一种非线性航迹自适应跟踪控制方法

缪存孝 房建成 盛 蔚

(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对小型无人飞行器航迹跟踪精度和飞行品质问题,提出了一种基于非线性航迹的自适应跟踪控制方法. 应用五阶 B 样条拟合航点,构建非线性期望航迹;建立基于非线性期望航迹 Serret-Frenet 坐标系下的位置和运动航向误差方程;根据误差方程设计渐近稳定收敛的自适应运动航向控制律. 并应用此方法进行了外场飞行实验,实验结果表明自适应航迹跟踪控制方法有效且能保证航迹跟踪精度.

关 键 词: 航迹跟踪; 非线性; 小型无人飞行器; 自适应; B 样条

中图分类号: TP 242.6

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)04-0427-05

Adaptive tracking control method for nonlinear trajectory

Miao Cunxiao Fang Jiancheng Sheng Wei

(School of Instrument Science and Opto-electronics Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: For flight trajectory tracking accuracy and quality problem of small unmanned aerial vehicle (SUAV), an adaptive tracking control method for nonlinear trajectory was proposed. Waypoints were fitted utilizing five-order B-spline to built nonlinear desired trajectory. The location and crossing heading error equations were established within the Serret-Frenet coordinates. The asymptotically stable convergence adaptive crossing heading law was designed based on the error formulations. The flight experimental results show that the proposed adaptive tracking control method are effective and can improve the tracking accuracy.

Key words: trajectory tracking; nonlinear; small unmanned aerial vehicle (SUAV); adaptive control; B-spline

小型无人飞行器(SUAV, Small-scale Unmanned Aerial Vehicle)具有体积小、成本低、重量轻和机动性强等优点,在军事上和民用上得到广泛的应用[1]. 航迹跟踪是小型无人飞行器执行任务的关键,特别对非线性航迹跟踪控制方法的研究,能提高航迹跟踪控制精度和飞行器品质,因此受到了国内外学者的广泛关注.

通常小型无人飞行器用于实现航拍和侦查,只要实现平稳的线性航迹跟踪就能满足要求. 但是在复杂地形飞行和执行特殊任务时,为提高飞行品质,需要实现非线性航迹跟踪. 在执行飞行任务前,通过地面站上传的一组航点进行航迹跟踪. 如果要实现非线性航迹跟踪,首先要对这些航点进行拟合. 对任意航点的拟合中,要求不出现奇异点且简单可靠,工程上一般采取 B 样条拟合方法. 文献[2]对航点进行了 3 次 B 样条拟合,仿真实现了基于 PID(Proportion Integral Differential)的非线性航迹跟踪,但未考虑飞行器的动力学特性和飞行品质. 文献[3]采用五阶 B 样条拟合能使曲线足够光滑,仿真实现了最优航迹规划,但只用在地面机器人上. 目前航迹跟踪方法主要有直线跟踪、弧形跟踪和非线性航迹跟踪. 文献[4]基于最低能量准则和最低机动难度仿真实现多航点反馈 PID 的侧向航迹跟踪. 文献[5]由视觉获得海

收稿日期: 2010-12-16; **网络出版时间**: 2012-04-20 09:15

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120420.0915.006.html

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(60736025,60825305,60905056); 国家基础科研基金资助项目(D2120060013)

作者简介: 缪存孝(1981 -),男,福建寿宁人,博士生,miao_cunxiao@163.com.

岸线航迹,应用 PID 方法实现了航迹跟踪. 但是 PID 航迹跟踪控制方法容易受外界扰动且精度不高. 文献[6－8]实现了基于矢量域的直线和弧形航迹跟踪,并用李亚普诺夫函数证明其稳定性和收敛性,其未分析飞行器动力学特性和除了弧形以外的非线性航迹控制方法. 文献[2]根据 3 次样条拟合的航迹应用改进 PID 方法仿真实现了航迹跟踪,此方法未考虑飞行器特性和外界干扰. 文献[9－10]实现了全局渐近稳定非线性航迹跟踪,达到良好效果,但需要基于地面机器人的动力模型.

小型无人飞行器在飞行过程中,速度、角速率和加速度都是连续变化的,因此需要对这些目标航迹点进行拟合和平滑,以提高航迹跟踪精度和飞行品质.

本文把文献[3]的五阶 B 样条拟合和平滑方法应用于小型无人飞行器航迹设计上. 受文献[9]启发,在进行非线性航迹跟踪时,建立飞行器运动学模型,同时为了保证飞行器航迹跟踪误差的全局渐近稳定,设计了一种运动航向控制律,实现抗常值风干扰的非线性航迹自适应跟踪,保证了航迹跟踪精度.

1 B 样条航点插值拟合

为了得到光滑的航迹曲线,且能在小型无人飞行器中实现计算和存储,通常采用多项式拟合方法. 对相邻点进行多项式拟合时,要求每个多项式边界存在连续可导,光滑程度可以通过选取多项式阶数来确定.

本文采用五阶 B 样条插值方法拟合二维航迹[3],拟合的曲线具有三阶可导,保证了航迹对应期望速度、加速度和角速率的连续性,二维轨迹表达式为

$$\left.\begin{aligned} x(s) &= \sum_{j=0}^{n+4} c_{x_j}\Omega_5\left(\frac{s-s_{j-2}}{D}\right) \\ y(s) &= \sum_{j=0}^{n+4} c_{y_j}\Omega_5\left(\frac{s-s_{j-2}}{D}\right) \end{aligned}\right\} \tag{1}$$

式中,Ω_5 为五阶样条函数;n 为航点个数;s 为航迹参数,其中 $a \leqslant s \leqslant b$;$c_{x_j}$,$c_{y_j}$为控制点;步长 $D = (b-a)/n$.

为了验证五阶 B 样条拟合的有效性,对 21 个航点进行了插值拟合,插值拟合所得曲线如图 1 所示.

对二维航迹曲线进行一至三阶求导,如图 2 所示. 图 2 表明了各阶导数的连续性,为保证航迹跟踪精度和飞行品质奠定基础.

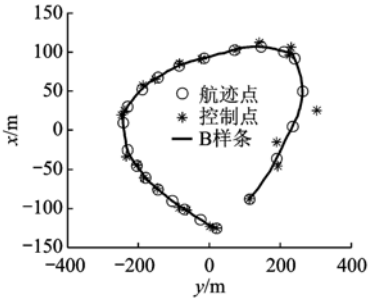


图 1 五阶 B 样条航点拟合曲线

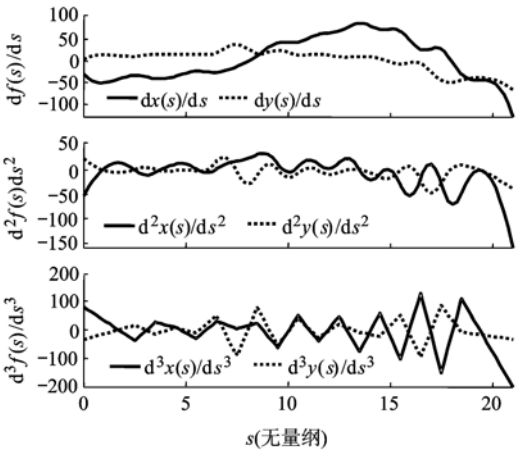


图 2 二维航迹一至三阶导数

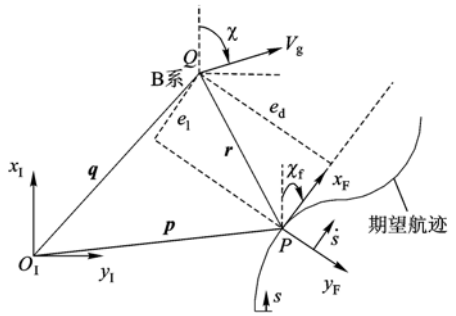
2 航迹误差建模

小型无人飞行器中的导航计算机通过 MIMU(MEMS(Micro-electromechanical Systems) Inertial Measurement Unit)和 GPS(Global Position System)解算出姿态和连续的位置与速度量,通过压力传感器计算相对高度和空速,通过 GPS 测量运动航向. 通常飞行过程保持定高和定空速,使得小型无人飞行器处于安全包线内. 因此本文研究二维平面内的航迹跟踪控制,通过控制目标运动航向,使得系统具有常值风抗干扰特性,运动学方程为[6]

$$\left.\begin{aligned} \dot{x} &= V_a\cos\psi + W_x = V_g\cos\chi \\ \dot{y} &= V_a\sin\psi + W_y = V_g\sin\chi \\ \dot{\chi} &= \alpha(\chi_c - \chi) \end{aligned}\right\} \tag{2}$$

式中,(x,y)为惯性系下的北向和东向位置坐标;χ 为运动航向;ψ 为载体航向;(W_x, W_y)为风场;χ_c 为目标运动航向;V_a 为空速;V_g 为地速;α 为运动航向响应参数. 小型无人飞行器沿着期望航迹飞行,如图 3 所示.

定义飞行器 Q 点在惯性坐标系(I 系)下表示为 $\boldsymbol{q} = [x_i, y_i]^T \in \mathbf{R}$,目标航点 P 在 I 系下表示 $\boldsymbol{p}(s) \in \mathbf{R}$,I 系下的误差矢量 $\boldsymbol{r} = \boldsymbol{q} - \boldsymbol{p}(s)$,Serret-Frenet 坐标系(F 系)下的误差矢量 $\boldsymbol{e}$ 由 e_l 和 e_d 组成,即



B—飞行器载体坐标系;Q—飞行器重心;P—航迹跟踪点;$\boldsymbol{q}$—Q 点到 O_I 点的矢量距离;$\boldsymbol{p}$—P 点到 O_I 点的矢量距离;$\boldsymbol{r}$—Q 点到 P 点的矢量距离;e_l—前向误差;e_d—侧向误差;χ_f—航迹切线方向,与 I 系 x 轴的夹角;$\dot{s}$—P 点航迹移动速度;x_F 轴—F 坐标下 P 点的切线方向.

图 3　Serret-Frenet 坐标系下的航迹跟踪示意图

$$\boldsymbol{e}=\boldsymbol{C}_I^F(\chi_f)[\boldsymbol{q}-\boldsymbol{p}(s)] \tag{3}$$

式中,$\boldsymbol{C}_I^F(\chi_f)$为平面下 I 系和 F 系转换矩阵,即

$$\boldsymbol{C}_I^F(\chi_f)=[\boldsymbol{C}_F^I(\chi_f)]^T=\begin{bmatrix}\cos\chi_f & \sin\chi_f\\ -\sin\chi_f & \cos\chi_f\end{bmatrix} \tag{4}$$

对式(4)求时间导数可得

$$\dot{\boldsymbol{C}}_F^I(\chi_f)=\boldsymbol{C}_F^I(\chi_f)S(\dot{\chi}_f)=\boldsymbol{C}_F^I(\chi_f)\begin{bmatrix}0 & -\dot{\chi}_f\\ \dot{\chi}_f & 0\end{bmatrix} \tag{5}$$

对式(3)求时间导数可得

$$\begin{aligned}\dot{\boldsymbol{e}}&=\dot{\boldsymbol{C}}_I^F(\chi_f)[\boldsymbol{q}-\boldsymbol{p}(s)]+\boldsymbol{C}_I^F(\chi_f)[\dot{\boldsymbol{q}}-\dot{\boldsymbol{p}}(s)]=\\ &\begin{bmatrix}0 & \dot{\chi}_f\\ -\dot{\chi}_f & 0\end{bmatrix}\boldsymbol{C}_I^F(\chi_f)[\boldsymbol{q}-\boldsymbol{p}(s)]+\boldsymbol{C}_I^F(\chi_f)\cdot\\ &\left\{\boldsymbol{C}_B^I(\chi)\begin{bmatrix}V_g\\0\end{bmatrix}-\boldsymbol{C}_F^I(\chi_f)\begin{bmatrix}\dot{s}\\0\end{bmatrix}\right\}=\\ &\begin{bmatrix}0 & \dot{\chi}_f\\ -\dot{\chi}_f & 0\end{bmatrix}\boldsymbol{e}+\boldsymbol{C}_F^I(\chi-\chi_f)\begin{bmatrix}V\\0\end{bmatrix}-\begin{bmatrix}\dot{s}\\0\end{bmatrix}\end{aligned} \tag{6}$$

定义运动航向误差角为 $\tilde{\chi}=\chi-\chi_f$,并对其求导可得

$$\begin{aligned}\dot{\tilde{\chi}}&=\dot{\chi}-\dot{\chi}_f=\alpha(\chi_c-\chi)-\frac{\mathrm{d}\chi_f}{\mathrm{d}s}\frac{\mathrm{d}s}{\mathrm{d}t}=\\ &\alpha(\chi_c-\chi)-\frac{\mathrm{d}\arctan(y'/x')}{\mathrm{d}s}\dot{s}=\\ &\alpha(\chi_c-\chi)-\frac{x'y''-x''y'}{(x'^2+y'^2)^{3/2}}\dot{s}=\\ &\alpha(\chi_c-\chi)-\tau(s)\dot{s}\end{aligned} \tag{7}$$

由式(6)和式(7)可以得到微小无人飞行器在 F 系下的误差方程为

$$\left.\begin{aligned}\dot{e}_l&=[\tau(s)e_d-1]\dot{s}+V_g\cos\tilde{\chi}\\ \dot{e}_d&=-\tau(s)e_l\dot{s}+V_g\sin\tilde{\chi}\\ \dot{\tilde{\chi}}&=\alpha(\chi_c-\chi)-\tau(s)\dot{s}\end{aligned}\right\} \tag{8}$$

因此本文将航迹跟踪问题转化为如何实现式(8)的误差趋向零. 从误差方程可知,只要确定 GPS 的 V_g、(x,y)和χ 信息,计算非线性航迹跟踪点的χ_f,以及计算无人飞行器到跟踪点的 e_l 和 e_d,就可以得到目标运动航向,从而实现了非线性航迹跟踪. 在实际飞行当中,为了简化计算过程,通常取 e_l 为零来确定航迹跟踪点.

3　自适应控制律设计

为了达到非线性航迹跟踪,由式(8)可知,通过设计运动航向控制律χ_c 使得误差趋于零.

根据飞行器到直线的侧向误差,得到期望运动航向角误差[6]为

$$\chi_d(e_d)=-\chi_\infty\frac{2}{\pi}\mathrm{aretan}(ke_d) \tag{9}$$

式中,$\chi_\infty\in(0,\pi/2]$为 e_d 无穷大时的期望航向误差角最大绝对值;$k>0$ 为由 e_d 产生期望航向误差角变化的参数.

当 $e_d\to0$ 时,$\chi_d(e_d)\to0$,且满足对任意 $e_d\in\mathbf{R}$ 有 $-e_d\sin[\chi_d(e_d)]\geqslant0$.

本文根据式(8)的误差方程和式(9)的期望误差角构建李亚普诺夫函数:

$$W=\frac{1}{2\eta}(e_d^2+e_l^2)+\frac{1}{2}[\tilde{\chi}-\chi_d(e_d)]^2 \tag{10}$$

式中,η 为正常系数.

从式(10)可知第 1 项表示飞行器到期望航迹的距离,使距离趋向零;第 2 项表示运动航向误差逼近期望航向误差.

求 W 的时间导数得

$$\begin{aligned}\dot{W}&=\frac{1}{\eta}(\dot{e}_l e_l+\dot{e}_d e_d)+\\ &[\tilde{\chi}-\chi_d(e_d)][\dot{\tilde{\chi}}-\dot{\chi}_d(e_d)]=\\ &\frac{1}{\eta}\{e_l[(\tau(s)e_d-1)\dot{s}+V_g\cos\tilde{\chi}]+\\ &e_d[-\tau(s)e_l\dot{s}+V_g\sin\tilde{\chi}]\}+\\ &[\tilde{\chi}-\chi_d(e_d)]\{\alpha(\chi_c-\chi)-\tau(s)\dot{s}-\chi_d'(e_d)\cdot\\ &[-\tau(s)e_l\dot{s}+V_g\sin\tilde{\chi}]\}\end{aligned}$$

即

$$\begin{aligned}\dot{W}&=\frac{1}{\eta}e_l[V_g\cos\tilde{\chi}-\dot{s}]+\frac{1}{\eta}e_d V_g\sin[\chi_d(e_d)]+\\ &[\tilde{\chi}-\chi_d(e_d)]\left\{\alpha(\chi_c-\chi)-\tau(s)\dot{s}-\chi_d'(e_d)\cdot\right.\\ &[-\tau(s)e_l\dot{s}+V_g\sin\tilde{\chi}]+\\ &\left.\frac{e_d V_g[\sin\tilde{\chi}-\sin(\chi_d(e_d))]}{\eta[\tilde{\chi}-\chi_d(e_d)]}\right\}\end{aligned} \tag{11}$$

因此可设计控制律:

$$\left.\begin{aligned}\chi_c &= k_\chi[\tilde{\chi} - \chi_d(e_d)] + \chi + \frac{1}{\alpha}\tau(s)\dot{s} + \\ &\quad \frac{1}{\alpha}\chi'_d(e_d)[-\tau(s)e_1\dot{s} + V_g\sin\tilde{\chi}] - \\ &\quad \frac{1}{\alpha}\frac{e_d V_g\{\sin\tilde{\chi} - \sin[\chi_d(e_d)]\}}{\eta[\tilde{\chi} - \chi_d(e_d)]} \\ \dot{s} &= k_1 e_1 + V_g\cos(\tilde{\chi})\end{aligned}\right\} \tag{12}$$

式中,k_χ,k_1 为使 $\tilde{\chi}$,e_1 和 e_d 趋于零的正常系数.

把式(12)代入式(11)得

$$\dot{W} = -\frac{k_1}{\eta}e_1^2 + \frac{1}{\eta}e_d V_g\sin[\chi_d(e_d)] - k_\chi[\tilde{\chi} - \chi_d(e_d)]^2 \tag{13}$$

从上式可知,当且仅当 $e_d = e_1 = 0$ 且 $\chi = \chi_f$ 时,$\dot{W} = 0$;其他情况下,$\dot{W} < 0$. 因此由李亚普诺夫稳定性定理可知,$\lim\limits_{t\to\infty} e_d = 0$,$\lim\limits_{t\to\infty} e_1 = 0$,$\lim\limits_{t\to\infty}\tilde{\chi} = \chi_d(e_d)\to 0$. 所以本文设计的控制律全局渐近稳定.

4 飞行实验

为了验证上述方法的有效性,进行了飞行实验,实验用小型无人飞行器平台如图 4 所示,其基本参数如表 1 所示.

表 1 SUAV 基本参数

机长/mm	翼展/mm	弦长/mm	起飞重量/kg	翼载荷/(kg·m^{-2})	速度/(km·h^{-1})	飞行半径/km
2250	3400	430	12.5	9.084	70~120	30

飞行器核心部件自动驾驶仪系统集成 3 轴 MEMS 陀螺、3 轴 MEMS 加速度计、微型气压高度计、微型空速计、微型磁通门和微型 GPS 接收机等多类传感器,采用捷联和卡尔曼滤波算法[11],可以实时获得角速率 w、角速度 a、俯仰角 θ、横滚角 ϕ、(x,y) 和 V_g 信息. 自动驾驶仪以高精度定位定向系统为基准所得的测试精度表 2.

飞行实验时,参数 α 取 0.8,k 取 0.03,χ_∞ 取 $\pi/2$,k_χ 取 0.005,k_1 取 0.5,η 取 2000.

表 2 自动驾驶仪测量精度

θ/(°)	ϕ/(°)	$\lvert(x,y)\rvert$/m	V_g/(m·s^{-1})	χ/(°)	w/((°)·s^{-1})	a/(m·s^{-2})
0.5507	0.4637	2.2985	0.3068	1.65	0.03	10×10^{-3}

1)飞行科目 1. 对 500 m 方形均匀取 23 个点进行五阶 B 样条拟合. 拟合样条插值结果如图 5.

由图 5 可知:飞行航迹和期望航迹基本吻合. 由于在拐弯处期望角速率设置较大和目标横滚角限幅及飞行器翼展较长机动性较差,使得无法达到期望航迹,从而出现超调. 飞行过程中的 ϕ,χ,V_g,θ 和高度 h 如图 6 所示.



图 4 小型无人飞行器和自动驾驶仪

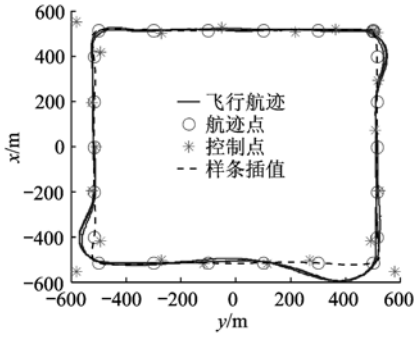


图 5 500 m 方形飞行航迹

图 6 中 ϕ 最大值达到了 60°,加大了纵向控制的难度,所以利用 ϕ 对纵向通道进行补偿以及纵向通道自身的 PID 控制,使得 h 基本保持在 300 m,从而基本消除了纵向和横侧向的耦合关系.χ 在稳态期望航向角 0°,90°,180°和 270°之间切换,实现 χ_c 的有效运行. 由于定空速飞行,不同方向风场不同,以至于 V_g 在每个方向上的大小都不一样.

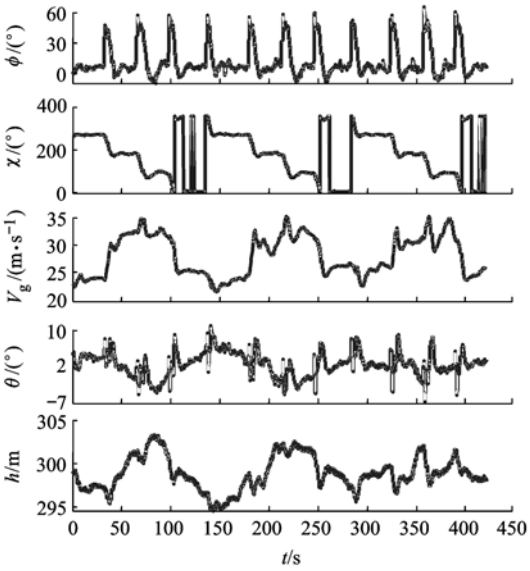


图 6 500 m 方形飞行航迹状态信息

2)飞行科目 2. 对 400 m 圆形均匀取 11 个点进行五阶 B 样条拟合. 拟合样条插值结果如图 7.

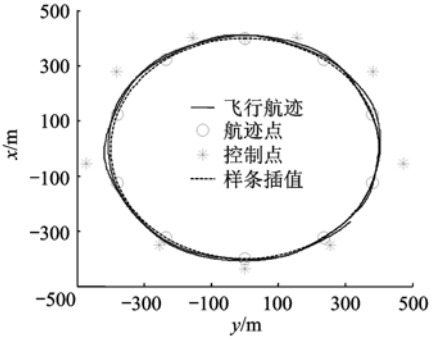


图 7　400 m 圆形飞行航迹

由图 7 可知:飞行航迹与期望航迹基本吻合,但在东北方向受到较强测风扰动,使得出现超调现象. 飞行过程中的 ϕ,χ,V_g,θ 和 h 如图 8 所示.

图 8 中 ϕ 根据风场和 V_g 做适当的调整,以及纵向通道利用 ϕ 进行补偿以及自身的 PID 控制,使得 h 基本保持在 300 m,从而基本消除了纵向和横侧向的耦合关系.χ 均匀变化,实现 χ_c 的有效运行. 由于定空速飞行,不同方向风场不同,以至于 V_g,θ 和 h 成周期性变化.

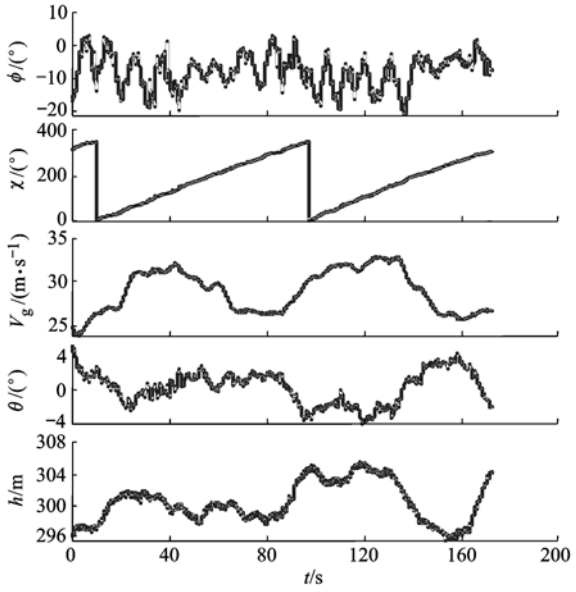


图 8　400 m 圆形飞行航迹状态信息

3 圈的 500 m 方形和 2 圈的 400 m 圆形飞行航迹说明了本方法具有良好的重复性和自适应性,因此飞行实验结果可以验证本文提出自适应非线性航迹跟踪控制方法的有效性.

5　结 束 语

本文通过任意设定的航点组设计了一条光滑的非线性期望航迹,并建立了位置和运动航向误差方程. 根据此误差方程设计了一种自适应运动航向控制律,实现了风场扰动下高精度的非线性航迹跟踪控制. 同时证明了此控制律的稳定性和收敛性,通过小型无人飞行器的场外飞行实验,验证了此方法的有效性和实用性.

参考文献（References）

[1] Chao Haiyang, Luo Ying, Di Long, et al. Roll-channel fractional order controller design for a small fixed-wing unmanned aerial vehicle[J]. Control Engineering Practice, 2010, 18: 761 – 772

[2] Rhee I, Park S, Ryoo C K. A tight path following algorithm of an UAS based on PID control[C]//SICE Annual Conference 2010. Taipei, Taiwan: SICE, 2010: 1270 – 1273

[3] Gasparetto A, Zanotto V. A new method for smooth trajectory planning of robot manipulators[J]. Mechanism and Machine Theory, 2007, 42: 455 – 471

[4] Zhu Rong, Sun Dong, Zhou Zhaoying. Integrated design of trajectory planning and control for micro air vehicle[J]. Mechatronics, 2007, 17: 245 – 253

[5] Baker P, Kamgar-Parsi B. Using shorelines for autonomous air vehicle guidance[J]. Computer Vision and Image Understanding, 2010, 114: 723 – 729

[6] Nelson D R, Barber B D, McLain T W, et al. Vector field path following for miniature air vehicles[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2007, 23(3): 519 – 529

[7] 雷旭升, 陶冶. 小型无人飞行器风场扰动自适应控制方法[J]. 航空学报, 2010, 31(6): 1171 – 1176
Lei Xusheng, Tao Ye. Adaptive control for small unmanned aerial vehicle under wind disturbance[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(6): 1171 – 1176(in Chinese)

[8] Lawrence D A, Frew E W, Pisano W J. Lyapunov vector fields for autonomous UAV flight control[R]. AIAA-2007-6317, 2007

[9] Lapierre L, Soetanto D. Nonlinear path-following control of an AUV[J]. Ocean Engineering, 2007, 34: 1734 – 1744

[10] Gao Jian, Yan Weisheng, Zhao Ningning, et al. Global path following control for unmanned underwater vehicles[C]//Proceedings of the 29th Chinese Control Conference. Beijing, China: IEEE, 2010: 3188 – 3192

[11] 曹娟娟, 房建成, 盛蔚, 等. 低成本多传感器组合导航系统在小型无人机自主飞行中的研究和应用[J]. 航空学报, 2009, 30(10): 1923 – 1929
Cao Juanjuan, Fang Jiancheng, Sheng Wei, et al. Study and application of low-cost multi-sensor integrated navigation for small UAV autonomous flight[J]. Acta Aeronautica et Astro nautica Sinica, 2009, 20(10): 1923 – 1929(in Chinese)

(编　辑:刘登敏)