

文章编号 1004-924X(2019)02-0352-11

自由飞行机器人气浮式模拟器设计

徐 策^{1,2}, 李大伟¹, 贺 帅¹, 夏明一^{1,2}, 徐振邦^{1*}, 赵智远^{1,2}

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;

2. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘要:为了搭建在轨组装的地面模拟实验系统,设计了一种基于冷气推进、能够自由漂浮的三自由度自由飞行机器人模拟器,并对模拟器的结构设计、气路系统、动力学建模和控制系统进行了研究。采用模块化设计对主体结构进行不同功能的分区,并结合工作原理对模拟器的承载能力进行了分析和实验验证。然后,采用部分解耦的方式对喷嘴进行了布置,进一步设计了整个气路系统,并对影响喷嘴推力的因素进行了理论分析和实验验证。最后,采用牛顿-欧拉法建立了模拟器的动力学方程,联合 Simulink 和 Adams,搭建了控制仿真模型并进行了运动仿真。实验结果显示,模拟器能够承载 800 kg 以上的重量,单方向上能够达到 8 N 的力,整体运行时间能够达到 30 min。模拟器对参考输入有很好的跟踪效果,能够为超冗余模块化机械臂的地面实验提供可移动载体。

关键词:空间机器人;三自由度;模拟器;冷气推进;力分配;结构设计

中图分类号: TP242.3 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20192702.0352

Design of air-bearing simulator for free-flying robot

XU Ce^{1,2}, LI Da-wei¹, HE Shuai¹, XIA Ming-yi¹, XU Zhen-bang^{1*}, ZHAO Zhi-yuan^{1,2}

(1. *Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,*

Chinese Academy of Science, Changchun 130033, China;

2. *University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)*

* *Corresponding author, E-mail: xuzhenbang@gmail.com*

Abstract: To build a ground simulation experiment system for an in-orbit assembly, based on cold gas propulsion, we design a three-degrees-of-freedom free-flying robot simulator, and analyze the structural design, gas path system, dynamic modeling, and control system of the simulator. First, we adopt a modular design to partition the main structure of the simulator for different functions. Second, according to the working principle, we analyze and verify the bearing capacity of the simulator through an experiment. Subsequently, we arrange the nozzle in a partially decoupled way with the entire air path system, which is further designed. Then, we analyze the factors that influence the thrust size of the nozzle theoretically and verify them experimentally. Finally, we use the Newton-Euler method to establish the dynamic equation of the simulator. Simultaneously, combined with Simulink and Adams, we build a control simulation model and perform a motion simulation. The experimental results show that the simulator can carry a weight of more than 800 kg, with a force of 8

收稿日期:2018-07-05;修订日期:2018-08-30.

基金项目:国家自然科学基金资助项目(No. 11672290)

on a single side and an overall running time of 30 min. Through simulation, we observe that the simulator has a good tracking effect on the reference input. The designed simulator can provide a mobile carrier for ground experiments of a super-redundant modular manipulator.

Key words: space robots; three degree of freedom; simulator; cold gas propulsion; force distribution; structural design

1 引言

随着人类对太空的探索,人们一直希望开发具有大孔径的天基光学望远镜。大孔径空间望远镜可以通过增加自身直径来提高角分辨率精度^[1-4]。目前,世界上最先进的望远镜是詹姆斯韦伯太空望远镜(James Webb Space Telescope, JWST),其孔径达到 6.6 m。JWST 是太空望远镜设计的重大进步,因为它的主镜采用了机械可展开技术^[5]。然而,考虑到运载火箭的直径,以这种方式建立一个更大孔径的太空望远镜仍是有限制的。克服这一限制的一种方法是对空间望远镜进行在轨组装,以实现孔径为 10 m 或 10 m 以上的更大型望远镜的轨道部署。与此同时,空间商业化使得未来的空间结构越来越多,在轨服务是一种必然的趋势。采用模块化空间机器人,在完成在轨组装的同时,还可以对空间设施进行维护和升级。

为了验证模块化智能机器人在轨服务的这一想法,许多科研机构进行了关于空间机器人模拟器的研究。麻省理工学院(MIT)研究的 SPHERES 测试台,主要是为了测试高精度的编队飞行、对接实验等^[6]。2007 年,SPHERES 在 ISS 中进行了空间飞行实验^[7]。国立雅典理工大学(NUTUA)控制实验室(CLS)研究了一种机器人模拟器,主要用来处理空间碎片问题^[8]。对于大型空间望远镜的组装,2009 年萨里大学空间中心(SSC)提出空间望远镜(AAReST)自动组装的概念,用微小卫星技术和对接技术等进行空间望远镜的在轨自动组装^[9]。针对我国的空间站建设,中国科学院沈阳自动化所机器人学国家重点实验室研究并设计了一种舱内自主机器人模拟器 AAR 和 AAR-2^[10-11]。搭建地面模拟实验系统,把模拟器作为实验载体是必不可少的。空气轴承的平面模拟是众多地面模拟实验方法中的一个,虽然这种方法存在不能模拟 3D 效果的弊端,但

使用空气轴承的平面模拟较为通用和便宜。Schwartz 等清楚地介绍了航空航天模拟器的功能和可靠性^[12]。

本课题组设计的超冗余模块化机械臂可以进行在轨四臂协同操作,完成在轨组装大型空间望远镜的任务^[13]。为了搭建超冗余模块化机械臂在轨四臂协同组装的地面模拟实验系统,本文以此开展工作,设计了一种自由飞行机器人模拟器。在设计过程中,对自由飞行机器人模拟器进行了模块化设计,对整个模拟器划分了不同的功能区,并对重要的结构进行了较为详细的介绍。动力系统采用冷气推进及解耦方式,对喷嘴进行布置。文中还对执行器的执行能力进行了理论分析和实验验证,在此基础上建立了动力学模型。此外,联合 Simulink 和 Admas 对模拟器的运动进行了模拟仿真。通过实验证明了理论分析的正确性,模拟器的整体设计满足要求。

2 空间机器人模拟器结构设计

2.1 空间机器人模拟主体结构

图 1 为机器人模拟器的 CAD 图。模拟器主要由主体桁架部分、底座部分及用于安装机械臂的前端部分组成。主体桁架部分设计为八边体,前端设计为锥状,主要是为了更好地分担机械臂运动时的力和机械臂自身的重力。底座部分主要用于安装气浮轴承,底座部分可以整体拆卸。考虑到质量和装配的因素,整个空间机器人模拟器的结构框架采用铝合金型材搭建。地面模拟器设计总长为 1.6 m,高度为 1 m,宽度为 0.9 m,整个结构框架质量约为 96.17 kg,整个模拟器质量约为 247.37 kg。主体桁架部分划分为三个功能区,即电控和信息处理模块、姿态控制模块及能源模块。不同功能区的划分有利于空间机器人的模块更换,结构清晰紧凑。

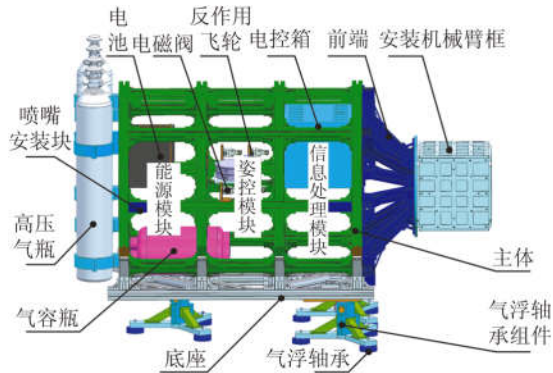


图 1 空间机器人模拟器模型

Fig. 1 Model of space robot simulator

2.2 工作原理及承载能力分析

模拟器能够进行 3 自由度的运动,分别是绕 Z 轴的转动、X 方向的平动和 Y 方向的平动。气浮轴承通过压缩空气与平台形成一层气膜,使整个模拟器悬浮起来,从而实现重力卸载或无摩擦的相对运动条件,以模拟在外层空间所受扰动力小的力学环境^[14]。在移动过程中,通过冷气推进系统提供动力,推动模拟器沿预定方向进行运动。



图 2 气浮轴承

Fig. 2 Photo of air bearing

图 2 所示为气浮轴承,压缩空气通过其底部小孔喷出,与平台形成气膜。由于气浮轴承是主要承载模块,所以其承载能力是否足够是需要重点研究的问题。单个气浮轴承的承载能力计算可以在文献[15]中找到详细推算过程,这里根据简单的工程经验可知:

$$\omega = 0.4 \times P \times S, \quad (1)$$

其中: P 为供气压力(工作压力设定为 0.4 MPa), S 为气浮轴承的工作面积(气浮轴承直径为

100 mm), ω 为承载能力。计算得到单个轴承的承载能力约为 128.11 kg。为了得到准确的气浮轴承的承载能力,如表 1 所示,对单个气浮轴承在 0.4 MPa 气压下的承载能力和气膜高度进行了测验,每次测量 5 组数据,求平均值并取整。

表 1 气浮轴承承载能力的测试结果

Tab. 1 Results of bearing capacity of air bearing

气压/MPa	承载重量/kg	气膜高度/ μm
0.4	70	20
0.4	100	10
0.4	130	8

从表 1 可以看出,在一定工作压力下,随着承重的增加,气膜高度随之减小。虽然理论上认为无摩擦力存在,但由于气体仍具有黏度,气膜厚度与摩擦阻尼力有关,根据下式:

$$f = \mu \times A \times v / h, \quad (2)$$

其中: μ 为动力黏度系数, A 为气浮轴承的面积, v 为模拟器的移动速度。气膜厚度的减小,会导致摩擦阻尼增大,需要的动力增大,从而增加燃料的消耗。

根据三点一平面的原理,气浮轴承是球铰链接,在 3 个同时使用的情况下可以实现自定面。模拟器整体加冗余机械臂后的质量约为 300 kg。考虑到承载系数和气膜厚度的问题,3 个气浮轴承是不能满足模拟器要求的。当超过 3 个气浮轴承的时候,又会因为过平面的问题,导致其中有的轴承不能起到承载的作用,达不到预期的承载效果。为了解决过平面问题,采用了如图 3 所示的支撑结构。

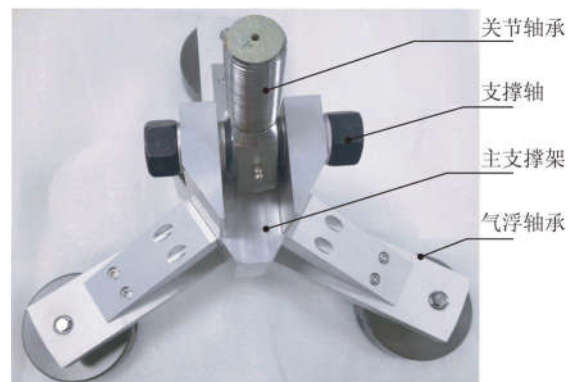


图 3 气浮轴承组装

Fig. 3 Air bearing assembly

支撑结构下面的 3 个气浮轴承能够实现自平面,并使用关节轴承与模拟器底座连接。关节轴承通过中间的球铰与支撑轴进行连接,能够在前后方向上进行 180°转动,其他方向满足 15°转动。由于气浮高度变化不大,这样的角度转动完全满足需要。将这样的支撑结构看作一点,通过 3 个支撑装置再次实现自平面。该支撑装置在满足承载能力的同时,也能够保障气膜厚度。

3 气路系统

3.1 推进器的布置

图 4 所示是喷嘴的布置方式,各个方向喷嘴的动作情况根据下面公式所示:

$$F_{x0} = f_4 - f_3 + f_{10} - f_9, \quad (3)$$

$$F_{y0} = f_6 - f_1 + f_5 - f_2 + f_{12} - f_7 + f_{11} - f_8, \quad (4)$$

$$T_{z0} = (f_{10} - f_9 + f_3 - f_4) d_1 +$$

$$(f_6 - f_1 + f_5 - f_2 + f_{12} - f_7 + f_{11} - f_8) d_2, \quad (5)$$

其中 f_i 对应着 th_i 方向喷嘴的作用力。在 $th_3, th_4, th_9, th_{10}$ 方向上分别安装 4 个拉瓦尔型喷嘴,其他方向分别安装 2 个拉瓦尔型喷嘴,喷嘴装置如图 5 所示。

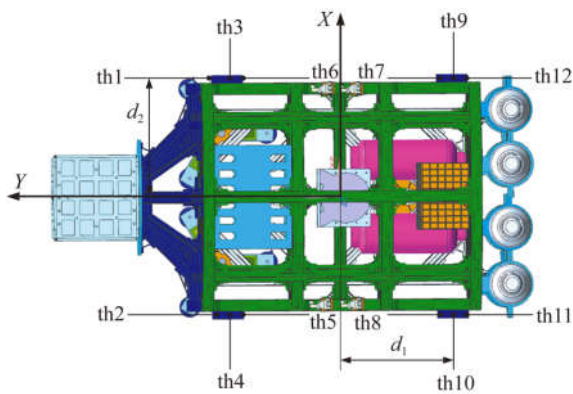


图 4 模拟器喷嘴的布置图

Fig. 4 Layout of simulator nozzle



图 5 喷嘴装置组装

Fig. 5 Nozzle assembly

3.2 气路系统设计

根据整个执行器的布置,进一步设计整个气路推进系统。图 6 为整个气路系统的结构简图。

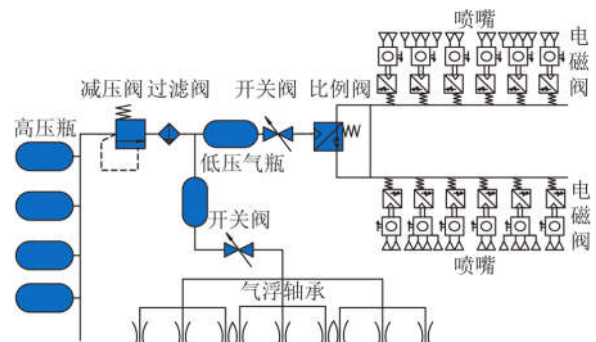


图 6 气路系统的结构简图

Fig. 6 Schematic diagram of air system

模拟器的高压气体源选择的是液态 CO_2 。因为液态 CO_2 的压强在 5 MPa 左右,相对于压缩空气,其压强易于调节。此外,模拟器高压气瓶选择 15 L 的二氧化碳气瓶,单瓶最高能够装 9 kg 的液态二氧化碳。但在考虑安全系数后,每个气瓶装 6~7 kg 的液态二氧化碳。

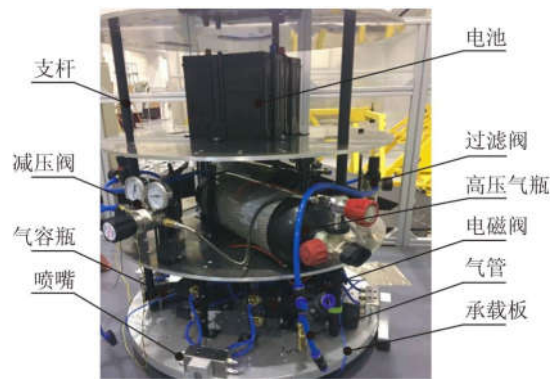


图 7 模拟器第一代原理样机

Fig. 7 Principle prototype of first generation simulator

在标准大气压下,二氧化碳的摩尔质量为 44 g/mol,二氧化碳的摩尔体积为 22.4 L/mol,1 kg 液体二氧化碳在常温下能转换成 509.1 L 的二氧化碳气体。在 0.4 MPa 压力下工作时,单个气浮轴承的喷气流量为 4.12 L/min,单个喷嘴的最大流量为 200 L/min。如图 7 所示,在第一代原理样机上,2 个气瓶装 3 MPa,6.8 L 的气

体,设定压力为0.4 MPa;遥控装置控制电磁阀开启1 s,关闭0.5 s;在保证只有2个喷嘴开启的状态下,样机定点旋转运行了3 min。根据占空比,实际喷气时间为2 min,喷嘴的实际喷气量为:

$$Q_1 = \frac{p_c v_{1n}}{t n_1 p_{\text{atm}}} = \frac{3 \times 6.8 \times 2}{2 \times 2 \times 0.1} = 102 \text{ L/min.} \quad (6)$$

在常温下要5 MPa的压力来保持二氧化碳为液体,选择3个15 L钢瓶供气,考虑瓶内气压1 MPa时停止供气,以及喷嘴的最大喷气量,在运行模拟器时每次需要开启8个喷嘴。根据克拉贝龙方程,并且考虑到模拟器不是持续喷气,取1.5倍系数,根据公式(7)计算出整个系统气体可以维持30 min以上的工作时间,满足试验时长^[16]。

$$t = \frac{n_c v m (p_1 - p_2)}{n_1 Q_1} = \frac{3 \times 509.1 \times 6 \times 1.5 \times (5 - 1)}{8 \times 200} = 34.3 \text{ min.} \quad (7)$$

高压CO₂通过减压阀,调节到0.4~0.5 MPa。在保证工作要求的情况下,这样的低压可以减少气体流量。减压后的气体经过过滤阀后进入低压气容瓶。气容瓶能够储存减压的气体,保证喷嘴一次性需要的喷气量。在气容瓶中,气体逐渐与室内温度保持一致。温度对气体比冲有着很大的影响,并且气温降低会增加气体流量。随后,气容瓶中的气体经过比例调节阀,该比例阀能通过的气体流量为3 000 L/min。比例作用是电信号与气压成正比,通过电信号调节气体压力,最高调节压力为0.9 MPa。比例阀起到实时调节气体压力和稳定压强的作用。最后采用脉宽调制(Pulse Width Modulation, PWM)方法控制电磁阀的开断时间,从而控制喷嘴的动作时间。

3.3 推力的影响因素分析

喷嘴推力的大小关系到模拟器的运动和控制精度。气浮模拟器采用的喷嘴是拉瓦尔喷嘴,对于一个一直缩小的管,是不能将气流加速到超音速。当气流流动达不到音速流动时,即Ma(马赫数)<1时,随着喷嘴孔径变大,速度变小;反之,当Ma(马赫数)>1时,随着喷嘴孔径变大,气流速度会进一步增大,大的出气速度会增加推力。采用拉瓦尔气嘴,气流在喷嘴喉部能够达到音速^[17]。

假设气流速度达到马赫数(Ma)为1的超音速,认为在喷嘴的喉部上端气流压力为停滞压力

P₀,同时假设气体在等能量等熵过程加速,则可以计算在流速达到1马赫时的气体压力:

$$P^* = P_0 \cdot \left[\frac{2}{\gamma + 1} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}, \quad (8)$$

其中:P*为流速在1马赫下的气体压力,P₀为停滞处的气体压力,γ为恒压比热与定容比热的比值,CO₂气体的比热比为1.289。对于流体压力,应该满足:

$$\frac{P^*}{P_0} > \frac{P_{\text{atm}}}{P_0}, \quad (9)$$

其中P_{atm}为标准大气压力。结合式(8)和式(9)可以得到:

$$P_0 \cdot \left[\frac{2}{\gamma + 1} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} > P_{\text{atm}}. \quad (10)$$

通过公式(10)可以确定P₀的最小压力设定值为0.182 6 MPa,从而得到比例阀的最小调节压力。公式(11)为推力基本公式:

$$F_T = m \cdot u_c + (P_c - P_{\text{atm}}) \cdot A_c, \quad (11)$$

其中:m为单位流量质量,u_c为喷嘴喷出的速度,P_c为喷出的压力,P_c=P*,A_c为喷嘴出口的面积。

根据推力的基本公式可知,推力大小与气体流量质量、喷气速度、喷嘴面积和气体调定压力有关。在考虑这些因素对推力的影响时,尝试着寻找这些量是否与推力存在着线性关系,因为这对后面的控制关系具有重要的作用。

在喷射状态下,气体的密度和速度为:

$$\rho_0 = \frac{P_0}{R \cdot T_0}, \quad (12)$$

$$\rho^* = \rho_0 \cdot \left[\frac{2}{\gamma + 1} \right]^{\frac{1}{\gamma - 1}}, \quad (13)$$

$$\frac{T_0}{T^*} = \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2 \right], \quad (14)$$

$$c = \sqrt{\gamma R T^*}, \quad (15)$$

其中:ρ₀,P₀,T₀分别是停滞处的气体密度、压力和气流温度,R为气体常数,T*为喷射出的气流温度,c为喷射气流的速度,c=u_c。

假设气流速度为1马赫,根据式(14)可以求解喷射出气体温度T*,并通过式(12)和式(13)计算气流在两个状态下的密度。已知气流的密度和速度后,可以根据式(16)计算出气流的质量,从而预测瓶内气体消耗尽的时间:

$$m = \rho^* \cdot c \cdot A_c. \quad (16)$$

将式(8),式(12)和式(13)代入到式(11)中,

推导得:

$$F_T = \left[\frac{P_0}{R \cdot T_0} \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \right] \cdot c \cdot A_c + \left[P_0 \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - P_{atm} \right] \cdot A_c. \quad (17)$$

从公式(15)中可以看出,当停滞处压力上升,推力会随之增大。但如果没有喷射,是不存在推力的。式(17)的前半部分就是式(16)的变换,可以看出气体的流量质量与调定压力存在着线性依赖关系。

将式(16)代入式(11)得:

$$F_T = [(\rho^* \cdot c \cdot u_c) + (P_c - P_{atm})] \cdot A_c. \quad (18)$$

从式(16)中可以看出,推力与气嘴出口的面积成线性关系,但模拟器使用的喷嘴是批量生产,规格统一性好,所以各个喷嘴的出口面积差异不大,因而喷嘴出口面积对推力的影响将不进一步考虑。

将式(12)~式(15)代入式(18)中得到:

$$F_T = \left[\frac{P_0}{R \cdot T_0} \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \right] \cdot \gamma R \left[\frac{T_0}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2} \right] \cdot A_c + (P_c - P_{atm}) \cdot A_c. \quad (19)$$

从式(19)中可以得出,温度 T_0 被抵消掉。从公式(15)中可以得出,随着温度的降低,气流速度会降低。从式(12)和式(13)中得出,气体温度降低,气流的密度会增加。两者在对推力影响上起到相互抵消的作用。另外,模拟器利用了气容器,导致气体温度逐渐等于室内温度,所以温度对推力的影响较小。上述分析表明,在本气路系统中,气体的调定压力对喷嘴的推力有影响。

3.4 测试实验与结果

在使用应变片进行推力测量时,首先需要对应变所对应的力进行标定,因此,搭建了实验标定平台如图 8 所示。

标定实验中使用 2 个质量为 0.096 kg 的质量块,2 个 0.057 kg 的质量块。首先测量没有安放质量块时的应变数值,该数值对应压电值 -11.81 mV,去除悬臂梁自身的影响。然后分别将质量块安放在悬臂梁的定位点。通过应变仪测试出应变数值,每一个质量块做 5 次测量,并取平均值。测试结果如表 2 所示:



图 8 喷嘴推力测试标定实验平台

Fig. 8 Nozzle thrust calibration test platform

表 2 标定测量实验结果

Tab. 2 Results of calibration test experiment

质量/kg	重力/N	应变数 平均值/mV	与初值 求差	比值/ (mV · N ⁻¹)
0.057	0.558 6	-39.77	-27.9	-49.946
0.096	0.941 0	-59.14	-47.27	-50.234
0.057 × 2	1.117 2	-67.77	-55.9	-50.036
0.096 × 2	1.881 6	-106.6	-94.73	-50.345

将计算出的比值取平均值得 -50.140 mV,得到 1 N 推力对应的压电值。

标定完成后,搭建了推力实验系统,如图 9 所示。实验气源为高压液态 CO₂,首先,通过调压阀调压到 0.5 MPa,通过直流电箱给定电气比例阀电压信号来设定通过的气体压强。然后,通过手动开关电磁阀,控制喷嘴的开断时间。最后,利用应变仪和计算机进行数据采集。

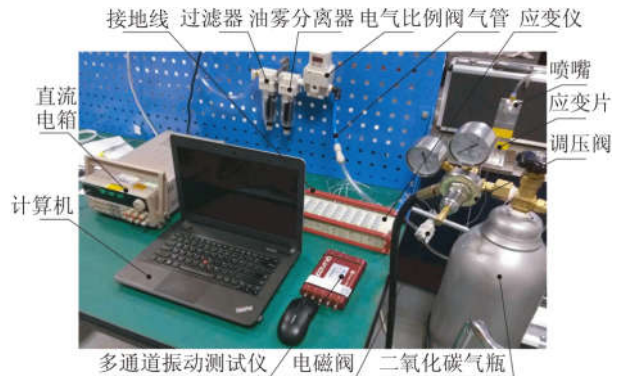
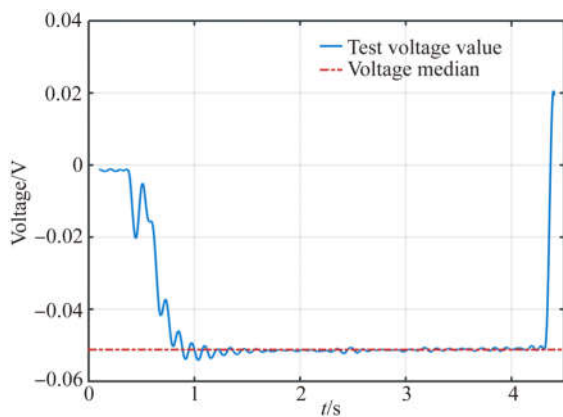


图 9 推力实验平台

Fig. 9 Thrust test platform

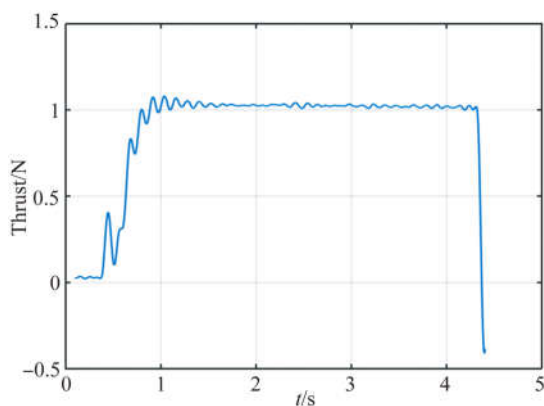
图 10(a)所示为测量喷气时间 4 s 时所测得的压电值。虚线为电压中值 -0.05127 V 。将图 10(a) 压电数值与标定数据进行计算,可以得到喷嘴推力的数值,推力中值为 1.0225 N 。从图 10(b) 可以看出,整个喷射过程中,推力是比较稳定的。实验测试出单个喷嘴的推力是 1.0225 N ,根据图 5 和图 6 的喷嘴布置方向,在每个方向上共有 8 个喷嘴,所以模拟器能够在单方向达到 8 N 以上的力。图 11 是 4 个喷嘴的推力测量值。

在推力测试实验时,分别设定了 $0.5, 0.4, 0.3, 0.2\text{ MPa}$ 的实验压力。单个喷嘴,每个压力进行 4 次推力测试,每次的喷气时间为 4 s ,推力形式如图 10(b) 所示,对每次测定推力大小取中值。实际调定压力和测试结果如图 12 中标注的方框所示,可以看出实际的调定压力并不是严格的设定压力,在计算时按照实际的调定压力。



(a) 测量电压值

(a) Measured voltage values



(b) 喷嘴推力值

(b) Nozzle thrust values

图 10 推力测试结果

Fig. 10 Test result of thrust

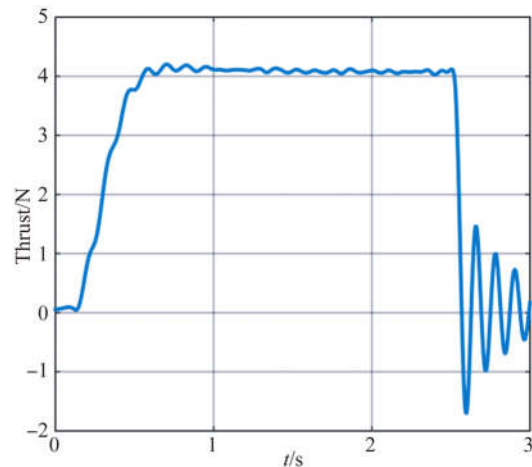


图 11 测量 4 个喷嘴的推力值

Fig. 11 Thrust values of four nozzles

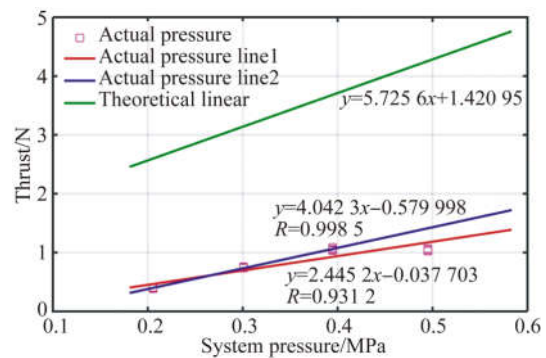


图 12 系统压力下理论和实测推力值的线性拟合

Fig. 12 Linear fitting of theoretical and measured thrust values under system pressure

根据式 (19) 得出理论推力线性图,将测量推力结果通过最小二乘法拟合,拟合线 2 只考虑了前 3 次设定压力值下测试值,拟合线 1 考虑了 4 次测量结果。可以看出推力与压力之间存在着线性关系,并且相关性很强。根据线性关系调定所需要的气体压力以调定喷嘴推力。从测试结果可以看出,在 $0.4\sim 0.5\text{ MPa}$ 的压力下,推力没有大的差别。因此,考虑到满足工作要求和降低能耗这两个因素,可以将系统工作压力设定为 0.4 MPa 。此外,相对来说,直线 2 的线性度更好。在 0.4 MPa 压力下,调定压力可以参考直线 2。从理论和实际拟合曲线来看,理论上计算出的喷嘴力要比实际上测得的更加依赖调定压力值。

4 动力学分析

4.1 动力学模型

模拟器的运动是一个刚体的平面运动。根据牛顿第二定律,可以直接写出模拟器在世界坐标系下的动力学模型:

$$F_x^o = M \cdot a_x, \quad (20)$$

$$F_y^o = M \cdot a_y, \quad (21)$$

$$T_z^o = J \cdot \partial, \quad (22)$$

其中: M, J 分别是模拟器的质量和绕 Z 轴的转动惯量, a_x, a_y, ∂ 分别是模拟器移动和转动的加速度, F_x^o, F_y^o, T_z^o 是世界坐标下各个方向的合力。

在喷嘴布置的基础上简化喷嘴推力,如图 13 所示。根据在 3.1 节的喷嘴动作情况,只选择 X_B 方向的喷嘴为绕 Z 轴提供动力,而 Y_B 方向的喷嘴只提供 Y_B 方向的作用力。这主要是考虑了力分配复杂性和耗气量的问题,但这样也会存在部分耦合的问题。

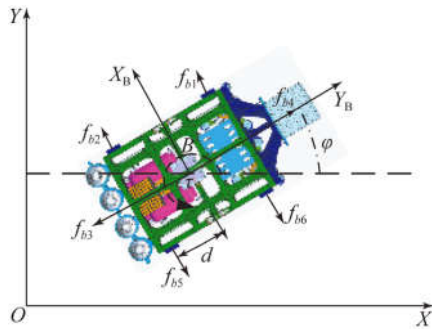


图 13 模拟器简化喷嘴推力示意图

Fig. 13 Schematic diagram of simulator simplified nozzle thrust

在模拟器本体坐标系的力学计算为:

$$F_x^B = f_{b1} - f_{b5} + f_{b2} - f_{b5}, \quad (23)$$

$$F_y^B = f_{b1} - f_{b3}, \quad (24)$$

$$\tau_z^B = (f_{b1} - f_{b5} + f_{b2} - f_{b5}) \cdot d. \quad (25)$$

通过运动轨迹计算出世界坐标系下的力,该力需要转换到体坐标系下,转换矩阵为:

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} \cos \varphi & \sin \varphi & 0 \\ -\sin \varphi & \cos \varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (26)$$

$$\begin{bmatrix} F_x^B \\ F_y^B \\ \tau_z^B \end{bmatrix} = \mathbf{R} \begin{bmatrix} F_x^o \\ F_y^o \\ T_z^o \end{bmatrix}. \quad (27)$$

在力转换完成后,还需要将力分配到每个方向。在分配推力时采用平均分配法。在绕 Z 轴转动和 X 方向的平移上,存在共用喷嘴,通过式 (28) 和式 (29) 对耦合进行分配,得到:

$$f_{x1} = f_x/2 + \tau/(2d), \quad (28)$$

$$f_{x2} = f_x/2 - \tau/(2d). \quad (29)$$

如果 $f_y \geq 0$, 则 $f_3 = 0; f_4 = f_y$ 。根据喷嘴布置,在 Y 轴正反方向分别共有 8 个喷嘴,单个喷嘴 $f = f_y/8$ 。已知单个喷嘴所需的力,就可以知道这个方向上脉冲的开断时间,下面同理。

如果 $f_y < 0$, 则 $f_3 = f_y; f_4 = 0$ 。单个喷嘴力 $f = f_y/8$ 。

如果 $f_{x1} \geq 0$, 则 $f_1 = f_{x1}; f_6 = 0$ 。在 f_1 单个方向有 4 个喷嘴,所以单个喷嘴力 $f = f_{x1}/4$ 。

如果 $f_{x1} < 0$, 则 $f_1 = 0; f_6 = f_{x1}$ 。单个喷嘴力 $f = f_{x1}/4$ 。

如果 $f_{x2} \geq 0$, 则 $f_2 = f_{x2}; f_5 = 0$ 。单个喷嘴力 $f = f_{x2}/4$ 。

如果 $f_{x2} < 0$, 则 $f_2 = 0; f_5 = f_{x2}$ 。单个喷嘴力 $f = f_{x2}/4$ 。

4.2 仿真分析结果

根据动力学模型,通过 Simulink 和 Admas 进行联合控制仿真计算,并在仿真中采用了 PD 控制器,结合脉冲脉宽 (Pulse-Width Pulse-Frequency, PWPF) 方法来控制喷嘴的开断时间,完成模拟器沿规划轨迹运动。PWPF 调节器的原理如图 14 所示。

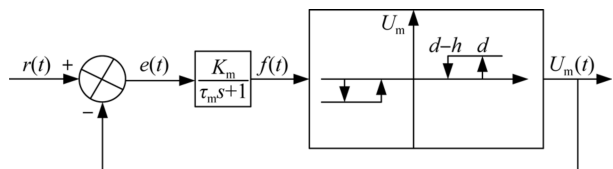


图 14 脉冲脉宽调节器

Fig. 14 Pulse-width pulse-frequency modulator

关于 PWPF 的原理以及特性等,文献[18]中有详细描述,本文所要选择的参数如表 4 所示。

表 4 脉冲脉宽设计分析总结

Tab. 4 Summary of pulse-width pulse-frequency design analysis

参数	静态分析	动态分析	建议设定
K_m	$1.0 < K_m < 6.0$	N/A	$1.0 < K_m < 6.0$
τ_m	N/A	0.1~0.2	0.1~0.2
$E_{on}(d)$	> 0.2	N/A	> 0.2
$E_{off}(d-h)$	$< 0.8d$	N/A	$< 0.8d$

根据前面的力学分析和对于 PWWF 调节器的分析,在仿真过程中,确定 $K_m = 1$, $\tau_m = 0.2$, 施密特触发器的 $E_{on} = 0.3$, $h = 0.24$, $E_{off} = 0.06$ 。

建立的仿真模型如图 15 所示。根据 3.1 节图 5 的气嘴布置,在 Adams 中对每个 thi 方向添加对应的 $f_1 \sim f_{12}$,将每个力设置为输入对象 input_Plan1 到 input_Plan12,用来接收通过 PD 控制模块分配到每个方向的力,力的分配方式按照 4.1 节给出的分配方式,分配的力通过 PWWF 的波形调整后,输入到 Adams 模块中。Adams 模块的输出量是 X, Y 方向的加速度和绕 Z 轴的角加速,通过积分模块 1/S,积分得到每个方向的位置信息,把位置信息反馈回去与期望位置进行比较,误差计算后输入 PD 控制器,进行下一循环的计算,最终得到仿真结果。

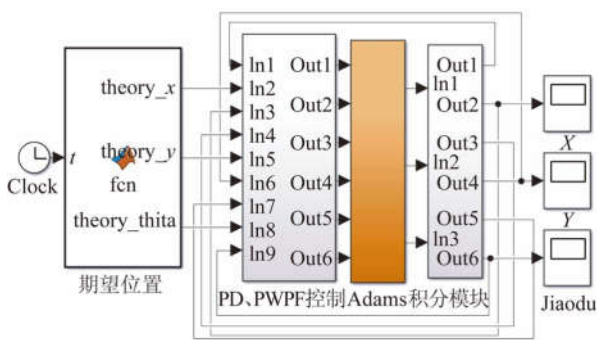
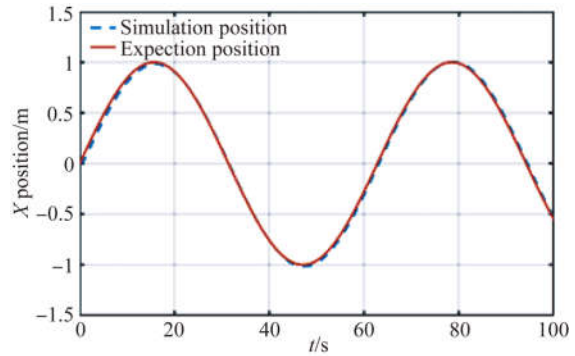


图 15 模拟器运动控制仿真程序

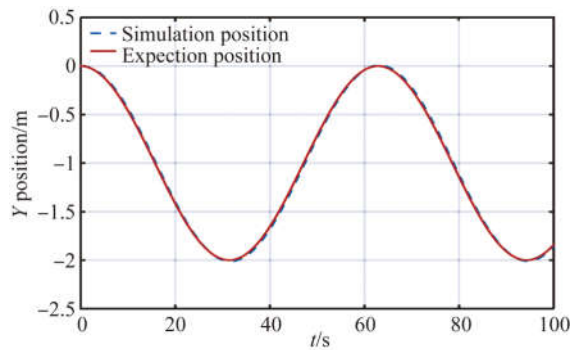
Fig. 15 Simulation program of simulation motion control

仿真预期的 x 和 y 轨迹分别为 $X = \sin(0.1 \times t)$, $y = \cos(0.1 \times t) - 1$, 角度 $thi = 0.1 \times t$ 仿真时间为 100 s, 采样步长为 0.001 s, 图 16 是仿真结果。图 16(a) 和图 16(b) 分别是单方向的跟踪轨迹, 图 16(c) 是模拟器跟踪一个圆轨迹时的仿真结果。



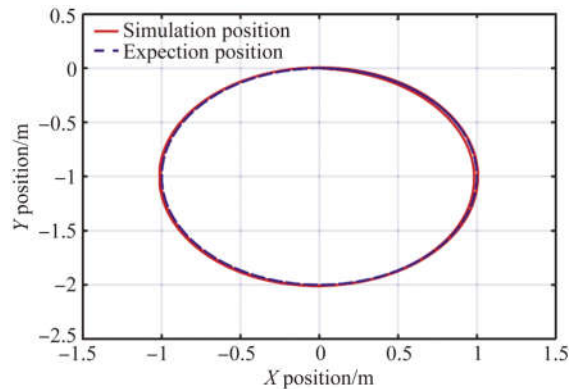
(a) X 方向的位移轨迹

(a) Displacement trajectory in X direction



(b) Y 方向的位移轨迹

(b) Displacement trajectory in Y direction



(c) 圆轨迹跟踪图

(c) Position tracking of a circular

图 16 模拟器仿真轨迹

Fig. 16 Simulation trajectory of simulator

从仿真结果来看,不考虑干扰过程,模拟器在整体跟踪过程中,对期望轨迹有较好的跟踪效果,由于初始阶段,控制器存在着超调量,可以看出在 X 方向上存在着一定的位置跟踪误差,在 Y 方向的跟踪是比较稳定的,随着跟踪的进行,跟踪逐渐稳定,其中最大跟踪误差为 8 mm。

5 结 论

本文设计了一种基于冷气推进、能够自由漂浮的三自由度自由飞行机器人模拟器,对模拟器的结构设计、气路系统及动力学建模进行了研究。在此基础上,通过 Simulink 和 Admas 对模拟器

的运动进行了模拟。实验结果显示,整个模拟器的承载能力能够达到 800 kg 以上,单个方向的推力能够达到 8 N 以上,工作时间能够持续 30 min。仿真结果表明,采用 PD 控制器的模拟器可以对参考输入有很好的跟踪效果,最大误差为 0.8%,基本满足模拟器的设计要求。

参考文献:

- [1] JEWISON C M. *Reconfigurable Thruster Selection Algorithms for Aggregative Spacecraft Systems* [D]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 2014.
- [2] 刘书田,胡瑞,周平,等. 基于筋板式基结构的大口径空间反射镜构型设计的拓扑优化方法 [J]. *光学精密工程*, 2013, 21(7):1803-1810.
LIU SH T, HU R, ZHOU P, *et al.*. Topologic optimization for configuration design of web-skin-type ground structure based large-aperture space mirror [J]. *Opt. Precision Eng*, 2013, 21(7): 1803-1810. (in Chinese)
- [3] 金光,张亮,胡福生. 大 F 数高分辨率空间望远镜光学系统 [J]. *光学精密工程*, 2007, 15(2):155-159.
JIN G, ZHANG L, HU F SH. Investigation on space optical system of high F number and high resolution [J]. *Opt. Precision Eng*, 2007, 15(2): 155-159. (in Chinese)
- [4] 周超. 大口径望远镜系统建模及仿真分析研究 [D]. 长春:长春光学精密机械与物理研究所, 2011.
ZHOU CH. *Research on Modeling and Simulation Analysis for Large Telescope System* [D]. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, 2011. (in Chinese)
- [5] GARDNER J P, MATHER J C, CLAMPIN M, *et al.*. The james webb space telescope [J]. *Space Science Reviews*, 2006, 123(4):485-606.
- [6] MILLER D, SAENZ-OTERO A, WERTZ J, *et al.*. SPHERES: a testbed for long duration satellite formation flying in micro-gravity conditions [C]. *Proceedings of the AAS/AIAA space flight mechanics meeting. Clearwater, Florida, January, 2000*: 167-179.
- [7] MOHAN S, SAKAMOTO H, MILLER D W. Formation control and reconfiguration through synthetic imaging formation flying testbed (SIFFT) [C]. *UV/Optical/IR Space Telescopes: Innovative Technologies and Concepts III. International Society for Optics and Photonics*, 2007: 66871E-66871E-11.
- [8] MACHAIRAS K, ANDREOU S, PARASKEVAS I, *et al.* Extending the NTUA space robot emulator for validating complex on-orbit servicing tasks [C]. *12th Symposium on Advanced Space Technologies in Robotics and Automation (ASTRA)*, 2013.
- [9] UNDERWOOD C, PELLEGRINO S, LAPPAS V J, *et al.*. Using CubeSat/micro-satellite technology to demonstrate the Autonomous Assembly of a Reconfigurable Space Telescope (AAReST) [J]. *Acta Astronautica*, 2015, 114:112-122.
- [10] LIU J, GAO Q, LIU Z, *et al.*. Attitude control for astronautassisted robot in the space station [J]. *International Journal of Control Automation & Systems*, 2016, 14(4):1082-1095.
- [11] GAO Q, LIU J, TIAN T, *et al.*. Free-flying dynamics and control of an astronaut assistant robot based on fuzzy sliding mode algorithm [J]. *Acta Astronautica*, 2017, 138: 462-474.
- [12] SCHWARTZ J L, PECK M A, HALL C D. Historical eview of air-bearing spacecraft simulators [J]. *Journal of Guidance Control & Dynamics*, 2003, 26(4):513-522.
- [13] 何俊培,徐振邦,于阳,等. 九自由度超冗余机械臂的设计和测试 [J]. *光学精密工程*, 2017, 25(12):80-86.
HE J P, XU ZH B, YU Y, *et al.*. Design and experimental testing of a 9-DOF hyper-redundant robotic arm [J]. *Opt. Precision Eng*, 2017, 25(12):80-86. (in Chinese)
- [14] 朱战霞,袁建平,商澎,等. 航天器操作的微重力环境构建 [M]. 北京:中国宇航出版社, 2013: 23-154.
ZHU ZH X, YUAN J P, SHANG P, *et al.*. *Construction of Microgravity Environment for Space-*

- craft Operation* [M]. Beijing: China Aerospace publishing house, 2013; 23-154. (in Chinese)
- [15] 许剑. 五自由度气浮仿真试验台样机的研制及其关键技术的研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010.
- XU J. *Prototype Development and Research on Key Technologies of the Five Degrees-of-freedom Air Bearing Spacecraft Simulator* [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010. (in Chinese)
- [16] 许剑, 任迪, 杨庆俊, 等. 五自由度气浮仿真试验台气动回路设计 [J]. 液压与气动, 2009(9): 11-13.
- XU J, REN D, YANG Q J, *et al.*. The design of pneumatic circuit for the 5-DOF air-bearing spacecraft simulator [J]. *Chinese Hydraulics & Pneumatics*, 2009(9): 11-13. (in Chinese)
- [17] 刘敦, 刘育华, 陈世杰, 等. 静压气体润滑 [M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 1990.
- LIU D, LIU Y H, CHEN SH J, *et al.*. *Static Pressure Gas Lubrication* [M]. Harbin: Harbin Institute of Technology Press, 1990. (in Chinese)
- [18] SONG G, BUCK N, AGRAWAL B, *et al.*. Spacecraft vibration reduction using pulse-width pulse-frequency modulated input shaper [J]. *Journal of Guidance Control & Dynamics*, 1997, 22(3): 433-440.

作者简介:



徐 策(1993—),男,山东泰安人,博士研究生,2016年于青岛科技大学获得学士学位,主要从事空间智能机器人模拟器的研究。E-mail: 853008304@qq.com

导师简介:



徐振邦(1982—),男,内蒙古通辽人,研究员,2005年、2010年于中国科学技术大学分别获得学士、博士学位,主要从事空间智能机器人、空间遥感器和振动控制的研究。E-mail: xuzhenbang@gmail.com