

基于超二次曲线障碍描述的航天器交会对接地面实验研究^{*}

徐兴念 文浩[†] 韦正涛

(南京航空航天大学 机械结构力学及控制国家重点实验室, 南京 210016)

摘要 航天器交会对接技术是众多空间任务得以开展的关键性技术,在进行空间在轨飞行任务之前,需开展相应的地面实验研究.首先,基于二维交会对接模型,提出了一种基于势函数法的交会对接控制方法.其次,考虑与类矩形障碍物的避撞约束以及与心形目标航天器的安全对接区域约束,并采用超二次曲线去描述该障碍物外形.然后,基于花岗岩气浮平台搭建了二维交会对接地面实验系统,设计了航天器气浮模拟器以及电磁对接机构,并开展了交会对接地面实验研究.实验结果表明了所搭建实验系统的可行性,同时也验证了所提出交会对接控制方法的有效性.

关键词 交会对接, 人工势函数法, 地面实验, 超二次曲线

DOI: 10.6052/1672-6553-2019-052

引言

空间交会对接是指追踪航天器调整自身与目标航天器的相对距离和姿态,逐渐向目标航天器靠近,最终在空间轨道上连成一个整体.它是许多空间任务得以成功开展的前提,例如阿波罗登月任务,航天飞机的飞行任务以及空间站的建造和补给等^[1].此外,在实现空间碎片清理^[2-4],空间站维修^[5,6]和重构^[7,8],机器人在轨组装^[9,10]等新一代太空任务中,空间交会对接技术亦起着至关重要的作用.

为保证空间交会对接过程的安全性,追踪航天器在与目标航天器刚性连接之前,不能与目标航天器(除对接机构外)发生碰撞,也不能与障碍物发生碰撞.近十年来,学者们提出了多种控制算法用以障碍规避和安全对接,例如:Virgili-Llop 等人将障碍物考虑为圆形,采用模型预测控制(MPC)和逆动力学方法研究了交会对接的障碍规避问题^[11];Morgan 等人采用模型预测控制-系列凸规划(MPC-SCP)方法使追踪航天器成功避开了圆形障碍物^[12].此外,人工势函数法因其形式简单,计算

量小等优点,受到学者们广泛关注.其中,裴润等人基于势函数方法,研究了障碍物为球形时的规避问题^[13];Zappulla 等人考虑了目标航天器的复杂外形,实现了两航天器的安全对接^[14].但是,现有大多研究忽略了障碍物的外形,而只考虑了目标航天器的外形,或者仅利用追踪航天器与障碍物间的几何中心距离来表示他们的接近程度,继而通过控制这一距离来实现规避.实际上,障碍物与目标航天器一样,都具有复杂的外形,仅将其考虑为质点是不行的,或者仅考虑为单一的圆包围也是不够的.

由于空间交会对接任务难度大,且资金耗费高,在进行太空任务之前,必须进行等效的地面模拟实验,以验证控制系统的有效性.地面实验最难模拟的是太空的微重力环境,其中,典型的方法有跌落法^[15]、抛物线飞行法^[16]、吊挂法^[17]、气浮法^[18]等.气浮法以其易实现、自由度少等优点,受到学者们广泛关注.其原理如图 1 所示,即通过气垫底部的小孔喷出高压气体,使气垫与气浮平台之间形成一层气膜,从而使气浮模拟器能在气浮平台上几乎无摩擦运动,以模拟太空中的微重力状态.例如,Wilder 等人基于逆动力学方法研究了追踪航

天器与旋转目标航天器的交会对接问题^[19]; Park 等人基于非线性模型预测控制 (NMPC) 算法研究了软对接问题^[20]. 他们均通过气浮法验证了其控制器的有效性.

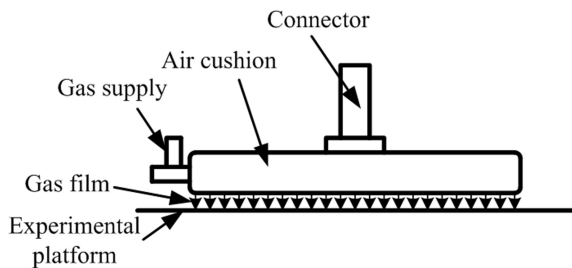


图1 气浮法工作原理

Fig.1 The operational principle of air cushion

本文基于二维交会对接模型,研究两航天器的交会对接控制问题.特别地,考虑到障碍物和目标航天器外形的复杂性,将障碍物外形和目标航天器外形分别考虑为类矩形和心形,并采用超二次曲线去描述该障碍物外形,然后利用人工势函数方法设计相应控制器.此外,基于花岗岩气浮平台搭建二维交会对接地面实验系统,并设计航天器气浮模拟器以及电磁对接机构,通过地面实验验证所设计控制器的有效性.

1 交会对接动力学建模

本节将首先介绍两航天器交会对接的三维动力学模型;然后,将其简化为二维模型;最后,介绍本文的交会对接模型以及考虑的路径约束.

1.1 动力学建模

目前,航天器交会对接问题广泛采用 Clohessy-Wiltshire 方程(简称 C-W 方程)去描述追踪航天器和目标航天器的相对运动.图2表示在轨航天器的几何坐标系,C系统和T系统的坐标原点分别位于追踪航天器和目标航天器的质心,地心惯性系 (ECI) 系统的坐标原点为地球质心,希尔 (Hill) 系统坐标原点亦位于航天器的质心,其 x 轴方向为 ECI 系统指向 Hill 系统方向, y 轴方向为航天器的速度矢量方向, z 轴方向根据右手定则判断.

本文将目标航天器考虑为静止的.追踪航天器在 Hill 坐标系统下的平动动力学方程采用 C-W 方程可表示为^[21,22]

$$\ddot{x} - 3\Omega^2 x - 2\Omega \dot{y} = \frac{F_x}{m}$$

$$\begin{aligned} \ddot{y} + 2\Omega \dot{x} &= \frac{F_y}{m} \\ \ddot{z} + \Omega^2 z &= \frac{F_z}{m} \end{aligned} \quad (1)$$

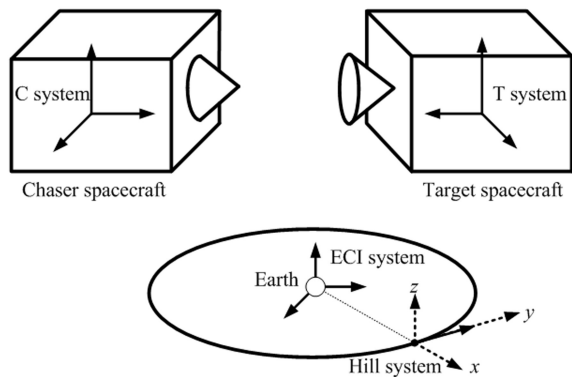


图2 在轨航天器几何坐标系

Fig.2 Spacecraft geometry and coordinate systems

转动动力学方程采用欧拉方程可表示为^[23]

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_x &= \frac{(I_{yy} - I_{zz})\omega_z\omega_y + T_x}{I_{xx}} \\ \dot{\omega}_y &= \frac{(I_{zz} - I_{xx})\omega_z\omega_x + T_y}{I_{yy}} \\ \dot{\omega}_z &= \frac{(I_{xx} - I_{yy})\omega_y\omega_x + T_z}{I_{zz}} \end{aligned} \quad (2)$$

上述方程中 Ω 表示 Hill 坐标系统绕地球转动的角速度, ω 表示追踪航天器在自身惯性坐标系下的角速度, m 表示追踪航天器的质量, I 表示追踪航天器的转动惯量, F 和 T 分别表示推进力和力矩.

当交会对接的相对运动距离远小于轨道周长,相对运动时间远小于运动周期,假设追踪航天器仅在 $x-y$ 平面上运动,则方程(1)和(2)可简化为^[19,20]

$$\ddot{x} = \frac{F_x}{m}, \quad \ddot{y} = \frac{F_y}{m}, \quad \ddot{\theta} = \frac{T}{I_z} \quad (3)$$

其中, m 表示追踪航天器质量, I_z 表示追踪航天器绕 z 轴转动的转动惯量, F_x, F_y 和 T 分别表示 x, y 方向的推力和绕 z 轴方向的力矩.

1.2 任务约束

追踪航天器在逐渐接近目标航天器的整个过程中,应避开障碍物,且在临近目标航天器时,需考虑与目标航天器的安全对接区域.本文在设计交会对接控制律时,仅考虑追踪航天器质心与障碍物(或目标航天器)的距离,忽略追踪航天器的外形,

并假设目标航天器处于静止状态;此外,考虑到障碍物和目标航天器的外形较为复杂,将障碍物外形简化为类矩形,目标航天器外形简化为由三个半圆组成的心形^[14],其交会对接示意图如图3所示.整个交会对接过程可分为以下两个阶段:1)追踪航天器从静止开始出发,越过类矩形障碍物;2)追踪航天器在安全对接区域,通过对接机构与目标航天器完成对接.

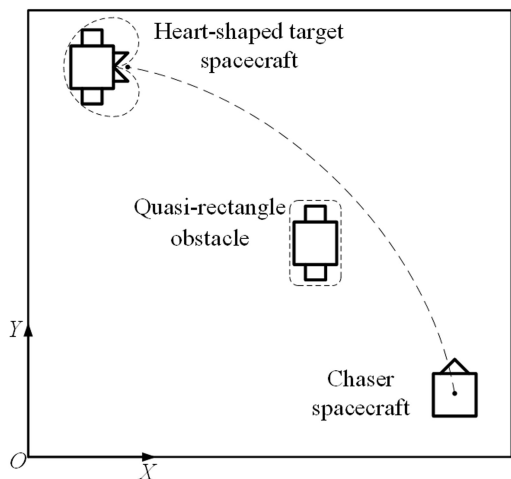


图3 交会对接示意图

Fig.3 The schematic diagram of rendezvous and docking

2 势能控制器

本节将首先介绍径向欧几里得距离;其次,介绍用来描述障碍物外形的超二次曲线;然后,推导图3模型中,追踪航天器质心与类矩形障碍物和心形目标航天器的径向欧几里得距离;最后,基于势函数法设计相应的势能控制器.

2.1 径向欧几里得距离

对于二次曲线外任意一点到该曲线的径向欧几里得距离可定义为:假设任意二次曲线的中心为 o ,曲线外任意一点为 A ,两点的连线与二次曲线相交于点 A_0 ,则径向欧几里得距离即为 $|\overrightarrow{A_0A}|$,如图4所示.

2.2 超二次曲线

超二次曲线具有表达式简单、对称性强、变换平滑、回避离散化等优点,并可直接运用解析表达式,避免运算过程的数值求导.

标准的超二次曲线表达式为

$$\left(\frac{x^2}{a^2}\right)^s + \left(\frac{y^2}{b^2}\right)^s = 1 \quad (4)$$

其中, a, b, s 均为大于零的实数.

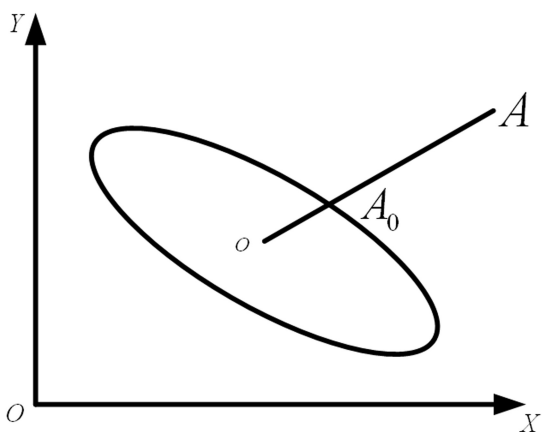


图4 径向欧几里得距离

Fig.4 The radial Euclidean distance

通过方程(4)可知,只需三个参数 a, b, s 就可确定出不同的曲线,并可覆盖整个平面.图5所示为几种典型的超二次曲线.

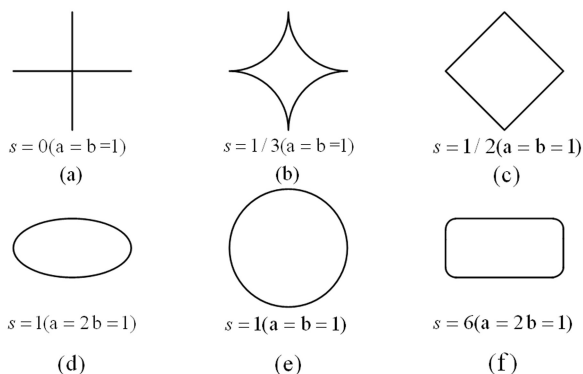


图5 几种典型的超二次曲线

Fig.5 Some typical super-quadratic curves

超二次曲线的参数方程可表示为

$$\begin{cases} x = \pm a (\cos\theta \cdot \cos\theta)^{\frac{1}{2s}} \\ y = \pm b (\sin\theta \cdot \sin\theta)^{\frac{1}{2s}} \end{cases} \quad (5)$$

2.3 与障碍物和目标航天器的径向欧几里得距离

参考2.1节中径向欧几里得距离的定义,本节中的径向欧几里得距离定义为:追踪航天器质心定义为 A ,障碍物(或目标航天器)外形采用超二次曲线表示,其曲线中心为 o .因此,求解追踪航天器与障碍物(或目标航天器)的径向欧几里得距离,可等效为求曲线外一点到该曲线的径向欧几里得距离.下面推导追踪航天器与类矩形障碍物和与心形目标航天器的径向欧几里得距离.

如图6所示,设类矩形曲线中心为 o_1 ,曲线外

任意一点为 M (追踪航天器质心), 两点的连线与类矩形曲线相交于点 N , 点 M 到类矩形障碍物的径向欧几里得距离 r_{co1} 可表示为

$$r_{co1} = (|\overrightarrow{NM}| \cos \alpha, |\overrightarrow{NM}| \sin \alpha)^T \quad (6)$$

其中,

$$|\overrightarrow{NM}| = |\overrightarrow{o_1M} - \overrightarrow{o_1N}| \quad (7)$$

且 $\overrightarrow{o_1N}$ 可通过方程(5)表示为

$$\overrightarrow{o_1N} = (\pm a (\cos \alpha \cdot \cos \alpha)^{\frac{1}{2s}}, \pm b (\sin \alpha \cdot \sin \alpha)^{\frac{1}{2s}}) \quad (8)$$

其中, a, b, s 表示超二次曲线的三个参数, α 表示曲线外一点和类矩形曲线中心的连线与 X 轴的夹角。

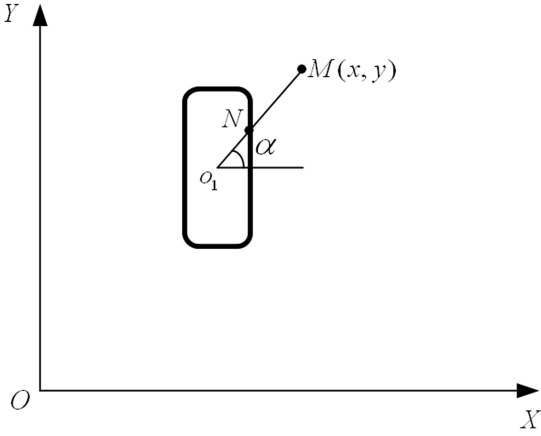


图6 与类矩形障碍物的径向欧几里得距离

Fig.6 The radial Euclidean distance with roadblock

如图7所示, 设心形曲线中心为 o_2 , 曲线外任意一点为 P (追踪航天器质心), 两点的连线与心形曲线相交于点 Q , 点 P 到心形目标航天器的径向欧几里得距离 r_{co2} 可表示为

$$r_{co2} = (|\overrightarrow{QP}| \cos \beta, |\overrightarrow{QP}| \sin \beta)^T \quad (9)$$

其中,

$$|\overrightarrow{QP}| = |\overrightarrow{o_2P} - \overrightarrow{o_2Q}| \quad (10)$$

$|\overrightarrow{o_2Q}|$ 可通过极坐标方程表示为

$$|\overrightarrow{o_2Q}| = \begin{cases} 2R_1 \sin \beta & \beta \in \left[0, \frac{\pi}{2}\right) \\ R_2 & \beta \in \left[\frac{\pi}{2}, \frac{3\pi}{2}\right] \\ 2R_3 \sin \beta & \beta \in \left(\frac{3\pi}{2}, 2\pi\right) \end{cases} \quad (11)$$

其中, R_1, R_2, R_3 分别表示心形约束中三个半圆的半径, β 表示曲线外一点和心形曲线中心的连线与 X 轴的夹角。

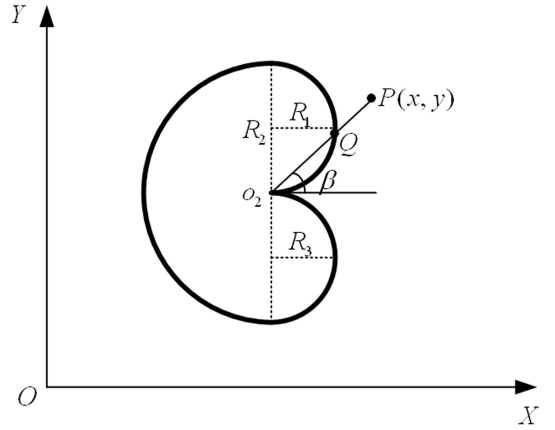


图7 与心形目标航天器的径向欧几里得距离

Fig.7 The radial Euclidean distance with target

2.4 控制器设计

规避障碍物的人工势函数制导主要思想是: 首先, 定义一个能反映被控制对象在状态空间中运动趋势的标量势函数. 该函数在期望状态具有全局最小值, 在碰撞位置具有局部最大值, 高值势函数区域的梯度直接反映了施加在被控对象上避开此区域的斥力大小. 其次, 通过选择适当的控制律使势函数的导数为负定, 应用 Lyapunov 稳定性理论即可使被控对象的位置和速度均收敛于期望状态^[24].

追踪航天器的期望状态用吸引势函数 φ_a 来表示, 所需避开的区域由具有较高值的排斥势函数 φ_r 来表示. 势能控制器由引力势函数和排斥势函数组成, 则总的势能函数可表示为^[14]

$$\varphi_{tot} = \varphi_a + \sum_{i=0}^n \varphi_{r_i} \quad (12)$$

其中, n 表示障碍物数量, φ_a 表示引力势函数, φ_{r_i} 表示第 i 个排斥势函数.

在期望状态点, 势能函数具有全局最小值, 则引力势函数可定义为

$$\varphi_a = \frac{k_a}{2} (\mathbf{x}_c - \mathbf{x}_d)^T \mathbf{Q}_a (\mathbf{x}_c - \mathbf{x}_d) \quad (13)$$

其中, k_a 为正实数, $\mathbf{Q}_a$ 为正定对称矩阵, $\mathbf{x}_c$ 和 $\mathbf{x}_d$ 分别表示追踪航天器的实时状态和期望状态, 即 $\mathbf{x}_c = (\mathbf{x}_c, y_c, \theta_c)^T$, $\mathbf{x}_d = (\mathbf{x}_d, y_d, \theta_d)^T$.

单个排斥势函数定义为

$$\varphi_{r_i} = \frac{1}{2} \frac{k_r (\mathbf{x}_c - \mathbf{x}_{oi})^T \mathbf{Q}_{oi} (\mathbf{x}_c - \mathbf{x}_{oi})}{\exp(\mathbf{x}_c - \mathbf{x}_{oi})^T \mathbf{P}_{oi} (\mathbf{x}_c - \mathbf{x}_{oi}) - 1} \quad (14)$$

其中, k_r 为正实数, $\mathbf{P}_{oi}$ 、 $\mathbf{Q}_{oi}$ 为正定对称矩阵, $(\mathbf{x}_c - \mathbf{x}_{oi})$ 表示追踪航天器与相应曲线的径向欧几

里得距离.则控制律可表示为

$$\boldsymbol{u}(\boldsymbol{x}_c, \dot{\boldsymbol{x}}_c, \boldsymbol{x}_d, \dot{\boldsymbol{x}}_d, \boldsymbol{x}_o) = -(\nabla_{\boldsymbol{x}} \varphi_{tot} - \boldsymbol{k}(\dot{\boldsymbol{x}}_d - \dot{\boldsymbol{x}}_c))$$

(15)

其中, $\boldsymbol{k}$ 为阻尼矩阵, $\nabla_{\boldsymbol{x}} \varphi_{tot}$ 为

$$\nabla_{\boldsymbol{x}} \varphi_{tot} = \boldsymbol{k}_a \boldsymbol{Q}_a \boldsymbol{r}_{cd} + \sum_{i=1}^n \frac{k_r \{ \boldsymbol{Q}_{oi} \boldsymbol{r}_{cd} [\exp(\boldsymbol{r}_{coi}^T \boldsymbol{P}_{oi} \boldsymbol{r}_{coi}) - 1] - \boldsymbol{r}_{cd}^T \boldsymbol{Q}_{oi} \boldsymbol{r}_{cd} \exp(\boldsymbol{r}_{coi}^T \boldsymbol{P}_{oi} \boldsymbol{r}_{coi}) \boldsymbol{P}_{oi} \boldsymbol{r}_{coi} \}}{[\exp(\boldsymbol{r}_{coi}^T \boldsymbol{P}_{oi} \boldsymbol{r}_{coi}) - 1]^2}$$

其中, $\boldsymbol{r}_{cd}$ 表示追踪航天器与期望状态的相对距离;
 $\boldsymbol{r}_{coi}$ 表示追踪航天器与第 i 个相应曲线的径向欧几里得距离.

由于本文将目标航天器视为静止的,则追踪航天器的期望状态也是固定的,因此,方程(15)可简化为

$$\boldsymbol{u}(\boldsymbol{x}_c, \dot{\boldsymbol{x}}_c, \boldsymbol{x}_d, \dot{\boldsymbol{x}}_d, \boldsymbol{x}_o) = -(\nabla_{\boldsymbol{x}} \varphi_{tot} + \boldsymbol{k} \dot{\boldsymbol{x}}_c)$$

(16)

3 实验系统及实验结果

本节基于花岗岩气浮平台搭建了二维交会对接地面实验系统,设计了航天器气浮模拟器以及电磁对接机构,通过开展地面实验验证第2节所设计势能控制器的有效性.

3.1 实验系统

如图8所示,地面实验系统主要包括花岗岩气浮平台、双目视觉测量系统、图像处理工作站和两套气浮模拟器.首先,安装在天花板上的双目视觉测量系统,每0.04s拍摄一次粘贴在气浮模拟器上方的荧光标记点,并将拍摄的图像传输至图像处理工作站;其次,图像处理工作站分析图像,从而获得气浮模拟器的坐标信息,并通过 ZigBee 无线通讯模块将信息无线传输至机载工控机;最后,机载工

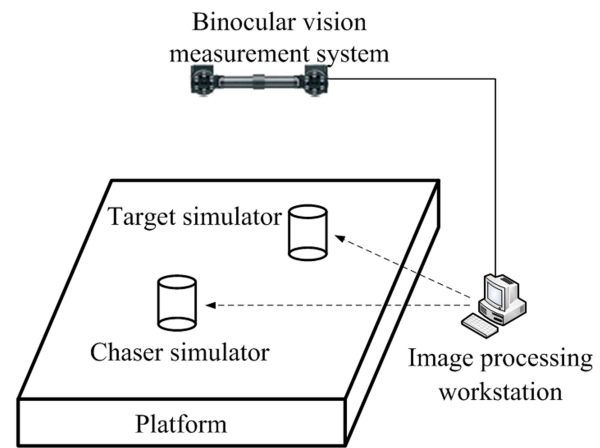


图8 实验系统
Fig.8 Experimental system

控机通过气浮模拟器当前的位置信息实时计算控制输入,并通过脉宽脉频调制(PWPF)^[25]将其转化为一系列等效的开关信号,继而通过控制电磁阀来控制喷嘴的喷气,最终控制气浮模拟器的运动.

为进行两航天器的交会对接地面模拟实验,本文设计了两套气浮模拟器,如图9所示.每个气浮模拟器重约9kg,通过实验测得转动惯量约为0.05 kg · m².每个气浮模拟器主要由气路系统、电路系统和电磁对接机构三大部分组成.电路系统主要包括电池、开关、电磁阀、继电器(控制电磁阀和电磁铁各一个)、电磁铁、降压模块和工控机(IPC).气路系统主要包括二氧化碳气瓶、减压阀、过滤减压阀、喷嘴和气垫.其中,喷嘴共8个,安装示意图如图10所示,其中1-1、2-1、3-1、4-1喷嘴可控制气浮模拟器的位置,1-2和3-2、2-2和4-2喷嘴成对喷气可控制气浮模拟器的姿态.此外,单个喷嘴产生的喷气力约为0.05N,两侧向喷嘴产生的力矩约为0.009N · m.

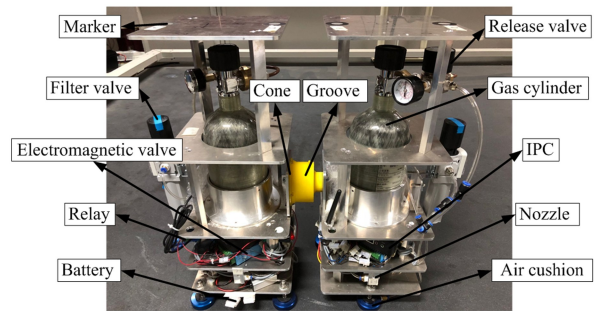


图9 气浮模拟器
Fig.9 Simulator

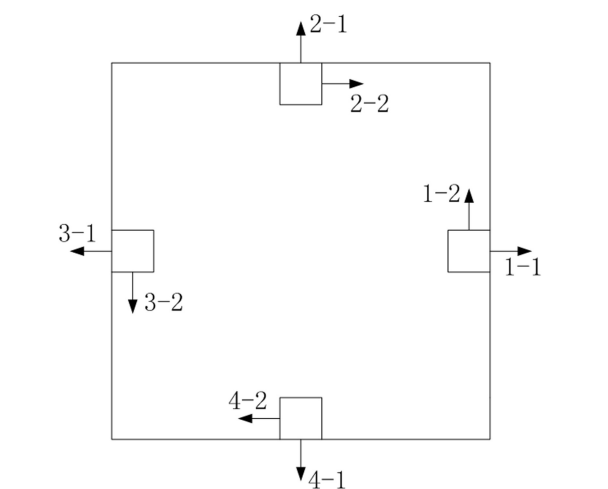


图10 喷嘴布置图
Fig.10 The hardware layout of the cold-gas thrusters

考虑到最终对接阶段可能存在初始偏差,本文设计了一种可校正偏差,并可实现锁紧的电磁对接机构,模型如图 11 所示.该对接机构由对接锥和对接槽组成,对接锥安装在追踪模拟器上,内部安装有电磁铁.对接槽安装在目标模拟器上,安装有与电磁铁相对应的铁块.对接时,当追踪模拟器和目标模拟器距离达到一定值时,工控机会发出指令,为电磁铁通电,从而产生吸力吸引铁块,迫使锁紧滑块卡进锁紧槽内,完成锁紧.当两模拟器需要分离时,手动拉动锁紧滑块,完成解锁.图 12 为通过 3D 打印技术所获得的对接机构实物.

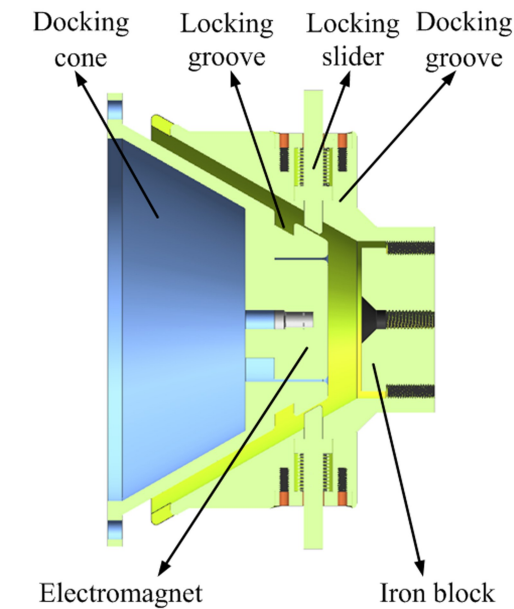


图 11 电磁对接机构模型

Fig.11 The model of electromagnetic docking mechanism



图 12 电磁对接机构 3D 打印实物

Fig.12 Electromagnetic docking mechanism by 3D printing

3.2 数值仿真及实验结果

综合考虑花岗岩气浮平台(2m×2.5m)和两气

浮模拟器的尺寸,确定了追踪模拟器的初始、期望位置,以及图 3 中两约束的中心位置和尺寸参数,如表 1 所示.

表 1 追踪模拟器初始、期望位置及约束参数

Table 1 Initial anddesired states of the chaser simulator, constraints parameters	
Parameter	Value
Initial state	$p_{c,0} = (0.809\text{m}, 0.224\text{m}, 7^\circ)$
Desired state	$p_{c,f} = (0.25\text{m}, 1.4\text{m}, 90^\circ)$
Position oftarger	$x_s = (0.2, 1.4)\text{m}$
Parameter of target	$R_2 = 2R_1 = 2R_3 = 0.2\text{m}$
Position of obstacle	$x_{obc} = (0.45, 0.6)\text{m}$
Parameter of obstacle	$a = 0.1, b = 0.2, s = 4$

为方便实验,首先通过 Matlab 软件进行数值仿真来辅助参数设计.最终给定方程(13~16)中的系数和系数矩阵如表 2 所示.

表 2 系数和系数矩阵

Table 2 Coefficient and coefficient matrix	
Parameter	Value
k_a, k_r	$k_a = 1, k_r = 1$
k	$\text{diag}(10, 10, 0.5)$
Q_a	$\text{diag}(0.8, 0.8, 0.1)$
Q_e	$\text{diag}(0.02, 0.02, 0)$
P_e	$\text{diag}(15, 15, 0)$
Q_x	$\text{diag}(0.02, 0.02, 0)$
P_x	$\text{diag}(5, 5, 0)$

其中, Q_e 、 P_e 和 Q_x 、 P_x 分别表示类矩形障碍物和心形目标航天器的排斥势形状矩阵.

实验的所有参数均与数值仿真相同,得到的实验与数值仿真结果对比如图 13 所示.从图 13a)可以看出,无论是数值仿真,还是地面实验,追踪模拟器质心与类矩形障碍物和心形目标模拟器之间的径向欧几里得距离均大于零,所以,在整个交会对接过程中,未发生任何碰撞.观察图 13b)~d)可知,追踪模拟器也成功到达了期望位置(0.25m, 1.4m, 90°).因此,说明搭建的地面实验系统是可行的,第 2 节所设计的势能控制器是有效的.

对比实验轨迹和数值仿真轨迹,可发现 x, y 方向上位移均存在一定滞后,而姿态略微超前,但整体趋势基本一样,最终都达到了期望位置.导致差异的原因主要如下:1)数值仿真的推进力未给定极大值,而实验中模拟器所能提供的最大推进力为 0.05N,当实际所需的推力大于 0.05N 时,也只能提供 0.05N 的推力,因而导致位移整体滞后;2)模拟

器的转动惯量由实验测得,必然存在一定测量误差,从该实验结果可知,实验测得的转动惯量比实际值略微偏小.

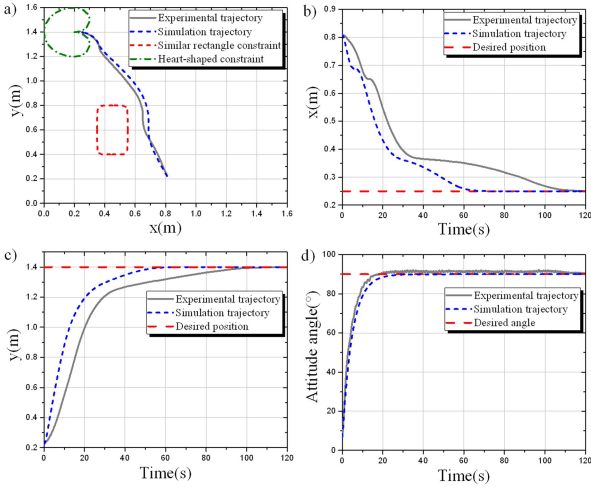


图 13 数值仿真及实验结果

Fig.13 The results of simulation and experiment

4 结论

本文研究了两航天器在二维情况下的交会对接控制问题.考虑到障碍物和目标航天器外形的复杂性,将其分别简化为类矩形和心形,其中,障碍物外形采用超二次曲线描述.基于人工势函数法,设计了相应的势能控制器,并搭建了二维交会对接地面实验系统,设计了气浮模拟器,通过地面实验验证了势能控制器的有效性.

参 考 文 献

1 Ventura J, Ciarcià M, Romano M. Fast and near-optimal guidance for docking to uncontrolled spacecraft. *Journal of Guidance Control Dynamics*, 2016,40(12):1~17

2 Kawamoto S, Makida T, Sasaki F. Precise numerical simulations of electrodynamic tethers for an active debris removal system. *Acta Astronautica*, 2006,59(1):139~148

3 Liou J C, Johnson N L, Hill N M. Controlling the growth of future LEO debris populations with active debris removal. *Acta Astronautica*, 2010,66(5):648~653

4 董富祥,周志成,曲广吉. 柔性航天器拖拽空间碎片动力学控制仿真研究. *动力学与控制学报*, 2018,16(2):165~170 (Dong F X, Zhou Z C, Qu G J. Simulation study on dynamics and control of space debris tugged by flexible spacecraft. *Journal of Dynamics and Control*, 2018,16(2):165~170 (in Chinese))

5 Peng S. Orbital maintenance and control of spacecraft fly-around with finite-thrust. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2007,33(7):757~760

6 Ross I M, Alfried K T. Low-earth-orbit maintenance-reboost vs thrust-drag cancellation. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2015,18(4):930~932

7 Morgan D, Chung S J, Hadaegh F Y. Model predictive control of swarms of spacecraft using sequential convex programming. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2015,37(6):1~16

8 Hatze H. High-precision three-dimensional photogrammetric calibration and object space reconstruction using a modified DLT-approach. *Journal of Biomechanics*, 1988,21(7):533~538

9 Badawy A, McInnes C R. On-orbit assembly using superquadric potential fields. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2007,31(1):30~43

10 Nishida S I, Yoshikawa T. A new end-effector for on-orbit assembly of a large reflector. In: *International Conference on Control, Automation, Robotics and Vision*, Singapore, 2007

11 Virgili-Llop J, Zagaris C, Park H, et al. Experimental evaluation of model predictive control and inverse dynamics control for spacecraft proximity and docking maneuvers. *CEAS Space Journal*, 2018,10(1):37~49

12 Morgan D, Chung S J, Hadaegh F Y. Model predictive control of swarms of spacecraft using sequential convex programming. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2015,37(6):1~16

13 张大伟,宋申民,裴润,等. 非合作目标自主交会对接的椭圆蔓叶线势函数制导. *宇航学报*, 2010,31(10):2259~2268 (Zhang D W, Song S M, Pei R, et al. Ellipse cissoid-based potential function guidance for autonomous rendezvous and docking with non-cooperative target. *Journal of Astronautics*, 2010,31(10):2259~2268 (in Chinese))

14 Virgili-Llop J, Zagaris C, Park H, et al. Experiments on autonomous spacecraft rendezvous and docking using an adaptive artificial potential field approach. In: *26th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting*, Napa, United States, 2016

15 韦明罡,万士昕,姚康庄,等. 国家微重力实验室落塔及微重力实验研究. *载人航天*, 2007(4):1~3 (Wei M G, Wan S X, Yao K Z, et al. Experimental research of the tower falling and microgravity in national microgravity labo-

- ratory. *Manned Spaceflight*, 2007(4):1~3 (in Chinese))
- 16 屈斌,王启,王海平,等. 失重飞机飞行方法研究. 飞行力学, 2007, 25(2): 65~67(Qu B, Wang Q, Wang H P, et al. Research on flight method of weightlessness aircraft. *Flight Dynamics*, 2007,25(2):65~67 (in Chinese))
 - 17 高德鹏. 机械臂重力补偿装置的随动系统的设计与实现[硕士学位论文]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015 (Gao D P. Design and implementation of servo system for mechanical arm gravity compensation device[Master Thesis]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015 (in Chinese))
 - 18 Schwartz J L, Peck M A, Hall C D. Historical review of air-bearing spacecraft simulators. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2003,26(4):513~522
 - 19 Wilde M, Ciarcià M, Grompone A, et al. Experimental characterization of inverse dynamics guidance in docking with a rotating target. *Journal of Guidance Control Dynamics*, 2016,39(6):1173~1187
 - 20 Park H, Zappulla II R, Zagaris C, et al. Romano M. Nonlinear model predictive control for spacecraft rendezvous and docking with a rotating target. In: 27th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, San Antonio, United States, 2017
 - 21 Clohessy W H, Wiltshire R S. Terminal guidance system for satellite rendezvous. *Journal of the Aerospace Sciences*, 1960,29(9):653~674
 - 22 张莹,都琳,岳晓乐,等. 航天器近距离相对轨道的滑模控制. 动力学与控制学报, 2017,15(1):87~92 (Zhang Y, Du L, Yue X L, et al. Sliding mode control of relative orbit for nearby spacecraft. *Journal of Dynamics and Control*, 2017,15(1):87~92 (in Chinese))
 - 23 McClamroch N H. Space vehicle dynamics and control. *Automatica*, 2001,37(12):2077~2078
 - 24 高鹏,罗建军. 航天器规避动态障碍物的自适应人工势函数制导. 中国空间科学技术, 2012,32(5):1~8 (Gao P, Luo J J. Adaptive artificial potential function guidance for dynamic obstacle avoidance of spacecraft. *Chinese Space Science and Technology*, 2012,32(5):1~8 (in Chinese))
 - 25 Guglieri G, Maroglio F, Pellegrino P, et al. Design and development of guidance navigation and control algorithms for spacecraft rendezvous and docking experimentation. *Acta Astronautica*, 2014,94(1):395~408

GROUND-BASED EXPERIMENT ON SPACECRAFT RENDEZVOUS AND DOCKING USING SUPERQUADRIC CURVE FOR OBSTACLE REPRESENTATION*

Xu Xingnian Wen Hao[†] Wei Zhengtao

(State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 29 Yudao Street, Nanjing 210016, China)

Abstract Rendezvous and docking between spacecrafts are key operation for many space missions. It is necessary to perform ground-based experiment before space missions. In this paper, based on the model of two-dimensional rendezvous and docking, a guidance method using the idea of potential function was presented. A quasi-rectangle obstacle constraint described by superquadratic curves and a safety docking area constraint of the target spacecraft with heart-shaped curve were considered. Then, a ground-based experiment system was built, and two simulators and an electromagnetic docking mechanism were developed. The experimental results showed the feasibility of the experimental system and the effectiveness of the guidance method.

Key words rendezvous and docking, artificial potential function, ground-based experiment, superquadric curve

Received 26 December 2018, revised 26 February 2019.

* The project support by the National Natural Science Foundation of China(11832005)

[†] Corresponding author E-mail: wenhao@nuaa.edu.cn