DOI: 10.7641/CTA.2014.40283

无人机无动力滑行横向自适应非线性制导律设计

黄得刚1[†], 章卫国¹, 张秀林²

(1. 西北工业大学 自动化学院, 陕西 西安 710129; 2. 沈阳飞机设计研究所, 辽宁 沈阳 110035)

摘要: 当无人机失去推力后, 可将其视为滑翔机. 在这种情况下, 长周期模态起主导作用, 这使得无人机调整飞行 速度达到稳定状态的时间变长, 从而导致横纵向制导之间相互存在较为明显的影响. 更重要的是无动力情况下, 无 人机对风扰动变得更加敏感. 针对这一特殊状态, 如何使无人机跟踪某条给定的下降螺旋线, 本文提出了一种横向 自适应非线性制导方法. 该方法首先利用几何关系推导出横向制导律; 其次将其转化为一个二阶粘性阻尼振荡系 统, 而该系统的特性与其自然频率有关; 然后为改善制导系统的收敛时间以及抗干扰能力, 设计了一种制导律的自 适应方案; 最后将所提出的方法用于无人机失去推力后螺线下降的横向路径跟踪过程. 仿真结果表明, 与非自适应 制导方法相比, 无论有或无常值风扰动, 所提出的方法均可提高系统的跟踪精度.

关键词:无动力;自适应;非线性制导;粘滞阻尼震荡;Hebb学习法则

中图分类号: V448.131 文献标识码: A

Design of the lateral adaptive nonlinear guidance law for unpowered unmanned aerial vehicle gliding

HUANG De-gang^{1†}, ZHANG Wei-guo¹, ZHANG Xiu-lin²

School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an Shaanxi 710129, China;
 Shenyang Aircraft Design Institute, Shenyang Liaoning 110035, China)

Abstract: Unmanned aerial vehicle (UAV) is regarded as a glider when it loses its power. Because the phugoid mode plays a major role, it makes the regulating time to the steady state become longer. That will cause the obvious influence between the longitudinal and lateral guidance. The more important is that UAV without power is more sensitive to the wind. This paper presents a method of the lateral adaptive nonlinear guidance to track a given falling spiral. First the guidance law is obtained by the geometric relationship. Then the guidance law is transformed to a two-order viscous system with damp and oscillation, while the characteristic of this system is related to the system's natural frequency. The authors design an adaptive scheme for the guidance laws in order to improve the convergence time of the system and its anti-wind ability. Finally the presented method is used to track the falling spiral when the UAV loses the thrust. The simulation results show that, compared with other non-adaptive method, the proposed method improves the tracking accuracy of the system, no matter whatever there is the constant wind disturbance or not.

Key words: unpowered; adaptive; nonlinear guidance; viscous damped oscillations; Hebb learning law

1 引言(Introduction)

在飞行过程中,无论是有人飞机还是无人机都会 遇到故障,例如操纵面卡死、传感器失效、发动机停车 等等.操纵面卡死时,可以采用控制重构技术,通过飞 行器的动力学关系对每个操纵面的控制指令进行重 新分配,使得飞机仍然可以安全飞行:传感器失效时, 可以采用数据重构技术,依据飞机状态变量之间的解 析关系,将失效信号进行重构,仍然能够得到较为准 确的测量信号.相比于这两种故障,发动机停车故障 更加难以处理,一旦发动机停车,飞机唯一能做的就 是迫降,而且不能复飞^[1].最理想的情况是发动机故 障发生时,飞机位于机场附近,同时飞机故障后的所 有状态均满足紧急着陆条件,如果控制的好,那么飞 机就可以安全着陆,否则就需要在迫降范围内寻找一 个合适的着陆点进行迫降,如果这种迫降环境中存在 障碍,例如电线、树或者建筑等等,还需要考虑飞机迫 降时如何避免与这些障碍发生碰撞,如果处理不好迫 降过程可能发生的情况,就会发生航空事故^[2].

近年来,国外一些科研机构已经注意到飞机迫降 过程自动化的重要性,并且取得了一些的研究成果, 如美国密歇根州立大学^[3],澳大利亚昆士兰科技大学 航空航天研究中心^[2,4-6].由于作者在研究迫降的路径

收稿日期: 2014-04-06; 录用日期: 2014-06-30.

[†]通信作者. E-mail: hdg0216@163.com; Tel.: +86 029-88431398.

基金项目:国家自然科学基金资助项目(61374032).

规划系统时采用Dubins路径规划方法,而Dubins路径 由直线和圆弧组成,故本文主要研究无人机无动力情 况下跟踪螺线下降过程的横向制导问题,直线下滑的 制导问题在本文中不做体现.

所谓制导,就是在给定合适的路径之后,飞机按照 某种规律收敛到给定路径的过程^[7].航迹点跟踪是一 种常规的路径跟踪方法,该方法在给定的路径上选取 一系列航迹点,飞行器在这些航迹点上飞过,这样就 可以近似跟踪一条给定的路径^[8]. 然而, 航迹点跟踪 方法仅仅是一种近似,随着跟踪曲线曲率的增加,这 种近似误差会逐渐增大,另外在给定路径的情况下, 航迹点不能够为飞行器的控制系统提供路径曲率的 完整信息,而且当噪声和不确定性存在时,这种开环 方法可能会导致飞机位置上的误差增大. Shehab和 Rodrigues研究了一种基于Lyapunov分段仿射控制律 的路径跟踪算法^[9]: R. Ghabcheloo等研究了地面机器 人编队行走的路径跟踪算法[10],但是这些方法都是将 时间作为路径函数的自变量,而当机器人的初始位置 远离期望路径时,这些方法的跟踪效果不理想[11].向 量场的方法是另外一种路径跟踪算法,向量场路径跟 踪算法在期望路径周围构建一个导引飞机想期望路 径靠近的向量场,该方法在鲁棒性方面是显著的,可 以保证飞机渐近收敛到期望的路径,并且跟踪误差为 零. 但是从实际应用的角度出发, 该方法的在线计算 量大,不适合实时的应用[12].无人机的制导方法,很 多来自巡航导弹制导方法的改进,这是由于在导弹的 研究与应用领域中,制导方法最为成熟,而且制导精 度高. Sanghyuk Park提出了一种简单实用的制导方 法,类似于导弹的比例导航制导方法,该方法简单实 用,而且该方法在有动力的飞机上得到了实际飞行验 证[13],虽然该方法在有动力飞机的制导中较为有效, 但是针对飞机无动力滑翔这一特殊情况,该方法的效 果并非十分理想,这是因为在该制导律的设计中,飞 机到期望轨迹的参考点距离是固定的,这样横向制导 律的输出完全由滑翔的速度来决定,这使得纵向速度 的变化对横向制导会产生影响,降低横向的制导精度. Pau提出了一种自适应的制导策略^[14],该制导策略在 距离给定路径较远时会产生较大的侧向加速度,而距 离较近时产生较小的加速度,这样加速了制导算法的 收敛时间,但是该方法设计过程复杂,计算量大,对于 实时性要求高的无动力滑翔状态来说并不适用,这是 因为如果路径规划系统产生了安全返回的路径,如果 在制导系统中产生了较大延时,会对飞机的无动力安 全着陆带来不利的影响.从控制的角度讲,为了让飞 机平稳返回机场,纵向需要控制滑翔速度,横向需要 控制倾斜角和侧滑角来调整航向,从制导的角度讲, 纵向制导律输出需要跟踪的理想滑行速度,而该速度 恰是横向制导指令的输入,当滑翔速度出现扰动时,

会立刻影响到横向制导的跟踪精度,从而降低了整个 制导系统的跟踪精度,同时阵风对无动力无人机的影 响十分显著,所以为了提高无动力滑行的制动精度, 本文基于自适应的思想,提出了一种跟踪下滑螺线的 自适应非线性制导方法,并将该方法用于无人机无动 力螺线下滑的制导过程,仿真结果表明,分别在有无 常值风扰动的情况下,相比于有动力的制导方法^[13], 本文提出的方法均提高了系统的跟踪精度.

由于发动机故障和天气灾害是航空事故的主要因素^[15],本文研究的前提假设为发动机失效故障,操纵 面偏转正常,在此基础上设计无动力滑翔的制导律. 本文的框架为;第2节给出横向圆弧非线性制导算法 推导;第3节给出制导律的稳定性证明;第4节给出自 适应方法;第5节给出基于Simulink的制导与控制系 统的仿真实验结果;第6节对全文做总结.

2 横向非线性制导律的设计(Design of the lateral nonlinear guidance law)

如图1所示,当飞机跟踪一条给定曲线路径时,需 要在该路径上选取一个参考点 P_{ref} ,然后向该参考点 做半径为R的圆弧靠近, L_1 为飞机当前位置到参考点 之间的距离, η 为飞机当前位置和参考点之间的直线 与空速V的夹角,该角度用于计算需要产生的横向加 速度 a_{send} ,即

$$a_{s_{\rm cmd}} = \frac{2V^2}{L_1} \sin \eta. \tag{1}$$



图 1 几何制导逻辑 Fig. 1 The geometry guidance logic

图2为圆弧制导的几何逻辑,根据几何关系可得

$$\alpha_1 = \arctan(\frac{x_0 - x_{\rm E}}{y_0 - y_{\rm N}}),\tag{2}$$

$$\alpha_2 = \arctan \frac{V_{\rm E}}{V_{\rm N}},\tag{3}$$

其中
$$V_{\rm N}$$
和 $V_{\rm E}$ 是空速 V 在 $x - y$ 平面的分速度.

$$\eta_2 = \frac{1}{2}\pi - |\alpha_1| - |\alpha_2|, \qquad (4)$$

$$\dot{\alpha} = V \sin \eta_2, \tag{5}$$

η3用式(6)估计

$$\sin\eta_3 \approx \frac{L_1}{2B},\tag{6}$$

从而有

$$c \equiv \cos \eta_3 \approx \sqrt{1 - \left(\frac{L_1}{2R}\right)^2}.$$
 (7)



图 2 圆弧几何制导逻辑

Fig. 2 The arc geometric guidance logic

飞机当前位置到期望轨迹的距离为

$$d = r - R, \tag{8}$$

式中: r为飞机到期望圆弧圆心的距离,已知被跟踪圆弧的圆心,而飞机当前的位置也是已知的,从而可以计算得到r的值, R是期望跟踪的圆弧半径.又知

$$\eta_1 = \frac{d}{L_1} \cos \eta_3,\tag{9}$$

从而可得

$$\eta = \eta_1 + \eta_2 + \eta_3, \tag{10}$$

假设

$$\eta_1 \approx 0, \ \eta_2 \approx 0, \ |\eta_3| \gg 0, \tag{11}$$

则有

$$a_{s_{\rm cmd}} = \frac{2V^2}{L_1} \sin \eta = \frac{2V^2}{L_1} \sin(\eta_1 + \eta_2 + \eta_3) = \frac{2V^2}{L_1} \left(\sin(\eta_1 + \eta_2) \cos \eta_3 + \cos(\eta_1 + \eta_2) \sin \eta_3 \right).$$
(12)

将式(5)-(7), 式(9)代入式(12)得横向加速度指令为
$$a_{s_{\rm cmd}} = \frac{2V^2}{L_1} \sin \eta = \frac{2V^2 c^2}{L_1^2} d + \frac{2V c}{L_1} \dot{d} + \frac{V^2}{R}.$$
 (13)

当得到横向加速度指令信号之后,需要将其转换为期 望的滚转角指令,为了计算简化,本研究中假设飞行 器保持足够的升力来平衡重力,即存在倾斜角φ.这样 有

$$\begin{cases} L\cos\phi = W = mg, \\ L\sin\phi = ma_{s_{\rm cmd}}, \\ \phi_{\rm cmd} = \arctan\frac{a_{s_{\rm cmd}}}{g}, \end{cases}$$
(14)

其中: W为飞机重量, m为飞机质量, g为重力加速度, L为升力, a_{semd} 为加速度指令信号. 在实际的应用中, 飞机无动力滑翔时不能克服重力, 但是可以保持以勾 速垂直速度*h*下降, 在迫降问题中, 这是一个固有的限制.

3 横向制导律的稳定性证明(The stability proof of the lateral guidance law)

由式(13)知

$$\frac{2V^2c^2}{L_1^2}d + \frac{2Vc}{L_1}\dot{d} + \left(\frac{V^2}{R} - a_{s_{\rm cmd}}\right) = 0, \qquad (15)$$

又知

$$\ddot{d} \approx \frac{V^2}{R} - a_{s_{\rm cmd}},\tag{16}$$

由式(15)和式(16)可得到

$$\frac{2V^2c^2}{L_1^2}d + \frac{2Vc}{L_1}\dot{d} + \ddot{d} = 0.$$
 (17)

易知式(17)是一个粘性阻尼振动系统,即

$$\ddot{d} + 2\zeta\omega_{\rm n}\dot{d} + \omega_{\rm n}^2 d = 0, \qquad (18)$$

其中
$$\zeta = \sqrt{2/2}, \omega_{n} = \sqrt{2Vc/L_{1}}.$$

令 $X = \begin{bmatrix} \dot{d} \\ d \end{bmatrix},$ 则系统(18)转化为
 $\dot{X} = AX, A = \begin{bmatrix} -M^{-1}D & -M^{-1}K \\ I & 0 \end{bmatrix},$ (19)

其中 $M = 1, D = 2\zeta\omega_n, K = \omega_n^2$. 当且仅当系统(19) 渐近稳定时, 系统(18)渐近稳定.

引理1 设A, E, F均为n阶实方阵, $C \in \mathbb{R}^{m \times n}$, 且

则系统 $\dot{X} = AX$ 渐近稳定.

证 根据Lyapunov定理和引理1条件4)可知, 找到 一个对称正定矩阵*P*满足下述Lyapunov矩阵方程

$$A^{\mathrm{T}}P + PA = -C^{\mathrm{T}}C.$$
 (20)

根据引理1条件3), 选取 $P = E^{-1}$. 再利用条件2)和3) 可得

$$A^{\mathrm{T}}P + PA = F^{\mathrm{T}} + F = -C^{\mathrm{T}}C, \qquad (21)$$

即 $P = E^{-1}$ 为所寻的满足Lyapunov矩阵方程(20)的 对称正定矩阵,此时系统 $\dot{X} = AX$ 渐近稳定.

定理1 二阶动力学系统(18)渐近稳定的充分条件是

$$M > 0, D^{\mathrm{T}} + D > 0, K > 0.$$
 (22)

证 对于系统(19)有

$$A = EF, \ E = \begin{bmatrix} -M^{-1} & 0\\ 0 & K^{-1} \end{bmatrix}, \ F = \begin{bmatrix} -D & -M\\ K & 0 \end{bmatrix}.$$
(23)

由条件(22)知E > 0, 且存在n阶可逆矩阵T, 使得

$$D^{\mathrm{T}} + D = T^{\mathrm{T}}T.$$
 (24)

如果令

$$C = \begin{bmatrix} T & 0 \end{bmatrix},\tag{25}$$

则有

$$F^{\mathrm{T}} + F = -C^{\mathrm{T}}C. \tag{26}$$

从而对于系统(19)而言,引理1中的条件1)-3)均成立, 为了说明系统(19)的渐近稳定性,只需证明引理1中的 条件4)成立即可.

Ŷ

$$\begin{bmatrix} sI - A \\ C \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} sI - A & M^{-1}K \\ I & sI \\ T & 0 \end{bmatrix}, \quad (27)$$

由于矩阵T为可逆,则

$$\operatorname{rank} \begin{bmatrix} sI - A \\ C \end{bmatrix} = \operatorname{rank} \begin{bmatrix} sI - A & M^{-1}K \\ I & sI \\ T & 0 \end{bmatrix} = \operatorname{rank} \begin{bmatrix} 0 & M^{-1}K \\ 0 & sI \\ I & 0 \end{bmatrix}. \quad (28)$$

再由M⁻¹K可逆可得

$$\operatorname{rank} \begin{bmatrix} sI - A \\ C \end{bmatrix} = \operatorname{rank} \begin{bmatrix} 0 & I \\ 0 & sI \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (29)$$

故由线性系统的PBH判据知, (A, C)能观, 定理证毕.

将*M*, *D*, *K*的值代入定理条件, 很容易发现该制导系统满足条件(22), 从而系统(19)渐近稳定, 亦即系统(18)渐近稳定.

4 横向制导律的自适应方法(The adaptive method of the lateral guidance law)

由 $0 < \zeta < 1$ 知,该制导系统(17)具有欠阻尼特性, 由衰减系数公式

$$\sigma = \zeta \omega_{\rm n},\tag{30}$$

知, 当 ζ 固定时, 选择合适的自然频率 ω_n , 可以改善该 制导律的衰减时间. 希望无人机根据到给定路径的距 离自动调整参数 L_1 来加速收敛速度, 同时具备抗阵风 扰动的能力, 由式(15)可知, 只调整参数 L_1 就可以调 整制导律的自然频率, 也就可以调整横向加速度震荡 的衰减速率, 为了对参数 L_1 进行优化, 本文设计了如 下自适应方法.

假设距离参数L1满足下式

$$L_1 = K_{\rm P}d + K_{\rm D}\dot{d} + K_{\rm I}d\triangle t, \qquad (31)$$

其中: $\triangle t$ 为时间间隔, $K_{\rm P}$, $K_{\rm D}$ 和 $K_{\rm I}$ 为自适应调整参数, 为了使得式(18)的通解

$$d(t) = e^{-\zeta \omega_{n} t} \left(d_{0} \cos \sqrt{1 - \zeta^{2}} \omega_{n} t + \frac{\dot{d}_{0} + \zeta \omega_{n} d_{0}}{\sqrt{1 - \zeta^{2}}} \sin \sqrt{1 - \zeta^{2}} \omega_{n} t \right), \qquad (32)$$

快速收敛到零,其中 d_0 和 \dot{d}_0 分别为d和 \dot{d} 的初值,设计 如图3所示的自适应结构.



图 3 自适应结构图 Fig. 3 The adaptive structure diagram

结构图中的学习法则采用改进的有监督Hebb学习 算法,这样优化参数*L*₁的迭代算法如下^[16–17]:

$$L_1(k) = L_1(k-1) + K \sum_{i=1}^{3} w_i(k) x_i(k), \quad (33a)$$

$$w_i(k) = \frac{w_j(k)}{\sum_{j=1}^{3} |w_j(k)|},$$
(33b)

$$w_1(k) = w_1(k-1) + \eta_1 e(k) L_1(k) (2e(k) - e(k-1)), \quad (33c)$$

$$w_2(k) = w_2(k-1) +$$

$$\eta_{\rm P} e(k) L_1(k) (2e(k) - e(k-1)),$$
 (33d)

$$w_{3}(k) = w_{3}(k-1) + \eta_{D}e(k)L_{1}(k)(2e(k) - e(k-1)), \quad (33e)$$

其中: $\eta_{I}, \eta_{P}, \eta_{D}$ 分别为积分、比例、微分的学习速率, *K*为神经元的比例系数, *K* > 0, *w*为神经元的连接权 值, *e*为期望输入和实际输出之间的误差.

5 数字仿真(Digital simulation)

本文采用MATLAB2010a下的Simulink环境来对 无人机无动力下滑过程进行仿真.根据配平结果给出 期望跟踪的螺旋线轨迹,然后利用制导与控制系统验 证本文提出的自适应制导律的有效性,同时采用到给 定路径的平均偏移距离作为衡量该制导与控制系统 的性能指标,该性能指标形式如下

MSE =
$$\sqrt{\frac{1}{n} \sum_{k=1}^{n} (d - d_{\text{cmd}})^2}$$
, (34)

其中d-d_{cmd}为飞机到给定路径的偏移距离.

本文仿真时间设定为300 s, 初始位置设定为x = 0 m, y = 2000 m, z = 3000 m, 速度为38 m/s, 3维螺旋线跟踪图解如图4所示, 蓝色螺旋实线是给定的期望路径, 绿色螺旋虚线为实际飞行的路径.





5.1 无常值风扰动仿真结果(The simulation results without constant wind turbulence)

非自适应和自适应制导律的跟踪结果及其相应的 跟踪误差结果分别如图5-8所示.实验结果表明,无 人机无动力滑翔时可以跟踪圆弧轨迹,跟踪误差逐渐 收敛,由于无动力情况下,长周期模态飞行速度起主 导作用,而飞行速度的改变需要利用重力调整航迹角 来实现,这就使得飞机无动力状态下,跟踪误差的收 敛远不及有动力情况下跟踪误差的收敛速度,这是飞 机无动力滑翔中独有的特点,也是设计制导律时需要 解决的问题.

利用本文给定的性能指标可以计算常规制导律跟踪的平均偏差为MSE = 7.2103 m, 自适应制导律跟踪的平均偏差为MSE = 6.5691 m, 从实验数据结果可以发现本文提出的方法在横向制导精度上有一定程度的提高.



图 5 横向非自适应制导律圆弧跟踪曲线

Fig. 5 The arc tracking graph of lateral non-adaptive guidance law







图 7 横向自适应制导律圆弧跟踪曲线

Fig. 7 The arc tracking graph of lateral adaptive guidance law





5.2 存在常值风扰动的仿真结果(The simulation results with constant wind turbulence)

为了说明本文提出的方法具备一定的抗干扰能力, 本文设定3 m/s的常值风扰动,对于小型无人机的无动 力滑翔过程来说,实际中的风速是任意的,无非是风 速越大,系统的跟踪偏差越大,影响最终无动力着陆 的成功几率^[4].存在常值风扰动的情况下,相应的非 自适应制导律和自适应制导律的跟踪误差分别如 图9和图10所示.

利用给定的性能指标可以计算常规制导律跟踪的 平均偏差为MSE = 11.7592 m, 自适应制导律跟踪的 平均偏差为MSE = 9.1828 m, 从实验的数据结果可 以发现本文提出的自适应方法具备一定的抵抗常值 风扰动的能力, 在适当的风况下, 本文的方法可以提 高飞机无动力安全着陆的成功几率.



图 9 非自适应制导律的跟踪误差







Fig. 10 The tracking error of the adaptive lateral guidance law

6 结论(Conclusions)

在飞行过程因故障突然失去推力时,无人机只能 靠滑翔进行无动力返场着陆,此时飞机的长周期变量 起主要作用,这使得系统收敛到稳定状态的时间较为 缓慢,为了提高制导系统的收敛速率和跟踪精度,以 及使制导系统具备抵抗常值风扰动的能力,本文针对 滑翔阶段的螺线下滑过程提出了一种自适应非线性 横向制导方法,并同非自适应制导方法进行了对比, 从实验结果可知,有无常值风扰动的情况下,本文提 出的方法在跟踪精度上均高于非自适应制导方法,而 且本文设计的自适应方法可以在线调整制导系统自 然频率,避免了人工调整参数的费时过程.另外,该方 法具备通用性,不但可以应用于无人机的无动力滑翔 制导过程,有人飞机的迫降的制导系统也可以采用这 种方法.

参考文献(References):

BORST C, SHER F, MULDER M, et al. Ecological approach to support pilot terrain awareness after total engine failure [J]. *Journal of Aircraft*, 2008, 45(3): 159 – 171.

- [2] MEJIAS L, FITZGERALD D, ENG P, etal. Forced Landing Technologies for Unmanned Aerial Vehicles: Towards Safer Operations [M]. Austria: Aerial Vehicles Press, 2009.
- [3] ELLA A. Emergency landing automation aids: an evaluation inspired by US airways flight 1549 [C] //AIAA Infotech@Aerospace 2010. American: AIAA, 2010, 8: 1 – 17.
- [4] ENG P, MEJIAS L, LIU X, et al. Automating human thought processes for a UAV forced landing [J]. *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, 2010, 57(1/4): 329 – 349.
- [5] MEJIAS L, ENG P. Experimental validation of an unpowered unmanned aerial system: application to forced landing scenarios [C] //Digital Proceedings of the 2012 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS'12). Australia: QUT Eprints, 2012, 5: 1 – 11.
- [6] MEJIAS L, Eng P. Controlled emergency landing of an unpowered unmanned aerial system [J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2013, 70(1/4): 421 – 435.
- [7] YANUSHEVSKY R. Guidance of Unmanned Aerial Vehicles [M]. American Boca Raton : CRC Press, 2011.
- [8] DOBROKHODOV V. Cooperative path planning of unmanned aerial vehicles [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2011, 34(5): 1601 – 1602.
- SHEHAB S, RODRIGUES L. Preliminary results on UAV path following using piecewise-affine control [C] //Proceedings of 2005 IEEE Conference on Control Applications. America: IEEE, 2005, 9: 358 – 363.
- [10] GHABCHELOO R, PASCOAL A, SILVESTRE C, et al. Coordinated path following control of multiple wheeled robots using linearization techniques [J]. *International Journal of Systems Science*, 2006, 37(6): 399 – 414.
- [11] BEARD R W, MCLAIN T W. Small Unmanned Aircraft: Theory and Practice [M]. Princeton: Princeton University Press, 2012.
- [12] RATNOO A, HAYOUN S Y, GRANOT A, et al. Path following using trajectory shaping guidance [C] //AIAA Guidance, Navigation, and Control(GNC) Conference. America Boston: AIAA, 2013, 9: 1 – 23.
- [13] PARK S, DEYST J, HOW J P. Performance and lyapunov stability of a nonlinear path following guidance method [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2007, 30(6): 1718 – 1728.
- [14] PAU B, SAMUEL L, ANTONIOS T, et al. Adaptive guidance for UAV based on Dubins path [C] //AIAA Guidance, Navigation, and Control (GNC) Conference. America: AIAA, 2013, 12: 108 – 135.
- [15] AIRPLANES C. Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents [M]. America : Boeing Press, 2013.
- [16] 闭治跃, 王庆丰, 唐建中. 挖泥船泥浆管道输送流速的自适应预估 控制 [J]. 控制理论与应用, 2009, 26(3): 309 – 312.
 (BI Zhiyue, WANG Qingfeng, TANG Jianzhong. Self-adaptive predictive control of slurry transportation-rate in the dredging pipeline [J]. *Control Theory & Applications*, 2009, 26(3): 309 – 312.)
- [17] YILDIRIM S. Adaptive robust neural controller for robots [J]. Robotics and Autonomous Systems, 2004, 46(3): 175 – 184.

作者简介:

黄得刚 (1986--), 男, 博士研究生, 目前研究方向为飞行器路径规 划、导航、制导与控制, E-mail: hdg0216@163.com;

章卫国 (1956-), 男, 博士, 教授, 博士生导师, 研究方向为现代控制方法与智能控制方法及应用、先进与智能飞行控制及优化技术、容错控制方法及应用、基于无人机平台的自主控制与飞行验证技术, E-mail: zhangwg@nwpu.edu.cn;

张秀林 (1982--), 男, 硕士, 研究方向为飞行器先进控制方法, Email: nuaaxiulinzhang@126.com.