Journal of System Simulation

Volume 27 | Issue 6

Article 11

1-15-2021

Rendezvous and Docking Digital Simulation System Based on Matlab

An Hao

Space Control and Inertial Technology Research Center, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

Zhenshen Qu

Space Control and Inertial Technology Research Center, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

Changhong Wang

Space Control and Inertial Technology Research Center, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

Follow this and additional works at: https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal

Part of the Artificial Intelligence and Robotics Commons, Computer Engineering Commons, Numerical Analysis and Scientific Computing Commons, Operations Research, Systems Engineering and Industrial Engineering Commons, and the Systems Science Commons

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

Rendezvous and Docking Digital Simulation System Based on Matlab

Abstract

Abstract: On the background of lunar orbit rendezvous and docking (RVD), a framework of the simulation system was designed. The dynamics, navigation and controller of the RVD system were built in detail, and a Simulink model of the lunar orbit RVD was established based on these results. A user interface and a 3D dynamic demonstration were designed to make the operation convenient and intuitive. The digital simulation system can be used to verify the lunar orbit RVD missions incipiently. *Furthermore,a semi-physical RVD simulation was taken by using the modified model.* The simulation results show the effectiveness of the inertia-visual integrated navigation and the good portability of the digital simulation system.

Keywords

rendezvous and docking, digital simulation, system design, Matlab

Recommended Citation

An Hao, Qu Zhenshen, Wang Changhong. Rendezvous and Docking Digital Simulation System Based on Matlab[J]. Journal of System Simulation, 2015, 27(6): 1227-1234.

第27卷第6期 2015年6月

基于 Matlab 的交会对接全数字仿真系统

安昊,屈桢深,王常虹 (哈尔滨工业大学空间控制与惯性技术研究中心,哈尔滨 150001)

摘要:以月球轨道交会对接为背景,构建了仿真系统的总体框架。对交会对接系统的动力学、导航 以及控制等部分进行了详细建模和设计,并基于此,建立了月球轨道交会对接系统的 Simulink 模型。设计了交会对接仿真系统的用户交互界面及 3D 动态演示,使仿真系统操作简捷、直观。全数 字仿真系统可用于月球轨道交会对接任务的前期验证。进一步,利用其改进的模型进行了交会对接 半物理仿真实验。实验结果说明了惯性-视觉组合导航的有效性和数字仿真系统良好的移植性。 关键词: 交会对接;全数字仿真;系统设计; Matlab

中图分类号: V411.8 文献标识码: A 文章编号: 1004-731X (2015) 06-1227-08 D0I:10. 16182/j. cnki. joss. 2015. 06. 011

Rendezvous and Docking Digital Simulation System Based on Matlab

An Hao, Qu Zhenshen, Wang Changhong (Space Control and Inertial Technology Research Center, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: On the background of lunar orbit rendezvous and docking (RVD), a framework of the simulation system was designed. *The dynamics, navigation and controller of the RVD system were built in detail*, and a Simulink model of the lunar orbit RVD was established based on these results. A user interface and a 3D dynamic demonstration were designed to make the operation convenient and intuitive. The digital simulation system can be used to verify the lunar orbit RVD missions incipiently. Furthermore, *a semi-physical RVD simulation was taken by using the modified model*. The simulation results show the effectiveness of the inertia-visual integrated navigation and the good portability of the digital simulation system.

Keywords: rendezvous and docking; digital simulation; system design; Matlab

引言

随着我国探月工程的稳步实施,要实现月球表 面的自动采样并成功返回,交会对接是其关键技术 之一。美国、前苏联/俄罗斯、欧空局等航天大国 及组织已经实现了 300 多次的交会对接,尤其是美 国的"阿波罗"系列载人飞船成功地在月球轨道完



收稿日期:2014-05-10 修回日期:2014-09-19; 作者简介:安昊(1989-),男,辽宁省朝阳市,博士生, 研究方向为空天飞行器建模、导航、制导与控制; 屈桢深(1973-),男,黑龙江省哈尔滨市,博士,副教 授,研究方向为视觉信息处理及空间控制;王常虹 (1961-),男,辽宁省鞍山市,博士,教授,研究方向 为飞行器导航与控制、时滞不确定系统的鲁棒控制及 滤波理论与应用、高精度运动控制等。 成了多次交会对接任务。近些年,我国也相继完成 了"天宫一号"目标航天器与"神舟"系列飞船在地 球轨道上的成功对接,为后续的交会对接任务提供 了宝贵的技术和经验。

要实现月球轨道的全自主交会对接,还有许多 控制、测量及对接分离等问题亟待解决。地面仿真 系统是验证这些技术的必要手段,国外具有代表性 的仿真系统有:美国的阿波罗飞船近距离交会对接 仿真器、阿波罗飞船混合对接仿真器、航天飞机与 空间站实时停靠仿真器,欧空局的欧洲接近操作仿 真器(EPOS)、对接动力学实验设备(DDTF)以及日 本的交会对接操作测试系统(RDOTS)等。我国也建

http://www.china-simulation.com

第 27 卷第 6 期	系统仿真学报	Vol. 27 No. 6
2015年6月	Journal of System Simulation	Jun., 2015

立了对接机构气浮式动力学十自由度全物理地面 仿真验证系统、交会对接九自由度半物理仿真系统 等地面仿真验证系统。

总的来说,交会对接地面仿真系统主要包含全 数字仿真系统和半物理仿真系统。全数字仿真以计 算机为平台,模拟交会对接系统的动力学、空间环 境、传感器、执行机构及导航控制算法,具有开发 周期短、调整方便、成本低等优点。而半物理仿真 是将所需验证子系统的数学模型用实物进行替换, 并利用运动模拟器来模拟真实的空间环境,增加了 仿真结果的可信度,但其灵活性差、开发成本高^[1]。 因此,多采用全数字仿真系统进行交会对接任务的 前期验证。

Matlab 作为一种面向工程的高级语言,具有强 大的计算能力和灵活性。其 Simulink 仿真工具箱 采用图形化语言,方便了复杂仿真系统的开发。同 时,Matlab 还提供了强大的用户界面(GUI)开发环 境和虚拟现实(VR)工具箱,可以实现丰富的交互界 面及 3D 动态演示。因此,本文以 Matlab 软件为平 台来构建月球轨道交会对接全数字仿真系统。

本文首先给出了月球轨道交会对接全数字仿 真系统的总体框架。然后,建立了仿真系统的数学 模型、Simulink 仿真模型、GUI 交互界面和 3D 动 态演示。最后,结合全数字仿真和半物理仿真实验, 说明了该仿真系统的有效性和可移植性。

1 仿真系统总体框架

设计的全数字仿真系统用来模拟月球轨道交 会逼近段和对接合拢过程,主要由 Simulink 仿真 模型、GUI 交互界面和 3D 动态演示 3 部分构成。

Simulink 仿真模型是整个仿真系统的核心。考虑到月球轨道交会对接系统的复杂性,按照实际的物理意义对整个系统进行模块化设计,从而提高了设计的效率,并具有良好的可移植性。月球轨道交会对接 Simulink 仿真模型总体框架如图 1 所示,主要包括以下几个模块:

动力学模块:包括追踪、目标航天器的位置、

姿态动力学模型。其中,追踪航天器考虑了太阳帆 板振动、液体晃动以及重力梯度力矩对于姿态的摄 动影响。

虚拟相机输入模块:利用动力学模块的输出及 追踪、目标航天器的物理信息,模拟了 CCD 相机 的测量输入。

传感器模块:对惯性导航器件及 CCD 相机视 觉测量进行噪声建模,从而模拟了实际的传感器输出。

轨迹规划模块:根据不同的交会对接任务,设 计得到优化轨迹,作为控制闭环的参考输入。

组合导航模块:采用惯性-视觉组合导航方法, 对追踪、目标航天器的相对状态进行解算,并将数 据传送给控制器模块。

控制器模块:根据组合导航模块传来的数据, 采用一定的控制算法跟踪参考轨迹,并对追踪航天 器的姿态进行控制。同时,控制器模块还包含一定 的安全策略。

推力器模块:模拟了实际追踪航天器上推力器 的动态特性、数量、安装位置及喷气方向。

辅助模块:包括相机视场侦测模块、能量消耗 计算模块、四元数-姿态角转化模块、坐标系转化 模块等。



图 1 交会对接仿真系统总体框图

GUI 交互界面可以方便用户对 Simulink 仿真 模型进行仿真控制、参数设定及状态监控。3D 动 态演示可以实时地演示追踪、目标航天器的当前状 态。另外,交会对接仿真系统还设计了外设接口, 配合相应的控制摇杆,可以进行手控交会对接的模 拟。

http://www.china-simulation.com

第27卷第6期 2015年6月

2 Simlink 仿真模型

Simulink 仿真模型用来模拟整个交会对接过程,并驱动相应的 GUI 交互界面显示及 3D 动态演示,是整个交会对接仿真系统的核心,下面针对其主要模块进行说明。

2.1 动力学模块

考虑月球圆形轨道上的交会对接任务。采用含 有非线性项及摄动项的 Hill 方程作为位置动力学 模型:

$$\ddot{X} + A\dot{X} + BX + C + M_{pls}\ddot{\eta}_{ls} + M_{prs}\ddot{\eta}_{Rs} + M_{plh}\ddot{\chi}_{lh} + M_{plo}\ddot{\chi}_{lo} = a$$
(1)

式(1)中, $X = [x \ y \ z]^{T}$ 为追踪航天器与目标航 天器的相对位置在 Hill 坐标系下的投影; $a = [a_x \ a_y \ a_z]^{T}$ 为追踪航天器的控制加速度在 Hill 坐标系下的投影。A, B为系数矩阵, C为 二次非线性项矩阵, M_{pls} , M_{prs} 为左、右太阳帆 板振动对中心刚体平动的耦合系数矩阵, M_{plh} , M_{plo} 为液氢、液氧燃料晃动对中心刚体平动的耦 合系数矩阵。矩阵A, B, C的表达式为:

$$\boldsymbol{A} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -2n \\ 0 & 0 & 0 \\ 2n & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad \boldsymbol{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & n^2 & 0 \\ 0 & 0 & -3n^2 \end{bmatrix}$$
$$\boldsymbol{C} = \begin{bmatrix} 3n^2 xz/a \\ 3n^2 yz/a \\ 3n^2 (x^2 + y^2 - 2z^2)/2a \end{bmatrix}$$

其中, a 为目标航天器轨道的长半轴; n 为目标航 天器轨道的平均角速度。

由于追踪、目标航天器的相对姿态与对接面相 对位置之间的耦合,对于相对姿态的建模需要考虑 一系列的摄动因素,比如追踪航天器的帆板挠性振 动、液体燃料晃动以及重力梯度力矩。在具体的实 现过程中,分别对理想的目标航天器和受摄动的追 踪航天器建立绝对姿态动力学模型,进而得到两航 天器的相对姿态信息。

目标航天器的绝对姿态动力学模型为: $I_i \dot{\omega}_i + [\omega_i \times] I_i \omega_i = M_{id}$ (2) 追踪航天器的绝对姿态动力学模型为:

$$I_{c}\dot{\omega}_{c} + [\omega_{c} \times]I_{c}\omega_{c} + M_{cls}\ddot{\eta}_{ls} + M_{crs}\ddot{\eta}_{rs} + M_{cals}\dot{\omega}_{als} + M_{cals}\dot{\omega}_{als} + M_{cls}\dot{\chi}_{ls} + M_{cls}\dot{\chi}_{ls} = M_{c} + M_{cl} + M_{cl}$$
(3)

Vol. 27 No. 6

Jun., 2015

$$\boldsymbol{I}_{als}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{als} + \boldsymbol{M}_{als}\boldsymbol{\ddot{\eta}}_{als} + \boldsymbol{M}_{cals}^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{c} = \boldsymbol{T}_{als}$$
(4)

$$\boldsymbol{I}_{ars}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{ars} + \boldsymbol{M}_{ars}\ddot{\boldsymbol{\eta}}_{ars} + \boldsymbol{M}_{cars}^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{c} = \boldsymbol{T}_{ars}$$
(5)

$$\ddot{\boldsymbol{\eta}}_{ls} + 2\boldsymbol{\xi}_{ls}\boldsymbol{\Omega}_{ls}\dot{\boldsymbol{\eta}}_{ls} + \boldsymbol{\Omega}_{ls}^2\boldsymbol{\eta}_{ls} + \boldsymbol{M}_{pls}^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{X}} + \boldsymbol{M}_{cls}^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{c} + \boldsymbol{M}_{als}^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{als} = \boldsymbol{0}$$
(6)

$$\ddot{\boldsymbol{\eta}}_{rs} + 2\boldsymbol{\xi}_{rs}\boldsymbol{\Omega}_{rs}\dot{\boldsymbol{\eta}}_{rs} + \boldsymbol{\Omega}_{rs}^{2}\boldsymbol{\eta}_{rs} + \boldsymbol{M}_{prs}^{\mathrm{T}}\ddot{\boldsymbol{X}} + \boldsymbol{M}_{crs}^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{c} + \boldsymbol{M}_{mrs}^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{c} = \mathbf{0}$$

$$(7)$$

$$\ddot{\boldsymbol{\chi}}_{lh} + 2\boldsymbol{\xi}_{lh}\boldsymbol{\Omega}_{lh}\dot{\boldsymbol{\chi}}_{lh} + \boldsymbol{\Omega}_{lh}^{2}\boldsymbol{\chi}_{lh} + \boldsymbol{M}_{plh}^{\mathrm{T}}\ddot{\boldsymbol{X}} + \boldsymbol{M}_{clh}^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{c} = \boldsymbol{0} (8)$$
$$\ddot{\boldsymbol{\chi}}_{lh} + 2\boldsymbol{\xi}_{lh}\boldsymbol{\Omega}_{lh}\dot{\boldsymbol{\chi}}_{lh} + \boldsymbol{\Omega}_{lh}^{2}\boldsymbol{\chi}_{lh} + \boldsymbol{M}_{plh}^{\mathrm{T}}\ddot{\boldsymbol{X}} + \boldsymbol{M}_{clh}^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{c} = \boldsymbol{0} (9)$$

其中,式(2)、(3)为目标航天器和追踪航天器的绝 对姿态动力学方程;式(4)、(5)为左、右太阳帆板 控制方程;式(6)、(7)为左、右太阳帆板振动方程; 式(8)、(9)为液氢、液氧燃料晃动方程。

上述姿态动力学方程中的变量定义如下:

ω_i (i = t, c) 为航天器相对于惯性系的角速度;
 [ω_i ×] 为对应的矢积矩阵;

I_i(*i*=*t*,*c*)为航天器在本体系中表示的转动 惯量矩阵;

 ω_{als} 、 ω_{ars} 为帆板转动的角速度;

 I_{als} 、 I_{ars} 为帆板相对于连接点的转动惯量矩阵;

 η_{ls} 、 η_{rs} 为帆板振动模态的坐标矩阵;

 χ_{lh} 、 χ_{lo} 为液体燃料晃动模态的坐标矩阵;

 ξ_{ls} 、 ξ_{rs} 、 ξ_{ls} 、 ξ_{ls} 为相应的模态阻尼系数矩阵;

 $\boldsymbol{\Omega}_{ls}$ 、 $\boldsymbol{\Omega}_{rs}$ 、 $\boldsymbol{\Omega}_{lh}$ 、 $\boldsymbol{\Omega}_{lo}$ 为相应的模态频率矩阵;

 $M_{id}(i=t,c)$ 为作用在航天器上的干扰力矩;

 M_{c} 、 M_{g} 为作用在追踪航天器上的控制力矩、 重力梯度力矩;

 T_{als} 、 T_{als} 为帆板控制力矩;

 M_{cls} 、 M_{crs} 、 M_{cals} 、 M_{cars} 、 M_{clh} 、 M_{clo} 、 M_{als} 、 M_{ars} 为相应的耦合矩阵。

为了得到追踪、目标航天器的相对位置、姿态, 还需建立相应的运动学模型,具体过程可参考文献 [2]。交会对接系统动力学模块框图如图2所示。

http://www.china-simulation.com





图 2 交会对接仿真系统动力学模块框图

具体建模过程中,采用悬臂梁等价模型来模拟 太阳帆板的挠性振动,考虑了其前 5 阶的振动模 态;采用等价摆模型来模拟液氢、液氧产生的晃动。 采用姿态四元数来表示航天器的姿态,得到的动力 学和运动学模型为一个 44 维的状态方程,采用 Simulink 中的 S-function 进行编写。此外,还需将 追踪、目标航天器质心之间的相对状态转化为实际 CCD 相机的测量输入。

2.2 推力器模块

单个推力器的简化模型为一阶跟踪系统,用来 近似模拟推力器的开、关动态特性。同时,还需考 虑推力器的响应延迟、最小开关时间、输出随机波 动等约束和影响。进一步,设计了推力器的属性和 安装信息接口,并建立推力器库函数,方便了后续 的建模及仿真。

在建立了单个推力器模型之后,需按照实际的 情况,对追踪航天器的所有推力器进行整合。整合 后的推力器分为 J1、J2、J3、J4 四组,其中,J1 组为大推力执行机构,适用于航天器的变轨机动; J2 组适用于航天器近距离交会对接的位置控制;J3 组适用于航天器的姿态控制;J4 组为备份和紧急 制动推力器组。利用控制器模块发出的控制指令以 及每个推力器的动态特性和安装信息,可以计算得 到当前作用在追踪航天器上的控制力和控制力矩。

2.3 轨迹规划模块

轨迹规划模块可根据不同的交会对接任务得 到相应的优化轨迹,并作为闭环系统的参考输入。 交会对接仿真系统提供了3种轨迹规划模式。

(1) 速度规划

将整个交会对接过程分为快速接近段、减速段 和对接段,对每个阶段进行速度规划,得到参考轨 迹,进而对航天器进行相应的速度控制。这种规划 方法针对于不同的初始条件需要重新设计规划参 数,并且不易保证交会对接时间的精准性和能量的 最优。

(2) 多项式法寻优规划

将交会对接过程等价为一个带有约束的最优 控制问题:

$$\min_{u} J = k_1 (t_f - t_{non})^2 + k_2 \int_0^{t_f} (a_x^2 + a_y^2 + a_z^2) dt \quad (10)$$

并且满足交会对接动力学方程(1)、交会对接 初始和终端条件以及最大速度、相机视场等过程约 束。其中, $a = [a_x \quad a_y \quad a_z]^T$ 为追踪航天器的控制 加速度在 Hill 坐标系下的投影, t_{non} 为交会对接过 程的名义时间, $k_1 > 0$ 、 $k_2 > 0$ 为加权系数。通过 设定名义时间和能量的权值 k_1 、 k_2 及相应的交会 对接过程参数,将原最优控制问题(10)转化为标准 的多项式类优化问题,并利用 Matlab 中 Fmincon 函数进行优化问题的求解,进而得到优化的参考轨迹。

(3) 高斯拟谱法寻优规划

高斯拟谱法是一种正交配点寻优方法,主要思 想是利用 Legendre 多项式来逼近状态变量与控制 变量,从而进行相应优化问题的求解。可以证明, 高斯拟谱法在一定程度上与连续系统的最优控制 理论是等价的,因此高斯拟谱法具有寻优速度快、 精度高、收敛性好等优点。由于篇幅有限,有关拟 谱法的具体步骤可参考相关文献[3]。

针对于交会对接轨迹优化问题,开发了集成有 上述3种优化方法的优化工具包,并将其嵌入到交 会对接仿真系统中。

2.4 组合导航模块

交会对接仿真系统采用惯性-视觉组合导航算 法,对传感器的测量数据实时地进行处理。首先, 利用惯组测量得到的角速度 ω、比力值 ƒ,通过

http://www.china-simulation.com

第27卷第6期 2015年6月

٢

相应的力学编排近似得到追踪航天器的角速度、位置及速度;然后,利用 CCD 相机的测量值,分别 采用扩展卡尔曼滤波(EKF)和卡尔曼滤波(KF)对姿态和位置进行滤波处理。下面给出了 EKF/KF 所需 的状态预测方程、误差方程及观测方程^[4-5]。

交会对接相对姿态的状态预测方程、误差状态 方程和离散化的测量方程分别为:

$$\begin{cases} \hat{\boldsymbol{q}}(t) = \hat{\boldsymbol{q}}(t - \Delta t_g) + \frac{1}{2} \boldsymbol{\Omega} \left(\hat{\boldsymbol{\omega}}_{Bbc}^{bc} \cdot \Delta t_g \right) \cdot \hat{\boldsymbol{q}}(t - \Delta t_g) \\ \hat{\boldsymbol{b}}(t) = \hat{\boldsymbol{b}}(t - \Delta t_g) \end{cases}$$

$$\begin{cases} \Delta \dot{\boldsymbol{q}}_1 = 0 \\ \Delta \dot{\boldsymbol{q}}_{24} = -[\hat{\boldsymbol{\omega}}^{\times}] \Delta \boldsymbol{q}_{24} - \frac{1}{2} \Delta \boldsymbol{b} - \frac{1}{2} \boldsymbol{v}_g \\ \Delta \dot{\boldsymbol{b}} = \boldsymbol{v}_b \end{cases}$$
(12)

 $\boldsymbol{Z}_{k} = \boldsymbol{H}_{k} \delta \boldsymbol{X}_{k} + \boldsymbol{V}_{k} \tag{13}$

其中: q为追踪航天器相对于目标航天器的姿态 四元数; \hat{q} 为其预测值; Δq 为其误差四元数; b为 陀螺仪漂移; Δb 为其预测误差。

对于相对姿态的滤波问题,首先利用状态预测 方程(11)得到姿态四元数的预测值 \hat{q} ,然后采用 EKF 技术,对误差状态方程(12)和测量方程(13)组 成的误差系统进行滤波处理,所得的误差四元数估 计值 $\Delta \hat{q}$ 用来补偿预测值 \hat{q} 。

交会对接相对位置的状态方程和离散化的测 量方程分别为:

 $\dot{\boldsymbol{X}}(t) = \boldsymbol{F}(t)\boldsymbol{X}(t) + \boldsymbol{B}(t)\boldsymbol{U}(t) + \boldsymbol{G}(t)\boldsymbol{W}(t) \quad (14)$ $\boldsymbol{Z}'_{k} = \boldsymbol{H}'_{k}\boldsymbol{X}'_{k} + \boldsymbol{V}'_{k} \quad (15)$

其中, $X = \begin{bmatrix} r^T & V^T & d^T \end{bmatrix}^T$, $r \in V$ 为追踪航天器相对于目标航天器的位置、速度; d 为加速度计漂移。系数矩阵 $F(t) \in B(t) \in G(t)$ 和 H_k 表达式为:

$$F(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3\times3} & I_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} \\ n(\boldsymbol{\omega}_{1}) & m(\boldsymbol{\omega}_{1}) & -R_{bc}^{B}(\boldsymbol{q}) \\ \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} \end{bmatrix}, \quad B(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3\times3} \\ R_{bc}^{B}(\boldsymbol{q}) \\ \mathbf{0}_{3\times3} \end{bmatrix}$$
$$G(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} \\ -R_{bc}^{B}(\boldsymbol{q}) & \mathbf{0}_{3\times3} \\ \mathbf{0}_{3\times3} & I_{3\times3} \end{bmatrix}, \quad H_{k}' = \begin{bmatrix} -R_{bc}^{B}(\boldsymbol{q}) & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times3} \end{bmatrix}$$

可以看出,在目标航天器轨道角速度ω₁和相 对姿态q确定的情况下,方程(14)、(15)为线性方 程,可以直接采用常规的 KF 方法得到相对位置的估计值。需要说明的是,在实际的组合导航解算过程中,相对位置滤波模块所用到的相对姿态q可以由姿态滤波模块的滤波结果给出。

为了进一步提高惯性-视觉组合导航算法的性能,交会对接仿真系统对文献[5]中的滤波算法进行了改进。

(1) 改进滤波预测算法

考虑一般形式的交会对接系统方程:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u}, t) + \mathbf{w} \tag{16}$$

传统广义卡尔曼滤波过程中的状态预测算法为:

 $\hat{x}_{k/k-1} = \hat{x}_{k-1} + f(\hat{x}_{k-1}, u_{k-1}, t_{k-1}) \cdot T$ (17) 其中, $\hat{x}_{k/k-1}$ 为状态的预测值; \hat{x}_{k-1} 为上一时刻 状态的滤波估计值; T 为信息融合的周期。

为了提高预测的精度,将状态的一步预测算法 (17)改进为初步预测-初步预测校正的2步算法^[6]:

$$\hat{\boldsymbol{x}}_{k \setminus k-1}^{0} = \hat{\boldsymbol{x}}_{k-1} + \boldsymbol{f}(\hat{\boldsymbol{x}}_{k-1}, \boldsymbol{u}_{k-1}, \boldsymbol{t}_{k-1}) \boldsymbol{\bullet} T$$
(18)

$$\hat{\mathbf{x}}_{k/k-1} = \hat{\mathbf{x}}_{k-1} + \frac{\left[f(\hat{\mathbf{x}}_{k-1}, \mathbf{u}_{k-1}, t_{k-1}) + f(\hat{\mathbf{x}}_{k/k-1}^{0}, \mathbf{u}_{k-1}, t_{k-1})\right]}{2} \cdot T(19)$$

(2) 采用改进的陀螺仪漂移模型

将相对姿态误差状态方程(12)中的陀螺仪误 差模型 Δ**b** = ν_b 改进为如下形式:

$$\Delta \dot{\boldsymbol{b}} = \frac{\alpha}{2} \cdot \Delta \boldsymbol{q}_{24} \cdot sign(\Delta \boldsymbol{q}_1) + \boldsymbol{v}_b$$
(20)

其中, α 为正的比例因子。

改进后的模型将姿态误差 Δ**q** 引入到陀螺仪漂 移误差表达式中,并通过一定的比例 α 进行反馈, 从而实现对于 Δ**b** 的自适应调节,进而减少 Δ**b** 的稳 态误差,提高 **b** 的估计精度,具体的分析过程可参 见文献[7]。

(3)利用向约束空间投影的方法保证解算过 程中姿态四元数的单位模特性

工程上一般采用单位模强制转换的方法来保 证滤波解算过程中姿态四元数的单位模特性,但这 种方法并不能在理论上证明最优,因此,交会对接 仿真系统采用约束空间投影法来保证姿态四元数 的单位模特性^[8]。利用约束空间投影法求解具有单

http://www.china-simulation.com

• 1231 •

第 27 卷第 6 期	系统仿真学报	Vol. 27 No. (
2015年6月	Journal of System Simulation	Jun., 2015

(22)

(23)

位模约束的姿态四元数主要分为2步。

 $g(\hat{q}_k) + g'(\hat{q}_k) \bullet (q_k - \hat{q}_k) \approx 1$

第 1 步是将非线性的单位模约束转化为线性 约束。姿态四元数的单位模约束表达式为:

$$g(\boldsymbol{q}_k) = q_{1,k}^2 + q_{2,k}^2 + q_{3,k}^2 + q_{4,k}^2 = 1$$
(21)

将 $g(q_k)$ 在 \hat{q}_k 处进行泰勒展开并忽略高阶项 得到:

即
$$g'(\hat{q}_k) \cdot q_k \approx 1 - g(\hat{q}_k) + g'(\hat{q}_k) \cdot \hat{q}_k$$

因此,原非线性约束(21)可近似转化为线性约束:

$$\boldsymbol{D}\boldsymbol{\cdot}\boldsymbol{x}_{k}=\boldsymbol{d}$$

其中, $x_k = \begin{bmatrix} q_k^T & b_k^T \end{bmatrix}^T$ 为交会对接相对姿态系统 (11)的状态向量,线性约束(24)的相关系数 $D \setminus d$ 的 表达式为:

- $\boldsymbol{D} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{g}'(\hat{\boldsymbol{q}}_k) & \boldsymbol{0}_{1\times 3} \end{bmatrix}$
- $\boldsymbol{d} = 1 g(\hat{\boldsymbol{q}}_k) + g'(\hat{\boldsymbol{q}}_k) \boldsymbol{\cdot} \hat{\boldsymbol{q}}_k$

第 2 步是将无约束滤波的后验估计 x_k 投影到 约束空间。该投影问题可归结为如下带有线性约束 的最优问题:

 $\hat{\boldsymbol{x}}_{k,opt} = \operatorname{argmin}_{\boldsymbol{x}} (\boldsymbol{x} - \hat{\boldsymbol{x}}_k)^{\mathrm{T}} \boldsymbol{W} (\boldsymbol{x} - \hat{\boldsymbol{x}}_k)$ (25)

s.t.
$$\boldsymbol{D} \cdot \boldsymbol{x}_k = \boldsymbol{d}$$
 (26)

其中, $\hat{x}_{k,opt}$ 为满足约束条件的最优解,W为加权矩阵。

根据最优控制理论,上述最优控制问题的解为:

$$\hat{\boldsymbol{x}}_{k \text{ out}} = \hat{\boldsymbol{x}}_{k} - \boldsymbol{W}^{-1} \boldsymbol{D}^{\mathrm{T}} (\boldsymbol{D} \boldsymbol{W}^{-1} \boldsymbol{D}^{\mathrm{T}})^{-1} (\boldsymbol{D} \hat{\boldsymbol{x}}_{k} - \boldsymbol{d}) \quad (27)$$

进而,可以根据式(27)利用无约束滤波的后验 估计 \hat{x}_k 计算出满足单位模约束的姿态四元数的最 优解。

2.5 控制模块

交会对接仿真系统控制模块主要包括安全策 略、控制器和推力器分配3个子模块,如图1所示。

控制器子模块由 6 组独立的 PID 伪速率调节 器组成,分别控制交会对接过程中的相对位置和相 对姿态。PID 伪速率调节器根据当前的状态偏差发 出指令信号,并通过预先设计的推力器分配模块控 制每个推力器的开关,进而对追踪航天器进行控 制,完成交会对接任务。每个 PID 伪速率调节器 由一个 PID 控制环节和一个伪速率调节器串联而 成。伪速率调节器由施密特触发器环节和一阶惯性 反馈环节组成,如图 3 所示,其输出为 0-1 逻辑信 号,满足控制器与推力器之间的接口关系。伪速率 调节器相应参数的设定与推力器的物理特性及设 计指标有关,文献[9]给出了一组参数设定的参考 公式:

$$t_{on} = T_F \ln \left[1 - \frac{H_E - H_A}{H_E + 1 - X_0^*} \right]$$
(28)

$$t_{off} = T_F \ln \frac{x_0 - h_A}{x_0 - h_E}$$
(29)

$$f = \frac{1}{t_{on} + t_{off}} \approx \frac{1}{T_F} \frac{X_0^* (1 + H_E - X_0^*)}{(H_E - H_A)(1 + H_E)}$$
(30)

$$X_{ss} \bullet K \ge H_E \tag{31}$$

其中, t_{on}为伪速率调节器输出的脉冲宽度, t_{off}为脉冲间隔时间, f 为脉冲频率, X_{ss}为系统的稳态误差,其余参数具体含义可参考文献[9]。根据公式(28)-(31),选取适当的参数,使得伪速率调节器的输出满足推力器的物理约束及系统的性能指标。 值得指出的是,伪速率调节器参数的选择还与航天器液体燃料晃动、帆板振动等因素有关,因此,对于其参数的选择要结合相应的实验及工程经验。



安全策略模块保证了交会对接过程的安全性。 安全策略模块根据实时的状态信息,采用预先设置 的风险评估方法,判断当前的交会对接状态是否处 于安全范围之内。若判定任务有风险(比如相撞), 则以预定的安全策略直接控制推力器的分配环节, 进行相应的规避或制动。

http://www.china-simulation.com

第 27 卷第 6 期 2015 年 6 月

3 GUI 交互界面及动态演示

GUI 交互界面包括仿真控制、初值设定、轨迹 规划、PID 控制参数设定、图形显示及版本信息等 子界面,如图 4 所示。无需进入 Simulink 环境, 只在对应的界面进行设定,就可以实现不同交会对 接任务的仿真。



图 4 交会对接仿真系统 GUI 交互界面

利用 Matlab 的 VR 工具箱,设计了追踪航天器和目标航天器的 3D 图形,设计效果如图 5 所示。 该 3D 图形利用 Simulink 仿真的输出数据进行驱动,从而动态地演示整个交会对接过程,给用户以 直观的感受。

另外,交会对接仿真系统还设计有人控 TV 摄 像机虚拟画面,通过接入相应的飞行摇杆,来模拟 手动交会对接过程。



图 5 交会对接仿真系统 3D 动态演示

4 仿真结果

4.1 全数字仿真

模拟在 210 km 绕月轨道上的交会对接任务: 初始时刻对接面距离为 3 m,最终悬停距离为 (0.07±0.04) m,交会对接名义时间为 80 s,并保 持极限环悬停状态。全数字仿真系统模拟交会对接 任务结果如图 6 所示。



图 6 交会对接全数字仿真结果

仿真结果表明追踪航天器可以在规定时间与 目标航天器进行交会,并最终进入极限环悬停状 态,验证了轨迹规划、组合导航算法、PID 伪速率 调节器的有效性。

4.2 半物理仿真

全数字仿真系统可以通过一定的修改,将其移 植到半物理仿真实验当中。下面以视觉测量算法和 组合导航算法的半物理验证实验为例,对这一点进 行说明。

为了验证月球轨道交会对接过程中双目视觉 测量算法和惯性-视觉组合导航算法的有效性,将 全数字仿真系统 Simulink 仿真模块中的虚拟视觉 传感器模块用真实的双目相机及相应的视觉测量 计算机进行替换,并在 LabVIEW RT 环境下进行 实时仿真。动力学模块的输出驱动装有双目相机的 12 自由度运动模拟器,用来模拟真实的交会对接 过程。组合导航模块利用视觉测量计算机计算得到 的观测值和虚拟惯组的输出进行滤波处理,得到的

第 27 卷第 6 期	系统仿真学报	Vol. 27 No. 6
2015年6月	Journal of System Simulation	Jun., 2015

位姿信息发送给控制器模块,进而对动力学模块实 施控制,形成闭环系统。

交会对接半物理仿真实验参数的设定与4.1小 节中全数字仿真实验相同,交会对接过程中位置导 航误差如图 7 所示。



图 7 交会对接半物理仿真位置导航误差

仿真结果表明,双目视觉测量算法、惯性-视 觉组合导航算法可以很好地满足实际交会对接过 程的需求。同时,也说明了交会对接全数字仿真系 统良好的移植性,具有很高的工程应用价值。

5 结论

本文基于 Matlab 软件建立了月球轨道交会对 接全数字仿真系统。首先,给出了仿真系统的总体 框架;然后,详细说明了 Simulink 仿真模型中主 要模块的原理及构建,并简要介绍了 GUI 交互界 面及 3D 动态演示;最后,进行了交会对接全数字 和半物理仿真实验,实验结果表明了交会对接全数 字仿真系统的有效性和可移植性。

在后续的工作中,将以某交会对接项目为背 景,将虚拟的惯性传感器模块用真实陀螺仪、加速 度计进行替换,并将追踪航天器的姿态采用三轴气 浮转台进行模拟,进一步提高仿真结果的可信度。

参考文献:

- [1] 赵晨光,郑昌文. 航天仿真技术综述 [J]. 军事运筹与 系统工程, 2009, 23(3): 78-80.
- [2] 刘暾, 赵钧. 空间飞行器动力学 [M]. 1版. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2003: 240-252.
- [3] Benson A, Thorvalden T, Rao V. Direct Trajectory Optimization and Costate Estimation via an Orthogonal Collocation Method [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics (S0731-5090), 2006, 29(6): 1435-1440.
- [4] 刘勇,徐鹏,徐世杰. 航天器自主交会对接的视觉相 对导航算法 [J]. 中国空间科学技术, 2013, 33(6): 33-40.
- [5] 张力军, 钱山, 郭才发, 等. 逼近段惯性/视觉组合相 对导航算法 [J]. 上海航天, 2011, 28(3): 8-16.
- [6] 王国权, 薛申芳, 金声震, 等. 卫星自主导航中卡尔曼 滤波算法改进与计算机仿真 [J]. 计算机仿真, 2004, 21(7): 33-35.
- [7] 钱山,李鹏奎,张士峰,等.基于改进陀螺漂移模型的 卫星姿态确定算法 [J]. 宇航学报,2009,30(2): 585-590.
- [8] 王泽亮, 雷宏杰, 夏家和. 一种考虑四元数模约束的 非线性对准滤波算法 [J]. 遥测遥控, 2012, 33(3):
 22-26.
- [9] 徐福祥. 卫星工程概论 [M]. 1 版. 北京: 宇航出版社, 2003: 341-346.

http://www.china-simulation.com

• 1234 •