

微波着陆系统横向自动进近控制律设计

徐宁¹, 董新民¹, 程建锋¹, 王昱苏²

(1. 空军工程大学, 西安 710038; 2. 中国人民解放军93942部队, 陕西 咸阳 712000)

摘要: 为更好地发挥微波着陆大范围着陆制导的优势, 设计了一种新型的微波着陆横向轨迹自动生成控制律, 可根据飞机初始位置和姿态生成一条进近轨迹并控制飞机沿此轨迹对准跑道中心线; 提出了单圆、S型和直接指数进近3种进近模式, 并分别对3种模式设计了控制律。仿真结果表明, 所设计的控制律能够指引飞机在不同初始条件下对准跑道。

关键词: 微波着陆; 自动着陆; 轨迹跟踪; 飞行控制

中图分类号: V294.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2013)07-0032-04

Design of an MLS Lateral Automatic Landing System Control Law

XU Ning¹, DONG Xinmin¹, CHENG Jianfeng¹, WANG Yusu²

(1. Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China; 2. No. 93942 Unit of PLA, Xianyang 712000, China)

Abstract: In order to make full use of the advantages of microwave landing system (MLS) on wide-range landing guidance, an MLS lateral auto-landing control law with automatic path definition was designed, which could generate an approaching trajectory according to the aircraft's initial position and attitude and control the aircraft towards the runway centerline. Three approaching modes were proposed: single circular, S shape and direct centerline approaching. The control laws for the three approaching modes were designed. Simulation shows that the control laws can guide the aircraft towards the centerline of runway under different initial conditions.

Key words: Microwave Landing System (MLS); automatic landing; trajectory tracking; flight control

1 微波着陆系统着陆引导的优势

微波着陆系统(MLS)是一种新型的着陆引导设备,最初设计是用来提供更自由的进近方式和更精确的着陆引导^[1]。如今使用最广泛的仪表着陆系统(ILS)的横向导引范围只有 $\pm 2.5^\circ$,而MLS可提供左右 120° 、上下 20° 的制导范围^[2],如图1所示。

MLS更大的制导范围和更高的精度能够引导飞机在其制导范围内采取分段式的进近,用来避开噪音和障碍物。大范围的初始进近角度和更短的最终进近距离能提供更高效的机场空中管制,缓解机场跑道拥挤和提高飞机着陆安全性。为了尽可能地发挥MLS系统的这一优势,本文设计了一种更简单、更灵活的导航控制算法,可以保证飞机以宽限初始条件进近时自动选择进近

轨迹对准跑道中心线,从而避免了人工计算进近轨迹以及输入MLS/跑道的数据等复杂的运算工作。该算法包含了一个横向进近轨迹生成模块,可以自动生成整条横向进近轨迹使飞机最终对准跑道中心线。

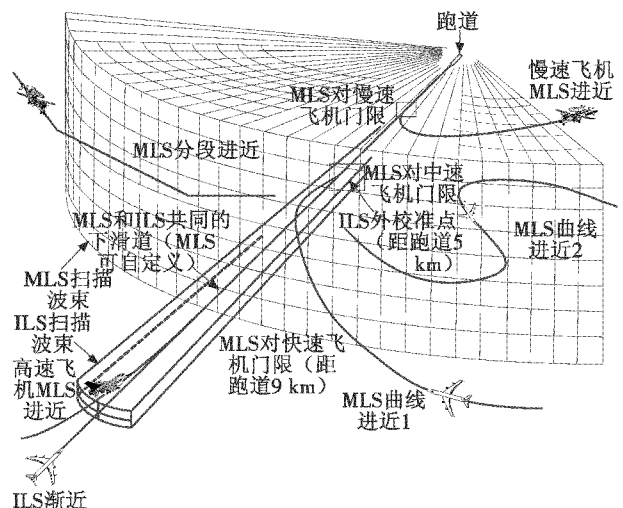


图1 MLS和ILS制导示意图

Fig. 1 MLS and ILS volumetric coverage

收稿日期:2012-06-23 修回日期:2012-09-04

基金项目:航空科学基金(20110896009)

作者简介:徐宁(1989—),男,山东济宁人,硕士生,研究方向为飞行器控制理论与应用。

2 横向进近轨迹自动生成的条件

在MLS系统引导下,要让飞机按期望的进近轨迹飞行,首先应将DME测得的飞机方位角、仰角等一系列信号转化成跑道直角坐标系中的位置信息;然后,将期望的进近轨迹在该坐标系下定义并编写入机载计算机;最后,将飞机的状态与期望轨迹进行比较,产生误差信号并转化成飞机的控制信号。在轨迹设计之前需定义以下限制条件:1) MLS横向进近轨迹必须是飞机初始飞行轨迹的光滑延伸,从而减小由区域导航转入MLS导航时的机动瞬变;2) 生成的进近轨迹必须逻辑通顺并且高效;3) 需保证飞机对准跑道时与最小截获门阙之间有足够的距离,从而允许飞行员及时地稳定飞机并完成着陆前的检查工作;4) 转弯半径必须在可行的滚转角范围内定义。

3 横向进近轨迹自动生成算法

3.1 模态选择逻辑

本文定义了3种进近模态,可以适用于绝大部分初始进近条件,如图2所示。

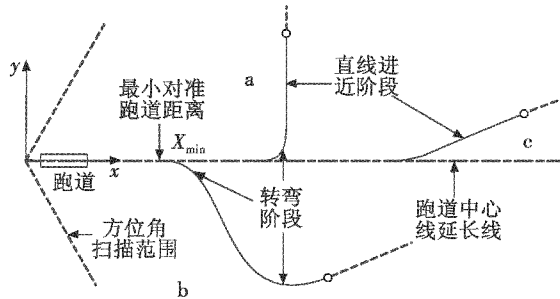


图2 微波着陆横向自定义进近轨迹

Fig. 2 MLS lateral automatic approaching paths

1) 如果飞机初始飞行轨迹的延长线和跑道中心线的交点与最小截获门阙之间的距离合适,且飞机初始位置距跑道中心线延长线的距离也足够远,则期望的进近轨迹为飞机初始飞行轨迹的延伸,并以一个半径为 R 的圆与跑道中心线连接,如图2a所示。

2) 如果飞机初始飞行轨迹的延长线与跑道中心线的交点小于最小截获门阙值 X_{min} ,或根本不相交,则采用一种S型进近轨迹,包括一个半径为 R 的圆,将机头朝向跑道方向、一条直线和另一个圆与跑道中心线连接起来。第1个圆与飞机初始飞行方向相切,第2个圆与跑道中心线相切,直线段与两个圆都相切,如图2b所示。

3) 如果飞机初始位置距离跑道中心线太近,不足以形成一个圆,并且截获角 $\psi_c < 90^\circ$,采用一种直接指数进近方式,如图2c所示。

进近模态的选择逻辑如图3所示。

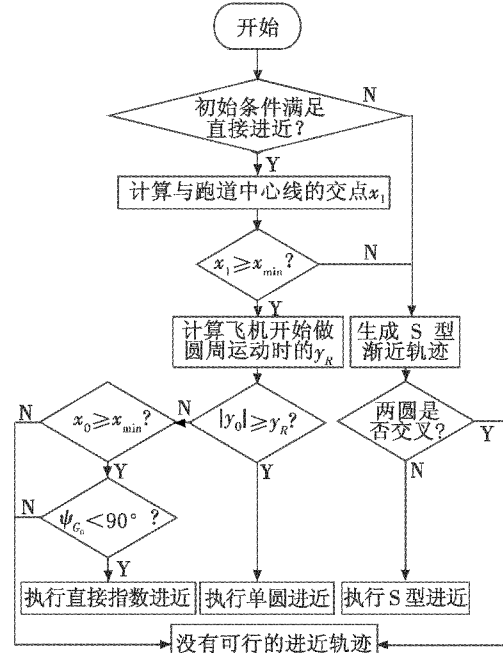


图3 进近模态选择逻辑

Fig. 3 Approaching mode selection flow chart

3.2 单圆进近控制律设计

假设飞机初始位置为 (x_0, y_0) , 初始截获角为 ψ_c 。直线段的控制律为

$$\phi_c = -(K_x \dot{y}' + K_y y' + \frac{K_y y'}{s}) \quad (1)$$

式中, s 为拉普拉斯算子。跑道直角坐标系原点定义在MLS系统方位台台址,位置信息 x, y 分别为

$$\begin{cases} x = D \cos n \\ y = D \sin n \end{cases} \quad (2)$$

式中: D 为飞机和测距台(DME)之间的距离(假设测距台和方位台安装在同一位置); n 为方位角。如图4所示。

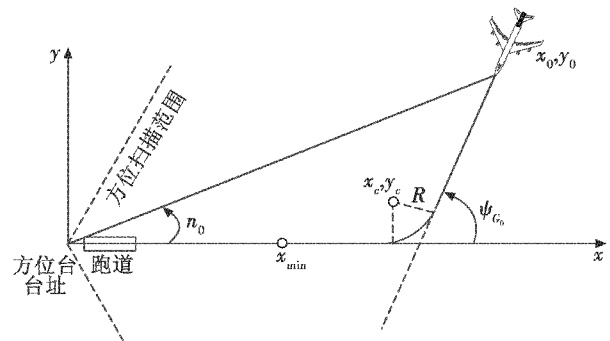


图4 单圆进近示意图

Fig. 4 Single turn approaching schematic diagram

y' 和 \dot{y}' 分别定义为

$$y' = (y - y_0) \cos \psi_c + (x - x_0) \sin \psi_c \quad (3)$$

$$\dot{y}' = V_c \sin(\psi_c - \psi_{c_0}) \quad (4)$$

式中, V_c 为地速。假定飞机以滚转角 ϕ_N 做圆周运动, 则转弯半径为^[3]

$$R = V_c^2 / g \tan \phi_N \quad (5)$$

式中, g 为重力加速度。此时可以得到飞机开始做圆周运动时飞机距跑道中心线的偏航值

$$y_R = R(1 - \cos \psi_c) \quad (6)$$

在直线段, 飞机逐渐向跑道中心线接近, 当 $|y|$ 的值减小到 y_R 时, 开始进入到转弯阶段, 此时的滚转角控制律为^[4-5]

$$\phi_c = \arctan \left[\frac{V_c^2 (1 - \cos \psi_c)}{gy} \right] \quad (7)$$

式中, ϕ_c 将直接作用于飞机的横向内环控制系统。需要指出的是, 该滚转角控制律可以自动抵消风的影响, 在风的作用下, ϕ_c 会在转弯过程中不断调整, 从而保证飞机按照期望的半径做圆周飞行。

由于当 y 趋近于 0 时, 式(7)将不可用, 所以在 y 等于 0 之前需切换到跑道中心线跟踪控制律, 即

$$\phi_c = -(K_y \dot{y} + K_y y + \frac{K_I y}{s}) \quad (8)$$

式中, $\dot{y} = V_c \sin \psi_c$ 。当 $|y|$ 减小至 50 m 时启用该控制律。

3.3 S型进近控制律设计

S型进近轨迹如图5所示, 图中各参数定义如下。

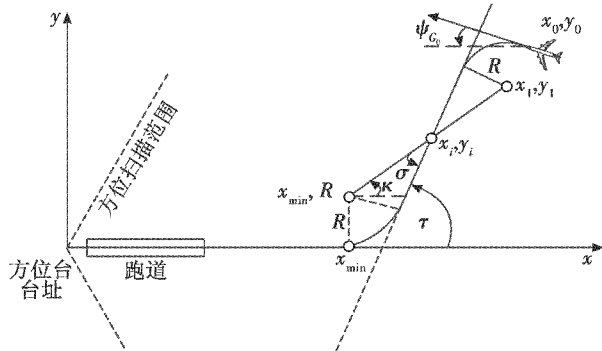


图5 S型进近轨迹示意图

Fig. 5 S-shaped approaching schematic diagram

1) 第一个圆的圆心坐标为

$$\begin{cases} x_{c1} = x_0 + R \operatorname{sgn}(y_0) \sin \psi_c \\ y_{c1} = y_0 - R \operatorname{sgn}(y_0) \cos \psi_c \end{cases} \quad (9)$$

2) 第二个圆的圆心坐标为

$$\begin{cases} x_{c2} = x_{\min} \\ y_{c2} = R \operatorname{sgn}(y_0) \end{cases} \quad (10)$$

3) 连接两个圆周的直线段的参数需由以下几步定义。

① 计算两圆心之间的距离 d_c 。

$$d_c = \sqrt{(x_{c1} - x_{\min})^2 + (y_{c1} - R \operatorname{sgn}(y_0))^2} \quad (11)$$

如果 $d_c < 2R$, 两个圆周将不能完成对接, S型轨迹进近也不能实现。这种情况已经反映在图3中。

② 计算直线段与两圆心连接线的夹角 σ 。

$$\sigma = \operatorname{sgn}(y_0) \arcsin \frac{2R}{d_c} \quad (12)$$

③ 计算两圆心连线与跑道中心线的夹角 κ 。

$$\kappa = \arctan \left[\frac{y_{c1} - R \operatorname{sgn}(y_0)}{x_{c1} - x_{\min}} \right] \quad (13)$$

④ 计算直线段与跑道中心线的夹角 τ 。

$$\tau = \sigma + \kappa \quad (14)$$

⑤ 计算两圆心连线与直线段的交点坐标 x_i, y_i , 作为直线段的参考点。

$$\begin{cases} x_i = (x_{c1} + x_{\min}) / 2 \\ y_i = (y_{c1} + R \operatorname{sgn}(y_0)) / 2 \end{cases} \quad (15)$$

偏航角误差为

$$\psi_e = \tau - \psi_c \quad (16)$$

偏移误差为

$$y_e = (y - y_i) \cos \tau - (x - x_i) \sin \tau \quad (17)$$

第一个圆周的控制律为

$$\phi_c = \arctan \left[\frac{V_c^2 (1 - \cos \psi_e)}{gy_e} \right] \quad (18)$$

当 y_e 减小到预先选定的阈值时, 控制律切换到

$$\phi_c = -(K_y \dot{y}_e + K_y y_e + \frac{K_I y_e}{s}) \quad (19)$$

式中, $\dot{y}_e = V_c \sin \psi_e$ 。在这一段完成之后, S型进近剩余部分的控制律与单圆进近相同。

3.4 直接指数型进近控制律设计

当 $|y|$ 值过小, 不能做单圆和 S型转弯机动时, 可直接使用类似式(8)和式(22)的指数进近控制律^[6]。如果初始截获角小于 90° , 且飞机距跑道的距离足够让飞机稳定在跑道中心线上, 该控制律可行, 如图6所示。如果条件不满足, 则不能完成 MLS 进近。

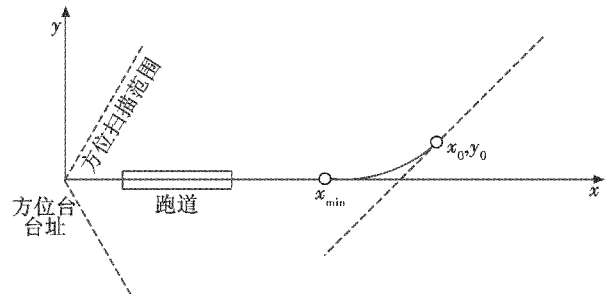


图6 直接指数进近示意图

Fig. 6 Direct approaching schematic diagram

4 仿真实验

在 Matlab/Simulink 环境下, 选用低速波音 737 非线性飞机模型进行仿真, 跑道长度 3600 m, 门限值 $x_{\min} = 9500$ m, $V_c = 100$ m/s 保持不变。控制器参数的选取如

表1所示。

表1 控制器参数
Table 1 Parameters of controller

	K_x	K_y	K_z
直线段	0.12	0.07	0.58
渐近段	1.73	0.35	0.26

图7为 $x_0 = 10000\text{ m}, y_0 = 5000\text{ m}, \psi_{c_0} = 150^\circ$, 风速为零时的仿真曲线; 图8和图9分别为 $x_0 = 17000\text{ m}, y_0 = 6500\text{ m}, \psi_{c_0} = 60^\circ$ 初始条件下无风和存在侧向 10 m/s 风扰动时的仿真曲线; 图10为S型曲线进近的仿真曲线。

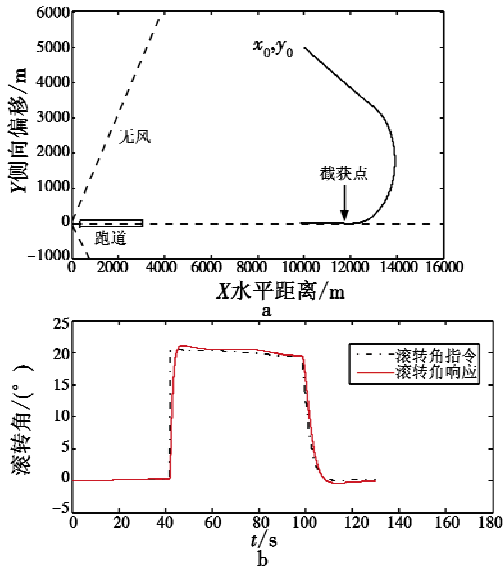


图7 单圆进近, $\psi_{c_0} = 150^\circ$, 无风

Fig. 7 Single turn approaching, $\psi_{c_0} = 150^\circ$, no wind

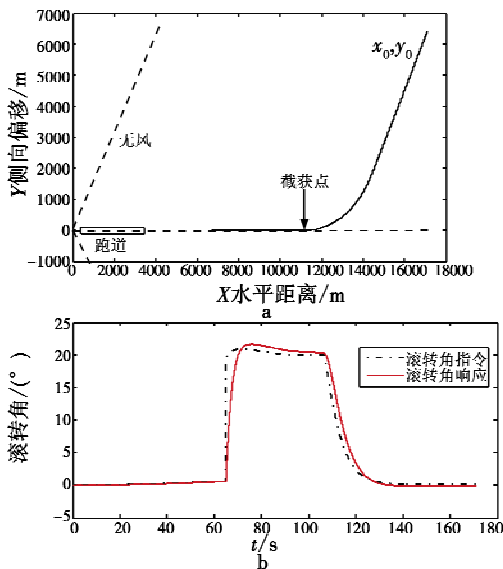


图8 单圆进近, $\psi_{c_0} = 60^\circ$, 无风

Fig. 8 Single turn approaching, $\psi_{c_0} = 60^\circ$, no wind

由仿真图可看出, 所设计的控制律基本无超调, 滚转角稳定性极佳, 直线段与转弯段之间的过渡过程非常

平稳。当存在较大侧风时, 飞机也可按照预定轨迹对准跑道, 风的影响较大地体现在滚转角的变化上。只要飞机进入到MLS的波束扫描范围, 并且满足初始条件, 就可按照相应的控制律指引飞机准确地对准跑道中心线。

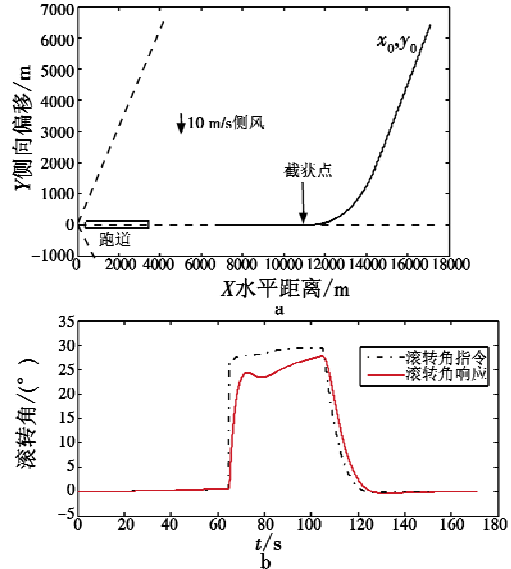


图9 单圆进近, $\psi_{c_0} = 60^\circ$, 10 m/s 侧风

Fig. 9 Single turn approaching, $\psi_{c_0} = 60^\circ$, 10 m/s cross wind

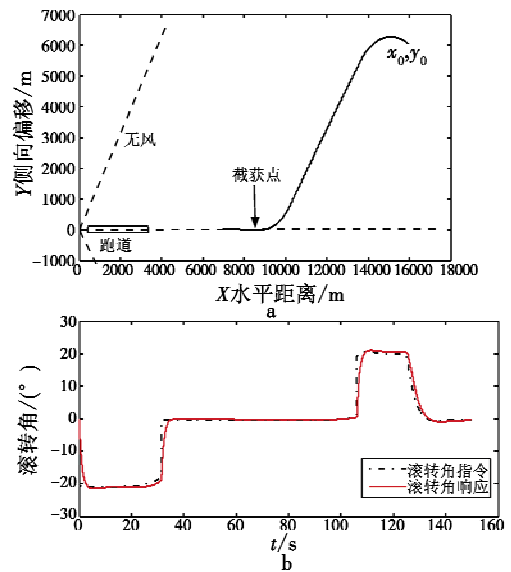


图10 S型进近, $\psi_{c_0} = -30^\circ$, 无风

Fig. 10 S-turn approaching, $\psi_{c_0} = -30^\circ$, no wind

在有风扰动的情况下, S型进近的抗扰动效果与单圆进近相当, 直接指数进近的仿真包含在上述仿真中, 不再赘述。

5 结论

本文设计的微波着陆横向进近轨迹自动生成控制律, 能够控制飞机在更宽泛的初始条件下以一条简单、

(下转第41页)

可以有效抑制抖振现象,提高收敛速度,但是此控制方法并不能完全消除抖振,这在一定程度上限制了指数趋近律的单向辅助面滑模控制方法的应用,因此,如何消除抖振将是今后研究的主要方向。

参考文献

- [1] UTKIN V I. Variable structure systems with sliding modes [J]. IEEE Transactions on Control, 1977, 22(2):212-222.
- [2] UTKIN V I. Application of equivalent control method to the systems with large feedback gain [J]. IEEE Transaction on Control, 1978, 23(3):484-486.
- [3] UTKIN V I. VSS present and future [J]. Automation and Remote Control 1983, 44(11):1105-1120.
- [4] UTKIN V I, SH I J X. Integral sliding mode in systems operating under uncertainty conditions [C] //Proceedings of the 35th IEEE Conference on Decision and Control Kobe, Japan IEEE Press, 1996:4591-4596.
- [5] UTKIN V I. Sliding modes in control optimization [M]. Berlin: Germany Springer-Verlag, 1992.
- [6] UTKIN V I. Sliding mode control design principles and applications to electric drives [J]. IEEE Industrial Electronics Society, 1993, 40(1):23-36.
- [7] 彭书华,李华德,苏中,等. 某导弹电动舵机新型离散滑模控制技术[J]. 中国机械工程, 2009, 20(22):2668-2671.
- [8] SLOTINE J J E, SASTRY S S. Tracking control of nonlinear systems using sliding surfaces with application to robot manipulator [J]. International Journal of Control, 1983, 38(2):465-492.
- [9] SLOTINE J J E. Sliding controller design for non-linear systems [J]. International Journal of Control, 1984, 40(2):421-434.
- [10] KANG B P, JU J L. Sliding mode controller with filtered signal for robot manipulators using virtual plant/controller [J]. Mechatronics, 1997, 7(3):277-286.
- [11] YANADA H, OHNISHI H. Frequency-shaped sliding mode control of an electrohydraulic servomotor [J]. Journal of Systems and Control and Dynamics, 1991, 213(1):441-448.
- [12] KORONDI P, YOUNG D, HASHIMOTO H. Sliding mode based disturbance observer for motion control [C] // Proceedings of the 37th IEEE Conference on Decision and Control, Florida, USA, 1998:1926-1927.
- [13] EUN Y, KIM J H, KIM K, et al. Discrete-time variable structure controller with a decoupled disturbance compensator and Its applications to a CNC servomechanism [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 1999, 7(4):414-422.
- [14] 宋立忠,陈少昌,姚琼荟. 多输入不确定系统离散变结构控制设计[J]. 控制与决策, 2003, 18(4):468-471.
- [15] LEVANT A. Sliding order and sliding accuracy in sliding mode control [J]. International Journal of Control, 1993, 58(6):1247-1263.
- [16] BARTOLINI G, PISANO A, PUNTA E, et al. A survey of application of second-order sliding mode control to mechanical systems [J]. International Journal of Control, 2003, 76(9/10):875-892.
- [17] LEVANT A. Robust exact differentiation via sliding mode technique [J]. Automatica, 1998, 34(3):379-384.
- [18] LEVANT A. Universal SISO sliding-mode controllers with finite-time convergence [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2001, 46(9):1447-1451.
- [19] LEVANT A. Higher order sliding modes, differentiation and output-feedback control [J]. International Journal of Control, 2003, 76(9/10):924-941.
- [20] 傅健,吴庆宪,姜长生,等. 带状态约束的非线性系统单向辅助面滑模控制[J]. 控制与决策, 2011, 26(9):1288-1294.
- [21] 高为炳. 变结构控制的理论及设计方法[M]. 北京: 科学出版社, 1998.
- [22] 李光,艾志浩,林国. 具有非线性时变滑模面的变结构控制系统设计[J]. 计算机技术与自动化, 2007, 26(4):9-11.
- [23] 傅健,吴庆宪,姜长生,等. 连续非线性系统的滑模鲁棒正不变集控制[J]. 自动化学报, 2011, 37(11):1395-1407.

(上接第35页)

光滑的轨迹自动地对准跑道中心线。该方法成功利用了MLS系统大范围、高精度导航的优点,具有一定的实践意义。仿真结果表明,设计的控制律有效可行。

参考文献

- [1] 周其焕,魏雄志,崔红跃. 微波着陆系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 1992.
- [2] LAMBREGTS A A. Development of an MLS lateral auto-land system with automatic path definition [C] //AIAA Guidance and Control Conference, 1981, 1751:534-541.
- [3] 申安玉,申学仁,李云保,等. 自动飞行控制系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
- [4] LAFONTAINE J D, LEVESQUE J F, KRON A. Robust guidance and control algorithms using constant flight path angle for precision landing on mars [C] //AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 2006, 6075:620-641.
- [5] 车军,张新国. 自动着陆精确轨迹跟踪控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2005(9):975-979.
- [6] SUZUKI S, KOMATSU Y, YONEZAWA S. Online four-dimensional flight trajectory search and its flight testing [C] //AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 2005, 6475:269-282.