

非合作航天器关键特征的双目视觉位姿测量

胡亮^{1,2,3*}, 段慧仙^{1,3}, 裴浩东^{1,3**}, 孙典奇^{1,2,3}, 束安^{1,3}¹中国科学院智能红外感知重点实验室, 上海 200083;²中国科学院大学, 北京 100049;³中国科学院上海技术物理研究所, 上海 200083

摘要 针对空间失稳非合作航天器位姿测量的难题,提出了一种非合作航天器关键特征的双目视觉位姿测量方法。首先,利用两台可见光相机获取高分辨率目标图像,基于改进的弧支持线段的方法提取目标表面的星箭对接环;其次,提出一种基于短线段特征的直线检测方法提取隔热屏十字线;最后,利用对接环与十字线相关特征建立目标坐标系,解算目标坐标系与测量坐标系之间的位姿关系。为了保证追踪非合作航天器时目标坐标系的一致性,提出一种十字线与对接环交点切换的方法。通过暗室环境下相机系统逼近实验与卫星模型转动实验,验证了所提出方法的有效性,说明该方法可以在超近程跟踪航天器时提供较为实时的相对导航信息。

关键词 测量; 双目视觉; 非合作航天器; 椭圆检测; 直线检测; 位姿测量

中图分类号 TP391

文献标志码 A

DOI: 10.3788/CJL202249.1704003

1 引言

随着航天技术的飞速发展,越来越多航天器发射至太空。截至 2021 年 3 月 17 日,全球共进行了 6039 次航天发射,发射入轨航天器 10750 个,空间碎片环境加速恶化,使得航天发射和在轨卫星运行安全受到威胁^[1-2]。空间在轨服务已经逐渐成为航天领域研究的热点,主要航天国家对在轨服务的需求也在迅速增加。

非合作航天器是指空间环境中的各类人造卫星,这类卫星无配合服务的设计,在轨服务技术难度较大^[3-4]。空间在轨服务的关键在于实时获取目标航天器的相对位置与姿态。非合作航天器无法提供任何测量信息,而光学测量无需接触目标即能获取目标的相对位姿信息,因此光学测量成为非合作航天器位姿测量的主要手段^[5]。美国国防部高级研究计划局(DARPA)于 2016 年启动了地球静止轨道服务机器人项目(RSGS)计划,该计划主要针对高轨地球同步卫星进行在轨维修与检测,操作对象是螺栓孔和对接环,视觉感知方法是双目立体视觉非合作目标位姿测量,预计于 2023 年发射^[6-7];美国国家航空航天局(NASA)于 2020 年通过评估的在轨服务、装配和制造任务(OSAM-1),前身为 2017 年提出的 Restore-L 项目,旨在为老化的 Landsat-7 卫星加注燃料并重新定

位,以延长寿命,视觉感知方法是单目视觉非合作目标位姿测量,预计于 2023 年发射^[8]。

在国内,2020 年束安等^[9]针对非合作目标的星箭对接环和规则标志物等,提出了一种空间非合作目标的双目视觉位姿测量方法,位置测量精度优于 0.54 cm,姿态测量精度优于 1.5°,算法数据更新率在 1.5 s 以内,该方法的不足之处在于没有考虑规则标志物不在相机视场范围内的情况。2020 年胡国良^[10]基于双目视觉实现了非合作卫星模型位姿测量,1 m 处目标长度误差小于 1 mm,角度测量误差小于 0.3°,并实现了激光雷达与双目测量点云的融合,1 m 处点云融合平均误差小于 1 cm,但该方法的结论也只是基于 PC 端的 1 m 处定点位姿测量结果,算法未在嵌入式硬件平台实现。

基于以上分析,针对空间非合作目标位姿测量中实时性差等技术难点,本文提出了一种非合作航天器关键特征的双目位姿测量方法,选用目标航天器表面的对接环与隔热屏十字线作为有效关键特征,建立目标坐标系。此外,针对在追踪非合作航天器时存在阴影遮挡等不确定因素的问题,提出了一种切换直线与对接环交点的方法,以保证目标坐标系的一致性。通过暗室环境下的真实卫星模型实验表明了该方法位姿测量精度较高,满足航天任务指标要求。

收稿日期: 2021-12-01; 修回日期: 2021-12-14; 录用日期: 2021-12-27

基金项目: 装备预先研究基金(30504040304)、上海市青年科技启明星计划(17QB1401000)

通信作者: *ncuhubery@163.com; **peihaodong@sina.com

2 非合作航天器位姿测量原理

2.1 汇聚式双目立体视觉测量模型

本文为了获得更大的相机探测视场,将两台可见光相机的光心向内汇聚,如图 1 所示,形成了汇聚式双目立体视觉测量模型。

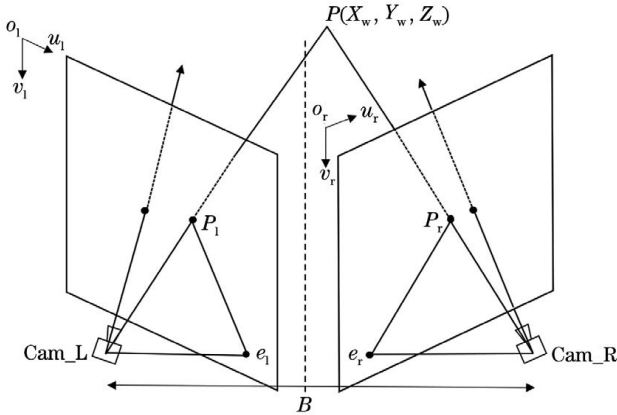


图 1 汇聚式双目立体视觉测量模型

Fig. 1 Converging binocular stereo vision measurement model

假设左右相机的投影矩阵分别为 \mathbf{K}_l 和 \mathbf{K}_r , 世界坐标系下空间点 $P(X_w, Y_w, Z_w)$ 在左右相机成像平面上的投影点为 $P_l(u_l, v_l)$ 和 $P_r(u_r, v_r)$, 由立体视觉原理与坐标系之间的转换关系可以推得:

$$\mathbf{A}\mathbf{X} = \mathbf{B}, \quad (1)$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} u_l k_{31}^l - k_{11}^l & u_l k_{32}^l - k_{12}^l & u_l k_{33}^l - k_{13}^l \\ v_l k_{31}^l - k_{21}^l & v_l k_{32}^l - k_{22}^l & v_l k_{33}^l - k_{23}^l \\ u_r k_{31}^r - k_{11}^r & u_r k_{32}^r - k_{12}^r & u_r k_{33}^r - k_{13}^r \\ v_r k_{31}^r - k_{21}^r & v_r k_{32}^r - k_{22}^r & v_r k_{33}^r - k_{23}^r \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} k_{14}^l - u_l k_{34}^l \\ k_{24}^l - v_l k_{34}^l \\ k_{14}^r - u_r k_{34}^r \\ k_{24}^r - v_r k_{34}^r \end{bmatrix}, \quad \mathbf{X} = \begin{bmatrix} X_w \\ Y_w \\ Z_w \\ 1 \end{bmatrix}, \quad (2)$$

式中: $k_{ij}^{l,r}$ ($i=1,2,3; j=1,2,3,4$) 为左右相机投影矩阵中的各个元素。

利用最小二乘法可求得世界坐标系下 $P(X_w, Y_w, Z_w)$ 的解为

$$\mathbf{X} = (\mathbf{A}^T \mathbf{A})^{-1} \mathbf{A}^T \mathbf{B}. \quad (3)$$

2.2 非合作航天器关键特征提取

本文讨论的非合作航天器为圆柱形等对称类目标,含有对接环、发动机喷管、隔热屏十字线和太阳能帆板等共有特征。因为对接环与隔热屏十字线明显,超近程跟踪时不会超出相机视场,所以将其作为可识别的关键特征。

2.2.1 对接环椭圆提取

对接环在透视投影原理下多以椭圆形式出现,需要对非合作航天器表面进行椭圆提取。

图像处理中常见的椭圆检测方法有 Hough 变

换、最小二乘与弧段提取等。Hough 变换需要聚类出椭圆的五个参数,实时性较差;最小二乘法是进行椭圆拟合的一个步骤,前提是需要对输入图像进行边缘点提取;弧段提取法在椭圆检测中利用了几何条件约束,该方法具有准确率较高、有利于嵌入式实现等特点。

本文使用基于弧支持线段的方法^[11]进行椭圆识别,并根据目标特性加以改进,完成对星箭对接环的椭圆提取。主要步骤如下。

(1) 基于直线段检测(LSD)算法^[12]从左右相机图像中提取所有线段,利用弧支持线段方向原理得到弧线段集合,基于连续性与凹凸性原则进行弧段连接完成分组。

(2) 首先进行椭圆粗拟合,即对于弧线段组内的弧线段所跨角度较大时(本文阈值设为 80°),直接进行最小二乘法拟合,得到 N 个初始椭圆,聚类分析后得到 K 个椭圆对称中心,记为 $P_i, i=1, \dots, K$ 。

(3) 弧线段组两两拟合时会产生若干无效初始椭圆。目标航天器对接环为同心圆,目标运动时章动角度较小,在进行弧线段组有效组合时,提出相关系数 S 判断两弧线段组是否相关。相关系数 S 定义如下:

$$S_i = \left(1 - \frac{\lambda |L_{\text{arc1}}^i - L_{\text{arc2}}^i|}{L_{\text{arc1}}^i + L_{\text{arc2}}^i} \right) (1 - \cos \theta_1^i) (1 - \cos \theta_2^i), \quad (4)$$

式中: L_{arc1}^i 和 L_{arc2}^i 表示两弧线段组到第 i 个对称中心的平均距离; λ 为加权系数,本文设为 1.5; $\cos \theta_1^i$ 和 $\cos \theta_2^i$ 分别表示两弧线段组中两向量间的点积,这两个向量为弧线段组中任意两点构成的向量和第 i 个对称中心指向两点中心构成的向量。

距离计算公式如下:

$$L_{\text{arc}}^i = \sqrt{\frac{1}{M} \sum_j \|A_j - P_i\|_2}, \quad j=1, \dots, M, \quad (5)$$

式中: A_j 表示弧线段组中第 j 条线段; M 表示弧线段组中元素个数。

若对于 $0.5 < \epsilon < 1$ 有 $|S_i| > \epsilon$ 成立,则认为两弧线段组是相关的,两弧线段组拟合的初始椭圆可信度更高。对初始椭圆集进行聚类分析与几何验证,产生最终椭圆集合。

(4) 对于非初始帧图像,为了提高数字信号处理器(DSP)的计算效率,提出一种区域收窄方法。在完成弧线段分组后,利用上一帧对接环椭圆信息进行区域约束,去除环内离圆心较近的若干无效弧段干扰,得到新的弧线段组。

图 2 为两种方法弧段两两组合的候选椭圆结果图。改进后的方法生成的候选椭圆数量明显减少,从而缩短了椭圆验证步骤的时间。弧支持线段方法和改进后的方法椭圆检测结果对比如表 1 所示。改进后的方法在计算速度上提升了 74.5%。



图 2 弧段两两组合候选椭圆结果图。(a)弧支持线段方法;(b)改进后的方法

Fig. 2 Result images of the candidate ellipse of arc segment combination. (a) Arc-support segment method; (b) improved method

表 1 两种椭圆检测方法结果分析

Table 1 Analysis of the results of two ellipse detection methods

Method	Number of candidate ellipses	Verification time /s	Ellipse extraction time /s
Arc-support segment	32	0.6120	0.9530
Improved	12	0.0720	0.2430

本文提取对接环外环进行重建圆心与法向量计算,外环即长短轴之比最大的椭圆。最终提取的外环椭圆如图 3 所示。



图 3 非合作目标对接环外环结果图

Fig. 3 Result image of the outer docking ring of non-cooperative target

超近程追踪非合作航天器时,假设双目视觉相机缓慢接近目标航天器,对于非初始帧图像,引入光流辅助跟踪^[13-14]与双阈值判断对接环检测是否错误。具体步骤如下。

(1) 初始帧图像筛选出外环后,在外环上等间隔采样若干个点作为光流跟踪初始特征点集 OP , 初始阈值 T_1 和 T_2 , 其中 $T_1 < T_2$ 。

(2) 对于非初始帧,以初始帧方式筛选出外环后,利用光流跟踪将当前帧特征点向前一帧跟踪,得到前一帧的特征点在当前帧的位置 OP' 。计算 OP' 与当前帧筛选外环之间的欧氏距离,若小于阈值 T_1 则认为当前帧外环提取正确;若大于阈值 T_1 且小于 T_2 , 则认为当前帧外环提取错误,利用 OP' 中的特征点拟合椭圆作为当前帧对接环外环;若大于阈值 T_2 , 则利

用上一帧的对接环信息计算位姿。

2.2.2 十字线特征提取

图像处理中常见的直线检测方法为 Hough 变换。Hough 变换原理是利用图像与参数空间点线对偶性,将图像空间的像素点转换为参数空间的线,参数空间中线的交点对应图像空间的直线^[15]。Hough 变换局限性其一在于忽略了边缘局部方向性,会出现大量虚检的情况;其二在于参数空间离散程度较大时需要大量的存储空间,计算量增大,难以满足 DSP 嵌入式要求^[16]。

结合非合作目标航天器特性,本文提出一种基于短线段特征的隔热屏十字线提取方法。主要步骤如下。

(1) 对图像进行感兴趣区域(ROI)提取与自适应阈值 Canny 边缘检测。

(2) 运用 LSD 方法检测线段,提取直线段并确定主方向。

(3) 通过直线段相似性统计分析,得到候选直线段集。

(4) 对候选直线段集进行最小二乘拟合,实现十字线提取。

提取对接环椭圆后,在椭圆内进行 LSD 线段检测。直线段集包含若干较短线段,设置阈值(本文设为 20)剔除长度较短线段,得到初始直线集 $P = \{l_1^s, l_2^s, \dots, l_n^s\}$ 。长度较长的线段对应图像边缘梯度较强的区域,因此选取前 N 个长度较长的短线段进行统计分析,结合圆心约束和夹角约束确定主方向。

圆心约束用以避免筛选出离对接环圆心较远的错误直线。用 (k, c) 表示直线方程参数, (x_0, y_0) 表示对接环椭圆中心坐标,验证函数定义如下:

$$F_1 = \begin{cases} 1, & \text{if } \text{dist} = \frac{|y_0 - kx_0 - c|}{\sqrt{k^2 + 1}} < 30 \\ 0, & \text{otherwise} \end{cases} \quad (6)$$

夹角约束则是已知隔热屏十字线近似垂直直线, 用 $\theta_i, i=1, 2, \dots, N$ 表示候选直线段在极坐标系下的角度, 验证函数定义如下:

$$F_2 = \begin{cases} 1, & \text{if } |\theta_i - \theta_j| - \pi/2 < 0.17, i=1, \dots, N-1; j=i, \dots, N \\ 0, & \text{otherwise} \end{cases} \quad (7)$$

通过上述方法完成直线段检测与粗筛选后, 进行直线段相似性统计分析。由于一条直线被分割成几条短线段, 本文讨论一种直线段相似性统计方法。假设主方向上的短线段分别为 l_s^h 和 l_s^w , 将初始直线集 P 极坐标化表示 $P(r, \theta)$, 设定一定的极坐标阈值得到直线段集 P' 。设定候选直线段集 S_h 和 S_w , 根据主方向的短线段 l_s^h 和 l_s^w 依据线段统计学原则[式(5)]将 P' 中 l_s^j 合并入 S_h 或 S_w 中。重复以上步骤, 直至 P' 中短线段均不满足统计学原则, 完成候选直线段集 S_h 和 S_w 的提取。

$$\begin{cases} |r_i - r_{h,w}| < \Delta r \\ |\theta_i - \theta_{h,w}| < \Delta \theta \\ d = |r_{h,w} - x_i \cos \theta_{h,w} - y_i \sin \theta_{h,w}| < \Delta d \end{cases}, \quad (8)$$

式中: Δr 和 $\Delta \theta$ 表示极坐标误差容忍度; d 表示短线段两端点到主方向直线的距离; $(x_i, y_i), i=1, \dots, n$ 表示候选直线段端点坐标; Δd 表示短线段两端点到主方向直线距离阈值。

完成候选直线段集提取后, 引入最小二乘法模型进行直线拟合, 可用下式表示:

$$\min f(k, c) = \sum_{i=1}^n (kx_i + c - y_i)^2 \quad (9)$$

对式(9)求偏导即可得出直线方程参数, 从而实现十字线提取。

为了对比直线检测速度与效果, 分别使用本文算法和 Hough 变换方法进行直线检测, 结果如图 4 所示。

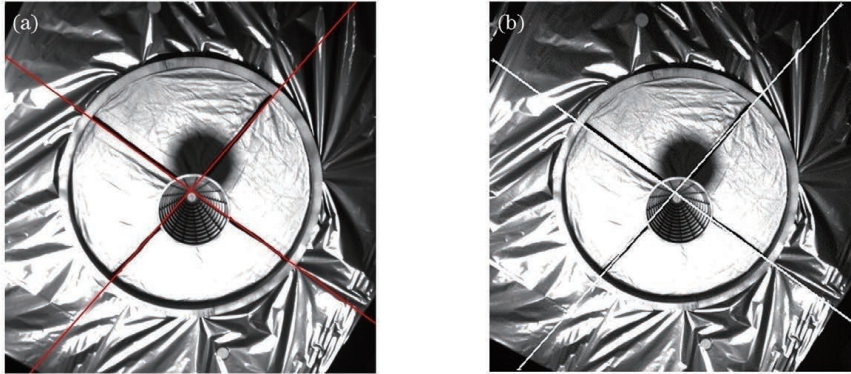


图 4 隔热屏十字线检测结果。(a)本文方法;(b)Hough 变换

Fig. 4 Result images of heat shield reticles detection. (a) Proposed method; (b) Hough transform

从图 4 可以看出, 两种方法都可以正确提取隔热屏十字线。但从运行时间上看, Hough 变换的运行时间为 0.558 s, 要多于本文方法的 0.3237 s。本文方法相对于 Hough 变换在计算速度上提升了 42%, 原因在于 Hough 变换需要遍历图像中的每一个像素, 并将其映射到参数空间进行累加投票, 计算量更大。对于高分辨率图像, Hough 变换计算量十分庞大, 无法满足航天任务实时性要求。

2.3 非合作航天器姿态计算

在非合作目标表面建立目标坐标系, 如图 5 所示。目标坐标系原点位于对接环中心位置, X 轴为对接环平面的法向量, 并远离相机, Y 轴由对接环中心指向环与十字线的交点, Z 轴由 X 轴和 Y 轴叉乘得到。

相机坐标系原点位于左相机光心, X_c 和 Y_c 轴平行于图像的行和列, 左相机光轴为 Z_c 轴; 测量坐标系原点位于安装 Y 支架中心, Y_b 轴平行于左右相机光心

连线并指向右相机, X_b 轴远离安装 Y 支架指向目标, Z_b 轴由 X_b 和 Y_b 轴叉乘得到。

假设目标航天器对接环中心和选择的直线交点在测量坐标系下的三维坐标分别为 $O(x_0, y_0, z_0)$ 和 $A(x_1, y_1, z_1)$, 对接环法向量为 $n_z = n_0$, 则 X 轴的单位向量为

$$n_x = \frac{\mathbf{OA}}{\|\mathbf{OA}\|_2}, \quad (10)$$

式中: \mathbf{OA} 表示对接环中心指向环与直线交点的向量; $\|\mathbf{OA}\|_2$ 表示对接环中心与交点的欧氏距离。

则目标坐标系的 Y 轴和 Z 轴的单位向量为

$$\begin{cases} n_z = n_0 \\ n_y = n_z \times n_x \end{cases} \quad (11)$$

为了保证 XYZ 三轴互相垂直, X 轴再由 Y 轴和 Z 轴叉乘得到。可以得到目标坐标系相对于测量坐标系的旋转矩阵和平移向量为

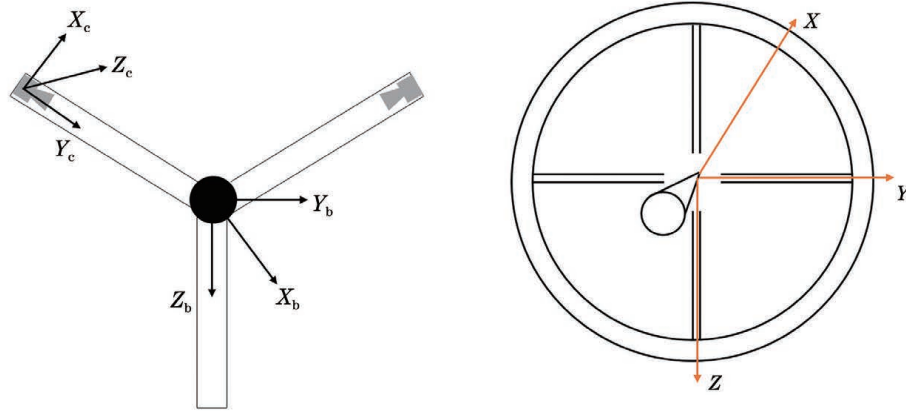


图 5 坐标系示意图。(a)测量坐标系和相机坐标系;(b)目标坐标系

Fig. 5 Schematic diagram of the coordinate system. (a) Measurement coordinate system and camera coordinate system; (b) target coordinate system

$$\mathbf{R}_w = [\mathbf{n}_x, \mathbf{n}_y, \mathbf{n}_z] = \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & r_{13} \\ r_{21} & r_{22} & r_{23} \\ r_{31} & r_{32} & r_{33} \end{bmatrix}, \quad (12)$$

$$\mathbf{T}_w = [x_0, y_0, z_0]^T, \quad (13)$$

式中: r_{ij} ($i=1,2,3; j=1,2,3$) 表示旋转矩阵 \mathbf{R}_w 中对应的元素, 则目标绕各坐标轴旋转角为

$$\begin{cases} \theta_x = \arctan(r_{23}, r_{33}) \\ \theta_y = -\arcsin(r_{12}) \\ \theta_z = \arctan(r_{12}, r_{11}) \end{cases}. \quad (14)$$

由于跟踪目标航天器时存在阴影遮挡等不确定因素, 为了实现跟踪过程中目标坐标系的一致性, 本文提出一种十字线与对接环交点切换策略, 具体步骤如下。

(1) 对于初始帧图像, 通过直线检测方法提取十字线, 计算左右图像的直线与对接环的交点, 分别为 $\{p_0^l, p_1^l, p_2^l, p_3^l\}$ 和 $\{p_0^r, p_1^r, p_2^r, p_3^r\}$, 计算 4 个交点在相机坐标系下的三维坐标, 如初始帧选择 $\{p_0^l, p_0^r\}$ 为极线约束距离最小的点, 则得到相机坐标系下的旋转

矩阵 \mathbf{R}_0 , 同理可以推得其他三个交点在相机坐标系下的旋转矩阵, 记为 $\{\mathbf{R}_1, \mathbf{R}_2, \mathbf{R}_3\}$ 。

(2) 分别计算 $\{\mathbf{R}_1, \mathbf{R}_2, \mathbf{R}_3\}$ 和 \mathbf{R}_0 之间的坐标变换关系, 也即不同目标坐标系之间的变换关系, \mathbf{R}_1 至 \mathbf{R}_0 之间的变换关系记为 $\mathbf{R}_0 \mathbf{R}_1^T$, 其中 \mathbf{R}_1^T 为 \mathbf{R}_1 的转置矩阵。以此类推可以得到 $\mathbf{R}_0 \mathbf{R}_2^T$ 和 $\mathbf{R}_0 \mathbf{R}_3^T$ 。

(3) 对于非初始帧图像, 计算前后帧跟踪交点像素距离, 选取离上一帧最近的点, 若像素距离超过阈值 (本文设为 50) 则选择当前帧极线约束距离最小的直线交点 $\{p_i^{dl}, p_i^{dr}\}$, 最终的旋转矩阵为 $\mathbf{R}_0 \mathbf{R}_i^T \mathbf{R}_i^d$, \mathbf{R}_i^d 为当前帧该直线交点在相机坐标系下的旋转矩阵。

3 分析与讨论

本文地面验证系统主要包括双目视觉相机、双目视觉处理平台、空间机器人控制器、非合作目标卫星模型、太阳模拟光源等部分。图 6 为双目视觉位姿测量流程示意图。

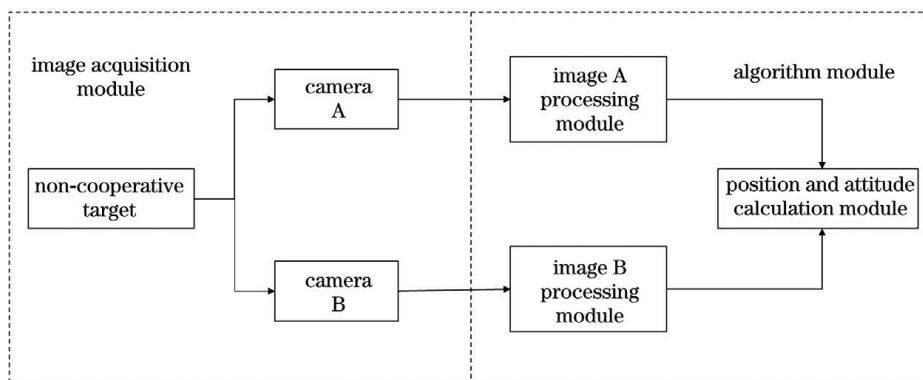


图 6 位姿测量流程示意图

Fig. 6 Schematic diagram of position and attitude measurement process

本文最终目的是在嵌入式硬件平台中实现非合作航天器位姿测量。探测器头部为两台 $60^\circ \times 60^\circ$ 大视场可见光相机。双目视觉处理平台由两块图像板与一块主控板组成, 图像板主要完成星箭对

接环提取、隔热屏十字线检测等功能, 主控板接收图像板的对接环与十字线信息进行目标坐标系建立与位姿解算。图像板与主控板的芯片为 TI 的八核 DSP 处理器 TMS320C6678, 由于核间共享内存

有限,在双目视觉算法移植过程中,建立了完善的内存管理与分配机制,对于 2048 pixel×2048 pixel 输入图像,算法数据更新率可以达到 1 Hz。

本文设计了暗室环境下真实目标模型实验,分别为相机系统位置逼近实验与目标模型转动实验,以验证所提出方法的有效性与准确性。

3.1 双目视觉相机系统位置逼近实验

本次实验中卫星模型处于静止状态,双目视觉相机系统从距离卫星模型约 4.5 m 处,以每 2 cm 一帧的速度朝着卫星模型逼近,运动至 1.5 m 处停止,共采集 154 帧图像。该组工况下非合作目标的绝对位姿和相对位姿变换如图 7 所示。

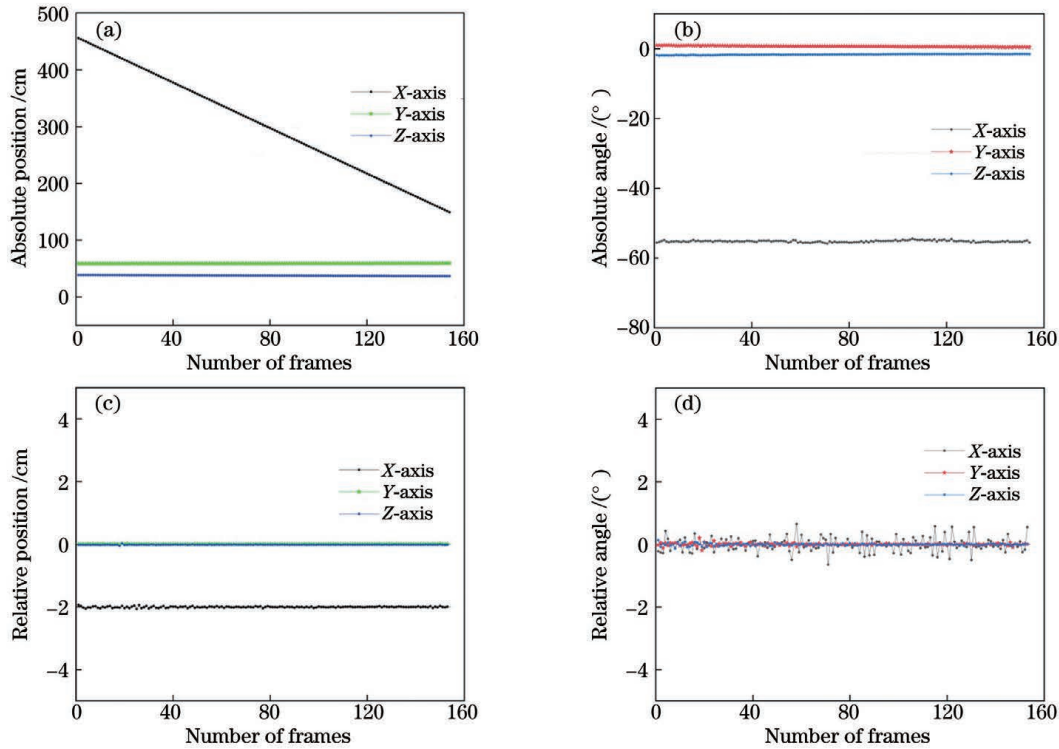


图 7 逼近过程绝对位姿和相对位姿变化。(a)绝对位置;(b)绝对角度;(c)相对位置;(d)相对角度
Fig. 7 Absolute and relative position and attitude during the approach. (a) Absolute position; (b) absolute angle; (c) relative position; (d) relative angle

从图 7 可以看出,超近程双目系统逼近实验中,算法输出结果稳定,相对位置和角度波动较小,说明对接环椭圆检测和十字线提取较为准确。前后帧之间三轴相对位置标准差 $3\sigma = (0.058\text{ cm}, 0.015\text{ cm}, 0.017\text{ cm})$,前后帧之间三轴相对角度标准差 $3\sigma = (0.680^\circ, 0.116^\circ, 0.101^\circ)$,前后帧之间测量移动位置均值为 2.003 cm,与机械臂控制距离仅差 0.03 mm。滚动轴的误差来源于隔热屏十字线的物理宽度,在位姿

计算过程中椭圆与直线交点像素级的偏差会引起滚动角数值的波动。从运动趋势来看,本文方法测量精度较高。

3.2 非合作航天器卫星模型转动实验

转动实验 1 中,双目相机系统距离卫星模型 4 m 处静止,卫星模型在机械臂的控制下绕 X 轴旋转,每 2°采集一帧图像。该组工况下非合作目标的绝对位姿和相对位姿变换如表 2 所示。

表 2 绕 X 轴转动位姿测量结果

Table 2 Position and attitude measurement results when the satellite model rotates around the X axis

No.	x / cm	y / cm	z / cm	$\theta_x / (^\circ)$	$\theta_y / (^\circ)$	$\theta_z / (^\circ)$
1	402.467	-7.666	9.317	-42.079	-4.387	-0.002
2	402.557	-7.711	9.329	-44.189	-4.439	0.245
3	402.539	-7.757	9.357	-46.181	-4.429	0.600
4	402.506	-7.796	9.386	-48.096	-4.443	0.904
5	402.655	-7.859	9.423	-50.116	-4.457	1.204
6	402.560	-7.890	9.450	-52.261	-4.427	1.463
7	402.634	-7.940	9.493	-54.289	-4.415	1.737
8	402.828	-8.002	9.515	-56.374	-4.343	1.989
9	402.852	-8.039	9.618	-58.292	-4.244	2.228

从表 2 可以看出,目标模型绕 X 轴转动实验中,前后帧三轴相对位置标准差 $3\sigma = (0.272 \text{ cm}, 0.032 \text{ cm}, 0.079 \text{ cm})$,前后帧三轴相对角度标准差 $3\sigma = (0.237^\circ, 0.137^\circ, 0.110^\circ)$,前后帧测量移动角度均值为 2.027° ,与机械臂控制角度仅差 0.027° 。在滚动角变化趋势方面,

本文方法解算出的目标姿态与实际运动状态一致。

转动实验 2 中,双目相机系统距离卫星模型 4 m 处静止,卫星在机械臂的控制下绕 Z 轴旋转,每 1° 采集一帧图像。该组工况下非合作目标的绝对位姿和相对位姿变换如表 3 所示。

表 3 绕 Z 轴转动位姿测量结果

Table 3 Position and attitude measurement results when the satellite model rotates around the Z axis

No.	x / cm	y / cm	z / cm	$\theta_x / (^\circ)$	$\theta_y / (^\circ)$	$\theta_z / (^\circ)$
1	400.005	-6.842	10.015	-167.647	4.373	-1.906
2	399.276	-6.844	10.066	-167.819	4.105	-0.429
3	398.506	-6.787	10.062	-167.629	3.357	0.876
4	398.086	-6.761	10.088	-167.366	3.143	2.160
5	398.025	-6.818	10.089	-166.720	2.883	3.436
6	397.737	-6.796	10.125	-166.404	2.667	4.599
7	397.432	-6.787	10.141	-166.109	2.451	5.747
8	397.081	-6.756	10.181	-165.754	2.254	6.898
9	396.699	-6.697	10.226	-166.100	2.054	7.929
10	396.249	-6.647	10.282	-166.175	1.917	9.047

从表 3 可以看出,目标模型绕 Z 轴转动实验中,前后帧三轴相对位置标准差 $3\sigma = (0.620 \text{ cm}, 0.103 \text{ cm}, 0.061 \text{ cm})$,前后帧测量移动角度均值为 1.217° 。由于机械臂控制台的 Z 轴方向与测量坐标系 Z 轴方向并不是严格平行的,造成了 Z 轴存在累积误差的现象。从结果上分析得知,Z 轴与实际运动速度一致,计

算的前后帧三轴相对角度标准差 $3\sigma = (0.866^\circ, 0.515^\circ, 0.374^\circ)$ 。

转动实验 3 中,双目相机系统距离卫星模型 4 m 处静止,卫星在机械臂的控制下绕 Y 轴旋转,每 1° 采集一帧图像。该组工况下非合作目标的绝对位姿和相对位姿变换如表 4 所示。

表 4 绕 Y 轴转动位姿测量结果

Table 4 Position and attitude measurement results when the satellite model rotates around the Y axis

No.	x / cm	y / cm	z / cm	$\theta_x / (^\circ)$	$\theta_y / (^\circ)$	$\theta_z / (^\circ)$
1	399.424	-6.891	10.124	-167.779	3.292	-2.318
2	399.672	-6.838	10.169	-167.469	2.026	-2.475
3	399.834	-6.821	10.223	-167.283	0.956	-2.602
4	399.855	-6.826	10.282	-167.521	-0.366	-2.532
5	399.868	-6.833	10.349	-167.407	-1.521	-2.515
6	399.811	-6.843	10.424	-167.648	-2.515	-2.399
7	399.769	-6.858	10.508	-167.335	-3.795	-2.249
8	399.705	-6.876	10.589	-167.637	-5.048	-2.181
9	399.647	-6.886	10.675	-167.512	-6.221	-1.903

从表 4 可以看出,目标模型绕 Y 轴转动实验中,前后帧三轴相对位置标准差 $3\sigma = (0.326 \text{ cm}, 0.066 \text{ cm}, 0.042 \text{ cm})$,前后帧三轴相对角度标准差 $3\sigma = (0.715^\circ, 0.317^\circ, 0.400^\circ)$,前后帧测量移动角度均值为 1.189° 。除绕 Z 轴转动实验中分析的误差原因外,本次实验中由于太阳光照角度是一定的,目标姿态发生变化时相机成像受光照影响较大,左右图像对接环检测可能

会有一定的偏差,此时通过光流辅助追踪也可以获得较好的结果。未来将进一步降低光照对环提取的影响。

对比目标模型绕三轴转动实验结果,位置与姿态误差均满足航天任务要求。

4 结 论

本文针对空间失稳非合作航天器位姿测量的难

题,提出了一种非合作航天器关键特征的双目视觉位姿测量方法。根据非合作航天器特性,利用了改进的弧支持线段方法提取星箭对接环椭圆,以主方向与相似性统计分析完成了隔热屏十字线特征提取。该方法具有测量精度较高、实时性好等特点。在双目相机系统逼近实验中,三轴相对位置误差在 0.6 mm 内,三轴相对角度误差在 0.7° 内。在目标模型转动实验中,三轴相对位置误差在 6.2 mm 内,三轴相对角度误差在 0.9° 内。实验结果表明超近距离在轨服务时该方法可以实时输出目标航天器的位置和姿态。下一步需要进一步优化双目视觉算法,进行完善的地面验证工作,提高系统的适应性与稳定性。

参 考 文 献

- [1] Ding X L, Wang Y C, Wang Y B, et al. A review of structures, verification, and calibration technologies of space robotic systems for on-orbit servicing[J]. *Science China Technological Sciences*, 2021, 64(3): 462-480.
- [2] 宋博, 李侃, 唐浩文. 国外空间碎片清除最新发展[J]. *国际太空*, 2021(5): 14-19.
Song B, Li K, Tang H W. Latest development of space debris removal abroad[J]. *Space International*, 2021(5): 14-19.
- [3] 肖余之, 靳永强, 陈欢龙, 等. 在轨服务若干关键技术研究进展[J]. *上海航天(中英文)*, 2021, 38(3): 85-95.
Xiao Y Z, Jin Y Q, Chen H L, et al. Research progress on several key technologies of on-orbit service [J]. *Aerospace Shanghai (Chinese & English)*, 2021, 38(3): 85-95.
- [4] Ding Q Y, He J. The detection of non-cooperative targets in space by using 3D point cloud [C] // 2019 5th International Conference on Control, Automation and Robotics (ICCAR), April 19-22, 2019, Beijing, China. New York: IEEE Press, 2019: 545-549.
- [5] 郝刚涛, 杜小平. 空间非合作目标位姿光学测量研究现状[J]. *激光与光电子学进展*, 2013, 50(8): 080028.
Hao G T, Du X P. Advances in optical measurement of position and pose for space non-cooperative target[J]. *Laser & Optoelectronics Progress*, 2013, 50(8): 080028.
- [6] 贾平, 刘海印, 李辉. 德国轨道任务服务系统发展分析[J]. *中国航天*, 2016(6): 24-29.
Jia P, Liu H Y, Li H. Analysis on the development of German orbital mission service system[J]. *Aerospace China*, 2016(6): 24-29.
- [7] Piskorz D, Jones K L. On-orbit assembly of space assets: a path to affordable and adaptable space infrastructure [EB/OL]. [2021-06-08]. https://aerospace.org/sites/default/files/2018-05/OnOrbitAssembly_0.pdf.
- [8] Coll G T, Webster G, Pankiewicz O, et al. Satellite servicing projects division Restore-L propellant transfer subsystem progress 2020[C] // AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum, August 24-28, 2020, Virtual Event. Virginia: AIAA Press, 2020: 3795.
- [9] 束安, 裴浩东, 丁雷, 等. 空间非合作目标的双目视觉位姿测量方法[J]. *光学学报*, 2020, 40(17): 1712003.
Shu A, Pei H D, Ding L, et al. Binocular visual position and attitude measurement method for a spatial non-cooperative target[J]. *Acta Optica Sinica*, 2020, 40(17): 1712003.
- [10] 胡国良. 基于视觉信息的空间非合作目标近距离位姿测量技术研究[D]. 西安: 中国科学院西安光学精密机械研究所, 2020.
Hu G L. Research on short-range pose measurement technology of space non-cooperative target based on vision information[D]. Xi'an: Xi'an Institute of Optics and Precision Mechanics, Chinese Academy of Sciences, 2020.
- [11] Lu C, Xia S, Shao M, et al. Arc-support line segments revisited: an efficient high-quality ellipse detection [J]. *IEEE Transactions on Image Processing*, 2019, 29: 768-781.
- [12] von Gioi R G, Jakubowicz J, Morel J M, et al. LSD: a fast line segment detector with a false detection control [J]. *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*, 2010, 32(4): 722-732.
- [13] 黄平, 曹镇, 王欢. 基于环形特征匹配的双目视觉里程计[J]. *光学学报*, 2021, 41(15): 1515002.
Huang P, Cao Z, Wang H. Stereo visual odometry based on ring feature matching [J]. *Acta Optica Sinica*, 2021, 41(15): 1515002.
- [14] 邹斌, 赵小虎, 尹智帅. 基于改进 ORB 的图像特征匹配算法研究[J]. *激光与光电子学进展*, 2021, 58(2): 0210006.
Zou B, Zhao X H, Yin Z S. Image feature matching algorithm based on improved ORB[J]. *Laser & Optoelectronics Progress*, 2021, 58(2): 0210006.
- [15] Hough V, Paul C. Method and means for recognizing complex patterns: US3069654[P]. 1962-12-18.
- [16] 董晶, 杨夏, 于起峰. 基于边缘连接的快速直线段检测算法[J]. *光学学报*, 2013, 33(3): 0315003.
Dong J, Yang X, Yu Q F. Fast line segment detection based on edge connecting[J]. *Acta Optica Sinica*, 2013, 33(3): 0315003.

Binocular Vision Position and Attitude Measurement for Key Features of Non-Cooperative Spacecraft

Hu Liang^{1,2,3*}, Duan Huixian^{1,3}, Pei Haodong^{1,3**}, Sun Dianqi^{1,2,3}, Shu An^{1,3}

¹Key Laboratory of Intelligent Infrared Perception, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200083, China;

²University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;

³Shanghai Institute of Technical Physics, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200083, China

Abstract

Objective Due to the intensive space launches, the operation of spacecrafts on orbit has been seriously threatened. The on-orbit service has gradually become a hot spot in the field of space research and major aerospace countries have an increasing demand for on-orbit services at present. On-orbit services include tasks such as rendezvous and docking, equipment maintenance and refueling. Non-cooperative spacecrafts refer to the kind of artificial satellites without the design of supporting services in the space environment. In order to tackle the technical difficulties, the key is to

continuously obtain the relative position and attitude of the spacecraft so as to complete the tracking and acquisition of non-cooperative target. While the target cannot provide any measurement information, optical measurement can obtain the relative position and attitude information without contacting the target, so that it is the main method of non-cooperative spacecraft measurement. Aiming at the technical difficulties such as poor real-time performance in space non-cooperative target measurement, this paper proposes a binocular position and attitude measurement method for key features of non-cooperative target.

Methods This paper proposes a binocular position and attitude measurement method for key features of non-cooperative spacecraft. Firstly, two visible light cameras are used to obtain high-resolution target images. The satellite and rocket docking ring on the target surface is extracted based on the improved arc-support line segment method. Optical flow assisted tracking in collaboration with dual thresholds is used to determine whether the docking ring ellipse is detected incorrectly. Secondly, a line detection method based on short line feature is proposed to extract reticles of the heat shield. Finally, the target coordinate system is established by using the related features of the docking ring and reticles. The relative position and attitude are calculated in the coordinate system yielded. In order to ensure the consistency of target coordinate system during tracking spacecrafts, a method of switching straight line and docking ring intersection is proposed. The ultimate goal of this paper is to realize the measurement of non-cooperative spacecraft on the embedded hardware platform.

Results and Discussions The ground verification system in this paper mainly includes: binocular vision camera, binocular vision processing platform, space robot controller, non-cooperative target satellite model and solar simulation light source, etc. It can be seen from the result images of the candidate ellipse of arc segment combination that the number of candidate ellipses generated by the improved satellite and rocket docking ring method is significantly reduced (Fig. 2), which shortens the time of the ellipse verification step and increases the calculation speed by 74.5% (Table 1). The method of extracting reticles of the heat shield improves the calculation speed by 42% compared with the Hough transform, shortening the running time from 0.558 s to 0.3237 s. Due to the limited shared memory between DSP6678 cores, a complete memory management and allocation mechanism is established in the process of binocular vision algorithm transplantation. For 2048 pixels \times 2048 pixels input images, the algorithm data update rate can reach 1 Hz. The approaching experiment of the binocular camera system in ultra-close range and the rotation experiment of the non-cooperative spacecraft model are conducted in the darkroom environment. The standard deviation of the three-axis relative position and attitude between the neighbouring image frames is $3\sigma = (0.058 \text{ cm}, 0.015 \text{ cm}, 0.017 \text{ cm})$, and the standard deviation of the three-axis relative attitude is $3\sigma = (0.680^\circ, 0.116^\circ, 0.101^\circ)$ in the approaching experiment (Fig. 7). The average value of the measured moving distance is 2.003 cm, which is only 0.03 mm away from the control distance of the robotic arm (Fig. 7). The precision of position is better than 0.7 cm and attitude better than 0.9° in the experiment of rotating the target model around the X , Y , and Z axes (Tables 2–4). The changing rates of position and angle of the three axes are consistent with the actual motion speed, which meets the requirements of space missions.

Conclusions Focusing on the complicated problem of the position and attitude measurement of unstable non-cooperative spacecraft, this paper proposes a binocular vision position and attitude measurement method for key features of non-cooperative spacecraft. According to the characteristics of the non-cooperative spacecraft, the improved arc-support line segment method is used to extract the ellipse of the satellite and rocket docking ring. The reticles feature extraction of the heat shield is completed by statistical analysis of the main direction and similarity. This method has the advantages of high measurement accuracy and good real-time performance. In the approaching experiment of the binocular camera system, the relative error of the three axes is less than 0.6 mm and the relative angle error is less than 0.7° . In the target model rotation experiment, the relative error of the three axes is less than 6.2 mm and the relative angle error is less than 0.9° . The experimental results demonstrate that this method can output the position and attitude of the target spacecraft in real time during the service in ultra-close range. It is necessary to further optimize the binocular vision algorithm, carry out comprehensive ground verification work and improve the adaptability and stability of the system.

Key words measurement; binocular vision; non-cooperative spacecraft; ellipse detection; straight line detection; position and attitude measurement