

基于 C^2 连续人工优势函数场的无人作战飞机空战引导算法

朴海音, 王鹤, 庞振岳, 蔡为民
(沈阳飞机设计研究所无人机部, 沈阳 110035)

摘要: 对基于人工优势函数场的无人作战飞机空战引导算法进行研究,为解决现有算法优势函数 C^1 间断及引导指令抖动诱发横航向发散两个问题,提出了采用3次均匀B样条拟合原综合优势函数场的改进算法,拟合后的综合优势函数场具备 C^2 连续特性,通过仿真证实了改进算法的有效性。研究成果对于提升无人作战飞机空战引导能力具有一定的工程应用价值。

关键词: 空战; 无人作战飞机; 引导; 人工势场

中图分类号: V279 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2016)05-0037-05

C^2 Continuous Artificial Potential Field Based Steering Algorithm for UCAVs in Air Combat

PIAO Hai-yin, WANG He, PANG Zhen-yue, CAI Wei-min
(UAV Department, AVIC Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Shenyang 110035, China)

Abstract: To solve the problems of discontinuous superiority function C^1 and steering command jitter triggered lateral divergence in current Artificial Potential Field (APF) based air combat steering algorithm, a new cubic B-spline fitted APF steering algorithm is proposed. The fitted comprehensive dominant function reaches the continuity of C^2 . Simulation result shows the effectiveness of the improved algorithm. The achievements could be applied in practical UCAV steering scheme in future.

Key words: air combat; UCAV; steering; Artificial Potential Field (APF)

0 引言

空战引导是指在空中特定战场态势约束下,根据指挥系统或飞行器载体设备的探测、识别、截获、跟踪信息,以给定的目标,自动将制导武器的飞行器引导到目标区域,逐步形成攻击条件的过程。由于无人作战飞机驾驶员与飞行器远距分离的典型技术特征,其攻击占位、机动决策及接敌均强烈依赖机上自动引导算法。目前求解此类问题的典型策略有微分对策矩阵、神经网络法、 A^* 算法、进化计算等^[1-3]。引导问题是NP难问题,启发式算法的解算收敛时间过长,实战中往往难以满足实时空战的需求。

人工势场法(Artificial Potential Field, APF)最先由KHATIB于1986年提出。在该方法中,态势被表示为一个引力场及斥力场共同作用的势函数场,通过求解

势场的梯度方向来寻求一个拥有连续域函数的最大势位线。当势函数解析时,引导指令可以 $O(1)$ 时间复杂度生成,从而满足机载火控实时解算的需求。前人在人工势场空战引导领域做了大量工作:文献[4]通过建立扩散传导势场实现了多无人机路径规划;文献[5]使用粒子群消除了势场的局部极小值,改善了全局搜索能力。本文在研究空战势场特点的基础上,提出了一种基于3次均匀B样条曲线 C^2 平滑优势函数的空战势场引导算法,解决了原有研究成果在 C^1 间断点处梯度函数无解及引导指令抖动诱发横航向发散两个问题。

1 人工优势函数场算法概述

空战人工势场可基于优势函数构建。常用优势函数为Fumiaki和Harold通过构造角度优势、距离优势、速度优势及能量优势加权求和后形成的综合优势函数^[6]。本文选用文献[6]提出的综合交战平台性能及战场态势的优势函数进行改进。

设 $\varphi(x, y, z)$ 为空战人工势场函数,其中 $x, y, z \in (-\infty, +\infty)$,为作战飞机在大地坐标系下的位置,因

收稿日期:2015-05-08 修回日期:2016-03-20

基金项目:“十二五”预先研究项目(102010xxx)

作者简介:朴海音(1984—),男,朝鲜族,辽宁辽阳人,硕士,工程师,研究方向为无人作战飞机地面站总体设计。

而有

$$\varphi(x, y, z) = k_a S_a(x, y, z) + k_d S_d(x, y, z) + k_v S_v(x, y, z) + k_e S_e(x, y, z) \quad (1)$$

式中, $S_a, k_a, S_d, k_d, S_v, k_v, S_e, k_e$ 分别为角度、距离、速度及能量优势函数场及相应综合优势加权系数。则任意态势下的引导指令 F 可基于 $\varphi(x, y, z)$ 求梯度获得

$$F(x, y, z) = \nabla \varphi(x, y, z) = \frac{\partial \varphi}{\partial x} \mathbf{i} + \frac{\partial \varphi}{\partial y} \mathbf{j} + \frac{\partial \varphi}{\partial z} \mathbf{k} \quad (2)$$

1.1 梯度矢量 C^0 间断问题

取下式构建角度优势函数 $S_a = f(\psi)$ [6]

$$S_a = \begin{cases} 0.3 \left(1 - \frac{|\psi| - \psi_{M, \max}}{\psi_{R, \max} - \psi_{M, \max}} \right) & \psi_{M, \max} \leq |\psi| \leq \psi_{R, \max} \\ 0.8 - \frac{|\psi| - \psi_{M, k, \max}}{2(\psi_{M, \max} - \psi_{M, k, \max})} & \psi_{M, k, \max} \leq |\psi| \leq \psi_{M, \max} \\ 1 - \frac{|\psi|}{5\psi_{M, k, \max}} & 0 \leq |\psi| \leq \psi_{M, k, \max} \\ 0 & |\psi| \geq \psi_{R, \max} \end{cases} \quad (3)$$

式中: ψ 为方位角; $\psi_{R, \max}$ 为雷达视界; $\psi_{M, \max}$ 为导弹最大离轴角; $\psi_{M, k, \max}$ 为不可逃逸圆锥角。其在本机航迹坐标系下的无量纲势场 S_a 如图 1 所示。

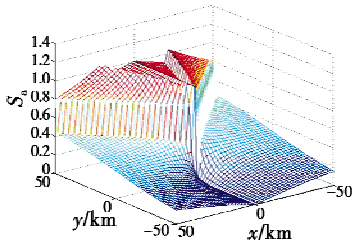


图 1 角度优势在本机航迹系下的势场

Fig. 1 Angular potential field in flight-path coordinate system

考虑到 S_a 为分段函数

$$\lim_{\psi \rightarrow \psi_{M, \max}^-} dS_a/d\psi = -1/(2(\psi_{M, \max} - \psi_{M, k, \max})) \quad (4)$$

$$\lim_{\psi \rightarrow \psi_{M, \max}^+} dS_a/d\psi = -1/(\psi_{M, \max} - \psi_{M, k, \max}) \quad (5)$$

即当 $\psi \geq 0$ 时, $\lim_{\psi \rightarrow \psi_{M, \max}^-} dS_a/d\psi \neq \lim_{\psi \rightarrow \psi_{M, \max}^+} dS_a/d\psi$, 函数 ∇S_a 存在 C^0 类间断点, 如图 2 所示, 角度优势场的梯度函数在 $\psi = \psi_{M, \max}$ 时无可行解, 因而在该区域无法顺利生成引导指令。同理可证该问题在其他优势函数中亦存在。

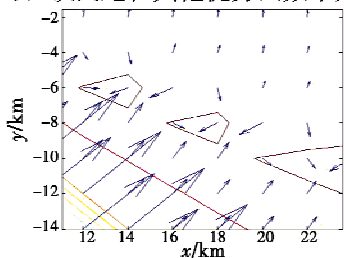


图 2 S_a 在 $\psi = \psi_{M, \max}$ 时梯度函数无解

Fig. 2 S_a 's gradient is undefined when $\psi = \psi_{M, \max}$

1.2 引导指令抖动诱发横航向发散

由 1.1 节知, 在 ψ 从 $0 - \varepsilon$ 旋转至 $0 + \varepsilon$ 过程中, $\varepsilon = \lim_{\psi \rightarrow 0} \psi$, 取 $\psi_{M, \max} = 0.02$, 则 $\lim_{\psi \rightarrow 0^-} dS_a/d\psi = 10$, $\lim_{\psi \rightarrow 0^+} dS_a/d\psi = -10$, 由于梯度函数不连续, 因此角度引导指令发生了跳变。如图 3 所示, 将式(3)定义的势场直接求梯度矢量生成方位角引导指令代入某无人机横航向动力学模型中, 系统将呈现飞行员诱发震荡 (PIO) 模态特征, 最终导致方位角发散。

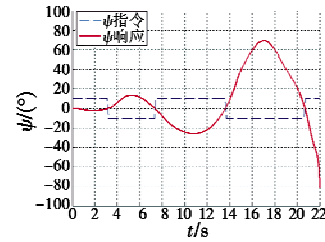


图 3 引导指令抖动诱发横航向发散

Fig. 3 Steering instruction induced lateral divergence

2 C^2 连续优势函数场的构建

2.1 3 次均匀 B 样条拟合优势函数场

为改善分段优势函数在 C^1 间断点处的连续性, 确保梯度函数有解, 同时解决引导指令抖动问题, 本文引入式(6)所述均匀 B 样条曲线对优势函数进行拟合与平滑, 即

$$\overrightarrow{OM_k(t)} = \sum_{i=0}^m R_m^i(t) \overrightarrow{OQ_{k+i}} \quad (6)$$

式中: $Q_0, Q_1, \dots, Q_{n+m-1}$ 为平面或空间的 $n+m$ 个定义点, 该点集决定了曲线的几何性状, 则 B 样条曲线由 n 段弧组成, 第 k 条弧线 $C_k (k \in [0, n-1])$ 是 $t \in [0, 1]$ 时点 $M_k(t)$ 的集合; $R_m^i(t)$ 称为 m 次 Riesenfeld 多项式, 定义为

$$R_m^i(t) = (m+1) \sum_{k=0}^{m-i} (-1)^k \cdot \frac{(t+m-i-k)^m}{k!(m-k+1)!} \quad (7)$$

则任一对弧线 C_k 和 C_{k+1} 在端点 $m-1$ 阶连续 [7], 即 $\forall k \in [0, n-1], \forall j \in [0, m-1]$ 条件下有

$$\frac{d^j}{dt^j} \overrightarrow{OM_k(1)} = \frac{d^j}{dt^j} \overrightarrow{OM_{k+1}(0)} \quad (8)$$

选用合适定义点集合, 采用 3 次 Riesenfeld 多项式构建均匀 B 样条曲线拟合原分段优势函数后, 即可保证优势函数 C^2 连续, 即 $\forall \frac{dS_a}{d\psi}, \forall \frac{d^2 S_a}{d\psi^2}, \psi \in [0, \pi]$ 均存在且连续。

以角度优势函数的 C^2 平滑过程为例, 采用 BP 神经网络拟合算法, 以 $E_{\text{RMSE}} \leq \mu$ (μ 为拟合均方根误差门限) 为拟合目标函数对文献 [6] 所述优势函数进行拟合后, 得到定义点集合

$$Q_a = \left\{ (0,1), (4.99,1), (10.03,0.92), (10.48,0.95), (30.11,0.7), (30.2,0.36), (169.6,0.04), (180,0) \right\}. \quad (9)$$

经3次均匀B样条曲线拟合后的角度优势函数及其在本机航迹坐标系下构建的势场函数如图4所示。

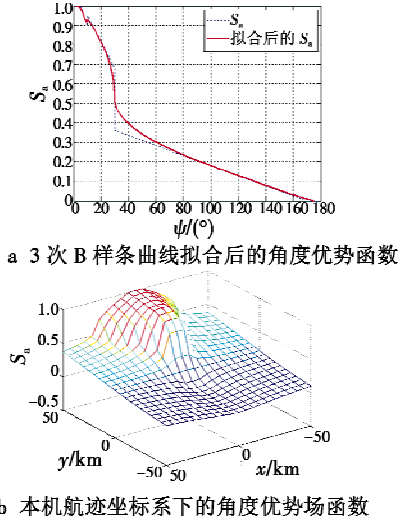


图4 B样条曲线拟合后的角度优势函数

Fig. 4 Angular dominant function fitted by B-spline

拟合后的优势函数具有 C^2 连续性,因此,其梯度矢量始终存在且连续。考虑到在原分段函数间断点处始终有

$$\sum_{i=0}^m \frac{dj^i}{dt^i}(R_m^i)(1) \overrightarrow{OQ_{k+1}} = \sum_{i=0}^m \frac{dj^i}{dt^i}(R_m^i)(0) \overrightarrow{OQ_{k+i+1}} \quad (10)$$

因此在间断点附近生成的角度引导指令亦连续无跳变,从而解决了1.1节、1.2节所述的梯度矢量 C^0 间断及引导指令抖动两个问题。

2.2 时变空战态势场的构造

随着空战态势的变化,须以敌我双方位置、高度、航向、速度等时变参数作为自变量,根据拟合后的B样条函数实时构造当前时刻 t 下的优势函数场,即找到映射函数 f_k ,使

$$T(k_1, k_2, \dots, k_n) \xrightarrow{f_k} S_{\text{fitted}}(\alpha) \quad (11)$$

式中: $T(k_1, k_2, \dots, k_n)$ 为当前空战态势, k_1, k_2, \dots, k_n 为角度、距离、速度等时变态势参量; S_{fitted} 为拟合后的B样条优势函数; α 为优势函数参量。以实时方位角优势函数场的构造为例,假定敌我态势如图5所示。

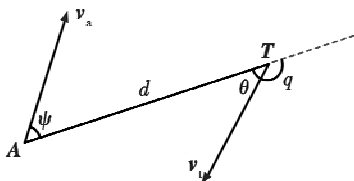


图5 t 时刻的空战态势

Fig. 5 Air combat situation at moment t

图中: O 为大地坐标系原点; $\overrightarrow{OT}, \overrightarrow{OA}$ 分别表示敌机

和我机的位置; v_t, v_a 分别为敌机和我机的速度矢量; ψ 为方位角; q 为目标进入角; θ 为目标航向角。构造映射函数

$$\psi = \arccos\left(\frac{\overrightarrow{OT} - \overrightarrow{OA}}{|\overrightarrow{OT} - \overrightarrow{OA}|} \cdot \frac{v_a}{|v_a|}\right) \quad (12)$$

即可保证存在 f_a 使

$$T(\overrightarrow{OA}, \overrightarrow{OT}, v_a, v_t) \xrightarrow{f_a} S_{\text{fitted}}(\psi) \quad (13)$$

对于进入角优势函数场,映射后将 ψ 代入拟合后的B样条函数,即可求解当前优势函数值。

同理,对于文献[6]提出的进入角、距离、速度优势函数场,可构造映射函数为

$$q = \arccos\left(\frac{\overrightarrow{OT} - \overrightarrow{OA}}{|\overrightarrow{OT} - \overrightarrow{OA}|} \cdot \frac{v_t}{|v_t|}\right) \quad (14)$$

$$d = |\overrightarrow{OT} - \overrightarrow{OA}| \quad (15)$$

$$v_r = \left| \frac{v_a}{v_t} \right| \quad (16)$$

经上述处理,即可得到当前敌我空战态势下的时变空战态势场。

2.3 综合优势函数场合成

综合优势函数场是本机构建的优势函数及敌机构建的势场函数加权叠加^[6],为构建统一的 $\varphi(x, y, z)$,首先构建本机、敌机在航迹坐标系下的全部优势函数场,转换至大地坐标系,即

$$\varphi_g = \begin{bmatrix} \cos \theta_a \cos \psi_a & \cos \theta_a \sin \psi_a & -\sin \theta_a \\ -\sin \psi_a & \cos \psi_a & 0 \\ \sin \theta_a \cos \psi_a & \sin \theta_a \sin \psi_a & \cos \theta_a \end{bmatrix} \cdot \varphi_k \quad (17)$$

式中: φ_g 为大地系下的势场函数点; θ_a 为航迹倾角; ψ_a 为航迹偏角; φ_k 为任意航迹系下的势场函数点。

为后续计算简便,采用下式对叠加后的无量纲综合优势函数场进行归一化,即

$$\varphi_s(x, y, z) = \frac{\varphi_g(x, y, z)}{\sqrt{\max(\varphi_g(x, y, z))^2}} \quad (18)$$

式中, $\varphi_s(x, y, z)$ 为 t 时刻加权叠加角度、距离、速度及能量优势并归一化后得到的综合优势函数场。

3 BTT 指令过载生成

经1节方法处理后,任一时刻 t 处的引导指令可直接通过式(2)求梯度矢量获得。定义梯度矢量为指令过载,即可直接引导无人机进行接敌占位。

为防止梯度矢量生成的法向指令过载超限,采用图6所示BTT方法对人工势场法在线生成的过载指令进行限幅^[8],同时完成横向过载指令及垂向过载指令的分配。

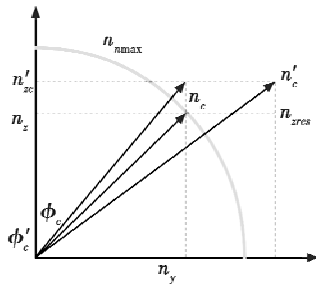


图6 基于BTT的过载指令分配及限幅
Fig. 6 BTT based n_c allocation and limiting

$$n_y = \min \left\{ \frac{n'_c \cdot \tan \phi'_c}{\sqrt{n_{nmax}^2 - \min(n_{zres}, n'_{zc})}} \right\} \quad (19)$$

$$n_z = \min(n_{zres}, n'_{zc}) \quad (20)$$

$$n_c = \sqrt{n_z^2 + n_y^2} \quad (21)$$

$$\phi_c = \arcsin(n_y/n_c) \quad (22)$$

式中: n_{nmax} 为无人机在给定高度、速度条件下的最大定常盘旋过载; n_{zres} 为垂向配平过载门限, 低于此门限, 无人机将随转弯过程下降高度; n'_c, n'_y, n'_z 分别为梯度矢量对应的法向、横向及垂向指令过载; ϕ'_c 为法向梯度矢量对应的滚转指令; ϕ_c, n_c, n_y, n_z 分别为经 BTT 限幅及过载分配后的滚转指令、法向、横向及垂向指令过载。

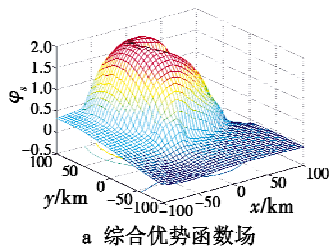
完成法向过载分配后, 再完成前向指令过载限幅, 即

$$n_x = \min \left\{ \begin{array}{l} n_{xmax}(h, v) \\ n'_x \end{array} \right\} \quad (23)$$

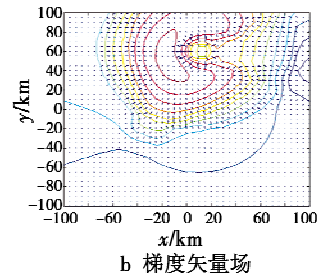
式中: $n_{xmax}(h, v)$ 为基于当前高度、速度条件, 无人机最大前向过载限制; n'_x, n_x 分别为限幅前及限幅后的前向指令过载。

4 算例

假设敌我两机进入水平逃逸追逐空战, t_0 时刻敌机坐标为(10 km, 60 km, 10 km), 初始进入角为 π , 前向空速 850 km/h; 我机坐标为(-40 km, -40 km, 10 km), 初始方位角为 $\pi/2$, 前向空速 900 km/h。敌我两机雷达视界角均为 $\pi/2$, 导弹最大离轴角为 $\pi/4$, 雷达最大搜索距离 80 km, 导弹攻击区内外界分别为 10 km 和 60 km, 不可逃逸区内外界分别为 40 km 和 60 km。初始状态下的无量纲综合优势函数场及梯度矢量场如图 7a、图 7b 所示。



a 综合优势函数场

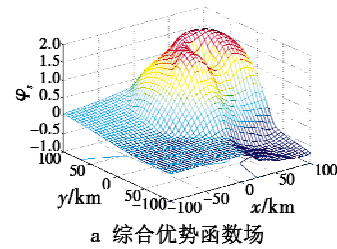


b 梯度矢量场

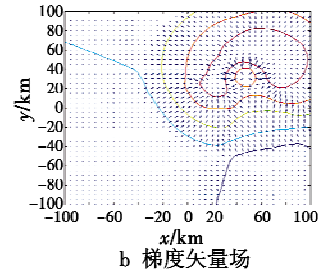
图7 t_0 时刻综合优势函数场和梯度矢量场

Fig. 7 Synthesized potential field and gradient vector field at moment t_0

随空战进程, 敌机按预定轨迹东南向逃逸。在 $t_1 = 240$ 时, 敌机飞抵位置(46.67 km, 33.53 km, 10 km), 进入角 1.86 rad, 引导算法持续驱使我机形成稳定追踪航迹, 仿真结束时刻, 我机被引导至(-2.54 km, 6.23 km, 10 km), 方位角 0.03 rad。该状态下的无量纲综合优势函数场及梯度矢量场如图 8a、图 8b 所示。



a 综合优势函数场



b 梯度矢量场

图8 t_1 时刻综合优势函数场和梯度矢量场

Fig. 8 Synthesized potential field and gradient vector field at moment t_1

由图 7、图 8 所示仿真结论可知, 我机通过 C^2 连续人工优势函数场进行引导, 在引导过程中, 梯度矢量连续无间断, 指令过载平滑无抖动, 算法能够驱使我机锁定优势航向, 达成了最优连续指令引导的设计目标。

5 结束语

本文对基于人工优势函数场的无人作战飞机空战引导算法进行了研究, 提出了采用 3 次均匀 B 样条拟合原综合优势函数场, 拟合后的综合优势函数场具备 C^2 连续特性。仿真结论表明, 改进后的人工优势函数场算法解决了原有算法梯度矢量 C^0 间断及引导指令抖动诱发横航向发散 2 个问题, 算法的实时性能够满

足无人作战飞机引导的在线解算需求。本文的研究成果对于提升无人作战飞机空战引导能力具有一定的工程应用价值。

参考文献

- [1] 陈冰,蔡满意,朱凡,等. 进入角约束下的攻击机空间远距引导研究[J]. 电光与控制, 2010, 17(9): 17-19. (CHEN B, CAI M Y, ZHU F, et al. Study on a 3D long-distance navigation method with entrance angle constraints for attackers[J]. Electronics Optics & Control, 2010, 17(9): 17-19.)
- [2] 张洪波,李国英,丁全心,等. 超视距空战下的态势评估技术研究[J]. 电光与控制, 2010, 17(4): 9-13. (ZHANG H B, LI G Y, DING Q X, et al. Research on situation assessment in BVR air combat [J]. Electronics Optics & Control, 2010, 17(4): 9-13.)
- [3] 付昭旺,于雷,李战武,等. 战斗机隐蔽接敌轨迹优化方法[J]. 国防科技大学学报, 2013, 35(5): 52-58. (FU Z W, YU L, LI Z W, et al. The trajectory optimization method for fighter stealthy approach [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2013, 35(5): 52-58.)
- [4] 包勇,符小卫,高晓光. 势场理论的多无人机协同路径规划方法[J]. 火力与指挥控制, 2012, 37(3): 10-12. (BAO Y, FU X W, GAO X G. A method of cooperative path planning of multiple UAVs on potential field theory [J]. Fire Control & Command Control, 2012, 37(3): 10-12.)
- [5] 张涛,于雷,周忠良,等. 基于人工势场启发粒子群算法的空战机动决策[J]. 电光与控制, 2013, 20(1): 77-82. (ZHANG T, YU L, ZHOU Z L, et al. Decision-making of air combat maneuvering based on APF and PSO [J]. Electronics Optics & Control, 2013, 20(1): 77-82.)
- [6] 高永,向锦武. 超视距多机协同空战目标分配算法[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(3): 286-289. (GAO Y, XIANG J W. Target assignment in BVR air combat [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(3): 286-289.)
- [7] DEMENGELE G, POUGET J P. Mathematics des courbes et des surfaces [M]. Paris: Ellipses Marketing S. A., 1998: 74-141.
- [8] BRINKER J S. Autonomous steering of the Joint Unmanned Combat Air Systems (J-UCAS) X-45A [C]//AIAA 3rd "Unmanned Unlimited" Technical Conference, Chicago, Illinois, 2004. doi:10.2514/6.2004-6575.
- (上接第15页)
- [3] VANDENBERGHE B S L. Convex optimization [M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2004.
- [4] LAURAIN V, GILSON M, TOTH R, et al. Refined instrumental variable methods for identification of LPV BOX Jenkins models [J]. Automatica, 2010, 46(6): 959-967.
- [5] OHLSSON H, LJUNG L. Identification of switched linear regression models using sum of norms regularization [J]. Automatica, 2013, 49(4): 1045-1050.
- [6] VAN MULDER A, SCHOUKENS J, VANBEYLEN L. Identification of systems with localised nonlinearity: from statespace to block-structured models [J]. Automatica, 2013, 49(5): 1392-1396.
- [7] PILLONETTO G, DE NICOLA G. A new kernel based approach for linear system identification [J]. Automatica, 2010, 46(1): 81-93.
- [8] ZEILINGER M N, TONES C N, MORARI M. Real time suboptimal model predictive control using a combination of explicit MPC and online optimization [J]. IEEE Transactions of Automatic Control, 2011, 56(7): 1524-1534.
- [9] PILLONETTO G, DINUZZO F, CHEN T S, et al. Kernel methods in system identification, machine learning and function estimation: a survey [J]. Automatica, 2014, 50(3): 657-682.
- [10] GOETHALS I, PELCKMANS K, SUYKENS J A K, et al. Identification of MIMO Hammerstein models using least squares support vector machines [J]. Automatica, 2005, 41(7): 1263-1272.
- [11] VANDEN HOF P M J, DANKERS A, HEUBERGER P S C, et al. Identification of dynamic models in complex networks with prediction error methods [J]. Automatica, 2013, 49(10): 2994-3006.
- [12] FELLER C, JOHANSEN T A, OLARU S. An improved algorithm for combinatorial multi-parameteric quadratic programming [J]. Automatica, 2013, 49(5): 1370-1376.
- [13] ZEILINGER M N, RAIMONDO D M, DOMAHIDI A, et al. On real time robust model predictive control [J]. Automatica, 2014, 50(3): 683-694.
- [14] BAI E W, LI K, ZHAO W X, et al. Kernel based approaches to local nonlinear nonparametric variable selection [J]. Automatica, 2014, 50(1): 100-113.
- [15] SCHOUKENS M, PINTELON R, ROLAIN Y. Identification of Wiener Hammerstein systems by a nonparametric separation of the best linear approximation [J]. Automatica, 2014, 50(2): 628-634.