

火星着陆自主导航方案研究进展

崔平远^{1,2}, 高 艾^{1,2}, 于正澍^{1,2}

(1. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081; 2. 飞行器动力学与控制教育部重点实验室, 北京 100081)

摘 要: 火星着陆导航技术是火星着陆过程的核心技术之一。围绕火星着陆环境特点与导航技术遇到的挑战,分析了目前火星着陆过程的导航能力和自主导航的发展趋势,并针对火星着陆过程的特殊性和导航需求,概述了火星着陆过程各阶段自主导航方案的研究现状与进展。进而从导航方案设计与配置、导航模型建立与仿真、导航方案性能分析等方面,对自主导航方案的最新研究进展进行了分析,并在火星着陆全过程自主导航方案综合仿真的基础上,获得了满足火星定点着陆要求的各阶段交接点应满足的导航精度。最后,基于目前技术现状和发展趋势,提出了构建“递进式三阶段”火星着陆自主导航方案的设想,可为未来火星着陆自主导航方案的设计与论证提供参考。

关键词: 火星着陆; 最终接近; 大气进入; 下降着陆; 自主导航

中图分类号: V448.22 + 4

文献标识码: A

文章编号: 2095-7777(2014)01-0018-10

Research Progress of Autonomous Navigation Scheme for Mars Landing

CUI Pingyuan^{1,2}, GAO Ai^{1,2}, YU Zhengshi^{1,2}

(1. Institute of Deep Space Exploration Technology, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. Key Laboratory of Dynamics and Control of Flight Vehicle, Ministry of Education, Beijing 100081, China)

Abstract: Navigation is one of the core technologies for Mars landing. In this paper, the Mars landing navigation capabilities and development trends of autonomous navigation are firstly analyzed, concentrating on the landing environment characteristics and technological challenges. And the research status of autonomous navigation scheme is summarized subject to the specialties and requirements of each flight phase during Mars landing. Furthermore, an in-depth analysis of the latest research progress in autonomous navigation schemes is conducted in the respects of design and configuration of schemes, model building and simulation, navigation performance analysis and so on. Then the required navigation precision on each interface point of flight phases is obtained by comprehensively simulating the whole progress of Mars landing. Finally, the conceive of a “progressive three-stage” autonomous navigation scheme for Mars landing is proposed while considering the present situation and developing trend of technology, which would provide useful data for the design and demonstration of navigation scheme for future Mars landing.

Key words: Mars landing; final approach; entry; descent and landing; autonomous navigation

0 引 言

火星是人类行星探测活动的首选目标之一^[1]。前苏联在1962年发射的“火星1号”探测器成功飞越火星,1971年发射的火星3号成为人类第一颗火

星着陆探测器。随后,美国、欧洲、日本、俄罗斯等在火星探测方面所获取的科学数据,极大地丰富了人类对火星大气环境以及地质演化的了解。

到目前为止,人类已经进行了49次火星探测的尝试,其中成功率只有47%,而已有的16次火星着

收稿日期:2013-08-01; 修回日期:2013-10-30

基金项目:国家重点基础研究发展计划(973计划)(2012CB720000);国家自然科学基金资助项目(61374216,61304248,61304226);高等学校博士学科点专项科研基金资助项目(20111101110001);北京理工大学创新团队基金资助项目

陆探测任务只有 7 次成功,其中着陆过程技术故障是引起着陆任务失败的主要原因^[2]。火星进入、下降和着陆(Entry, descent, and landing, EDL)是整个火星着陆过程中最为关键的阶段,该阶段的导航系统性能直接影响着陆任务的成败。然而,火星大气环境的不确定性以及复杂的星貌特性给火星着陆过程高精度自主导航带来了极大挑战^[1]。

未来的火星探测任务要求探测器具有在较高科学价值的特定区域精确着陆的能力。美国国家航空航天局(NASA)发布的新一代精确着陆系统(Pin-point landing systems, PPL)的目标是:探测器的着陆精度达到 10 ~ 0.1 km^[3],而现阶段的导航方案不能满足上述火星着陆任务的精度要求,因此需要对火星着陆过程的自主导航方案进行更深入的研究^[4]。

1 火星着陆自主导航问题分析

1.1 火星着陆过程

火星表面存在稀薄的大气层,密度约为地球的 1%,厚度约为 125 km^[1]。火星着陆过程依次经历接近段(Approaching phase)、进入段(Entry phase)、下降段(Descent phase)和着陆段(Landing phase)。“好奇号”的 EDL 过程如图 1 所示^[2]。

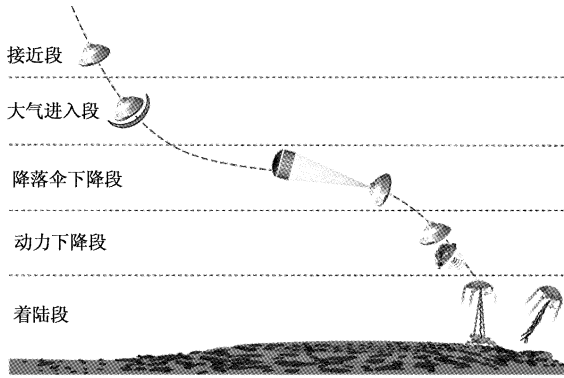


图 1 火星 EDL 过程示意图
Fig.1 Schematic diagram of Mars EDL

其中接近段从进入火星大气前 45 天开始,这个阶段主要任务是进行最终的轨道机动,调整探测器姿态,执行巡航级分离指令,同时确定探测器大气进入点状态,并上传导航控制参数。

进入段又称为高超声速段,从进入大气层开始,到降落伞完全展开为止。探测器到达火星时,其相对火星的速度在 4 ~ 7 km/s,探测器依靠气动阻力将速度减小到 2 马赫左右。其间,探测器将经历峰

值过载和峰值动压,并且由于探测器与周围大气间的摩擦将产生大量的气动热,为了保护探测器免受气动热的影响,一般将其安装在热防护罩内。

考虑到热防护与气动环境的影响,火星探测器的进入舱通常采用弹道式或弹道升力式构型。弹道式构型气动加热的总量较小,但是热流密度峰值较大;而弹道升力式构型可以通过控制倾侧角获得一定的机动飞行能力,最大过载和动压都比较低。“好奇号”采用了弹道升力式构型^[5],并采用先进的大气制导与控制技术,使着陆精度得到大幅度提高。NASA 成功着陆火星任务的进入舱构型及参数如表 1 所示^[2]。

表 1 NASA 成功着陆火星任务的进入舱构型及参数
Table 1 Entry capsule configuration and parameters of NASA's successful Mars landing missions

	海盗号	MPF/MER	凤凰号	好奇号
参 数				
直径 /m	3.505	2.65	2.65	4.50
速度 /(km·s ⁻¹)	4.7	7.26/5.4	5.59	5.9
航迹角 /(°)	-17	-14.06/-11.5	-13.0	-15.2
质量 /kg	992	584/827	603	3300
升阻比	0.18	0	0	0.24
构型	弹道升力	弹道	弹道	弹道升力

下降段可分为伞降段和动力下降段。其中伞降段从降落伞打开到降落伞抛弃为止,利用降落伞系统进一步降低探测器速度,为动力下降段提供初始条件。动力下降段一般从降落伞抛弃到着陆段开始为止,目的是稳定探测器姿态,消除水平速度,保证预定的下降高度和速度,以使着陆过程顺利实施。

1.2 火星着陆导航的难点问题

火星着陆过程复杂的环境特性给导航技术方案的设计实现带来了挑战,所面临的难点问题主要体现在以下 4 个方面:

1) 火星进入、下降、着陆全过程仅 7 分钟左右,持续时间短,而火星与地球之间的通信延迟一般在 10 分钟以上,这给火星着陆导航系统的自主性与实时性提出了更高的要求^[1,4];

2) 火星表面大气环境复杂多变,同时探测器的进入状态、气动参数等具有较大的不确定性,需要着

陆导航系统具有较强的鲁棒性与自适应能力;

3) 探测器在火星大气进入段由于受到热防护罩的遮挡,导致部分导航敏感器不能工作,可用导航信息来源有限,进一步加大了着陆系统精确导航的困难;

4) 由于缺乏充足的先验信息,对火星表面环境特征等信息的了解有限,缺少精确的数据模型,给导航方案的设计以及仿真验证工作带来困难。

1.3 目前导航方案及能力分析

从上世纪 60 年代开始,美国和前苏联进行了多次火星探测活动,其中有 7 个探测器成功着陆火星,分别是“海盗 1 号”/“海盗 2 号”“火星探路者”“勇气号”“机遇号”“凤凰号”和“好奇号”。“海盗号”作为美国首颗成功软着陆火星的探测器,其导航方案为后续的探测器提供了很好的借鉴。已往的火星探测任务在最终接近段,利用地面深空网和星敏感器等进行探测器状态估计,确定进入点状态^[6];在大气进入段和伞降段,采用惯性导航方式;在动力下降段,“海盗号”和“凤凰号”利用多普勒雷达测量姿态和水平速度^[7],“火星探路者”用雷达高度计测量探测器高度以执行抛伞及气囊充气^[8],“勇气号”和“机遇号”通过下降图像估计系统(DIMES)对水平速度进行估计^[9-10],“好奇号”配备了下降敏感器(TDS)^[11-12],实现探测器相对星表距离、姿态和速度的估计。基于上述导航方案,NASA 成功着陆火星任务的着陆误差椭圆尺寸如表 2 所示^[2]。

表 2 NASA 成功着陆火星任务的着陆误差椭圆尺寸

参数	海盗号	MPF	MER	凤凰号	好奇号
3 σ 着陆椭圆长轴/km	280	200	80	100	20
3 σ 着陆椭圆短轴/km	100	100	12	21	7

可以看到,随着火星探测任务导航系统的发展,探测器最终着陆精度得到了逐步提升,但其着陆精度仍不能满足未来定点着陆的精度要求。

1.4 自主导航技术现状与发展趋势

随着火星探测任务着陆精度需求的不断提高,火星着陆导航技术及其潜在导航方案得到进一步重视。在火星最终接近段,Rush 等提出了利用火星卫星在已知恒星背景下的位置信息进行光学导航,以提高进入点状态估计精度^[13]。Ely 等研究了利用火

星勘测轨道器(MRO)对探测器进行多普勒跟踪测量的导航方式,通过将测量信息传送回地球,与地面站测量数据共同处理后用于轨道更新,可改善接近段导航性能^[14]。Lightsey 等开发了一种嵌入式实时导航系统,利用探测器与 MRO 间的无线电测量数据进行在轨实时导航^[15]。另外,基于 X 射线脉冲星的导航方法^[16-18]以其独特的优势,可为火星接近段提供丰富的导航信息来源。

在火星大气进入导航技术研究方面,Ely 等和 Lévesque 等针对火星进入段非线性动力学系统,引入火星大气密度指数模型,提出了利用 IMU 测量的加速度数据作为外部观测量的导航方案^[19-20]。Heyne 基于同一思想,针对火星大气模型建模的不确定性,提出了一种基于多模型的自适应滤波算法^[21]。Dubois-Matra 等和 Zanetti 等证明了上述导航方法比航迹递推导航对大气模型不确定性具有更强的鲁棒性^[22-23]。此外,由于高频无线电信号可以在进入段的大部分时间穿透探测器周围的等离子鞘^[24],Lévesque 等提出了基于位置已知的人工信标测量和 IMU 测量融合的导航方案^[20],Ely 等针对 JPL 提出的未来火星网络的概念,进行了不同星座构型优化研究^[25]。

未来火星着陆任务需要在动力下降段实施自主障碍检测与规避,以实现复杂地形区的定点安全着陆。基于上述需求,Woicke 等提出了行星着陆的立体视觉导航算法^[26],Liebe 等提出了基于激光相机系统通过三角测量确定距离信息的导航方案^[27],Kanazawa 等提出了一种新的相机图像处理技术,可通过低精度的图像检测亚像素尺寸的障碍^[28]。此外,欧洲太空局在其月球着陆方案中也计划采用光学相机来获得月表的坡度、粗糙度和阴影信息^[29]。相比光学相机而言,激光雷达的实时性更好,且数据处理速度高。NASA 在其自主障碍检测与规避计划(ALHAT)中研制了一系列先进的激光雷达,包括成像激光雷达、多普勒激光雷达、激光高度计等^[30]。激光雷达作为一种新型的距离传感器,在未来火星着陆导航中具有广阔的应用前景。

JPL 设计制造的软件无线电接收机 Electra,具有高灵活性与可重构性,可以实现多种调制方式与操作模式。“好奇号”搭载了 Electra 接收机的最新型号 Electra-lite,EDL 阶段采用 UHF 波段与 MRO

进行中继通信并传输简单指令信息^[31]。Electra 接收机的验证支持了未来无线电测距的发展,JPL 也着手对 Electra 进行升级,以实现未来导航需求^[32]。同时,关于组建火星导航网络的可行性也在研究中,以进一步提高未来火星着陆的导航性能^[33]。

2 最终接近段自主导航方案

2.1 自主导航方案设计

在已实施的火星探测任务中,探测器在接近段的导航大多采用基于地面设备的无线电跟踪测量。但是依靠地面深空网(DSN)进行最终接近段导航具有一定的局限性:一是由于地火距离遥远,通信存在较大时延,地面缺乏对探测器实时测控的能力,同时地面测控信号的强度会随距离衰减,导航误差也随之增大;二是地面无法直接提供探测器相对火星的导航信息,导航精度受到火星星历误差的限制。针对上述问题,Cui 等提出了一种基于 X 射线脉冲星的火星最终接近段组合导航方案(如图 2 所示)^[34]。

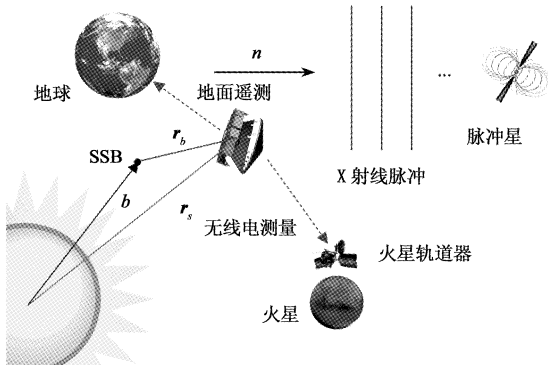


图 2 基于 X 射线脉冲星的火星最终接近段组合导航方案示意图

Fig. 2 Integrated navigation scheme for Mars final approach phase based on X-ray pulsar

2.2 自主导航方案配置

接近段导航采用地面深空网的无线电跟踪数据,通过 Doppler 数据解算得到探测器的径向距离与速度^[35]。为了得到探测器的方位信息,采用 Δ DOR(Differential one-way range)测量,同时通过对 MRO 以及 Odyssey 的测量可以提高星历的精度^[36]。

利用地面深空网的接近段导航方案,在进入火星大气前 6 小时,DSN 的跟踪测量将被切断,不能满足火星最终接近段导航的实时性要求。因而,通过增加探测器与 MRO 之间的导航测量信息,以提高

最终接近段导航性能的方案被提出。然而,由于受 MRO 可见弧段的约束,基于 MRO 的自主导航方案存在信息间断的问题。因此,文献[34]通过引入 X 射线脉冲星的测量信息,增加了自主导航系统的信息实时获取途径。导航方案配置如表 3 所示。

表 3 基于 X 射线脉冲星的火星接近段自主导航方案配置

Table 3 Configuration of navigation system for Mars final approach phase based on X-ray pulsar

敏感器	观测量	目的
无线电接收机 (DSN + Δ DOR)	径向距离与速度、方位角	估计探测器状态
无线电接收机 (MRO)	径向距离与速度	估计探测器状态
X 射线敏感器	径向距离	估计探测器状态

2.3 自主导航模型建立

探测器通过与火星轨道器的无线电测量,可以得到其间的相对距离及相对速度

$$R_i = |\mathbf{r}_s - \mathbf{r}_{mi}|$$

$$V_i = \frac{(\mathbf{v}_s - \mathbf{v}_{mi}) \cdot (\mathbf{r}_s - \mathbf{r}_{mi})}{|\mathbf{r}_s - \mathbf{r}_{mi}|}, i = 1, 2, \dots, N \quad (1)$$

式中: R_i 与 V_i 分别为探测器到第 i 颗轨道器的相对距离与相对速度; $\mathbf{r}_s$ 与 $\mathbf{v}_s$ 分别为日心惯性坐标系下探测器的位置和速度矢量; $\mathbf{r}_{mi}$ 与 $\mathbf{v}_{mi}$ 分别为日心惯性坐标系下第 i 颗轨道器的位置和速度矢量; n 为轨道器的个数。

此外,通过对 X 射线脉冲星辐射信号的接收,并将其与标准波形进行比对,可以得到 X 射线到达探测器与到达太阳系质心(SSB)的时间差

$$\Delta t_j = t_{bj} - t_{sj} = \frac{\mathbf{n}_j \cdot \mathbf{r}_b}{c} + \frac{1}{2cD_{0j}} [(\mathbf{n}_j \cdot \mathbf{r}_b)^2 - \mathbf{r}_b^2 + 2(\mathbf{n}_j \cdot \mathbf{b})(\mathbf{n}_j \cdot \mathbf{r}_b) - 2(\mathbf{b} \cdot \mathbf{r}_b)] + \frac{2\mu_s}{c^3} \ln \left| \frac{\mathbf{n}_j \cdot \mathbf{r}_b + \mathbf{r}_b}{\mathbf{n}_j \cdot \mathbf{b} + \mathbf{b}} + 1 \right|$$

$$j = 1, 2, \dots, m \quad (2)$$

式中: $\mathbf{n}_j$ 为 SSB 到第 j 颗脉冲星的单位矢量; $\mathbf{b}$ 是 SSB 在日心惯性坐标系下的位置矢量; μ_s 为太阳引力系数, c 为光速, $\mathbf{r}_b$ 为探测器相对 SSB 的位置矢量,满足

$$\mathbf{r}_s = \mathbf{b} + \mathbf{r}_b \quad (3)$$

此外, D_{0j} 为第 j 颗脉冲星到日心的距离, m 为所用到的脉冲星数量。

由于太阳质量占太阳系质量的 99% 以上,并且脉冲星通常距离太阳系非常遥远,因此可以将式(2)简化为

$$\Delta t_j = \frac{\mathbf{n}_j \cdot \mathbf{r}_s}{c} + \varepsilon_j \quad (4)$$

式中, ε_j 为测量误差。

在地面跟踪切断前,DSN 测量信息是自主导航的主要信息源。地面跟踪切断后,在火星轨道器的可见弧段,同时利用轨道器的无线电测量信息与 X 射线脉冲星的测量信息构建测量模型;而在火星轨道器的不可见弧段,只利用 X 射线脉冲星测量信息进行自主导航。基于上述导航方案,同时结合导航滤波算法,可以在火星最终接近段实现对探测器状态的实时估计。

2.4 自主导航方案性能分析

图 3 给出了基于 X 射线脉冲星的火星最终接近段组合导航方案与相关组合导航方案性能的仿真结果,表 4 给出了基于 X 射线脉冲星组合导航方案与 MSL 地面跟踪导航性能对比情况^[34]。

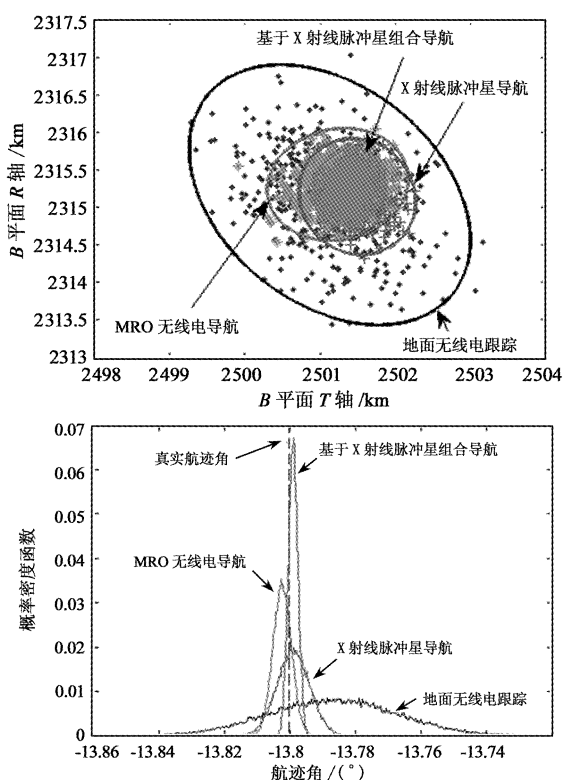


图 3 火星最终接近段导航方案性能对比

Fig. 3 Navigation performances of different navigation schemes for Mars final approach

表 4 基于 X 射线脉冲星组合导航方案与 MSL 地面跟踪导航性能对比

Table 4 Comparison of error ellipses between proposed navigation scheme and the navigation scheme for MSL based on X-ray pulsar

导航方案	MSL 地面跟踪导航	X 射线组合导航
导航方式	DSN	DSN + MRO + XNAV
3 σ 误差椭圆长轴 /km	5.3392	2.7260
3 σ 误差椭圆短轴 /km	1.0994	0.8569

由上述结果可见,引入 X 射线脉冲星信息可以有效提高探测器的状态估计精度,与传统接近段导航方案相比,具有更好的实时性;此外,利用 X 射线脉冲星导航与轨道器无线电导航方式的优势互补,提高了导航系统的自主性和可靠性。因此,该方案有助于为火星大气进入段提供更为精确的进入点状态信息。

3 大气进入段自主导航方案

3.1 自主导航方案设计

由于火星大气进入段环境恶劣,有时还会出现通信“黑障”现象^[37],所以目前的火星大气进入段采用惯性导航方式,其导航精度受初始状态偏差、IMU 漂移和随机误差以及外部环境扰动等因素的影响较大。随着火星探测着陆精度要求的不断提高,需要寻求新的导航方案以提高导航性能。由于高频无线电信号穿透探测器周围等离子鞘的能力较强,Yu 等提出了基于无线电测量的火星进入段自主导航方案(如图 4 所示)^[38]。

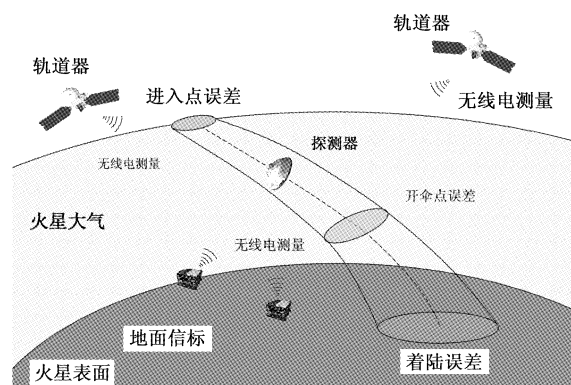


图 4 基于无线电测量的火星进入段组合导航方案示意图

Fig. 4 Navigation scheme for Mars entry phase based on radiometric measurements

随着火星探测任务的深入开展,未来将有更多火星轨道器和着陆器装备有无线电导航通信设备,从而为构建火星通信及导航网络提供可能,有望逐步建成火星 GPS 导航网络。

3.2 自主导航方案配置

基于无线电测量的组合导航系统需要通过火星轨道器或星表信标提供探测器相对于信标的距离与速度信息。由于高频无线电信号可以降低火星进入段通信“黑障”效应的影响,一般选用 UHF 作为无线电测量通信频段。导航方案配置如表 5 所示。

表 5 基于无线电测量的火星进入段自主导航方案配置

Table 5 Configuration of navigation scheme for Mars entry phase based on radiometric measurements

敏感器	观测量	目的
IMU	气动加速度	进行航位递推
无线电接收机	径向距离与速度	估计探测器状态

3.3 自主导航模型建立

在火星惯性坐标系下建立动力学方程,探测器的状态矢量为 $\mathbf{x} = [r, \theta, \phi, V, \gamma, \psi]^T$,其中 r 为火星质心到探测器的距离, V 为探测器速度, θ 为经度, ϕ 为纬度, γ 为航迹角, ψ 为指向角, $\psi = 0$ 表示指向东。火星大气进入段探测器的动力学模型为:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} V \sin \gamma \\ V \cos \gamma \cos \psi / (r \cos \phi) \\ V \cos \gamma \sin \psi / r \\ -D - g \sin \gamma \\ [L \cos \sigma - (g - V^2/r) \cos \gamma] / V + \\ 2\omega(\tan \gamma \sin \psi \cos \phi - \sin \phi) \\ - (L \sin \sigma + V^2 \cos^2 \gamma \cos \psi \tan \phi / r) / (V \cos \gamma) + \\ 2\omega \cos \psi \cos \phi \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中, σ 为倾侧角, ω 为火星自转角速度, g 为重力加速度, L 和 D 分别为探测器受到的升力和阻力加速度

$$g = \frac{\mu}{r^2}, L = \frac{1}{2} \rho V^2 \frac{S}{m} C_L, D = \frac{1}{2} \rho V^2 \frac{S}{m} C_D \quad (6)$$

式中, μ 为火星引力常数, ρ 为大气密度, S 为探测器的参考面积, m 为探测器质量, C_L 和 C_D 分别为探测器的升力和阻力系数。

通过探测器与无线电信标间的测量,可得探测器与无线电信标之间的相对距离与速度

$$R_i = \sqrt{(x_{\text{Beacon}}^i - x)^2 + (y_{\text{Beacon}}^i - y)^2 + (z_{\text{Beacon}}^i - z)^2}$$

$$x = r \cos \phi \cos \theta, y = r \cos \phi \sin \theta, z = r \sin \phi$$

$$V_i = \frac{dR_i}{dt}, \quad i = 1, 2, \dots, N \quad (7)$$

式中, R_i 与 V_i 分别为探测器到第 i 颗无线电信标的相对距离与速度, $x_{\text{Beacon}}^i, y_{\text{Beacon}}^i$, 和 z_{Beacon}^i 分别为第 i 颗无线电信标位置矢量的三轴分量, x, y 和 z 分别为探测器位置矢量的三轴分量, N 为无线电信标的个数。通过对不同无线电信标测量信息的组合,可以构建火星进入段自主导航测量模型为

$$\mathbf{y} = [R_i, V_i]^T = \mathbf{h}(\mathbf{x}), \quad i = 1, 2, \dots, N \quad (8)$$

上述导航方案可以实现对探测器状态更为精确的估计。

3.4 自主导航方案性能分析

假设三颗星表无线电信标可用,对火星进入段自主导航方案进行性能分析。信标位置如图 5 所示,其中可见区域表示在整个进入过程中此区域信标对探测器全可见。图 6 给出了基于三颗信标的无线电测距导航滤波结果^[38]。表 6 给出了基于三颗无线电信标测距、测距测速以及惯性导航方案的导航精度比较^[38]。

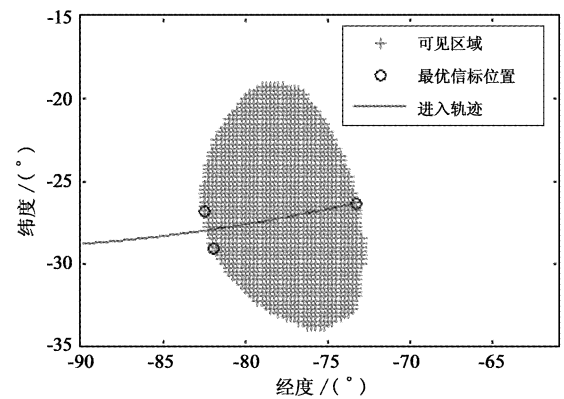


图 5 三颗火星表面信标位置

Fig. 5 Positions of three ground-based beacons

由上述结果可见,通过引入无线电信标的测距信息,可以提高导航精度与收敛性能;进一步增加测速信息,导航性能可以得到进一步提高。仿真结果表明,基于无线电测量的自主导航方案能够有效提高火星大气进入段导航性能。

表6 不同导航方式导航误差比较 (3σ)Table 6 Navigation errors (3σ) of different navigation schemes

导航方式	位置/km	速度/($\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$)	航迹角/($^\circ$)	方位角/($^\circ$)	经度/($^\circ$)	纬度/($^\circ$)
惯性导航	0.3960	2.282	0.0964	0.0650	0.0061	0.0062
无线电测距	0.0172	0.4728	0.0331	0.0252	0.00037	0.00202
无线电测距测速	0.0074	0.1699	0.0093	0.0044	0.00005	0.00023

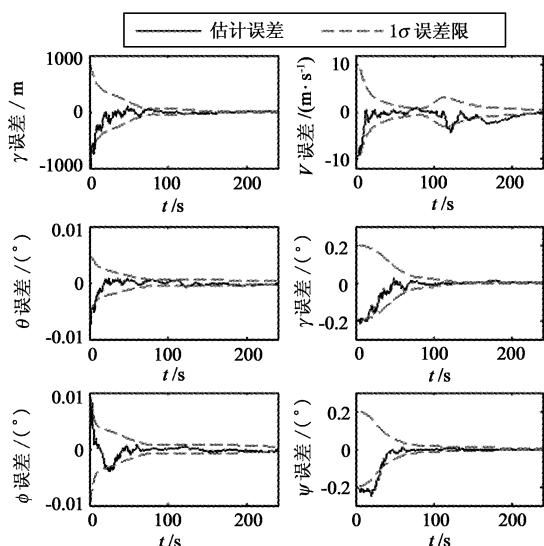


图6 基于三颗无线电测距信息的导航滤波结果

Fig. 6 Navigation results using range measurements of three beacons

4 下降着陆段自主导航方案

4.1 自主导航方案设计

为实现火星精确软着陆,在动力下降段,要求导航系统提供探测器精确的位置和速度信息。以往的火星着陆任务在动力下降段均采用雷达高度计测量探测器的高度信息,借助不同的方式获取速度信息,然而均无法直接测得探测器相对目标点的水平位置信息。尽管导航相机可以通过着陆区特征点观测得到探测器相对目标点的位置信息,但由于图像识别与处理过程繁琐,基于光学相机的导航方案难以单独用于动力下降段。为此,Qin等提出了基于多普勒雷达测量与轨道器无线电测量相结合的火星下降段自主导航方案(如图7所示)^[39]。

4.2 自主导航方案配置

为获得探测器准确的位置和速度信息,可以利用MRO无线电测量装置、多普勒雷达以及IMU进行组合导航。导航方案配置如表7所示。

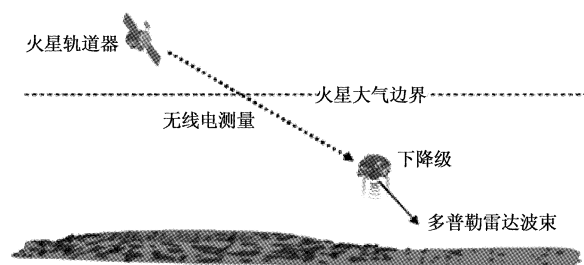


图7 基于无线电测量的火星下降段组合导航方案示意图

Fig. 7 Navigation scheme for Mars powered descent phase based on radiometric measurements

表7 动力下降段组合导航方案

Table 7 Configuration of navigation system for powered descent phase

敏感器	观测量	目的
IMU	加速度与角速度	进行航位递推
多普勒雷达	雷达波束距离与速度	估计探测器高度与姿态信息
无线电接收机	相对径向距离	估计探测器的位置信息

4.3 自主导航模型建立

在火星惯性坐标系下建立动力学模型,探测器的状态矢量 $\mathbf{x}$ 包括位置矢量 $\mathbf{r} = [x, y, z]^T$ 、速度矢量 $\mathbf{v} = [v_x, v_y, v_z]^T$ 、姿态角 $\mathbf{e} = [\phi, \theta, \psi]^T$ 、加速度计及陀螺常值漂移 $\mathbf{b}^a = [b_x^a, b_y^a, b_z^a]^T$ 、 $\mathbf{b}^\omega = [b_x^\omega, b_y^\omega, b_z^\omega]^T$ 。火星动力下降段探测器动力学模型为

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} \mathbf{v} \\ \mathbf{T}_b^l(\mathbf{a}_m - \mathbf{b}_a - \boldsymbol{\xi}_m) + \mathbf{g} \\ \mathbf{K}(\boldsymbol{\omega}_m - \mathbf{b}_\omega - \boldsymbol{\xi}_\omega) \\ \mathbf{0}_{3 \times 1} \\ \mathbf{0}_{3 \times 1} \end{bmatrix} \quad (9)$$

式中, $\mathbf{T}_b^l$ 为状态转移矩阵, $\mathbf{K}$ 为角速度转换矩阵, $\mathbf{a}_m$ 与 $\boldsymbol{\omega}_m$ 分别是加速度计和陀螺的输出值, $\boldsymbol{\xi}_m$ 与 $\boldsymbol{\xi}_\omega$ 分别是加速度计和陀螺的测量误差, $\mathbf{g}$ 为重力加速度。

探测器与火星轨道器之间的相对距离为

$$R = \sqrt{(x - x_B)^2 + (y - y_B)^2 + (z - z_B)^2} \quad (10)$$

通过多普勒雷达波束的测量,可以得到第 j 束波束方向的距离及探测器速度在第 j 束波束方向的投影为

$$\rho_j = \frac{|z|}{\cos(\mathbf{T}_b^l \mathbf{n}_{\rho j}, -\mathbf{v}_z)} = \frac{|z|}{n_{\rho j}^x \sin\theta - n_{\rho j}^y \sin\phi \cos\theta - n_{\rho j}^z \cos\phi \cos\theta}, \quad j = 1, \dots, M \quad (11)$$

$$\mathbf{V}_j = \mathbf{v}_b \cdot \mathbf{n}_{\rho j} = (\mathbf{T}_b^l \mathbf{v})^T \mathbf{n}_{\rho j} = \mathbf{v}^T \mathbf{T}_b^l \mathbf{n}_{\rho j}, \quad j = 1, \dots, M \quad (12)$$

式中, $\mathbf{n}_{\rho j} = [n_{\rho j}^x, n_{\rho j}^y, n_{\rho j}^z]^T$ 为第 j 束波束的单位方向矢量, $\mathbf{v}_b$ 为探测器速度在本体坐标系下的表示, M 为雷达波束的数量。

上述方案通过无线电测量可以获得探测器相对火星轨道器的距离信息,从而提高了对探测器水平位置的观测能力。

4.4 自主导航方案性能分析

选择 MRO 作为无线电测量信息源,分别采用基于 TDS 导航方案和基于多普勒雷达与轨道器无线电测量组合导航方案进行对比分析,可以得到探测器状态的导航滤波结果如图 8 所示^[39]。

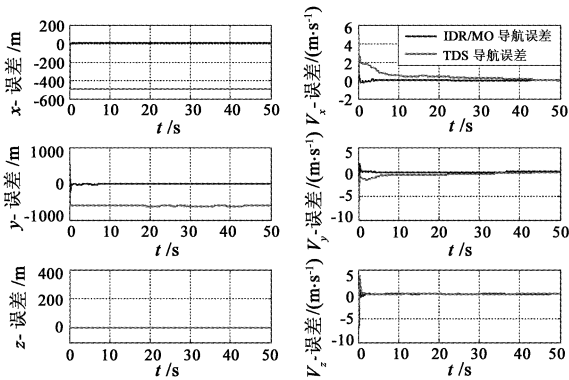


图 8 两种导航方案导航误差对比

Fig. 8 Comparison of navigation errors between two navigation methods

由上述结果可见,采用 TDS 导航方案,只能准确估计探测器的高度和速度;而采用组合导航方案,可以准确估计出探测器的高度、速度以及水平位置信息。同时,多普勒雷达和无线电接收机的工作频率高,数据测量快,可以保证实时性要求。

5 火星着陆全过程自主导航方案综合仿真

利用前述各阶段自主导航方案,对火星着陆全过程进行综合仿真,进一步研究各阶段交接点的导航精度(如表 8 所示)。仿真系统结构如图 9 所示。仿真条件同前。

表 8 火星着陆各阶段导航方案

Table 8 Navigation schemes for Mars EDL phase

着陆阶段	导航方案	传感器
最终接近段	基于 X 射线脉冲星的组合导航方案	无线电接收机、X 射线敏感器
大气进入段	基于无线电信标测量的导航方案	无线电接收机、IMU
伞降段	惯性导航方案	IMU
动力下降段	基于轨道信标测量的组合导航方案	IMU、多普勒雷达、无线电接收机

通过综合仿真,可以得到火星着陆各阶段交接点的导航精度如表 9 所示,同时着陆误差椭圆如图 10 所示。

表 9 火星着陆各阶段交接点导航误差

Table 9 Navigation error of each intersection of

Mars EDL phase

交接点	导航误差 (3σ) /m
进入点	300
开伞点	110
着陆点	50

综合仿真结果表明,火星着陆过程各阶段自主导航方案可以对火星着陆探测器的状态进行有效估计,且较已有火星着陆自主导航方案的性能有较大提高。在给定初始条件下,能够满足火星定点着陆的精度需求。

6 结束语

火星 EDL 阶段是整个火星着陆过程中最为关键的阶段,而如何对探测器状态进行精确估计是火星着陆 EDL 阶段的核心技术之一。本文在对火星 EDL 阶段的环境特点和导航存在的难点问题进行分析的基础上,分析了目前导航系统所具备的能力,总结了现阶段火星着陆自主导航技术的发展趋势,进而从自主导航方案设计与配置、自主导航模型建立与仿真、自主导航方案性能分析等方面概括介绍了火星着陆自主导航方案的最新研究进展,并基于

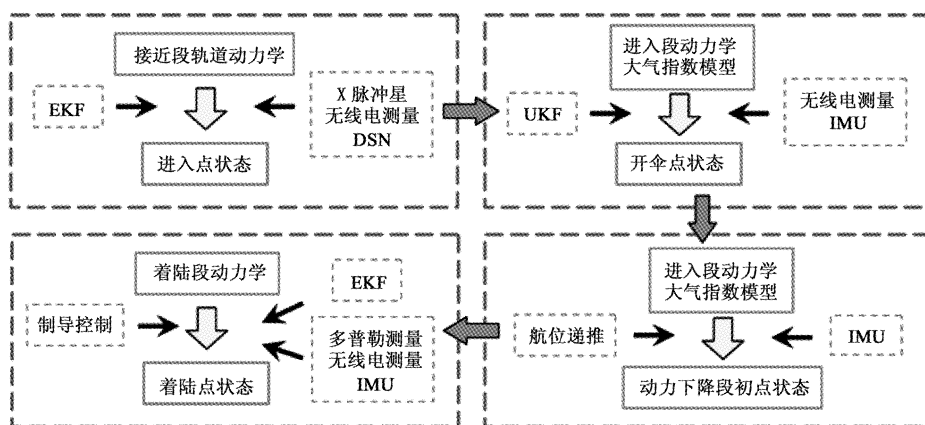


图9 仿真系统结构图

Fig. 9 Diagram of simulation system

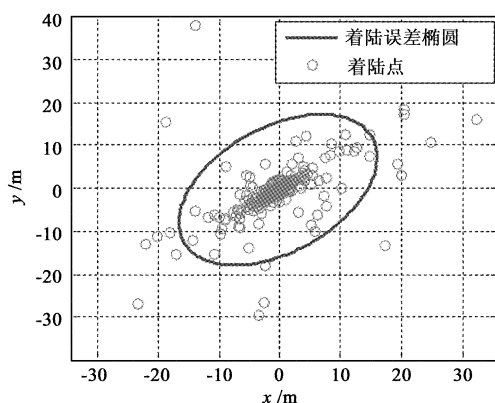


图10 着陆误差椭圆

Fig. 10 Landing error ellipse

各阶段自主导航方案,对火星着陆全过程进行了综合仿真,进一步研究了满足未来火星定点着陆任务的 EDL 各飞行阶段交接点导航精度。

目前,对基于无线电测量的火星 EDL 阶段自主导航方案已经进行了大量的研究与验证工作,所具有的众多优点与潜在价值为未来火星着陆探测自主导航方案奠定了基础。随着火星探测任务的深入开展,火星轨道器与巡视器的功能将逐步完善,火星导航网络也将逐步构建,基于火星导航网络的组合导航将成为提高火星着陆精度的重要技术途径。因此,基于目前技术现状和发展趋势,构建“递进式三阶段”火星着陆自主导航方案是可行的,即基于惯性测量的自主导航方案(目前可用)、基于无线电测量的多源信息组合自主导航方案(近期可能)、基于火星导航网络的自主导航方案(未来可行)。“递进式三阶段”火星着陆自主导航方案可为未来火星着陆自主导航方案的设计与论证提供参考。

参 考 文 献

- [1] Braun R D, Manning R M. Mars exploration entry, descent, and landing challenges [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, 44(2): 310-323.
- [2] 崔平远,于正湜,朱圣英. 火星进入段自主导航技术研究现状与展望[J]. 宇航学报, 2013, 34(4): 447-456. [Cui P Y, Yu Z S, Zhu S Y. Research progress and prospect of autonomous navigation techniques for Mars entry phase [J]. Journal of Astronautics, 2013, 34(4): 447-456.]
- [3] Steinfeldt B A, Grant M J, Matz D A, et al. Guidance, navigation, and control system performance trades for Mars pinpoint landing[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2010, 47(1): 188-198.
- [4] Levesque J F. Advanced navigation and guidance for high-precision planetary landing on Mars[D]. Canada: Universite de Sherbrooke, 2006.
- [5] Edquist K T, Hollis B R, Dyakonov A A. Mars science laboratory entry capsule aerothermodynamics and thermal protection system[C]. IEEE Aerospace Conference, Big Sky, Montana, Mar. 3-10, 2007.
- [6] Ely T A, Guinn J, Quintanilla E. Navigation services of the Mars network[C]. The 59th Annual Meeting of the Institute of Navigation and CIGTF 22nd Guidance Test Symposium. Albuquerque, New Mexico, Jun. 23-25, 2003.
- [7] Oberhettinger D, Skulsky E D, Bailey E S. Assessment of Mars Phoenix EDL performance [C]. 2011 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, Mar. 5-12, 2011.
- [8] Spencer D A, Blanchard R C, Braun R D, et al. Mars Pathfinder entry, descent, and landing reconstruction [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1999, 36(3): 357-366.
- [9] Cheng Y, Goguen J, Johnson A, et al. The Mars exploration rovers descent image motion estimation system [J]. IEEE Intelligent Systems, 2004, 19(3): 13-21.
- [10] Johnson A, Willson R, Cheng Y, et al. Design through operation of an image-based velocity estimation system for Mars landing [J]. International Journal of Computer Vision, 2007, 74(3): 319-341.

- [11] Pollard B D, Chen C W. A radar terminal descent sensor for the Mars Science Laboratory mission [C]. 2009 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, Mar. 7–14, 2009.
- [12] Montgomery J, Bodie J, Brown J, et al. Implementing the Mars Science Laboratory terminal descent sensor field test campaign [C], The 35th Annual AAS Rocky Mountain Guidance and Control Conference, Breckenridge, CO, Feb. 2012.
- [13] Rush B, Bhaskaran S. Improving Mars approach navigation using optical data [C]. 2001 AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, Quebec City, Canada, Jul. 30–Aug. 2, 2001.
- [14] Ely T A, Guinn J R. Mars approach navigation using Mars network based doppler tracking [C]. Proceedings of the AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, Monterey, CA, Aug. 2002.
- [15] Lightsey E G, Mogensen A E. Real-time navigation for Mars missions using the Mars network [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2008, 45(3): 519–533.
- [16] Chester T J, Butman S A. Navigation using X-ray pulsars [R]. Washington, DC, NASA Technical Reports N81–27129, Jun. 1981.
- [17] Graven P, Collins J, Sheikh S, et al. XNAV for deep space navigation [C]. 31st Annual AAS Guidance and Control Conference, Breckenridge, CO, Feb. 2008.
- [18] Sheikh S I, Pines D J, Wood K S, et al. Spacecraft navigation using X-ray pulsars [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2006, 29(1): 49–63.
- [19] Ely T A, Bishop R H, Dubois-Matra O. Robust entry navigation using hierarchical filter architectures regulated with gating networks [C]. 16th International Symposium on Spaceflight Dynamics Symposium, Pasadena, CA, Dec. 3–6, 2001.
- [20] Lévesque J F, Lafontaine J D. Innovative navigation schemes for state and parameter estimation during Mars entry [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2007, 30(1): 169–184.
- [21] Heyne M C. Spacecraft precision entry navigation using an adaptive sigma point Kalman filter bank [D]. Austin, TX: The University of Texas at Austin, 2007.
- [22] Dubois-Matra O, Bishop R H. Multi-model navigation with gating networks for Mars entry precision landing [C]. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Providence, RI, Aug. 16–19, 2004.
- [23] Zanetti R, Bishop R H. Adaptive entry navigation using inertial measurements [C]. 17th AAS/AIAA Annual Space Flight Mechanics Meeting, Sedona, AZ, Jan. 28–Feb. 1, 2007.
- [24] Morabito D D. The Spacecraft communications blackout problem encountered during passage or entry of planetary atmospheres [R]. Pasadena, California: Jet Propulsion Laboratory, August 2002.
- [25] Ely T A, Anderson R, Bar-Sever Y E, et al. Mars network constellation design drivers and strategies [C]. The AAS/AIAA Astrodynamics Conference, Girdwood, Alaska, Aug. 16–19, 1999.
- [26] Woicke S, Mooij E. Stereo-vision algorithm for hazard detection during planetary landings [C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, National Harbor, Maryland, Jan. 13–17, 2014.
- [27] Liebe C C, Padgett C, Chapsky J, et al. Spacecraft hazard avoidance utilizing structured light [C]. IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, Mar. 4–11, 2006.
- [28] Kanazawa S, Fukuda S, Sawai S, et al. Autonomous precision landing system with avoidance system using single camera for small landers [C], 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Grapevine, Texas, Jan. 7–10, 2013.
- [29] Parreira B, Vasconcelos J F, Montañó J, et al. Hazard detection and avoidance in ESA lunar lander: concept and performance [C]. Guidance, Navigation, and Control and Co-located Conferences, Boston, MA, Aug. 19–22, 2013.
- [30] Amzajerdian F, Petway L B, Hines G D, et al. Lidar sensors for autonomous landing and hazard avoidance [C]. SPACE Conferences and Exposition, San Diego, CA, Sep. 10–12, 2013.
- [31] Edwards C, Jedrey T, Schwartzbaum E, et al. Proximity-1 space link protocol – rationale, architecture, and scenarios [R]. Washington DC, USA: National Aeronautics and Space Administration, Aug. 2007.
- [32] Satorius E, Jedrey T, Bell D, et al. The Electra radio, Chapter 2 in autonomous software – defined radio receivers for deep space applications [M], Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons, 2006.
- [33] De Sanctis M, Rossi T, Lucente M, et al. Flower constellation of orbiters for Martian communication [C]. 2007 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, Mar. 3–10, 2007.
- [34] Cui P, Yu Z, Zhu S, et al. Real-time navigation for Mars final approach using X-ray pulsars [C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Boston, MA, Aug. 19–22, 2013.
- [35] Thornton C L, Border J S. Radiometric tracking techniques for deep-space navigation [M]. Hoboken, New Jersey: Wiley & Sons, 2003.
- [36] Martin-Mur T J, Kruizinga G L, Wong M C. Mars science laboratory interplanetary navigation analysis [C]. The 22nd International Symposium on Space Flight Dynamics, San Jose dos Campos, Brazil, 2011.
- [37] 崔平远, 窦强, 高艾. 火星大气进入段通信“黑障”问题研究综述 [J]. 宇航学报, 2014, 35(1): 1–12. [Cui P Y, Dou Q, Gao A. Review of communication blackout problems encountered during Mars entry phase [J]. Journal of Astronautics, 2014, 35(1): 1–12].
- [38] Yu Z, Cui P, Zhu S. Observability-based beacon configuration optimization for Mars entry navigation [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, (2014), accessed Feb. 19, 2014. doi: <http://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/1.G000014>.
- [39] Qin T, Zhu S, Cui P. An innovative navigation scheme of powered descent phase for Mars pinpoint landing [J]. Advances in Space Research, Under Review.

作者简介:

崔平远(1961–),男,教授,博士生导师,主要从事飞行器自主导航与控制、深空探测器自主技术与轨道设计、智能信息处理与自主导航。

通信地址:北京市海淀区中关村南大街5号,北京理工大学宇航学院(100081)

电话:(010)68918611

E-mail:cuipy@bit.edu.cn

(责任编辑:高莎)