

基于太阳能帆板部件的空间非合作飞行器视觉位姿测量方法^①

苗锡奎^{②*} 朱 枫^{* **} 郝颖明^{* **} 吴清满^{* **} 夏仁波^{* **}

(* 中国科学院沈阳自动化研究所 沈阳 110016)

(** 中国科学院研究生院 北京 100049)

(*** 中国科学院光电信息处理重点实验室 沈阳 110016)

(**** 辽宁省图像理解与视觉计算重点实验室 沈阳 110016)

摘 要 针对无法在目标飞行器上布置合作标志器的问题,提出了一种利用矩形太阳能帆板部件测量空间非合作飞行器位姿的方法。该方法首先利用单相机在中远距离(200m-15m)对非合作飞行器成像,然后用基于矩形帆板的视觉特征设计的专用的特征提取算法自动完成矩形特征的选择与提取,最后根据矩形帆板的几何特征约束利用共面四点透视(P4P)算法或门形三线透视(P3L)算法解算目标位姿。与传统视觉位姿测量方法不同,该方法不需要在目标飞行器上布置合作标志器,更不需要人工干预,因此更适用于一般飞行器间的相对位姿测量。实验结果表明,该方法具有较好的鲁棒性,位置误差小于2.3%,姿态误差小于2°,满足对非合作飞行器进行跟踪、接近、绕飞等位姿测量要求。

关键词 非合作目标, 典型部件, 单目视觉, 位姿测量

0 引言

空间任务主要包括在轨服务^[1]、交会对接、空间目标监视、空间攻防、空间飞行器绕飞等,而要执行这些空间任务,一般都需要解决飞行器间相对位姿的测量问题^[2],即测量目标飞行器相对于追踪飞行器的位置与姿态。光学成像系统由于能够提供大量含有目标飞行器相对位置和姿态等信息的高分辨率图像,且仅需安装低能耗相机,因而可用于解决空间目标位姿测量问题。现有的目标位姿测量方法主要是针对合作目标,即安装有专用视觉测量标志器的目标。美国的轨道快车^[3]、日本的工程试验卫星-7^[4](engineering test satellite, ETS-VII)等项目都在追踪飞行器上安装了可见光相机,在目标飞行器上安装了用于测量的发光标志器或角反射镜作为目标识别与测量的特征点。我国空间飞行器位姿测量研究也多采用合作标志器^[5,6]的方式。对于没有安装测量标志器的非合作目标,只能利用目标上的自然特征,其测量难度大于合作目标位姿测量。如何使用视觉

方法测量非合作目标位姿信息的研究刚刚起步,研究理论和成果还比较薄弱。Inaba 等^[7]事先假定目标飞行器外形、尺寸及质量等都已知,提出一种对非合作目标的在轨识别与捕获方法。德国宇航中心正在开展的德国轨道服务任务(DEOS)^[8]将重点研究非合作目标的识别、接近与捕获等技术,由于算法十分复杂,难以在星载处理器上运行,必须将图像下载到地面计算机上运行,再将结果上传到星上。徐文福等^[9,10]提出将非合作飞行器图像下载到地面,利用人机交互的方式为追踪飞行器提供人工合作信息完成特征提取与位姿解算。Du 等^[11]也是通过人机交互的方式利用双目相机对较大非合作飞行器进行位姿测量。这类方法受到传输时延、传输可靠性的影响较大,时延较大时整个系统将不稳定,而且由于需要地面人员的直接参与,其自主性和实时性不高。鉴于此,本文在充分分析非合作飞行器上的典型部件后,提出了一种利用太阳能帆板典型部件测量非合作飞行器位姿的方法,并对该方法进行了地面模拟实验,证明了其有效性。

① 国家自然科学基金(51005229)资助项目。

② 男,1984年生,博士,高级工程师;研究方向:计算机视觉,视觉测量与导航,图像处理;联系人,E-mail: miaoxikui@sia.cn (收稿日期:2012-06-04)

1 目标识别与测量对象的选择

视觉位姿测量有特征提取和位姿解算这两个主要步骤,前者主要根据目标的视觉特征信息进行特征选择与提取,后者主要根据相机成像模型、目标成像参数及几何特征信息进行位姿解算。由此可见,目标必需具有足够的视觉特征和几何特征才能完成位姿测量。

人造飞行器上普遍具有一些典型的部件,如飞行器主体、太阳能帆板、星箭对接环等,它们都是几何形状规则的物体,而且对于某特定飞行器,其几何尺寸也是固定的。尽管这些部件不是专门为视觉测量而设计的标志器,即目标是而非合作的,但如果典型部件具有明确的视觉特征并且具有足够的几何特征,便可作为视觉位姿测量的依据。

空间飞行器上虽然具有一些典型的部件,有的视觉特征已知,有的几何特征已知。但由于空间环境是一个条件恶劣的动态非结构化环境,而且视觉位姿测量也需要一些特定的约束,因此并不是每一个部件都可以作为视觉位姿测量的依据。为了使追踪飞行器上的星载程序自动完成位姿解算,典型部件的选择尤为重要。本研究选择了飞行器上普遍具有的矩形太阳能帆板部件,该部件具有全局性和唯一性特征。根据该部件所具有的视觉特征设计的相应的特征提取算法可自动完成矩形特征的选择与提取,不需人工干预;根据该部件所具有的几何特征约束可以利用点或线特征算法解算目标位姿。

2 非合作飞行器相对位姿测量

大多数飞行器都有两块协同动作且始终保持在一个平面上的矩形太阳能帆板。帆板部件一般比较大,因受限于相机的视场角,在近距离难以对其完整成像。因此在中远距离(200m-15m)情况下,本研究利用帆板上的门形三线特征、外侧角点特征及其在目标飞行器上的精确位置解算目标位姿,门形三线及其4个外侧角点如图1所示。测量方法的具体流程如下:

(1) 中远距离下,用单个可见光相机对飞行器成像;

(2) 提取太阳能帆板上门形三线和外侧角点;

(3) 用共面四点透视(perspective-4-points, P4P)算法或门形三线透视(perspective-3-lines,

P3L)算法解算目标位姿。

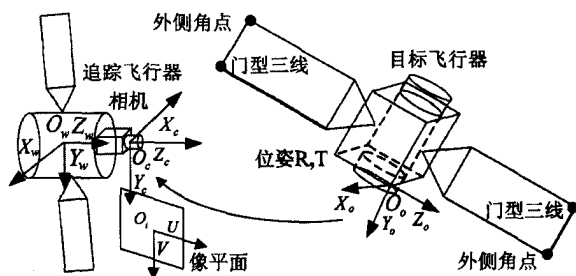


图1 飞行器模型及坐标系

2.1 坐标系定义

为便于分析,建立如图1所示的目标飞行器坐标系 $O_o-X_oY_oZ_o$ 、像平面坐标系 O_i-UV 、相机坐标系 $O_c-X_cY_cZ_c$ 、追踪飞行器坐标系 $O_w-X_wY_wZ_w$ 。

假设三维特征点在目标飞行器坐标系下的坐标为 $p_i = (x_i, y_i, z_i)^T$,经过旋转和平移变换到相机坐标系下的对应点为 $q_i = (x'_i, y'_i, z'_i)^T$,两者之间的刚体变换可表示如下:

$$q_i = R p_i + t \quad (1)$$

$$R = \begin{pmatrix} r'_1 \\ r'_2 \\ r'_3 \end{pmatrix} \in SO(3), t = \begin{pmatrix} t_x \\ t_y \\ t_z \end{pmatrix} \in R^3$$

其中 R 与 t 就是待估计姿态(旋转矩阵)和位置(平移向量)。

三维特征点在相机坐标系下的坐标 $q_i = (x'_i, y'_i, z'_i)^T$ 与其成像后的图像坐标 $x_i = (u_i, v_i, 1)^T$ 之间的关系由针孔成像模型描述如下:

$$z_i \begin{bmatrix} u_i \\ v_i \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} f_u & 0 & u_0 \\ 0 & f_v & v_0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x'_i \\ y'_i \\ z'_i \end{bmatrix} \quad (2)$$

其中 (f_u, f_v, u_0, v_0) 统称为相机的内参数,它描述了图像坐标系与相机坐标系间的映射关系。

由于相机是固定在追踪飞行器上的,故相机坐标系与追踪飞行器坐标系之间的相对位置和姿态在运动过程中是不变的。因此,本文求解的是目标飞行器坐标系与相机坐标系之间的相对位置与姿态。

2.2 特征提取

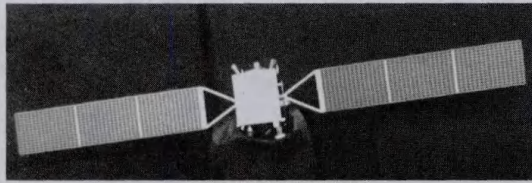
在中远距离下(200m-15m),太阳能帆板成像有以下两种情况:

情况(a):单个相机获取目标飞行器的完整图像(包含两块太阳能帆板);

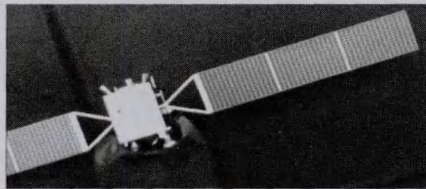
情况(b):单个相机获取目标飞行器某一侧单

块太阳能帆板的完整图像。

图2所示为灰度可见光图像。为了能够自动完成位姿解算,根据矩形帆板的视觉特征和几何特征设计了专用的特征提取算法。



(a) 两块帆板完整成像



(b) 一块帆板完整成像

图2 帆板成像

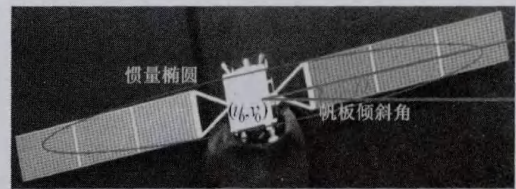
尽管空间成像环境比地面成像环境好,干扰目标较少,但目标飞行器图像背景中还是有一些点状杂小干扰目标,有必要进行预处理。首先对图像做中值滤波,然后对滤波后的图像做灰度图像形态学处理。中值滤波主要是为了消除一些由尖刺孤立峰值构成的散粒噪声;形态学处理(腐蚀、膨胀)主要是为了消除图像背景中散布的一些比散粒噪声大的噪声物体和强亮度点,而且还可以改善图像的对比度。预处理之后,去除了很多干扰噪声,得到了比较清晰的目标图像,而且图像中目标区域内部像素值的差异大大减少,有助于后续图像二值化处理 and 直线特征提取等。下面针对以上两种情况介绍图像预处理后矩形帆板部件上门形三线、四个外侧角点的自动提取方法。

(1) 利用 Otsu 自适应阈值分割算法^[12]二值化预处理后的图像,将目标飞行器分割出来;计算目标区域的惯量矩^[13](二阶中心矩),通过惯量椭圆计算出目标飞行器在图像中的倾斜角。通过二阶中心矩可以构造惯量椭圆,其面积和二阶矩均与目标飞行器的面积和二阶矩相等,椭圆的主轴方向角 θ 即为帆板在图像中的方向,具体计算公式如下:

$$\theta = \frac{1}{2} \arctan\left(\frac{2\mu_{11}}{\mu_{20} - \mu_{02}}\right) \quad (3)$$

其中 μ_{11} , μ_{02} , μ_{20} 为目标二阶中心矩。另外还可以计算出椭圆的长轴与短轴长,与本文不相关。图3(a)、图4(a)所示为计算出的目标椭圆与飞行

器的方向,表1给出了计算结果。

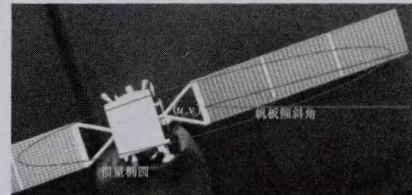


(a) 帆板方向

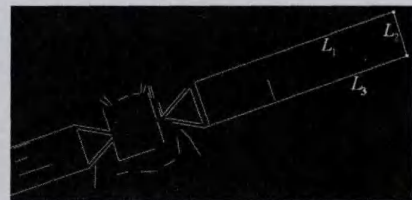


(b) 门形三线四个角点

图3 两块帆板特征提取



(a) 帆板方向



(b) 门形三线

图4 单块帆板特征提取

表1 目标飞行器的倾斜角计算

图号	二阶矩值	椭圆中心	倾斜角 θ
图3(a)	$\mu_{11} \approx 194268050$	$u_0 = 581.6,$ $v_0 = 545.3$	11.6°
	$\mu_{20} \approx 2124014200$		
	$\mu_{02} \approx 231485760$		
图4(a)	$\mu_{11} \approx 78822247$	$u_0 = 612.8,$ $v_0 = 498.7$	15.2°
	$\mu_{20} \approx 770732640$		
	$\mu_{02} \approx 190517360$		

(2) 根据计算出的倾斜角获取每块帆板最外侧两个角点的大概位置信息;沿帆板方向和其垂直方向利用 LSD^[14,15]方法检测直线,结合角点位置约束和帆板长度约束确定每块帆板上沿帆板方向上的一对对边和沿垂直方向上的一条最外侧边,即帆板上的门形三线可以自动提取,如图3(b)和图4(b)所示。

(3) 利用门形三线相交于两点计算每块帆板上

最外侧两个角点的精确位置坐标,门形三线在帆板部件上共面,两条直线相互平行,另外一条直线与这两条平行线垂直相交,门形三线成像后仍然相交于两点。利用直线求交点的方法比角点检测方法提取角点的精度更高,更加准确,而且不受遮挡的影响。具体方法是将两条直线的方程组成方程组求解交点坐标。

对于情况(a),两块帆板完整成像,利用上述方法可以提取两个门形三线和四个角点;对于情况(b),根据完整帆板上沿帆板方向上的直线段长度比不完整帆板上的直线段长度长,可以舍弃不完整帆板,仅针对完整帆板进行直线检测,提取一个门形三线和两个角点。具体计算结果见表2。

表2 角点和门形三线

参数	图3(b)角点坐标	图4(b)门形三线方程
特征参数	$u_1 = 66.3, v_1 = 400.6$	$L_1: y_1 = -0.3096x_1 + 757.48$
	$u_2 = 73.9, v_2 = 493.8$	$L_2: y_2 = 3.3058x_2 - 2559.87$
	$u_3 = 1200.3, v_3 = 279.8$	$L_3: y_3 = -0.3035x_3 + 613.74$
	$u_4 = 1208.5, v_4 = 379.9.6$	

2.3 位姿解算

位姿解算的依据是帆板部件的几何特征约束。帆板部件的几何特征约束是两块帆板始终共面且尺寸及其在目标飞行器上的位置精确已知,故帆板的各条边、四个外侧角点在目标飞行器上的位置也已知。由于所提取的特征既有点特征又有线特征,故可以使用点特征算法^[16]、线特征算法^[17-19]完成位姿解算。对于情况(a),提取到两个门形三线,其上有4个共面特征点,使用共面P4P算法计算位姿;而对于情况(b),仅能提取到一个门形三线,使用门形三线P3L算法计算位姿。需要说明的是共面P4P算法精度比门形三线P3L算法精度高,所以当两块帆板能完整成像时,使用共面P4P算法解算位姿。

3 实验结果与分析

3.1 实验平台

为了验证本文方法的有效性和可行性,搭建了非合作飞行器视觉位姿测量地面实验平台,模拟了位姿测量过程,进行了大量的地面实验。实验平台主要包括目标飞行器、星载计算机、CCD相机等,如图5所示。星载计算机由普通的个人计算机模拟;目标飞行器有嫦娥一号、二号探月卫星模型(比例1:30);东方红四号卫星模型(比例1:50);相机使用Vision Components的VC4468,分辨率为 128×1024 ,配焦距为8mm的Computar镜头。其中嫦娥一号模型尺寸为:68cm(长) \times 27cm(高) \times 15cm(宽)。由于本文使用的是卫星模型,所以按照比例折算,中远距离为约为6m~0.5m。



图5 位姿测量实验平台

3.2 仿真实验

为了比较共面P4P算法和门形P3L算法的解算精度对噪声的鲁棒性,设计了仿真实验进行对比。仿真实验中非合作飞行器主体为 $2\text{m} \times 1.8\text{m} \times 1.6\text{m}$ 的立方体,太阳能帆板矩形部分大小为 $2\text{m} \times 7\text{m}$,尺寸符合实际,如图6所示。仿真相机内参数如下:等效焦距 $f_u = f_v = 1600$,主点坐标 $(u_c, v_c) = (400, 300)$,图像尺寸为 800×600 。

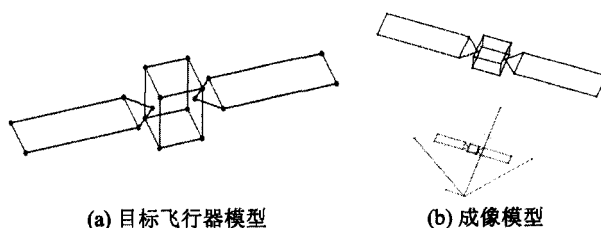


图6 仿真中的目标飞行器模型和成像模型

姿态旋转矩阵用欧拉角表示,旋转按Z轴、Y轴、X轴的次序,旋转角度分别用 α 、 β 、 γ 表示,平移向量用 $T(T_x, T_y, T_z)$ 表示。固定平移向量 $T(20\text{cm}, 50\text{cm}, 3000\text{cm})$ 分别使两块太阳能帆板完整

成像和单块太阳能帆板完整成像,三个欧拉角均匀分布在 $[-45^\circ, 45^\circ]$ 中,随机取值产生旋转矩阵 R 。将目标飞行器以一定位姿投影到像平面上,在像点上加入零均值且标准差为 σ 的高斯噪声,然后用最小二乘直线拟合方法获取直线特征。为度量位姿测量误差,定义旋转误差 $E_{rot} = \sqrt{(\alpha - \hat{\alpha})^2 + (\beta - \hat{\beta})^2 + (\gamma - \hat{\gamma})^2}$ 和平移误差

$E_{trans}(\%) = \|T - \hat{T}\| / \|T\| \times 100\%$,其中 $\hat{\alpha}$ 、 $\hat{\beta}$ 、 $\hat{\gamma}$ 为 α 、 β 、 γ 的估计值, \hat{T} 为 T 的估计值。为客观对比算法的精度,使实验结果更具有统计意义,本节中的所有实验,对每种参数条件运行 1000 次,然后取平均值作为实验结果。图 7 给出了两种算法的误差与噪声的关系。

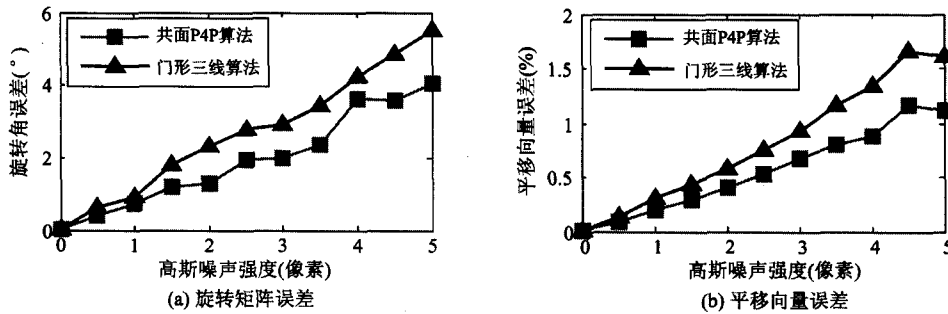


图 7 位姿估计误差与噪声的关系

从仿真实验结果可以看出,门形 P3L 算法^[17]在噪声比较小时精度比较高,但随着噪声强度的加大,算法的鲁棒性变差,误差最大,主要是因为该算法为闭式解法,对噪声比较敏感;共面 P4P 算法^[16]是迭代算法,具有较高的精度,鲁棒性较好。因此在后面实际实验时,对于情况(a),使用共面 P4P 算法,对于情况(b),使用门形三线 P3L 算法。

3.3 实际实验

实际实验中,将相机固定在三脚架上,并在其上定义世界坐标系模拟追踪飞行器坐标系,按照 2.1 节定义目标飞行器坐标系。利用 Leica AT901-LR 激光跟踪仪测量目标飞行器坐标系与世界坐标系之间的位姿参数,坐标系的定义见 2.1 节。具体过程如下:首先用激光跟踪仪测量目标飞行器上太阳能帆板上的门形三线在世界坐标系下的空间直线方程,然后由测量软件自动计算出 4 个角点的坐标,由于这 4 个点在目标飞行器坐标系下的坐标已知,故可以计算出两者之间的位姿参数。其中激光跟踪仪测量范围半径为 80m,本实验中测量距离为 3m 左右,其测量精度为 0.06mm,可以认为该测量值为准确值。然后标定相机的内外参数(图像坐标系与相机坐标系之间的关系)和外参数(相机坐标系与世界坐标系之间的关系),利用相机对目标飞行器拍照(两块帆板完整成像),利用本文方法自动完成门形三线和外侧角点的提取,并解算目标飞行器坐标系与相机坐标系之间的位姿参数;最后经过刚体变换,求解目标飞行器坐标系相对于世界坐标系之间

的位姿参数,将其与激光跟踪仪给出的结果对比,测量结果和计算结果如表 3、表 4 所示,其中姿态角 α 、 β 、 γ 单位为度,平移向量 $T(T_x, T_y, T_z)$ 单位为 mm。

表 3 共面 P4P 位姿计算结果

参数	实际值	计算值	误差
α	14.357	13.475	-0.882
β	20.584	22.196	1.612
γ	7.131	8.219	1.088
T_x	-68.371	-69.624	-1.253
T_y	132.723	134.904	2.181
T_z	1248.255	1269.458	21.203

表 4 门形 P3L 位姿计算结果

参数	实际值	计算值	误差
α	12.984	12.025	-0.959
β	18.145	20.125	1.980
γ	5.684	6.818	1.134
T_x	-26.631	-28.135	-1.504
T_y	122.214	124.654	2.440
T_z	1021.586	1044.458	22.872

从实验结果看,实际实验精度略差于仿真实验精度,主要是由于相机的标定误差和实际图像特征提取误差比较大。但计算结果与激光跟踪仪测量得到的结果基本相同,旋转角的最大误差不超过 2° ,平移参数误差最大的为光轴方向误差,也不超过

2.3%,说明本文方法是有效的。变换目标飞行器的位置和姿态,重复上述实验过程得到的结果精度基本相似。

3.4 误差分析与提高测量精度策略

根据仿真实验和真实实验分析,可知影响该方法位姿测量精度的主要因素有:

(1) 相机参数标定误差:特征点、特征线在图像上的成像参数依赖于相机的内参数,而标定得到的内参数必然会含有误差,内参数精度将直接影响特征点、特征线成像精度,进而影响到目标坐标系与像机坐标系之间的位姿。另外,在实际实验时还需要标定外参数,即相机坐标系与世界坐标系之间的关系,进而求目标坐标系与世界坐标系之间的位姿,而外参数也存在误差。因此相机的标定精度将影响最终位姿解算的精度。

(2) 直线提取误差:位姿解算的前提是要在图像中正确提取出特征直线,其提取精度将影响位姿测量精度^[20]。

(3) 两目标之间的相对距离和姿态^[21]:目标距离越远,则成像越小,特征区域所占的像素数越少,特征提取精度越差,对位姿测量的精度影响越大。

针对上述的主要误差源,接下来的研究工作将主要从以下几个方面来提高位姿精度:

(1) 提高相机参数标定精度:目前采用的方法没有对相机的畸变系数进行标定,未来将研究高精度的非线性标定方法标定相机的径向畸变、切向畸变及倾斜因子等系数。

(2) 提高直线提取精度:直线提取误差直接影响位姿精度,因此有必要研究亚像素精度的直线提取方法,包括图像去噪处理、特征直线自动提取与编号等。

(3) 采用可变焦距相机,兼顾不同距离下特征提取的精度:远距离时增大焦距,提高特征区域所占图像比例,近距离时减小焦距,保证所拍摄目标位于相机视场内。

4 结论

空间非合作飞行器位姿测量问题是执行空间任务的关键所在,为此本文在分析飞行器上典型部件的视觉特征和几何特征后,提出一种利用太阳能帆板部件测量空间非合作飞行器位姿的方法,该方法可自动完成矩形帆板部件的特征提取及位姿解算,无需人工干预,自主性高,解决了无法事先在目标飞

行器上布置合作标志器的问题。实验结果表明,该方法满足非合作飞行器位姿测量要求,为非合作目标位姿测量提供了一个新的解决途径,对在轨执行空间任务具有重要的参考价值。

文中还对影响位姿测量误差的因素进行了分析,指出三类误差源是影响测量精度的主要因素,接下来的工作将侧重于进一步提高测量精度;另外,由于飞行器上的部件各不相同,所能提供的特征也不尽相同。因此,还应针对多种典型部件(特征信息部分已知或未知)开展特征提取与位姿测量方法研究,如使用天地协同的方式由地面人员提供合作信息辅助完成特征提取与位姿计算等。

参考文献

- [1] 梁斌,徐文福,李成,等. 地球静止轨道在轨服务技术研究现状与发展趋势. 宇航学报,2010,31(1):1-13
- [2] Liang B, Li C, Xue L J, et al. A Chinese small intelligent space robotic system for on-orbit servicing. In: Proceedings of IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, Beijing, China, 2006. 4603-4607
- [3] Wilson J R. Satellite hopes ride on orbital express. *Aerospace America*, 2007, 45(2):30-35
- [4] Yoshida K. Engineering test satellite VII flight experiments for space robot dynamics and control; theories on laboratory test beds ten years ago, now in orbit. *International Journal of Robotics Research*, 2003,22(5):321-335
- [5] 王保丰,李广云,陈继华等. 航天器交会对接中测量靶标的两种设计方法. 宇航学报,2008,29(1):162-166
- [6] 张庆君,胡修林,叶斌等. 基于双目视觉的航天器间相对位置和姿态的测量方法. 宇航学报,2008,29(1):156-161
- [7] Inaba N, Oda M, Asano M. Rescuing a stranded satellite in space-experimental robotic capture of non-cooperative satellites. *Transactions of the Japan Society for Aero-nautical and Space Sciences*, 2006, 48(162):213-220
- [8] Landzettel K. Technology satellite for demonstration and verification of space systems. http://www.dlr.de/rmneu/en/desktopdefault.aspx/tabid-3825/5963_read-8759/;DLR,2008
- [9] 徐文福,刘宇,梁斌等. 非合作航天器的相对位姿测量. 光学精密工程,2009,17(7):1570-1581
- [10] Xu W F, Liang B, Li C, et al. Autonomous rendezvous and robotic capturing of non-cooperative target in space. *Acta Astronautica*, 2010, 28(5):705-718
- [11] Du X D, Liang B, Xu W F, et al. Pose measurement of

- large non-cooperative satellite based on collaborative cameras. *Acta Astronautica*, 2011, 68(11): 2047-2065
- [12] Otsu N. A threshold selection method from gray-level histogram. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics*, 1979, 9(1):62-66
- [13] 章毓晋. 图像工程. 北京:清华大学出版社, 2005. 50-69
- [14] Von Gioi R G, Jakubowicz J, Morel J M, et al. LSD: A fast line segment detector with a false detection control. *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*, 2010, 32(4):722-732
- [15] Akinlar C, Topal C. EDLines: A real-time line segment detector with a false detection control. *Pattern Recognition Letters*, 2011, 32(13):1633-1642
- [16] Schweighofer G, Pinz A. Robust pose estimation from a planar target. *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*, 2006, 28(12): 2024-2030
- [17] 刘昶, 朱枫, 欧锦军. 基于门形三条直线的 P3L 问题的闭式解. *沈阳理工大学学报*, 2009, 28(4):11-14
- [18] 赵汝进, 张启衡, 左颢睿等. 一种基于直线特征的单目视觉位姿测量方法. *光电子·激光*, 2010, 21(6): 894-897
- [19] 许允喜, 蒋云良, 陈方. 基于点和直线段对应的扩展正交迭代位姿估计算法. *光学学报*, 2009, 29(11):3129-3135
- [20] 郝颖明, 朱枫, 欧锦军等. 基于点特征的位姿测量系统鲁棒性分析. *计算机应用*, 2008, 28(7):1713-1717
- [21] 朱枫, 郝颖明, 欧锦军等. 横滚角对 P3P 位姿测量方法鲁棒性的影响分析. *高技术通讯*, 2008, 18(10): 1041-1046

Vision pose measurement for non-cooperative space vehicles based on solar panel component

Miao Xikui^{* ** *** ****}, Zhu Feng^{* ** *** ****}, Hao Yingming^{* ** *** ****}, Wu Qingxiao^{* ** *** ****}, Xia Renbo^{* ** *** ****}

(* Shenyang Institute of Automation, Chinese Academy of Sciences, Shenyang 110016)

(** Graduate School of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049)

(*** Key Laboratory of Optical-Electronics Information Processing, Chinese Academy of Sciences, Shenyang 110016)

(**** Key Laboratory of Image Understanding and Computer Vision, Liaoning Province 110016)

Abstract

A vision pose measurement method for non-cooperative space vehicles by using the rectangular solar panel on the vehicles is proposed to solve the problem that the cooperative markers can not be deployed on the target vehicles. The method can be briefly described below: Firstly, the non-cooperative space vehicle is photographed by a single camera in the middle-long distance (200m ~ 15m), then the rectangular feature is extracted automatically by using the algorithm specially designed according to the visual characteristics of the solar panel, and finally, the pose parameters are calculated by using the high-precision and robust algorithm (the perspective-4-points (P4P) algorithm or the perspective-3-lines (P3L) algorithm) according to the geometric constraints of the solar panel. Unlike previous pose measurement methods based on vision, the proposed method do not need to deploy cooperative markers on the target, even without human participation, therefore, it is more applicable to pose measurement of general non-cooperative space vehicles. The experimental results indicate that the method is robust to noises, its position error is less than 2.3%, and the attitude error is less than 2°. The method meets the requirements of vehicles' pose estimation during their tracking, approaching and flying.

Key words: non-cooperative target, typical component, monocular vision, pose measurement