

火箭一子级回收的垂直下落段视觉测量技术

熊文祥, 张沐松, 冯 帅, 周 佳, 汪守利, 李 玥
(北京遥测技术研究所 北京 100094)

摘要: 在火箭一子级回收的制导控制中, 载体位姿测量至关重要, 工程上通常使用惯性导航、卫星导航、激光雷达等方式进行位姿测量, 视觉测量具有无累计误差、更新率高等优点, 有应用到火箭一子级回收制导控制的潜力。本文分析了火箭一子级垂直下落段的动力学模型, 建立落点参考坐标系, 以最小推进剂损耗为优化目标, 进行垂直下落段的轨迹仿真, 以猎鹰9号一子级为仿真对象, 使用凸优化方法对基于最省推进剂问题进行求解, 得到一子级垂直下落段最优轨迹。仿真算例将4台相机安装于火箭一子级, 通过多视觉传感器测量模型、图像目标识别、图像特征拾取实现视觉位姿测量, 计算的结果表明: 本文提出的视觉测量技术具有较高的位姿精度, 具备工程应用的前景。

关键词: 视觉测量; 多视觉传感器测量; 动力学模型; 火箭回收; 位姿测量

中图分类号: V448.1; TP391.41 **文献标志码:** A **文章编号:** 2095-1000(2025)05-0151-08

DOI: 10.12347/j.ycyk.20250329001

CSTR: 32406.14.ycyk.20250329001

引用格式: 熊文祥, 张沐松, 冯帅, 等. 火箭一子级回收的垂直下落段视觉测量技术[J]. 遥测遥控, 2025, 46(5): 151-158.

Visual Measurement Technique for The Vertical Fall Section of The First-Stage Recovery of Rocket

XIONG Wenxiang, ZHANG Musong, FENG Shuai, ZHOU Jia, WANG Shouli, LI Yue
(Beijing Research Institute of Telemetry, Beijing 100094, China)

Abstract: In the guidance and control of the first-stage recovery of rocket, the carrier pose measurement is very important. Inertial navigation, satellite navigation, LiDAR are usually used to measure the pose in engineering, while there is no precedent for visual measurement. Visual measurement has the advantages of no cumulative error and high update rate, and has the potential to be applied to rocket recovery. In this paper, the dynamics model of rocket recovery is analyzed and trajectory simulation is carried out, and the Falcon9 rocket is taken as the simulation object and the optimal trajectory is obtained by a convex optimization method. Four cameras were installed in the first stage of the rocket, and the visual pose measurement was realized through the multi-vision sensor measurement model, image target recognition and feature picking. The calculation results show that the visual measurement technology proposed in this paper has a high position accuracy and has the prospect of engineering application.

Keywords: Visual measurement; Multi-vision sensor measurement model; Dynamical model; Recovery of rocket; Visual pose measurement

Citation: XIONG Wenxiang, ZHANG Musong, FENG Shuai, et al. Visual Measurement Technique for The Vertical Fall Section of The First-Stage Recovery of Rocket[J]. Journal of Telemetry, Tracking and Command, 2025, 46(5): 151-158.

0 引言

传统的一次性运载火箭发射成本高昂、发射周期长, 无法满足人类探索开发太空的需求。可重复使用运载器通过回收和重复使用火箭一子级等关键部件, 显著降低发射成本的同时能够大大

缩短发射周期, 是新一代航天运载系统的重要发展方向。其中垂直起降方案凭借其基于传统火箭架构, 技术改进幅度小, 对着陆场地需求低、复用成本较低等特点成为近年来航天领域的研究热点。目前Blue Origin和Space-X两家商业航天公司都已采用垂直回收方式实现了运载火箭一子级

回收。

运载火箭一子级回收的返回任务通常由调姿段、减速转弯段、滑行段、动力减速段、气动减速段和垂直下降段六部分组成^[1], 垂直下落段作为飞行末段, 对位姿精度的要求较高。文献[2]通过建立垂直软着陆火箭的动力学模型、使用蒙特卡罗仿真、建立非线性姿态控制模型, 对垂直起降火箭末段定点着陆的制导方法进行了研究, 但文中所用四项式制导方法对火箭垂直着陆时的横向初始位置、速度的要求较为苛刻, 没有完全利用火箭的机动性。文献[3]针对火箭高空再入定点回收, 基于凸优化方法提出一种考虑气动力和推力控制的多阶段轨迹优化方法, 经过少量的逐次凸化迭代, 可快速收敛到最优解。文献[4]研究了基于垂直着陆段“惯性+多模式无线电+微波测距测速”的组合导航体系。文献[5]分析表明“高精度绝对+相对组合导航方案”是运载火箭一子级垂直返回海上定点平台导航问题的最佳途径。文献[6]提出 RTK (Real-Time Kinematic, 实时动态定位技术) 组合定位系统、微波雷达高度计修正光纤捷联惯导累计误差的多源信息融合方法, 并进行了半实物吊装试验, 工程应用性较强。文献[7]介绍了可重复使用飞行器的技术发展并对火箭自主返场的导航系统方法进行了研究。文献[8]采用红外图像和可见光图像协同的方式, 提出一种基于机器视觉的无人机自主着陆算法。文献[9]提出一种双目视觉惯导 SLAM (Simultaneous Localization and Mapping, 同步定位与地图构建) 技术, 误差低于 3%。文献[10]提出基于 CNN (Convolutional Neural Network) -LSTM (Long Short Term Memory) 神经网络的前视成像算法, 有效提高了成像分辨率。文献[11-12]研究了基于直接法中的伪谱法和采样反馈技术提出了滚动时域在线轨迹优化制导法。文献[13-14]将多变量伪谱差值方法与子空间选择算法相结合, 提出基于离线最优轨迹数据库在线生成近似最优参考轨迹的方法。文献[15]对基于单目视觉的火箭回收高度测量技术进行了研究, 针对回收过程中的烟雾场景提升了去雾算法对不同雾环境的适应性, 针对靶点特性提出了一种适用于靶点特征提取的算法, 并设计实验验证了算法的可行性与可靠性, 在工程应用中具有参考意义。工程上通常使用惯性导航、卫星导航、激光雷达等方式进行位姿测量, 相较于上述方式视觉测量具有无累计

误差、更新率高等优点, 有应用到火箭回收的潜力。

本文分析了火箭一子级垂直下落段的动力学模型, 进行垂直下落段的轨迹仿真, 以 4 台相机安装于火箭一子级建立多视觉传感器测量模型, 进行视觉位姿测量, 计算的结果表明: 本文提出的视觉测量技术具有较高的位姿精度, 具备工程应用的前景, 为火箭一子级回收的垂直下落段位姿测量与导航提供一种有效的方法。

1 动力学模型

动力垂直下降段工作时间较短, 忽略地球曲率和地形, 建立落点参考坐标系, r_x 垂直于落点当地水平面, r_y 和 r_z 在落点当地地面内, 与 r_x 构成笛卡尔坐标系, r_y 方向根据回收任务进行选择。落点参考坐标系示意图 1, 忽略气动力, 着陆段的动力学方程为^[16]:

$$\begin{cases} \dot{r}(t) = v(t) \\ \dot{v}(t) = g(t) + T(t)/m(t) \\ \dot{m}(t) = -\frac{1}{I_{spg}} \|T(t)\| \end{cases} \quad (1)$$

式中, $r(t)$ 为位置矢量; $v(t)$ 为速度矢量; $m(t)$ 为一子级火箭质量; $g(t)$ 为引力加速度矢量; $T(t)$ 为火箭的推力矢量; I_{spg} 为发动机比冲。

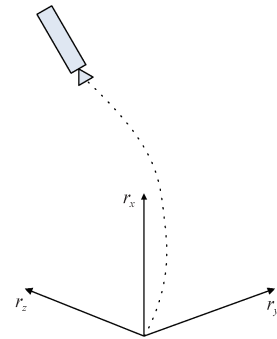


图1 落点参考坐标系示意图

Fig. 1 Landing zone reference coordinate system

根据飞行剩余质量公式:

$$m(t_f) = m(t_0) e^{-\alpha \int_{t_0}^{t_f} \left\| \frac{T(t)}{m(t)} \right\| dt} \quad (2)$$

式中 $\alpha = 1/I_{spg}$, 垂直下降段最省燃料控制优化问题目标函数为:

$$\min J = \int_{t_0}^{t_f} \left\| \frac{T(t)}{m(t)} \right\| dt \quad (3)$$

推力约束表示为:

$$0 \leq T_{\min} \leq \|T(t)\| \leq T_{\max} \quad (4)$$

式中, T_{\min} 为最小推力, T_{\max} 为最大推力, 着陆点位置约束:

$$\begin{cases} r_x(t) \geq 0 \\ \phi(t) = \arctan \frac{r_x(t)}{\sqrt{r_y(t)^2 + r_z(t)^2}} \\ \phi_{\min} \leq \phi(t) \leq \pi/2 \end{cases} \quad (5)$$

式中, $\phi(t)$ 为 t 时刻的俯仰角, ϕ_{\min} 为最小俯仰角, 质量约束可表示为:

$$\begin{cases} m(t_0) = m_{\text{wet}} \\ m_{\text{dry}} \leq m(t_f) \end{cases} \quad (6)$$

式中, m_{wet} 为火箭含推进剂质量, m_{dry} 为无推进剂的一子级空重, 终端约束表示为:

$$\begin{cases} r(0) = r_0 \\ v(0) = v_0 \\ r(t_f) = 0 \\ v(t_f) = 0 \\ \dot{v}_x(t_f) = \dot{v}_y(t_f) = 0 \\ \dot{v}_z(t_f) \neq 0 \end{cases} \quad (7)$$

2 视觉模型

采用多组视觉传感器建立视觉模型, 视觉算法流程见图2, 主要包括多视觉传感器测量模型、图像目标识别、图像特征提取、视觉位姿测量。

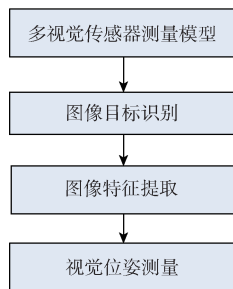


图2 视觉算法流程

Fig. 2 Visual algorithm flow chart

具体步骤为采用4组视觉传感器获取目标区域特征图像, 因此首先建立多视觉传感器的测量数学模型并完成相关参数标定, 为后续计算提供视觉参数基础。在此基础上, 可开展连续的图像采集与处理工作, 依次包括图像目标识别与分割技术, 在大画幅视场中精准定位目标区域位置, 并分割区域特征; 而后使用图像特征提取技术, 获取目标区域中的几何特征数据, 包括圆环特征和

角点特征两种特征; 最后, 基于提取得到的特征完成位姿的计算。

本方案涉及对回收区域的识别以及图案的分割, 因此需要研发针对下落区域的图像识别与分割技术。本方案拟研发基于深度学习的目标识别分割方法, 构建单阶段的端到端目标识别分割网络, 以高准确性、高实时性和灵活性实现目标的识别与分割。

本方案构建的目标检测网络架构可以分为4个部分: 输入端、骨干网络、颈部和检测头, 网络整体采用轻量级设计, 使其适用于载体嵌入式计算环境。

目标识别与分割网络的损失函数拟采用 Task-Aligned Assigner (任务分配) 策略, 如式(8)所示, 将分类和回归所得到的结果进行加权融合来判定样本的正负,

$$t = s^{\alpha} \times u^{\beta} \quad (8)$$

其中, s 是标注类别对应的预测分值, u 是预测框和真实框的交并比, 两者相乘就可以衡量对齐程度。同时, 网络输出少了置信度分支, 只有分类分支和回归分支, 分类损失使用的是 BCE (二元交叉熵) 损失函数, 而在回归分支中使用 CIUO (完全交并比) 损失和 DFL (分布焦点) 损失函数。

本方案采用的多视觉传感单元构成传感系统, 每组视觉传感单元包括1台可见光相机, 不同视觉传感器之间可建立如式(9)所示的多视觉传感模型:

$$\begin{cases} s_1 p_1 = M_1 q \\ s_2 p_2 = M_2 q \\ s_3 p_3 = M_3 q \\ s_4 p_4 = M_4 q \end{cases} \quad (9)$$

公式表示了相机图像信息与真实三维坐标的关系, 其中, p_1 、 p_2 、 p_3 、 p_4 分别为空间点在相机坐标系的图像坐标, q 为空间点在世界坐标系中的三维坐标, 对于火箭一子级回收的应用场景, 光学系统的世界坐标系使用落点参考坐标系, M_1 、 M_2 、 M_3 、 M_4 是4个相机的投影矩阵。

公式(9)描述了4组单目视觉传感单元成像模型^[17], 视觉测量首先对空间坐标系的转换关系进行解算, 主要涉及世界坐标系、相机坐标系和图像坐标系, 利用特征信息可以将位姿测量问题转换为物空间到像空间的3D-2D坐标转换问题^[18]。

相机坐标系是以相机光心为原点的三维坐标

系, 图像坐标系是以像主点为原点的二维坐标系, 世界坐标系使用落点参考坐标系, 特征点坐标在相机坐标系到图像坐标系的转换关系可以借助相机内参数建立:

$$s \begin{bmatrix} u \\ v \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_x & 0 & C_x \\ 0 & f_y & C_y \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} [R|t] \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \\ 1 \end{bmatrix} = \mathbf{K} [R|t] \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \\ 1 \end{bmatrix} \quad (10)$$

其中, s 是比例系数, $p = [u \ v \ 1]^T$ 是 2D 投影点在图像坐标系下的齐次坐标; 矩阵 \mathbf{K} 为相机内参, 矩阵 \mathbf{K} 中 $(f_x \ f_y)$ 分别是水平和垂直方向的有效焦距, $(C_x \ C_y)$ 为相机主点坐标, 矩阵 \mathbf{K} 可通过标定求得; $L = [x \ y \ z \ 1]^T = [q|1]^T$ 是 3D 参考点在世界坐标系下的齐次坐标; $M = \mathbf{K} [R|t]$, R 、 t 分别为

$$\begin{cases} xf_x a_1 + xc_x a_9 + yf_x a_2 + yc_x a_{10} + zf_x a_3 + zc_x a_{11} + f_x a_4 + c_x a_{12} - uxa_9 - uya_{10} - uza_{11} - ua_{12} = 0 \\ xf_y a_5 + xc_y a_9 + yf_y a_6 + yc_y a_{10} + zf_y a_7 + zc_y a_{11} + f_y a_8 + c_y a_{12} - vxa_9 - vya_{10} - vza_{11} - va_{12} = 0 \end{cases} \quad (13)$$

转换为矩阵形式:

$$\begin{bmatrix} xf_x & yf_x & zf_x & f_x & 0 & 0 & 0 & 0 & xc_x - ux & yc_x - uy & zc_x - uz & c_x - u \\ 0 & 0 & 0 & 0 & xf_y & yf_y & zf_y & f_y & xc_y - vx & yc_y - vy & zc_y - vz & c_y - v \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_1 \\ a_2 \\ \vdots \\ a_{12} \end{bmatrix} = 0 \quad (14)$$

由推导可知, 一对 3D-2D 点对提供两个方程。当点对数 $n \geq 6$ 时, 可求解出旋转矩阵和平移矩阵, 即得到火箭一子级的姿态和位置参数。

对于圆形标志, 根据透视投影变换原理, 可以使用图像坐标系的变换求得载体位姿, 采用基于 Hough 变换的椭圆轮廓检测算法进行标志特征读取^[19]。Hough 变换的思想是通过统计参数空间中每一点的穿越直线数检测出图像空间中的直线。通过遍历二维平面上的每一点, 计算与边缘图上点的距离, 得到每一点距离边缘的最大距离, 所有点中最大距离最小的点就是椭圆中心, 将数据点代入即可得到椭圆方程^[20]。

对于角点检测, 基于 Harris (检测算法) 角点数学模型, 核心思想是利用局部窗口在图像上进行移动, 判断灰度是否发生较大的变化^[21]。如果窗口内的灰度值 (在梯度图上) 都有较大的变化, 那么这个窗口所在区域就存在角点。

3 数值仿真和计算

仿真算例以 Falcon9 (猎鹰 9 号) 发射近地圆轨道任务, 一子级回收为场景。火箭气动减速段

世界坐标系到相机坐标系的旋转矩阵和平移矢量, 用于表示姿态及位置, 因此可通过像素位置及相机内参得到空间点的位姿信息^[7]。

式 (10) 转换为:

$$s \begin{bmatrix} u \\ v \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_x & 0 & C_x \\ 0 & f_y & C_y \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_1 & a_2 & a_3 & a_4 \\ a_5 & a_6 & a_7 & a_8 \\ a_9 & a_{10} & a_{11} & a_{12} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \\ 1 \end{bmatrix} \quad (11)$$

展开为:

$$\begin{cases} su = xf_x a_1 + xc_x a_9 + yf_x a_2 + yc_x a_{10} + zf_x a_3 + zc_x a_{11} + f_x a_4 + c_x a_{12} \\ sv = xf_y a_5 + xc_y a_9 + yf_y a_6 + yc_y a_{10} + zf_y a_7 + zc_y a_{11} + f_y a_8 + c_y a_{12} \\ s = xa_9 + ya_{10} + za_{11} + a_{12} \end{cases} \quad (12)$$

消去 s 可得:

$$\begin{cases} xf_x a_1 + xc_x a_9 + yf_x a_2 + yc_x a_{10} + zf_x a_3 + zc_x a_{11} + f_x a_4 + c_x a_{12} - uxa_9 - uya_{10} - uza_{11} - ua_{12} = 0 \\ xf_y a_5 + xc_y a_9 + yf_y a_6 + yc_y a_{10} + zf_y a_7 + zc_y a_{11} + f_y a_8 + c_y a_{12} - vxa_9 - vya_{10} - vza_{11} - va_{12} = 0 \end{cases} \quad (13)$$

结束时刻的位置、速度、质量作为着陆段制导状态量初始条件, 火箭结构参数选择 Falcon9 一子级参数见表 1, 推力上限为单台 Merlin-1D 发动机满推力 T_{max} , 下限为 0 N, 约束参数见表 2, 着陆点参数设置为末端参数。

表 1 一子级结构参数

参数名称	符号	数值
最大推力	T_{max}/kN	845.2
比冲	I_{spg}/S	282
结构湿重	m_{wet}/kg	38 963
结构干重	m_{dry}/kg	27 215

表 2 一子级垂直段约束参数

参数名称	符号	数值
初始位置	r_0/m	(9 600, 600, 1 500)
初始速度	$v_0/(\text{m/s})$	(-350 542)
末端位置	r_f/m	(0,0,0)
末端速度	$v_f/(\text{m/s})$	(0,0,0)

一子级回收垂直下落段的飞行轨迹见图 3。火箭的初始位置为 (9 600, 600, 1 500) m, 末端位置

为(0,0,0) m, 飞行横向机动远小于高度, 整体飞行轨迹较为平滑。一子级垂直下落段的位置见图4, 飞行高度方向 x 方向的变化率最大, 尤其是在距离地面较高的下落段前25 s, y 方向的位置变化接近线性, 能降低控制系统的复杂性。

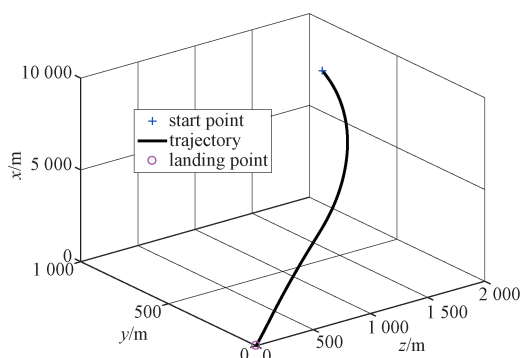


图3 下降段飞行轨迹

Fig. 3 Descent flight path diagram

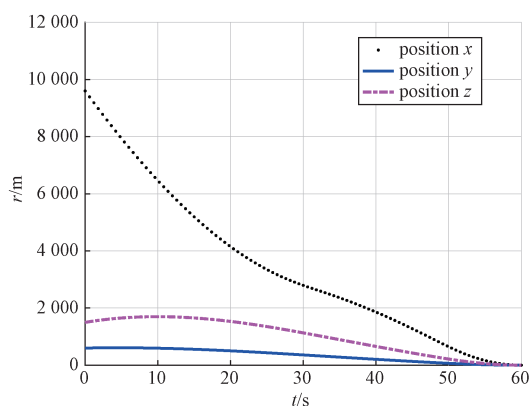


图4 位置曲线

Fig. 4 Rocket position curve

一子级垂直下落段的速度曲线见图5, 平行于当地水平面的 y 方向和 z 方向速度较小, 其中 y 方向速度相对 y 轴速度为负值, z 方向速度由正转负再降为0, x 方向速度则是先减小, 再增加, 经过不断变化, 最终降为0, 这是因为在回收时速度根据引力和推力的不断变化逐步调整为0。

一子级垂直下落段的高度曲线见图6, 质量变化见图7。从整个曲线趋势来看, 高度变化与质量变化非常接近, 说明主要推进剂损耗用在降低速度上, 方向和姿态调整使用的推进剂比例较低。在着陆瞬间仅有垂直方向加速度 a_x , 符合垂直回收的力学要求, 飞行末端速度降为0, 达到回收软着陆的最终目的。终点时刻的一子级质量接近结构空重, 推进剂利用率较高。

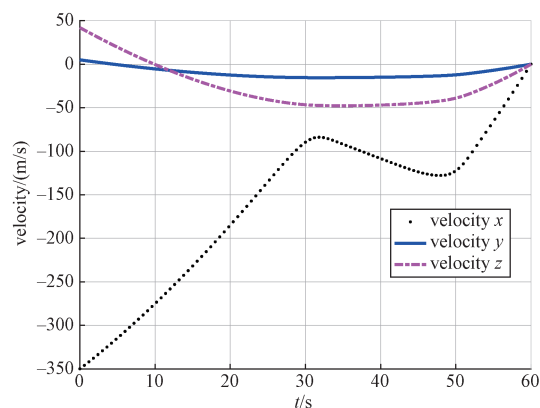


图5 火箭速度变化曲线

Fig. 5 Rocket velocity curve

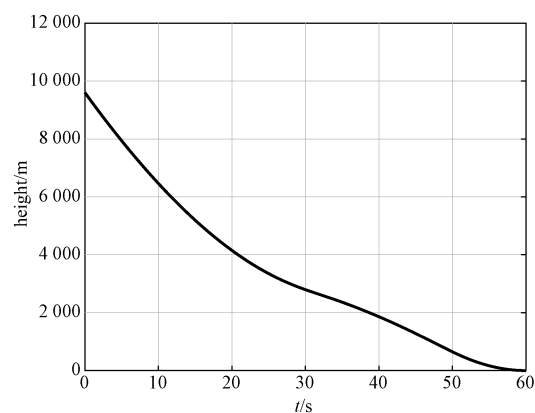


图6 高度变化曲线

Fig. 6 Rocket altitude curve

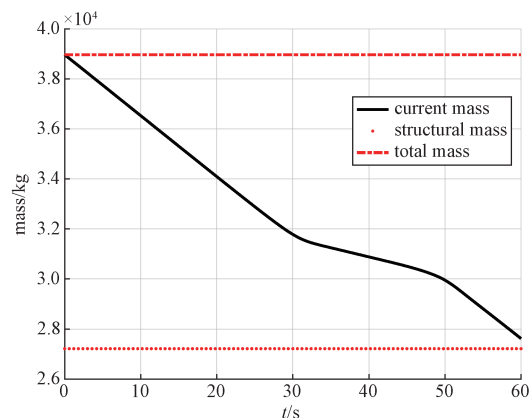


图7 火箭质量变化曲线

Fig. 7 Rocket mass curve

火箭一子级垂直下落段发动机推力曲线见图8, 发动机推力满足幅值约束, 推力形式为典型的Bang-Bang控制, 符合推力最优控制的规律^[22], 由此获得以最小推进剂损耗为优化目标的垂直返回段轨迹。

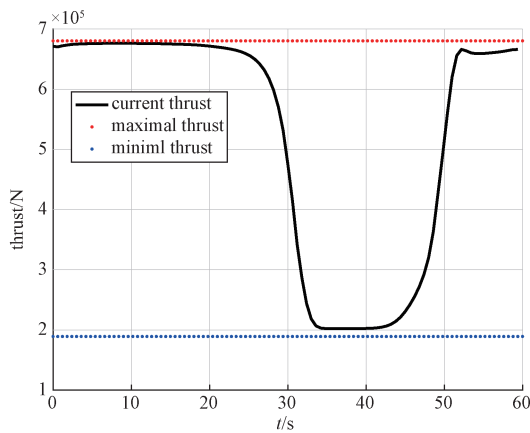


图 8 推力曲线
Fig. 8 Thrust curve

火箭一子级仿真模型如图 9 所示，获得飞行轨迹后，将光学传感器安置于火箭一子级，进行光学测量。光学相机按照 YPR（姿态角）方式相对火箭本体坐标系进行旋转^[24]，设置四个相机沿火箭外壁轴向等角度布置，轴向位置位于一子级级间段下侧。相机共 4 个，其中相机 1 的视场范围与时间的关系如图 10 所示。

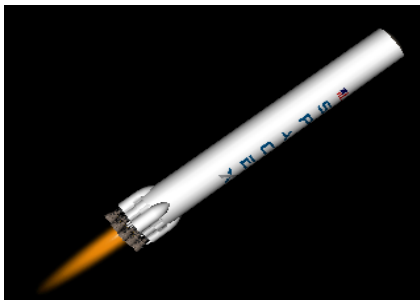


图 9 火箭一子级模型
Fig. 9 Rocket first-stage model

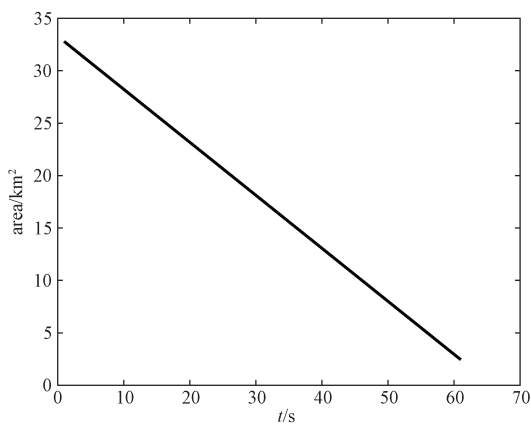


图 10 相机 1 视场
Fig. 10 Footprint area of camera 1

火箭安装的可见光相机通过对合作信标进行识别和特征点拾取，从而进行位姿解算。合作信标采用三个圆环，内嵌十字形图案，通过图案与背景的高对比度成像，信标特征点拾取见图 11。



图 11 信标特征点拾取
Fig. 11 Beacon feature point picking

用缩比的模型进行视觉位姿解算，使用高精度激光测距仪进行 10 个点位的等效距离测量。使用相机记录测量的图案，用位姿算法进行求解。测量的数据值见图 12~图 13，解算精度见表 3，可以看出，在选取的 10 个点位中，整体的相对测量误差在距离 72.30 m 处最小，当距离增加时，由于图像清晰度降低，成像质量下降，会影响测量精度，随着距离减小，由于定焦距离原因，也会出现测量精度降低。当前的相机硬件设置和软件算法对 50~150 m 能获得较好的精度。

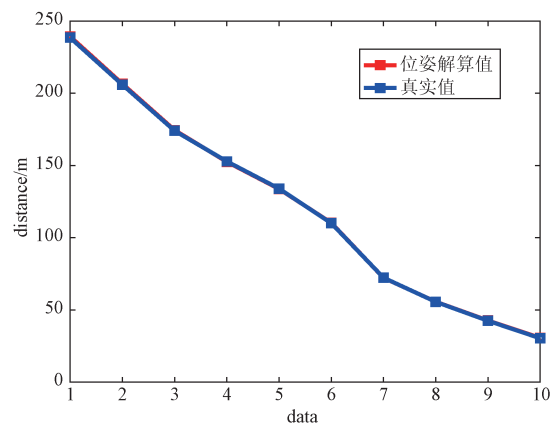


图 12 测量值与真值折线图
Fig. 12 Line chart of measured value and true value

姿态计算的基准点使用高精度全站仪标记，使用图像进行位姿解算进行对比^[24]。其中 eul_i 代表某轴欧拉角； x 、 y 、 z 分别代表各轴； n 代表三轴 2 范数 $n = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$ 。

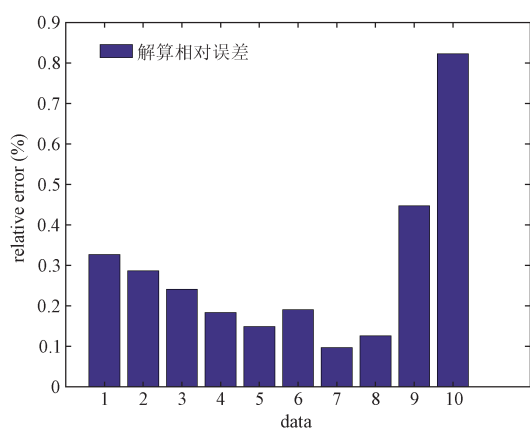


图 13 相对误差柱状图

Fig. 13 Relative error bar chart

表 3 位置解算精度

Table 3 Position resolution accuracy

点位	测量值(m)	距离真值(m)	相对测量误差(%)
1	239.25	238.45	0.34%
2	206.49	205.90	0.29%
3	174.42	174.00	0.24%
4	152.52	152.80	0.18%
5	133.75	133.95	0.15%
6	110.26	110.05	0.19%
7	72.23	72.30	0.10%
8	55.67	55.60	0.13%
9	42.69	42.50	0.45%
10	30.65	30.40	0.82%

姿态解算数据见表4,可以看出,对于同一个位置,三个欧拉角的误差差异不大,对于三个位置,距离越近,则仿真算例的姿态精度越高,对于垂直下落段三维导航辅助具有工程应用价值。

表 4 姿态解算精度

Table 4 Attitude resolution accuracy

距离(m)	eul_x	eul_y	eul_z	eul_n
200	1.470°	1.401°	1.203°	2.360 3°
100	1.432°	1.268°	1.192°	2.253 7°
50	0.146°	0.170°	0.221°	0.314 7°

4 结论

本文通过分析火箭一子级回收的基本力学关系,建立火箭位置约束、质量约束、推力约束的优化模型,结合凸优化方法,进行轨迹仿真。在一子级回收中引入光学测量方法,采用多视觉传感器模型,按照目标识别、图像特征提取、进

行视觉位姿计算,从而实现火箭一子级回收的垂直下落段仿真。通过仿真计算,火箭满足各项约束条件,终端速度、位置精度较高。使用视觉位姿算法计算10组数据,最高精度可以达到0.10%,在火箭降落的距地50~150 m具有较好的使用效果。

参考文献

- [1] 高朝辉,张普卓,刘宇,等.垂直返回重复使用运载火箭技术分析[J].宇航学报,2016,37(2):145-152.
GAO Zhaohui, ZHANG Puzhuo, LIU Yu, et al. Analysis of vertical landing technique in reusable launch vehicle [J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(2): 145-152.
- [2] 杨少波.垂直起降火箭末段定点着陆的制导控制方法研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2020.
- [3] 赵海斌,潘豪,王聪,等.运载火箭垂直回收着陆段制导导航与控制技术研究[J].弹与航天运载技术,2021(1):76-81.
ZHAO Haibin, PAN Hao, WANG Cong, et al. Vertical landing guidance navigation and control of reusable launch vehicle[J]. Missiles and Space Vehicles 2021(1): 76-81.
- [4] 邵楠,闫晓东.火箭垂直回收多阶段最优轨迹规划方法[J].宇航学报,2019,40(10):1187-1196.
SHAO Nan, YAN Xiaodong. Multi-stage trajectory optimization for vertical pin-point landing of a reusable launch vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(10): 1187-1196.
- [5] 康建斌,谢泽兵,郑宏涛,等.火箭子级垂直返回海上平台制导、导航和控制技术研究[J].导弹与航天运载技术,2016(6):32-35.
KANG Jianbin, XIE Zebing, ZHENG Hongtao, et al. Study on guidance, navigation and control of vertical landing dronship for rocket first stage[J]. Missiles and Space Vehicles, 2016(6): 32-35.
- [6] 盛宏媛,裴忠海,黄飞,等.返回式火箭高精度相对组合导航方法研究[C]//中国惯性技术学会.中国惯性技术学会2019科技工作者研讨会:工程科技II辑.昆明:中国惯性技术学会,2019:268-274.
- [7] 穆荣军,韩鹏鑫,崔乃刚.一种可重复使用助推飞行器导航方案研究[J].上海航天,2011(3):1-7.
MU Rongjun, HAN Pengxin, CUI Naigang. Research on navigation program of reusable booster vehicle[J]. Aerospace Shanghai, 2011(3): 1-7.
- [8] 杨岳航,陈武雄,朱明,等.基于机器视觉的无人机自主着陆技术[J].理论与方法,2020(4):2-19.
YANG Yuehang, CHEN Wuxiong, ZHU Ming, et al. Autonomous landing technology of UAV based on machine vision[J]. Journal Article, 2020(4): 2-19.
- [9] 张振海,周伟,何光,等.一种基于粒子滤波的双目视觉惯导SLAM技术[J].遥测遥控,2023,44(3):18-26.

- ZHANG Zhenhai, ZHOU Wei, HE Guang, et al. A visual inertial SLAM technology based on particle filter[J]. Journal of Telemetry, Tracking and Command, 2023, 44(3): 18-26.
- [10] 孙晓翰, 李凉海, 张彬. 基于 CNN-LSTM 神经网络的前视成像算法[J]. 遥测遥控, 2024, 45(3): 29-36.
SUN Xiaohan, LI Lianghai, ZHANG Bin. Forward-looking imaging algorithm based on CNN-LSTM neural network[J]. Journal of Telemetry, Tracking and Command, 2024, 45(3): 29-36.
- [11] ROSS I M, SEKHAVAT P, FLEMING A, et al. Optimal feedback control: Foundations, examples, and experimental results for a new approach[J]. Journal of Guidance Control & Dynamics, 2008, 31(2): 307-321.
- [12] BOLLINO K, ROSS M, DOMAN D. Optimal nonlinear feedback guidance for reentry vehicles[C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Reston: AIAA, 2006: 1816-1821.
- [13] LEUTENEGGER S, LYNEN S, BOSSE M, et al. Keyframe-based visual-inertial odometry using nonlinear optimization[J]. International Journal of Robotics Research, 2015, 34(3): 314-334.
- [14] SAGLIANO M, MOOIJ E, THEIL S. Onboard trajectory generation for entry vehicles via adaptive multivariate pseudospectral interpolation[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2017, 40(2): 466-476.
- [15] 路荣, 张高鹏, 曹剑中, 等. 基于单目视觉的火箭回收高度测量技术研究[J]. 光学精密工程, 2024, 32(14): 2166-2188.
LU Rong, ZHANG Gaopeng, CAO Jianzhong, et al. Research on measurement technology of rocket recovery height based on monocular vision[J]. Optics and Precision Engineering, 2024, 32(14): 2166-2188.
- [16] 宋雨, 张伟, 苗新元, 等. 可回收火箭动力着陆段在线制导算法[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2021, 61(3): 230-239.
SONG Yu, ZHANG Wei, MIAO Xinyuan, et al. On-board guidance algorithm for the powered landing phase of a reusable rocket[J]. Journal of Tsinghua University (Science and Technology), 2021, 61(3): 230-239.
- [17] 马鑫, 梁新武. RGB-D 相机位姿估计不确定性与观测参数化分析[J]. 机器人, 2021, 43(1): 54-65, 73.
MA Xin, LIANG Xinwu. Analysis on pose estimation uncertainty and observation parametrization for RGB-D Cameras[J]. Robot, 2021, 43(1): 54-65, 73.
- [18] 冯祎, 涂锐, 韩军强, 等. 双目视觉辅助 GNSS 在恶劣环境下导航定位[J]. 全球定位系统, 2020, 45(3): 48-53.
FENG Yi, TU Rui, HAN Junqiang, et al. Stereo vision-aided GNSS navigation and positioning in harsh environments[J]. Gns World of China, 2020, 45(3): 48-53.
- [19] 李鸿彬, 孟庆浩, 孙玉哲, 等. 基于深度学习门牌检测的机器人室内定位方法[J]. 激光与光电子学进展, 2021, 58(24): 416-423.
LI Hongbin, MENG Qinghao, SUN Yuzhe, et al. Deep learning-based doorplate detection for mobile robot localization in indoor environments[J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2021, 58(24): 416-423.
- [20] 罗智孙, 吴国新, 何小妹. 一种非完整小圆弧曲率半径参数的评价方法[J]. 中国测试, 2021, 47(4): 7-13.
LUO Zhisun, WU Guoxin, HE Xiaomei. An evaluation method for the radius of curvature parameters of non-holonomic small arcs[J]. China Measurement & Testing Technology, 2021, 47(4): 7-13.
- [21] 徐则中, 游庆祥, 钱诚. 椭圆对象参数的快速提取[J]. 江苏海洋大学学报(自然科学版), 2020, 29(4): 1-7.
XU Zezhong, YOU Qingxiang, QIAN Cheng. Fast method for parameters extraction of elliptic objects[J]. Journal of Jiangsu Ocean University (Natural Sciences Edition), 2020, 29(4): 1-7.
- [22] 王旭明, 黄伟, 张炳先, 等. 帧间角点匹配的积分时间实时测算方法[J]. 红外与激光工程, 2021, 50(5): 177-185.
WANG Xuming, HUANG Wei, ZHANG Bingxian, et al. Real-time calculation method of integral time based on interframe angle point matching[J]. Infrared and Laser Engineering, 2021, 50(5): 177-185.
- [23] 许丹丹, 张进. 基于改进人工势函数的航天器近距离安全控制方法[J]. 力学学报, 2020, 52(6): 1581-1589.
XU Dandan, ZHANG Jin. A Collision-avoidance control algorithm for spacecraft proximity operations based on improved artificial potential function[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2020, 52(6): 1581-1589.
- [24] 杨颖, 王琦. STK 在计算机仿真中的应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2005.

[作者简介]

- 熊文祥 1994年生, 硕士, 工程师。
张沐松 1988年生, 学士, 工程师。
冯 帅 1989年生, 学士, 工程师。
周 佳 1998年生, 硕士, 助理工程师。
汪守利 1981年生, 硕士, 研究员。
李 玥 1995年生, 硕士, 工程师。

(本文编辑: 潘三英)