轮式起降无人机安全起飞纵向控制

张利刚 王 勇

(北京航空航天大学 无人驾驶飞行器设计研究所, 北京 100191)

摘 要: 为了提高无人机在风干扰下的起飞安全性, 对无人机常规起飞纵向控制方案加以改进, 提出了基于直接升力控制的安全起飞纵向控制方案. 采用由低通滤波器和超前补偿通道组成的组合滤波方案, 用以解决所提出控制方案中无人机升降速度信号的精确获取问题, 通过所研制的专用升降测试台和基于频谱分析的设计方法, 对组合滤波方案进行了参数选取和仿真验证. 基于 Matlab/Simulink 仿真环境建立某型无人机的全量非线性数学模型, 通过仿真设计相应的襟翼偏转控制律. 仿真结果表明, 应用组合滤波方案获取的升降速度信号精度较高, 满足起飞控制的使用要求. 安全起飞纵向控制方案可显著增强无人机的抗干扰能力, 从而提高起飞过程的安全性.

关 键 词: 无人机; 组合滤波; 起飞; 直接升力控制

中图分类号: V 249. 12

文献标识码: A 文章编号: 1001-5965(2009) 10-1183-05

Safety-concerned longitudinal control strategy for takeoff phase of UAV

Zhang Ligang Wang Yong

(Research Institute of Unmanned Aerial Vehicle, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract In order to heighten the safety of unmanned aerial vehicle(UAV) taking off in atmospheric disturbance environment, a new safety-concerned longitudinal control strategy based on direct force control method was discussed as an improvement of the regular longitudinal control strategy for the takeoff phase of UAV. A combined filtering method was employed to resolve the acquisition of high-precision vertical speed signal of UAV, parameter selection and validation was carried out through frequency domain analysis method using the special testing equipment, the result verifies its feasibility and practicability, which satisfies the need of takeoff control. The nonlinear model of UAV was built in the Matlab/Simulink environment and then the flap control law was designed in accordance with the new control strategy. The simulation results show that the new control strategy is capable of enhancing the disturbance-resistance ability of UAV remarkably, thus ameliorating the safety performance of the takeoff phase.

Key words: unmanned aerial vehicle; combined filtering; takeoff; direct force control

无人机起飞安全性在很大程度上取决于起飞控制方案. 现有的常规起飞纵向控制(简称常规控制, 下同)一般是通过升降舵进行俯仰角控制, 保持襟翼偏转角为固定值, 这样使得无人机在风干扰情况下起飞安全性不高. 针对无人机起飞纵向控制, 目前国内外所做的研究较少. 文献[1-2]采用的依然是常规控制方案; 文献[3]提出了一种基于自适应模糊理论的无人机起飞控制方法, 以增强飞控系统的鲁棒性, 但主要是针对未知模型的鲁棒性, 对外界干扰的鲁棒性则没有涉及; 文献[4]针对大气紊流、测量噪声、参数变化、未建模动态等因素, 设计了一种基于 LQG/LTR (Linear Quadratic Gaussian/Loop Transfer Recovery)控制方法的鲁棒控制器, 通过控制飞机爬升率间接控制飞行高度, 具有一定的工程实用性.

本文针对常规控制安全性不高的问题, 研究

收稿日期: 2008-10-08

作者简介: 张利刚(1985-), 男, 河南开封人, 硕士生, hearttelling@126.com.

无人机高安全性的起飞控制方案和控制结构, 并对相关的高精度升降速度信号获取方法进行研究, 通过实例设计及仿真验证以上方案的有效性.

1 起飞纵向控制方案

1.1 常规起飞纵向控制方案

在常规控制方案下, 若飞机在起飞过程中遇到顺风干扰, 则空速下降, 飞机升力随之减小, 导致起飞离地后的升降速度变小, 甚至变为负值. 由于飞机的向风性, 飞机下沉过程中俯仰角逐渐减小, 此时常规控制通过控制律解算输出控制指令, 控制升降舵后缘上偏, 产生抬头力矩. 升降舵后缘上偏时将产生负升力, 因此飞机首先下沉. 在下沉过程中, 飞机迎角增大, 机翼产生的升力逐渐增加, 当该升力增量大于升降舵产生的负升力增量后, 飞机才开始上升. 以上过程中, 在飞机高度下降的情况下, 为阻止飞机下沉, 实际上先加速了飞机下沉, 延迟一定时间之后飞机才开始上升, 这在飞机高度很低的情况下是相当危险的.

图 1为常规控制方案的结构框图. 要求闭环阶跃响应上升时间不大于 2 s, 阻尼比为 0.7, 利用根轨迹法设计俯仰角控制通道的比例系数如下: $K_\theta = 1.5$, $K_{\omega_z} = 0.7$. 基于 Matlab/Simulink 建立某型无人机的非线性数学模型, 进行常规控制方案的仿真, 结果如图 2, 图 3所示, 其中 t为仿真时间 (下同).

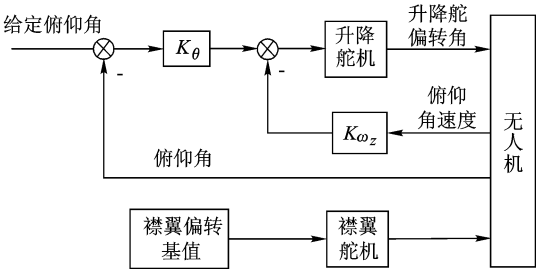


图 1 常规控制结构框图

图 2为在飞机起飞离地重心高度等于 1.5 m 时加入幅值为 6.4 m/s, 持续时间 3 s, 方向垂直向下的半正弦阵风的仿真结果. 由图 2可知, 加入风干扰后升降速度由 1.2 m/s 急剧下降到 – 1.2 m/s, 虽然升降舵进行了抑制偏转, 但最终高度仍然下降, 飞机撞地, 这种情况对起飞安全性构成了威胁.

图 3为在同一时刻加入 10 m/s 阶跃顺风的仿真结果. 由图 3可知, 在顺风干扰下, 升降速度和高度急剧下降, 飞机撞地.

仿真结果说明, 常规控制下无人机对大气环境的适应能力比较有限, 为了提高无人机在恶劣环境中的生存和适应能力, 须对起飞控制方案加以改进.

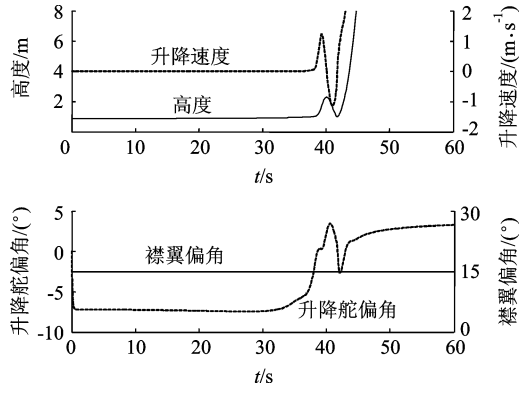


图 2 常规控制仿真 (垂直风干扰)

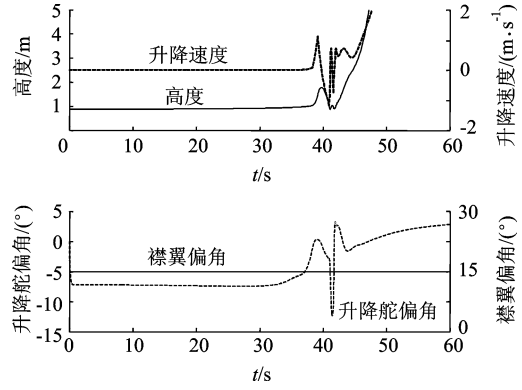


图 3 常规控制仿真 (10 m/s顺风干扰)

1.2 安全起飞纵向控制方案

本文在无人机常规控制方案基础上引入直接升力控制, 由此构成安全起飞纵向控制方案 (简称安全控制, 下同). 如图 4所示, 在飞机离地到上升至安全高度期间, 监视飞机的升降速度, 若升降速度不小于门限值 V_0, 则襟翼保持基准偏转角不变; 若一旦发现飞机升降速度小于 V_0, 则立即向下适量偏转襟翼, 迅速产生直接升力, 及时抑制飞机升降速度减小, 进而及时抑制飞机高度下降. 从操纵舵面到高度改变几乎没有时间滞后, 操纵本身不会造成飞机下沉. 同时在襟翼控制通道中引入空速反馈和升降加速度反馈, 使襟翼抑制升降速度下降的控制有所超前. 同常规控制方案相比, 以上安全控制方案可保证飞机在受到较大阵风干扰的情况下依然能够安全起飞. 需要注意的是, 在此过程中需对襟翼的偏转角度进行限制, 确保其偏转不带来大的阻力增量.

如图 4所示, 当监测到升降速度小于 V_0时, 通过襟翼偏转控制律计算襟翼偏转指令. 此外, 升降速度信号的精度关系到该控制方案是否有效, 以及控制效果的优劣. 因此, 安全控制方案需要解

决两个问题: 获取高精度的升降速度信号和确定襟翼偏转控制律.

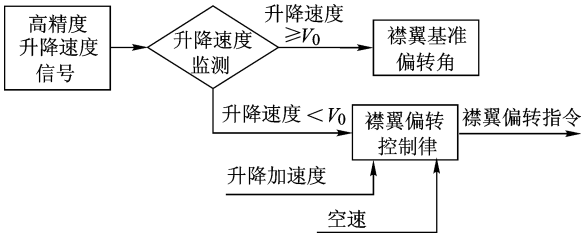


图 4　安全起飞襟翼控制策略

2　高精度升降速度信号获取

2 1　组合滤波方案

本文在低通滤波的基础上引入超前补偿通道, 既能消除无线电高度表信号的大幅跳动, 又不产生相位滞后. 低通滤波器采用惯性环节, 超前补偿环节与低通惯性环节相匹配, 组合滤波方案结构框图如图 5所示.

图 5中, 无线电高度表的升降速度输出 $V_r = V_t + \Delta V$, V为无人机的真实升降速度, ΔV为无线电高度表输出的升降速度误差. 惯导的升降加速度输出 $a_i = a_t + \Delta a$, a_t为无人机的真实升降加速度, Δa为惯导的升降加速度误差. T 为惯性环节的时间常数, V_c为组合滤波后的升降速度, 其推导过程如下:

$$V_c = \frac{1}{Ts+1}V_r + \frac{T}{Ts+1}a_i =$$

$$\frac{1}{Ts+1}(V_t + \Delta V) + \frac{T}{Ts+1}(a_t + \Delta a) =$$

$$\frac{1}{Ts+1}(V_t + \Delta V) + \frac{T}{Ts+1}(sV_t + \Delta a) =$$

$$V_t + \frac{1}{Ts+1}\Delta V + \frac{T}{Ts+1}\Delta a$$

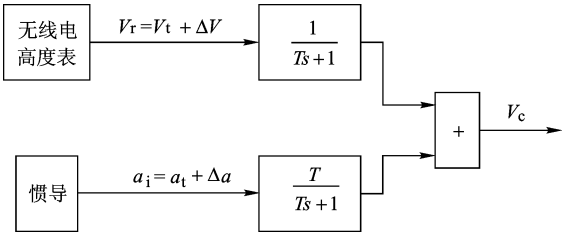


图 5　升降速度组合滤波结构框图

由上式可知, V_c由 ΔV和 Δa引起, 分别通过 $1/(Ts+1)$和 $T/(Ts+1)$两个惯性环节对两个误差进行滤波衰减后可得高精度的升降速度信号.

2 2　参数选取

T值的选取决定着滤波效果的优劣. 若 T 值较大, 则对 ΔV滤波加深, 但同时可能导致 Δa放大; 若 T 值过小, 则对 ΔV和 Δa的滤波作用减小, 得不到高精度的升降速度信号. 在选取 T 值前, 首先要明确 ΔV的频谱特性, 根据该频谱特性选取适当的 T 值, 使 V_c满足要求.

3　安全起飞纵向控制结构

由于襟翼位于重心附近, 其产生的直接升力对俯仰力矩的影响比较小, 因此本文在原有常规控制的基础上直接增加襟翼控制. 襟翼切换控制逻辑根据 V_0, V_c和离地信号向襟翼切换控制发出切换指令. 当无人机没有离地或已经离地但 $V_c \geqslant V_0$时使襟翼切换控制打向位置 1, 此时襟翼偏转指令为襟翼基准偏转角 δ_{j0}(一般取 10°~ 15°); 当无人机离地且 $V_c < V_0$时, 襟翼切换控制逻辑使襟翼切换控制打向位置 2, 此时由虚线框中的襟翼偏转控制律计算得到襟翼偏转指令.

襟翼偏转控制律可表示为

$$\delta_{jc} = \mathrm{sat}\left[\delta_{j0} + K_{V_y}(V_0 - V_c) - K_{a_y}a_y + f(V_k)\right]$$

$$f(V_k) = \begin{cases} 0 & V_k \geqslant V_{k0} \\ K_{V_k}(V_{k0} - V_k) & V_k < V_{k0} \end{cases}$$

其中, sat[•]为限幅函数; δ_{jc}为襟翼偏转指令; a_y为升降加速度; V_k为当前空速; V_{k0}为离地空速; K_{V_y}, K_{a_y}, K_{V_k}为比例系数. 设计襟翼偏转控制律即确定以上各比例系数, 这将依据无人机的具体气动特性进行确定.

图 6为安全控制方案的结构框图.

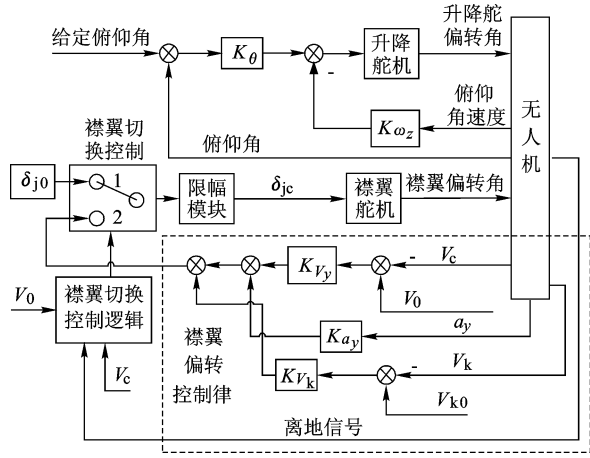


图 6　安全控制结构

4　仿真及验证

4 1　升降速度信号获取

对某型无线电高度表进行组合滤波研究, 要求 V_c的波动范围不大于 0 2m/s

首先对 ΔV进行测试分析, 为此研制了专用升降测试台. 无线电高度表和高精度的加速度计

装在升降台的吊板上, 吊板上下运动模拟飞机的高度变化. 吊板挂绳带动高精度的光电码盘, 以此测量吊板上下运动高度, 其测高精度达到0.2mm, 作为基准高度. 对光电码盘测出的高度进行微分可得到吊板实际的升降速度, 作为基准升降速度. 图 7为无线电高度表实测高度、升降速度与基准值的比较.

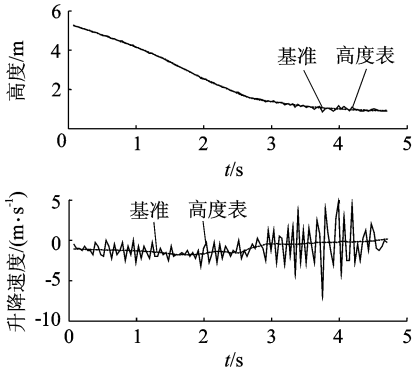


图 7 某型无线电高度表高度和升降速度与基准值的比较

如图 7所示, 无线电高度表从 5.261 m 的高度下降到 0.928m, V_r在基准值上下呈现出快速波动. 经比较, 升降速度最大误差 ΔV_{max} = 6.74m/s, 波动太大, 无法满足起飞控制需要. 对 ΔV进行频谱分析, 得到如图 8所示的功率谱.

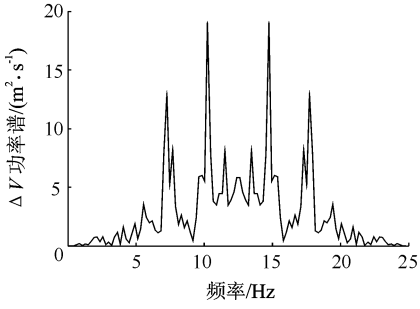


图 8 ΔV功率谱曲线

图 8可见, ΔV主要体现在 5.25Hz, 7.25Hz, 14.7Hz, 17.7Hz 4个频率上, 因此要针对 5Hz及以上频率的误差信号进行组合滤波. 要求频率为5Hz的误差信号衰减到 4% 以下, 据此可确定组合滤波的 T 值取 1 s.

将实测的 V_r和加速度计输出的升降加速度信号按图 5进行组合滤波, 并与基准升降速度信号进行比较, 结果如图 9所示. 由图 9可知, 1 s组合滤波后的升降速度波动大为减弱, 误差处于0.2m/s内, 达到了使用要求.

4.2 安全起飞控制仿真验证

对某型无人机进行安全起飞纵向控制设计,

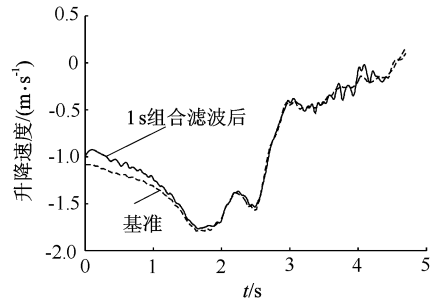


图 9 1 s组合滤波后升降速度与基准值的比较

通过仿真验证安全控制方案的有效性.

根据某型无人机的总体性能要求并考虑到传感器的精度, V_0取 0.5m/s, V_{k0}为 49.4m/s, δ_{p0}取 15°, 偏转上限取 30°, 俯仰角给定值取 5°, 升降舵机和襟翼舵机的动态特性由惯性环节 $10/(s+10)$表示. 在起飞离地重心高度为 1.5m 时加入与常规控制仿真相同的风干扰, 要求无人机在此干扰条件下不掉高度. 通过仿真, 最终确定襟翼偏转控制律的比例系数为: K_{V_y} = 15, K_{a_y} = 8, K_{V_k} = 1.5.

图 10为安全控制方案下加入垂直风干扰的起飞过程仿真结果. 垂直风对空速的影响较小, 而对迎角的影响较大. 垂直风使飞机的迎角减小, 升力随之减小, 最终导致升降速度下降, 因此飞机在向上偏转升降舵以增大迎角的同时及时向下适量偏转襟翼以产生直接升力, 使飞机的升降速度从 1.2m/s仅下降到 -0.12m/s, 高度下降量可以忽略, 实现了安全起飞.

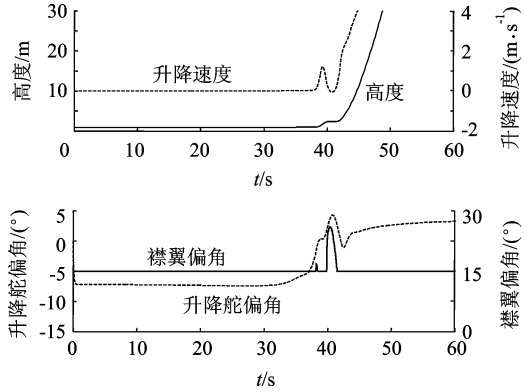


图 10 安全起飞控制仿真 (垂直风干扰)

图 11为安全控制方案下加入顺风干扰的起飞过程仿真结果. 与垂直风情况相反, 顺风对迎角的影响很小, 对空速的影响却很大. 顺风导致空速下降, 升力下降, 最终升降速度下降, 因此飞机在适量偏转升降舵以调节迎角的同时大幅偏转襟翼, 产生直接升力. 这种情况下, 飞机升降速度始终为正值, 飞机高度没有下降, 实现了安全起飞. 由于在控制回路中引入了空速反馈, 飞机抑制升降速度下降的控制有所超前.

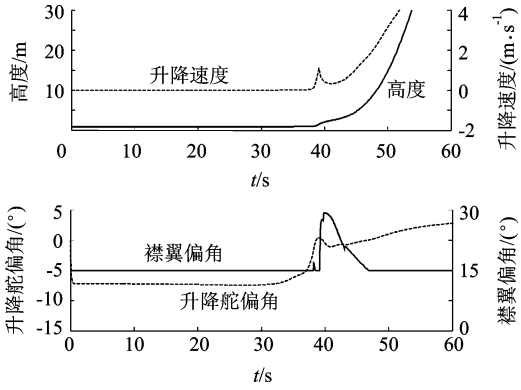


图 11　安全起飞控制仿真 (10m / s顺风干扰)

综合以上仿真结果, 并与常规控制方案仿真结果对比发现, 在同样的风干扰下, 安全控制方案实现了不掉高度的安全起飞. 因此所采用的安全控制方案是有效的, 可显著增强无人机抵抗风干扰的能力, 提高无人机的起飞安全性.

5 结　论

基于直接升力控制的安全起飞控制可大幅度提高无人机起飞安全性, 增强无人机起飞时对风干扰的适应能力; 对无线电高度表采用低通滤波和超前补偿的组合滤波方案可获得高精度无相位延迟的升降速度信号, 满足起飞监测和控制要求; 采用基于频谱分析的设计方法可针对性地对组合滤波器参数进行设计. 本文的安全起飞控制方案和控制结构以及升降速度获取方案具有通用性.

参考文献 (**References**)

[1] 杨林芳. 无人机自主起飞控制技术研究 [C] //中国航空学会控制与应用第十二届学术年会论文集. 北京: [s. n.], 2006 155- 161
Yang Linfang. Study of autonomous take-off control technology for UAV[C] //Proceedings of the12th Control& Application Annual Conference of Chinese Society of Aeronautics and Astronautics (CSAA). Beijing [s n], 2006 155- 161(in Chinese)

[2] 杨旭, 王鹏基, 杨涤. 无人机起飞段航迹控制方案设计与数学仿真 [J]. 战术导弹技术, 2004(4): 42- 46
Yang Xu, Wang Pengji, Yang Di. Design and simulation for flight path control of unmanned aerial vehicle in take-off phase [J]. Tactical Missile Technology, 2004(4): 42- 46(in Chinese)

[3] 李莉, 孙富春, 胡叶楠. 基于自适应模糊理论的某型无人机起飞控制方法 [J]. 电光与控制, 2007, 14(5): 117- 120
Li Li, Sun Fuchun, Hu Yenan. Adaptive fuzzy control approach for UAV flight control[J]. Electronics Optics& Control, 2007, 14(5): 117- 120(in Chinese)

[4] Alonge A, Ippolito F D, Grillo C. Takeoff and landing robust control system for a tandem canard UAV [R]. AIAA-2005-3447, 2005

(编　辑: 刘登敏)

(上接第 **1182**页)

5 结　论

在利用拟勒让德谱变换转化原最优控制问题的基础上, 提出了基于协态估算的优化算法, 该算法以直接法所得结果为初值, 根据最优解所满足的必要条件, 以控制量作为未知数, 以协态作为中间变量在整个积分过程中建立方程组, 解该方程组得到系统的最优解. 用所提方法得到了防空导弹中段最优弹道, 结果表明: 该算法所需的寻优次数要远远小于直接法, 在避免求解难度较大的TPBVP的前提下, 所得结果近似满足最优解的必要条件, 达到与间接法结果相当的准确度.

参考文献 (**References**)

[1] Phillips C A, Drake J C. Trajectory optimization for a SAM using a multi-tier approach [R]. AIAA-94-4404, 1994

[2] Phillips C A, Drake J C. Trajectory optimization for a missile using a multitier approach [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2000, 37(5): 653- 662

[3] Peter F G, Klaus H W. Trajectory optimization using a combination of direct multiple shooting and collocation[R]. AIAA-2001-4047, 2001

[4] Anhtuan D N. A fuel-optimal trajectory for a constrained hypersonic vehicle using a direct transcription method [C] //2004 IEEE Aerospace Conference Proceedings. Piscataway NJ: IEEE, 2004: 2704- 2709

[5] Chuang C H, Morimoto H. Periodic optimal cruise for a hypersonic vehicle with constraints[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1997, 34(2): 165- 171

[6] 周浩, 陈万春, 殷兴良. 高超声速飞行器时间最短弹道优化设计 [J]. 弹道学报, 2007, 19(4): 26- 29
Zhou Hao, Chen Wanchun, Yin Xingliang. Time-shortest trajectory optimization for hypersonic vehicle[J]. Journal of Ballistics, 2007, 19(4): 26- 29(in Chinese)

[7] Fahroo F, Ross I M, Costate estimation by a Leagendre pseudospectrl method[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2001, 24(2): 270- 277

[8] Yan Hui, Wu Hongxin. Initial adjoint variable guess technique and application in optimal orbit l transfer[R]. AIAA-98-4551, 1998

[9] 王大铁, 李铁寿, 马兴瑞. 月球最优软着陆两点边值问题的数值解法 [J]. 航天控制, 2000(3): 44- 49
Wang Datie, Li Tieshou, Ma Xingrui. Numerical solution of TPBVP in optimal lunar soft landing[J]. Aerospace Control, 2000 (3): 44- 49 (in Chinese)

(编　辑: 张　嵘)