路的响应速度,在姿态调整完成后,攻角会提供一定的法向过载,之后再决定轨控发动机所需推力.

在计算参考输入 α^* 、 $\dot{\alpha}^*$ 和 ω_z^* 时,假定KKV弹体动力学方程为理想模型,即扰动量 $d_1 = d_2 = 0$.攻角指令 α^* 的表达式为

$$\alpha^* = \begin{cases} (\dot{\theta}^* + g \cos \theta^* / V) / a_{34}, & |\alpha^*| < \alpha_{\max}; \\ \alpha_{\max} \text{sign}(\alpha^*), & |\alpha^*| \geq \alpha_{\max}. \end{cases} \quad (11)$$

其中 α_{\max} 为最大攻角限制. 对式(11)求导, 得

$$\dot{\alpha}^* = \begin{cases} (\ddot{\theta}^* - g\dot{\theta}^* \sin \theta^*/V)/a_{34}, & |\alpha^*| < \alpha_{\max}; \\ 0, & |\alpha^*| \geq \alpha_{\max}. \end{cases} \quad (12)$$

指令俯仰角速度 ω_z^* 信号的计算公式为

$$\omega_z^* = \dot{\alpha}^* + \dot{\theta}^*. \quad (13)$$

在进行姿控回路计算时, 轨控回路的相关变量, 如弹道倾角及其导数可看作常数. 从式(13)可以看到, 若能实现对俯仰角速度 ω_z^* 和弹道倾角 θ^* 的跟踪, 便能实现攻角一阶导数 $\dot{\alpha}^*$ 的跟踪, 从而实现攻角 α^* 的跟踪.

4 非线性干扰观测器设计

下面以姿控回路为例介绍所采用的非线性干扰观测器. 下标 1 和 2 分别表示姿控和轨控回路变量.

采用的非线性干扰观测器具有以下形式^[5-6]:

$$\begin{cases} \dot{\hat{d}}_1 = z_1 + p_1, \\ \dot{z}_1 = -L_1 z_1 + L_1(-p_1 - f_1 - g_1 u_{ay}). \end{cases} \quad (14)$$

其中: \hat{d}_1 为姿控回路干扰量的观测值, z_1 和 p_1 为中间变量, L_1 为观测器增益.

定义非线性干扰观测器的观测误差为

$$\tilde{d}_1 = d_1 - \hat{d}_1. \quad (15)$$

一般没有干扰 d_1 的先验知识, 假设相对于观测器的动态特性, d_1 的变化是缓慢的, 即

$$\dot{d}_1 = 0. \quad (16)$$

观测器误差的动态方程为

$$\begin{aligned} \dot{\tilde{d}}_1 &= \dot{d}_1 - \dot{\hat{d}}_1 = -z_1 - \dot{p}_1 = \\ &L_1 z_1 - L_1(-p_1 - f_1 - g_1 u_{ay}) - \dot{p}_1 = \\ &L_1 \hat{d}_1 + L_1 \dot{\omega}_z - L_1 d_1 - \dot{p}_1 = \\ &-L_1 \tilde{d}_1 + L_1 \dot{\omega}_z - \dot{p}_1. \end{aligned} \quad (17)$$

令 $\dot{p}_1 = L_1 \dot{\omega}_z$, 于是有

$$\dot{\tilde{d}}_1 = -L_1 \tilde{d}_1. \quad (18)$$

由式(18)可见, 通过适当选择 $L_1 > 0$, 可使观测器的观测误差指数趋于零.

选择 L_1 为大于零的常数, 由于 $\dot{p}_1 = L_1 \dot{\omega}_z$, 可得到

$$p_1 = L_1 \omega_z. \quad (19)$$

由式(2)知

$$\dot{\omega}_z = f_1 + g_1(u_{ay} + d_1/g_1), \quad (20)$$

式中 d_1/g_1 表示干扰施加到弹体上的等效作用力. 为克服该干扰力, 令

$$u_{d1} = -\hat{d}_1/g_1, \quad (21)$$

于是得到为克服干扰所需要的控制量. 将非线性干扰观测器的输出送给增益调整模块 $1/g_1$, 便可将观测到

的干扰转化成相应输入通道的控制量.

轨控回路非线性干扰观测器的设计过程与姿控回路类似, 此处直接给出设计结果

$$\begin{cases} \dot{\hat{d}}_2 = z_2 + p_2, \\ \dot{z}_2 = -L_2 z_2 + L_2(-p_2 - f_2 - g_2 u_{gy}), \\ p_2 = L_2 \theta, \\ u_{d2} = -\hat{d}_2/g_2. \end{cases} \quad (22)$$

5 滑模反演控制器设计及稳定性分析

下面以姿控回路为例介绍滑模反演控制器的设计. 采用观测器后, 式(2)可写为

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_z &= f_1 + g_1(u_1 - u_{d1}) + d_1 = \\ &g_1 u_1 + f_1 + \tilde{d}_1. \end{aligned} \quad (23)$$

姿控回路要求能够跟踪指令俯仰角速度. 利用反演法设计姿控回路控制器^[7-8], 令

$$e_1 = \omega_z - \omega_z^*, \quad (24)$$

$$\dot{e}_1 = -k_1 e_1, \quad (25)$$

其中 $k_1 > 0$. 由式(25)可见, 俯仰角速度跟踪误差指数收敛于零.

对式(24)求导, 可得

$$\dot{e}_1 = \dot{\omega}_z - \dot{\omega}_z^* = g_1 u_1 + f_1 + \tilde{d}_1 - \dot{\omega}_z^*. \quad (26)$$

将式(25)代入(26), 得反演控制律

$$u_1 = (-k_1 e_1 - f_1 + \dot{\omega}_z^*)/g_1. \quad (27)$$

为了增强抗干扰能力, 在式(27)确定的反演控制律基础上增加滑模项^[9-11], 得到滑模反演控制律

$$u_1 = \frac{-k_1 e_1 - f_1 + \dot{\omega}_z^* - h_1 s_1 - \hat{\delta}_1 \text{sign}(s_1)}{g_1}. \quad (28)$$

式中各变量的定义如下:

$$s_1 = c_1 e_1, \quad (29)$$

$$\dot{\hat{\delta}}_1 = \gamma_1 |s_1|, \quad (30)$$

$$\tilde{\delta}_1 = \delta_1 - \hat{\delta}_1. \quad (31)$$

式中: $\hat{\delta}_1$ 为参数 δ_1 的估计值; $c_1 > 0$, $h_1 > 0$ 和 $\gamma_1 > 0$ 为设计参数. 在实际应用中, 为减小抖振现象, 将符号函数 $\text{sign}(s_1)$ 用 $s_1/(s_1 + \Delta)$ 代替 (Δ 为很小的正数).

对于由非线性干扰观测器与滑模反演控制器组成的闭环回路, 定义 Lyapunov 函数

$$V = \frac{1}{2} e_1^2 + \frac{1}{2} \tilde{d}_1^2 + \frac{1}{2} s_1^2 + \frac{1}{2\gamma_1} c_1 \tilde{\delta}_1^2. \quad (32)$$

对 V 求导, 得

$$\begin{aligned} \dot{V} &= e_1 \dot{e}_1 + \tilde{d}_1 \dot{\tilde{d}}_1 + s_1 \dot{s}_1 + \frac{c_1 \tilde{\delta}_1 \dot{\tilde{\delta}}_1}{\gamma_1} = \\ &-k_1 e_1^2 - L_1 \tilde{d}_1^2 + s_1 c_1 \dot{e}_1 - \frac{c_1 \tilde{\delta}_1 \dot{\tilde{\delta}}_1}{\gamma_1} = \\ &-k_1 e_1^2 - L_1 \tilde{d}_1^2 + \\ &s_1 c_1 (g_1 u_1 + f_1 + \tilde{d}_1 - \dot{\omega}_z^*) - c_1 \tilde{\delta}_1 |s_1|. \end{aligned} \quad (33)$$

将式(28)代入(33),得

$$\begin{aligned} \dot{V} = & -k_1 e_1^2 - L_1 \tilde{d}_1^2 + s_1 c_1 (\tilde{d}_1 - k_1 e_1 - \\ & h_1 s_1 - \hat{\delta}_1 \text{sign}(s_1)) - c_1 \tilde{\delta}_1 |s_1| = \\ & -k_1 e_1^2 - L_1 \tilde{d}_1^2 + s_1 c_1 \tilde{d}_1 - k_1 c_1^2 e_1^2 - \\ & h_1 c_1 s_1^2 - c_1 \hat{\delta}_1 |s_1| - c_1 \tilde{\delta}_1 |s_1| \leq \\ & -(k_1 + k_1 c_1^2) e_1^2 - L_1 \tilde{d}_1^2 - h_1 c_1 s_1^2 + \\ & c_1 \delta_1 |s_1| - c_1 \hat{\delta}_1 |s_1| - c_1 \tilde{\delta}_1 |s_1| = \\ & -(k_1 + k_1 c_1^2) e_1^2 - L_1 \tilde{d}_1^2 - h_1 c_1 s_1^2. \quad (34) \end{aligned}$$

因为设计参数 k_1, c_1, h_1 和 L_1 均大于零,所以得到 $\dot{V} \leq 0$,可见闭环回路稳定.

轨控回路滑模反演控制器的设计过程与姿控回路类似,此处直接给出设计结果

$$u_2 = \frac{-k_2 e_2 - f_2 + \dot{\theta}^* - h_2 s_2 - \hat{\delta}_2 \text{sign}(s_2)}{g_2}. \quad (35)$$

式中参数的含义与姿控回路类似,此处不再赘述.

6 仿真结果及分析

下面针对式(1)~(3)给出的KKV非线性数学模型,对非线性干扰观测器和滑模反演控制律的性能及气动力/直接力复合控制方案进行仿真验证.

6.1 非线性干扰观测器对跟踪精度的影响

这里以轨控回路为例,考察在阶跃干扰作用下非线性干扰观测器对弹道倾角跟踪精度的影响.仿真结果如图3所示,其中实线、菱形和五角星分别表示指令信号、有干扰观测器和无干扰观测器时的跟踪曲线.

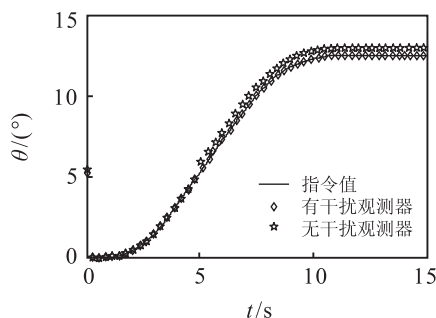


图3 弹道倾角跟踪曲线(阶跃干扰)

图3为在阶跃干扰的作用下有、无非线性干扰观测器时对弹道倾角的跟踪效果.从图3可以看到,没有非线性干扰观测器时对于阶跃干扰不能实现弹道倾角的跟踪,而加上观测器后则始终能精确跟踪指令弹道倾角.可见,所设计的非线性干扰观测器能有效提高跟踪精度,减小干扰带来的误差.

6.2 气动力/直接力复合控制+滑模反演控制律的性能验证

根据KKV典型飞行弹道,选取海拔35 km,速度2600 m/s为特征点,在特征点处考察气动力/直接力

复合控制性能.采用滑模反演控制方法设计控制器,仿真结果如图4和图5所示.其中:图4(a),图4(b)和图4(c)中实线表示指令信号,五角星表示实际信号;图4(d)中实线和点划线分别表示姿控和轨控发动机归一化推力.

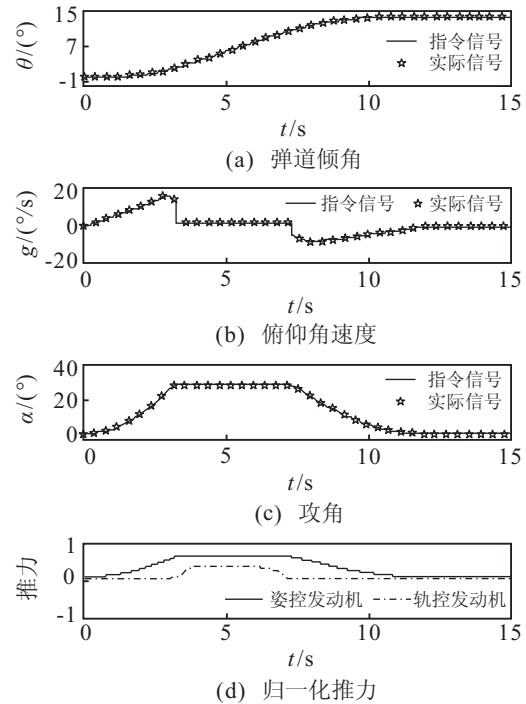


图4 弹道倾角、俯仰角速度、攻角的跟踪性能以及发动机控制输出

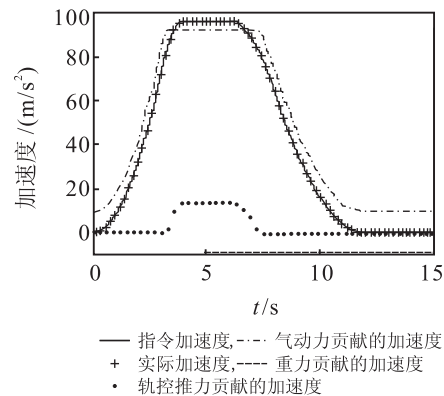


图5 KKV弹体加速度分析

通过对特征点处进行的仿真实验,可以得到如下结论:

1) 从图4和图5可以看到:所设计的控制方案能准确跟踪指令加速度、弹道倾角、俯仰角速度和攻角.

2) 从图4和图5可以看到:初始阶段,指令加速度较小,由攻角单独提供的气动力完全可以实现对指令加速度的跟踪,此时轨控发动机不工作;随着指令加速度的增加,攻角开始出现饱和,靠气动力单独作用已无法满足法向指令过载的要求,轨控发动机开始工作,由轨控推力和气动力共同提供法向过载;随着指令加速度的减小,气动力又可以满足法向过载的要

求, 此时轨控发动机停止工作. 这说明复合控制方案能够充分利用弹体自身升力, 有效协调姿控和轨控发动机的工作.

7 结 论

与传统气动力控制的导弹相比, 采用直接力控制的导弹具有一些新的特点, 从而为控制领域提出了很多新的课题. 针对这些新问题, 本文设计了基于非线性干扰观测器和滑模反演控制律的气动力/直接力复合控制器, 并通过仿真分析了控制器的性能. 仿真结果表明, 该控制器能够有效减小干扰带来的影响, 实现姿控和轨控回路指令信号的准确跟踪, 同时可以使KKV弹体自身升力与轨控发动机协同作用, 共同提供法向过载.

参考文献(References)

- [1] Yong S C, Choi C L, Jae W C. Autopilot design for agile missile with aerodynamic fin and side thruster[C]. SICE Annual Conference. Fukui: IEEE, 2003: 1476-1481.
- [2] Kevin A W, David J B. Agile missile dynamics and control[J]. J of Guidance, Control, and Dynamics, 1998, 21(3): 441-449.
- [3] Roger R P. The aerodynamics of jet thruster control for supersonic/hypersonic endo-interceptors: Lessons learned[C]. The 37th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. Reno: AIAA, 1999: 441-449.
- [4] Shtessel Y, Tournes C, Shcolnikov I. Guidance and autopilot for missiles steered by aerodynamic lift and divert thrusters using second order sliding modes[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf. Colorado: AIAA, 2006: 1-22.
- [5] Chen Wen-hua, Donald J B, Peter J G, et al. A nonlinear disturbance observer for robotic manipulators[J]. IEEE Trans on Industrial Electronics, 2000, 47(4): 932-938.
- [6] Gorman J, Jablokow K W, Cannon D J. Dynamical robust backstepping using a combined sliding modes and high-gain observer approach[C]. The 42nd IEEE Int Conf on Decision and Control. Hawaii: IEEE, 2003: 275-281.
- [7] Steinicke A, Michalka G. Improving transient performance of dynamic inversion missile autopilot by use of backstepping[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf. California: AIAA, 2002: 1-9.
- [8] Glad S T, Harkegard O. Backstepping control of a rigid Body[C]. The 41st IEEE Conf on Decision and Control. Nevada: IEEE, 2002: 3944-3945.
- [9] Xiao B, Hu Q L, Ma G. Adaptive sliding mode backstepping control for attitude tracking of flexible spacecraft under input saturation and singularity[J]. J of Aerospace Engineering, 2010, 224(2): 199-214.
- [10] Gu Wenjin, Zhao Hongchao, Pan Changpeng. Sliding mode control for an aerodynamic missile based on backstepping design[J]. J of Control Theory and Applications, 2005, 3(1): 71-75.
- [11] Koshkouei A J, Zinober A S I, Burnham K J. Adaptive sliding mode backstepping control of nonlinear systems with unmatched uncertainty[J]. Asian J of Control, 2004, 6(4): 447-451.
- [9] 柳顺, 杜树新. 基于数据包络分析的模糊综合评价方法[J]. 模糊系统与数学, 2010, 24(2): 93-98.
(Liu S, Du S X. Fuzzy comprehensive evaluation based on data envelopment analysis[J]. Fuzzy Systems and Mathematics, 2010, 24(2): 93-98.)
- [10] 刑会歌, 王卓甫, 尹红莲. 基于DEA的决策单元排序方法研究[J]. 系统工程与电子技术, 2009, 31(11): 2648-2651.
(Xing H G, Wang Z F, Ying H L. Methods of ranking decision making units based on DEA[J]. Systems Engineering and Electronic, 2009, 31(11): 2648-2651.)
- [11] 王金祥. 基于超效率DEA模型的交叉效率评价方法[J]. 系统工程, 2009, 27(6): 115-118.
(Wang J X. Cross-efficiency evaluation method based on super-efficiency DEA model[J]. Systems Engineering, 2009, 27(6): 115-118.)
- [12] 王洁方, 刘思峰. 基于交叉评价和竞争视野优化的多属性决策方法[J]. 控制与决策, 2009, 24(10): 1495-1503.
(Wang J F, Liu S F. Multi-attribute decision making method based on cross-evaluation and competitive view optimization[J]. Control and Decision, 2009, 24(10): 1495-1503.)
- [13] Sexton T R, Silkman R H, Hogan A J. Data envelopment analysis: Critique and extensions[M]. San Francisco: Jossey Bass, 1986.
- [14] 王洁方, 刘思峰, 刘牧远. 不完全信息下基于交叉评价的灰色关联决策模型[J]. 系统工程理论与实践, 2010, 30(4): 732-737.
(Wang J F, Liu S F, Liu M Y. Grey relational analysis models with incomplete information based on cross-evaluation[J]. Systems Engineering-Theory & Practice, 2010, 30(4): 732-737.)

(上接第578页)