



# 垂直回收火箭相对导航技术 现状及应用分析

■ 北京中科宇航技术有限公司 张智境  
中国科学院力学研究所 杨毅强  
北京中科宇航技术有限公司 吴炜平 马玉海

基于垂直降落激光定位姿态的导航算法对于解决垂直起降可重复使用运载器在垂直降落过程中返回高精度导航定位问题具有一定的效果,本文给出了一种垂直降落激光定位姿态的导航算法,分析了方案系统误差来源及其影响因素,并结合算例对算法做了相应的误差分析。

## 一、概述

近年来,垂直起降可重复使用运载器及其导航制导控制技术逐步成为研究热点。典型的垂直起降运载器在返回过程中主要经历垂直上升段、科学实验段、动力减速段、气动减速段和垂直着陆段等多个飞行段。按照返回过程是否需要动力,分为两种方式:一种是无动力返回助推器,这种助推器一般借助于降落伞减速降落在海面或地面;另一种是动力返回助推飞行器,一般采用航空发动机或者火箭发动机作为动力,利用自动驾驶仪和着陆系统返回发射场。

针对动力式返回助推飞行器,火箭垂直着陆的制导算法发展趋势主要是基于在线轨迹规划计算方法,学者Acikmese最早将凸优化方法应用于火星着陆过程中的动力下降段。之后不断有学者将其应用在工程实践中,以最优的燃料消耗量有效提高落点控制精度,验证凸优化进行在线制导的可行性。

降落过程由于各阶段所需控制精度不同,对导航精度的需求不同。其中,垂直着陆段为保证运载器平稳降落,需要精确控制发动机推力,预估获得实时质量,严格把控推重比,同时需要高精度的实时测量箭体位置、姿态,为制导控制系统提供准确的飞行状态反馈。

运载器垂直降落过程中发动机尾焰喷流会形成高温环境和复杂电磁环境,使安装在尾舱上的箭上设备工作环境苛刻,对高度测量设备在箭体上的安装位置提出了约束限制。突破降落过程环境干扰的返回高精

度导航技术能够提高轨迹设计及制导控制的效率。“猎鹰”9可重复使用运载火箭各级的着陆器采用4腿式方案,4个钢制腿状支架均匀分布在火箭底部,其中二级着陆支架有向外展开和向内折叠两种布局方案,前者是避免由于发动机喷管火焰的烧蚀,后者是为了使其免受再入阻力。其着陆精度可达到垂直速度误差1.47m/s、水平速度误差0.15m/s、倾斜误差0.4°、偏离目标中心0.7m。

## 二、相对导航技术现状

目前,用来测距的主要方式包括实时动态(RTK)定位、微波雷达测距、激光测距、 $\gamma$ 射线测距、到达时间差(TDOA)测距。

### (一)实时动态定位

目前使用最为广泛的高精度定位技术就是RTK技术。RTK技术的关键在于使用了全球导航卫星系统(GNSS)的载波相位观测量,利用参考站和移动站之间观测误差的空间相关性,通过差分的方式除去移动站观测数据中的大部分误差,从而实现分米级甚至厘米级的定位。

RTK技术在应用中遇到的最大问题就是参考站校正数据的有效作用距离。GPS误差的空间相关性随参考站和移动站距离的增加而逐渐失去线性,因此在较长距离下(单频>10km、双频>30km),差分处理后的数据存在很大的观测误差,导致定位精度的降低和无

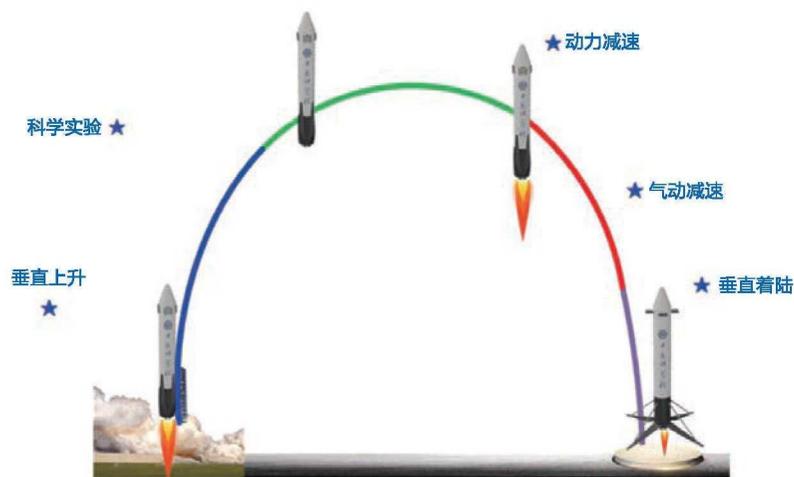


图1 垂直返回过程示意图

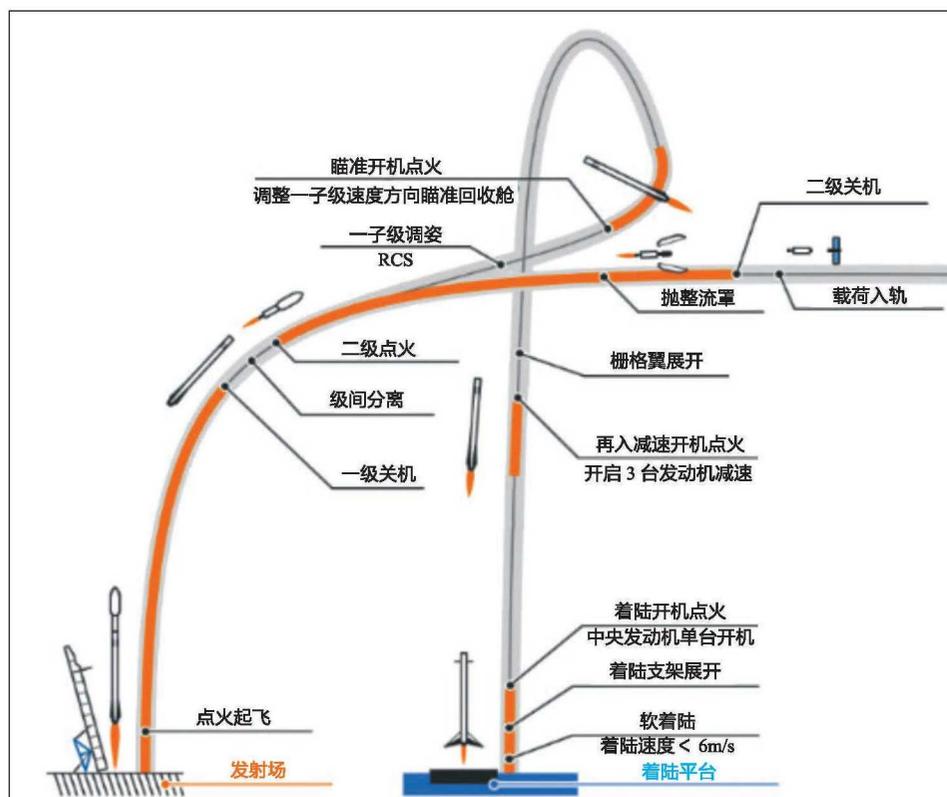


图2 “猎鹰”9火箭—子级海上着陆飞行剖面示意图

法解算载波相位的整周模糊。所以，为了保证定位精度，高精度RTK的作业距离具有明确限制。

## (二) 微波雷达测距

雷达利用目标对电磁波的散射来发现目标并测定目标的空间位置。着陆雷达包括雷达高度计和多普勒测速雷达，分别利用电磁波通过飞行时间和多普勒效应测量目标的距离和速度。在月球探测垂直着陆的技术应用上，印度“月船”2采用Ka波段着陆雷达，美国重返月球探测器依旧沿用“火星科学实验室”(MSL)的毫米波着陆雷达。我国“嫦娥”3着陆器的探月雷达采用惯性+雷达组合导航方式，配置了6个液浮陀螺仪和6个石英挠性加速度计、1台激光测距敏感器和1台微波测速测距敏感器，以雷达探测为主，激光高度计为辅，完成对月球高程测量。

利用微波雷达测距具有可自主性、全天时、全天候获取远距离目标信息的特点，但其体积大、易受电磁干扰，测距精度在0.5%~3%，难以满足垂直降落过程高精度导航的要求。

## (三) 激光测距

目前，世界上很多国家都在开展星载激光测高系统研究。1974年，美国将激光测高技术应用在“阿波罗”登月飞船上，于是出现了第一个星载激光测高系统。“冰卫星”1 (ICESat-1)是第一颗用于对地观测的激光卫星，其激光足印定位精度可达到高程15cm量级；2018年发射的ICESat-2卫星搭载了更为先进的激光测高系统，共发射6束脉冲，分3组排列，每组距离约3.3km。组内2束脉冲一强一弱，3组激光交叉测量。

因激光测距具有体积小、稳定可靠、分辨率高、不受“黑障区”影响的优点，也存在测量距离较近和受

天气影响较大的缺点，基于“惯性+多模式无线电+微波测距测速”的组合导航方法成为一种应用于运载火箭垂直回收着陆段制导导航及控制的选择。

目前激光测距产品中2个最具代表性的典型为LiteMapper 6800与ALS60。LiteMapper 6800是奥地利RiegI公司和德国IGI公司合作推出的激光雷达系统，其激光脉冲重复频率高达400kHz，最大探测高度为2000m，测距精度达20mm，是数据扫描频率最高、精度最优的一款成熟产品；ALS60为徕卡(Leica)公司的第三代激光扫描系统，其测距精度在1000m飞行高度时平面精度为0.10m、垂直精度为0.15m。

## (四) $\gamma$ 射线测距

针对航天回收着陆过程的高度测量，基于 $\gamma$ 射线的测距技术也是研究者的选择之一。目前，国际上仅俄罗斯将 $\gamma$ 射线测距技术成功应用于航天领域，其“联盟”TMA飞船为典型代表之一。我国“神舟”系列飞船在返回舱软着陆部分即采用了 $\gamma$ 射线测高的方法，为圆满完成飞行任务提供了可靠的技术保障。

$\gamma$  射线测距通过向地面连续辐照  $\gamma$  射线, 探测射线穿透物质并和物质发生相互作用后的反散射粒子密度, 将其转换为高度信息, 来完成测距。其优点在于:  $\gamma$  射线波长可达  $10^{-7}$  mm 量级, 静态测距精度相比雷达、激光要高。但因目前  $\gamma$  射线测距产品在航天着陆领域依旧停留在模拟阶段, 存在测速、高度补偿等方面的技术瓶颈, 同时, 由于  $\gamma$  射线的特性, 其辐射性对试验操作人员带来一定的安全问题, 使用  $\gamma$  射线测距的方法需严格控制  $\gamma$  射线剂量及其分布状况, 这将为垂直降落导航制导技术研究带来额外的困难。

### (五) 到达时间差测距

TDOA 测距是一种利用时间差进行定位的方法, 通过测量信号到达监测站的时间可以确定信号源的距离。利用信号源到多个无线电监测站的距离确定信号的位置。通过比较信号到达多个监测站的时间差, 做出以监测站为焦点、距离差为长轴的双曲线, 利用双曲线的交点确定信号的位置。

TDOA 的优势在于 TDOA 不存在相位模糊的问题, 因此测向基线可以不受限制。传统的测向方法需要通过相位来计算方位角, 而相位测量存在  $2\pi$  周期的不确定性, 所以往往利用天线基线小于信号波长的方法来避免  $2\pi$  周期的回绕。但是高频信号的波长较短, 使得测试天线的距离较近, 容易产生信号耦合, 使得测量产生误差。而每个 TDOA 监测站只需 1 个天线, 从根本上解决了信号耦合的问题。TDOA 系统复杂度低。对于 TDOA 监测站, 只需配置监测天线和接收机即可, 对于天线的要求不高。其定位精度取决于时间测量的准确程度。

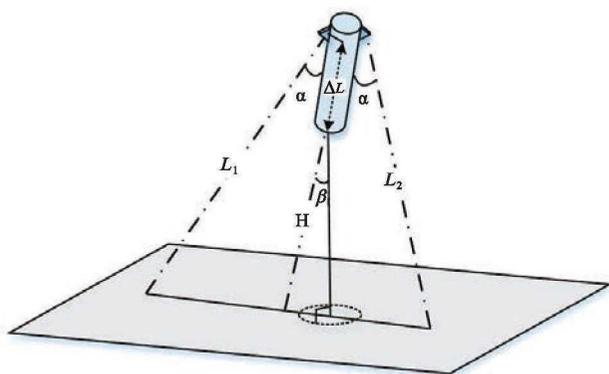


图3 双方向测距示意图

## 三、理论算法描述及仿真分析

基于激光测距技术及载体空间三角关系, 建立运载器姿态与激光测量距离及其安装角度之间的关系。

### (一) 双方向定位

当运载器在外轮廓同一轴线上安装 2 个测距仪时, 测距方向与箭体纵轴夹角为  $\alpha$ , 测距仪安装位置距离运载器底部的距离为  $\Delta L$ , 测距如图 3 所示。

图 3 中, 运载器在  $L_1L_2$  构成的面内与铅垂面存在姿态倾角为  $\beta$ , 根据三角形定理可求解沿载体倾角方向运载器底部至地面距离:

$$H = \frac{2L_1L_2 \cos \alpha}{L_1 + L_2} - \Delta L \quad (1)$$

### (二) 三方向定位

当运载器在沿中心轴外轮廓方向均匀分布安装 3 个测距仪时 (见图 4), 经分解计算得到运载器底部距地面沿运载器纵轴线方向的距离:

$$H = L_2(\cos \sigma - \tan \beta_1) \cos \gamma - \Delta L + \frac{L_1L_2(\cos \sigma - \tan \beta_1) \cos \alpha \sin \gamma - L_2^2(\cos \sigma - \tan \beta_1)^2 \sin \gamma \cos \gamma}{L_1 \sin \alpha + L_2(\cos \sigma - \tan \beta_1) \sin \gamma} \quad (2)$$

其中,  $\sigma$  为  $\triangle BOC$  中  $OB$  与  $OM$  的夹角, 即  $L_2$  与运载器在  $L_2L_3$  构成面内的投影之间的夹角;  $\beta_1$  为与水平面夹角,  $\gamma$  为  $L_2L_3$  构成面与运载器体之间的夹角,  $\beta_1$  为运载器测量 P、Q 点连线与  $L_2L_3$  构成面内过 P 点得水平线之间的夹角。

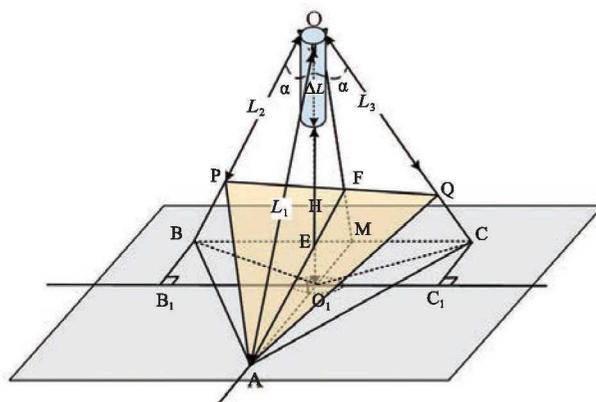


图4 三方向测距示意图

### (三) 定位精度分析

上述算法误差主要来源于激光测距误差、测距仪的安装误差和算法本身覆盖性不足带来的误差。

验证算法针对运载器垂直降落，暂将地表坡度、粗糙度造成的误差项忽略。将仪器误差和器件噪声误差项总计为距离测量误差 $\delta L$ ，即 $L_1$ 、 $L_2$ 的测量误差分别为 $\delta L_1$ 、 $\delta L_2$ 。

考虑激光雷达测距仪实际安装在运载器上时，存在一定的安装误差，将其折算在安装角上形成安装角误差 $\delta\alpha$ 。

参考工程实践，选取安装角误差为 $1.8' \sim 3'$ ，在不同安装角下，观测安装角误差对测量高度及箭体倾角的误差影响。具体曲线见图5—图7。

通过计算可知：

(1) 在同一高度且安装角误差相同时，安装角越大，其测量高度误差越大、测量姿态倾角误差越小。

(2) 在相同安装角及安装角误差下，高度越高，其测量高度误差越大。

(3) 当安装角与运载器姿态倾角相同时，角误差对测量姿态倾角影响最小。

(4) 在安装角及其误差一定时，不同高度带来测量姿态倾角误差一致，即测量姿态倾角误差仅与安装角及安装角误差有关。

参考ALS60激光测距仪精度，选取测距误差为15cm，选取安装角误差为 $3'$  ( $0.05^\circ$ )，在不同高度下，观测测距误差对箭体倾角的误差影响曲线见图8。

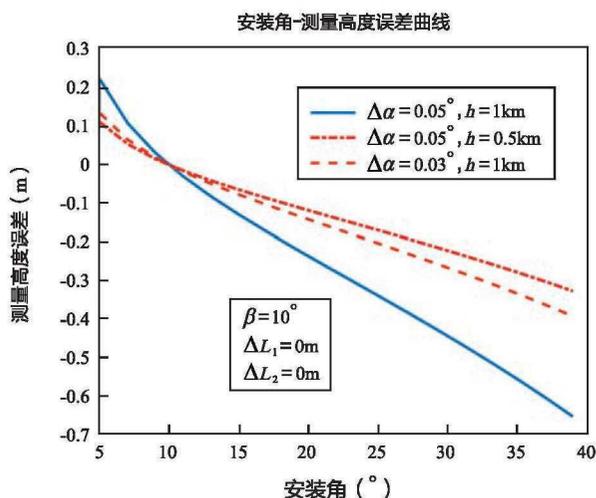


图5 不同安装角下测量高度误差曲线

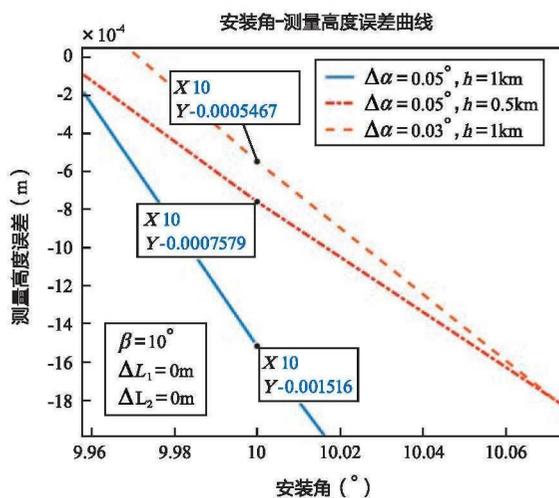


图6 安装角 $10^\circ$ 下测量高度误差

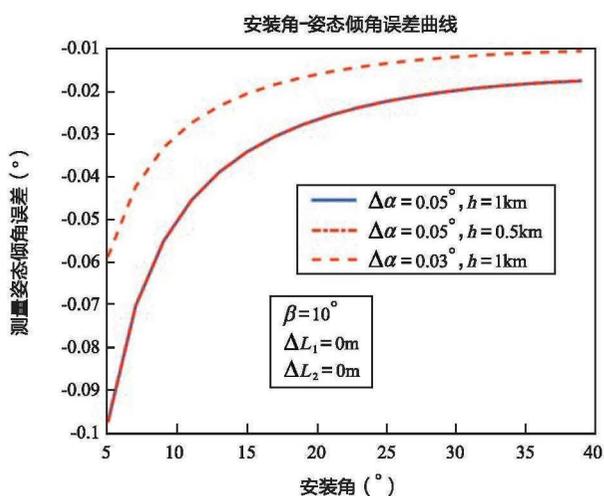


图7 不同安装角下姿态倾角误差曲线

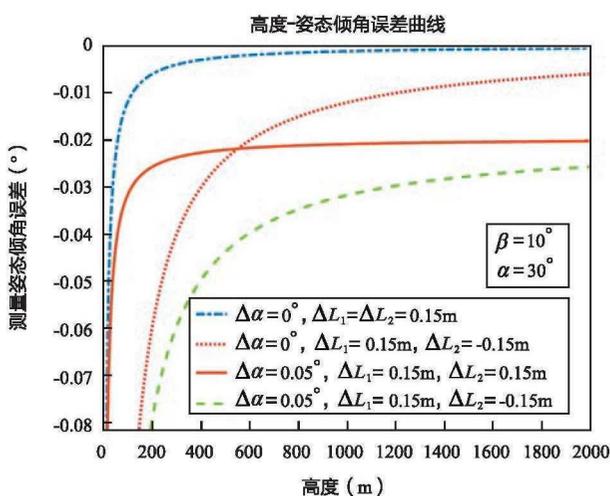


图8 不同高度下姿态倾角误差曲线



图9 “猎鹰”9火箭发射

在相同的测距误差下，测量姿态倾角误差随高度的增加而逐渐收敛。测距仪在测距误差不同的情况下，会影响姿态倾角测量精度。

#### 四、结束语

基于垂直降落激光定位姿的导航算法对于解决垂直起降可重复使用运载器在垂直降落过程中返回高精度导航定位问题具有一定的效果，未来在实际的工程

研制中结合相关的应用场景与现实情况，将其应用到可重复使用运载器的研制当中，提升可重复使用运载器在垂直降落过程中的稳定性与可靠性，保障可重复使用运载器平稳降落。本文给出了一种垂直降落激光定位姿的导航算法，分析方案系统误差来源及其影响因素，结合算例对算法做相应的误差分析。针对算法误差分析，工程应用可进一步结合GNSS定位数据，利用滤波算法进行信息融合、优化算法，在提高测量数据精度的同时兼顾飞行状态的鲁棒性。中国航天