

DOI: 10.11992/tis.201611022

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/23.1538.TP.20170111.1705.022.html>

航天器绕飞逼近翻滚目标运动再现的姿轨控制

孙施浩, 贾英民

(北京航空航天大学 第七研究室, 北京 100191)

摘要:为了研究地面试验环境下实现航天器捕获失控翻滚目标运动再现的姿轨控制问题,首先,建立了适用于实验验证的六自由度姿轨联合相似模型,可满足实验场地大小、机构速度和运行时间等约束;其次,基于多项式函数设计了有限时间收敛且动态性能良好的绕飞逼近参考轨迹,并利用反步法给出了姿轨联合控制律,证明了相似闭环系统的稳定性。通过仿真算例说明了基于运动再现的姿轨控制方法是有效的。

关键词:运动再现;相似理论;绕飞;翻滚;姿轨控制;航天器

中图分类号: TP18; V416.2 **文献标志码:** A **文章编号:** 1673-4785(2016)06-0818-09

中文引用格式:孙施浩,贾英民. 航天器绕飞逼近翻滚目标运动再现的姿轨控制[J]. 智能系统学报, 2016, 11(6): 818-826.

英文引用格式:SUN Shihao, JIA Yingmin. Attitude and orbit control of spacecrafts for motion reconstruction of flying around and approaching the tumbling target[J]. CAAI Transactions on Intelligent Systems, 2016, 11(6): 818-826.

Attitude and orbit control of spacecrafts for motion reconstruction of flying around and approaching the tumbling target

SUN Shihao, JIA Yingmin

(The Seventh Research Division, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: This paper deals with the attitude and orbit control problem for motion reconstruction of spacecrafts flying around and approaching the tumbling target during ground experiments. Firstly, a 6-DOF similarity model is established to describe the integrated attitude and orbit motion, which is suitable for the experimental verification with the practical constraints on the space size, running velocity and time involved. Secondly, the polynomial approach is used to design the motion reference trajectory that can ensure finite-time convergence and good dynamic performances, based on which, an integrated attitude and orbit control law is proposed by the back-stepping method and the corresponding closed-loop stability is proved. Finally, a numerical example is included to illustrate the effectiveness of the obtained results.

Keywords: motion reconstruction; similarity; flying around; tumbling; attitude and orbit control; spacecrafts

针对空间失控失效航天器进行在轨营救与维修是当前航天领域的一个重要发展方向^[1-2]。失控目标在空间中处于自由运行的状态,其对接端口随本体一起在空间中运动,位置时刻都在发生变化,使得传统的姿态轨道独立控制不能适应快速姿轨机动的要求^[3-4]。为此,国内外学者开展了大量航天器姿轨联

合控制问题的研究,如 Segal^[5]研究了航天器姿态动态对轨道运动的影响,指出建立耦合的动力学模型可以提高基于视觉的相对位姿控制精度;Liao^[6]研究了追踪器本体坐标系下航天器姿轨一体化控制律设计问题,建立了考虑推进器配置的姿轨动力学模型,并设计了非线性鲁棒一体化控制律;Shan^[7]设计了一种自适应同步控制策略,提出了基于交叉耦合概念的六自由度航天器编队飞行控制方法;Zhang^[8]建立了追踪航天器本体坐标系下六自由度模型,采用自适应反步法设计了姿轨联合控制器等。

收稿日期:2016-11-16.

基金项目:国家“973”计划项目(2012CB821200, 2012CB821201);国家自然科学基金项目(61134005, 61327807, 61520106010).

通信作者:孙施浩. E-mail: jxcrssh@126.com.

航天器的控制系统需要具有高可靠性和高精度,为了降低任务风险,顺利完成航天任务,航天器控制技术必须在地面得到充分的实验验证^[9-11]。依托数学模型解算与物理反馈结合,驱动模拟器在地面试验环境中再现航天器空间运动控制过程的验证仿真方法,是置信水平较高的一种仿真方法,相关的试验系统有德国宇航局的 EPOS 交会对接仿真系统^[12]和中国空间技术研究院的九自由度验证系统^[13]等。但是由于实验场地大小、机构速度、运行时间等方面的约束,文献[5-8]中给出的各类控制方法无法在地面实验环境中进行验证。

相似理论是解决航天器姿轨系统先进控制方法与实验验证在场地大小、机构速度、运行时间等方面矛盾的一个有力工具。通过相似三定理^[14]建立仿真模型系统与航天器姿轨原型系统间的相似性准则,得到不同比例约束下的航天器姿轨相似动力学模型,并以此设计控制器,可以解决复杂姿轨控制策略地面验证的问题。国内外学者对此也开展了部分研究工作,如意大利都灵理工大学^[15]为设计开发交会对接的 GNC 系统算法,运用尺度缩比方法通过地面气浮试验台仿真了从近程导引到最后对接过程的运动情况;何兆伟等^[16]针对水浮仿真系统验证航天器二体运动控制过程提出了相似性分析方法;孙施浩等^[17]基于相似理论、长度量纲分解和绝对运动等效代换方法提出了一种可实现空间合作目标运动再现的相似性试验设计方法。然而针对航天器绕飞逼近翻滚目标运动再现的姿轨控制问题,应用相似理论设计相应控制器的应用和研究工作至今还未见到。

本文首先介绍适用于绕飞逼近翻滚目标运动再现的地面仿真验证系统,然后在追踪器本体坐标系下建立了航天器交会对接相对运动的六自由度姿轨联合模型,并应用相似理论将其转换为可适用于实验验证的缩比相似动力学模型,在此基础上,设计反步控制器,使其跟踪用多项式函数设计的参考轨迹,在有限时间内对翻滚目标实现绕飞逼近对接。

1 运动再现系统

为了在地面实验室空间内验证航天器姿轨控制方案、星载计算机性能以及测量敏感器量测可信度等任务,需要在地面再现航天器在空间中的轨道姿态真实运动。采用动力学计算与运动学等效思想^[18]设计的仿真实验,是通过实时计算航天器的姿轨动力学模型得到航天器空间中的轨道姿态运动,然后由模拟器运动机构跟踪计算出的轨迹,再现航天器空间的运动。

图 1 是文献[20]中提出的航天器全方位交会地面验证系统,具有 9 个运动自由度,包含 2 个三轴转台,以及垂向、周向、径向运动模块。其中,中心固定的三轴转台模拟目标航天器在轨三轴绝对姿态运动,另外六自由度的运动机构模拟服务航天器在轨三轴绝对姿态运动和服务航天器与目标航天器在轨三轴相对位置运动。

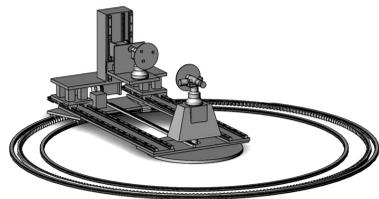


图 1 地面模拟器样机示意图

Fig.1 Schematic diagram of ground motion simulator

在这个九自由度运动模拟器中,径向运动范围为 0~10 m,垂向运动范围为-2~2 m。而对应服务航天器绕飞逼近翻滚目标任务,启动时两航天器相对距离一般需要在 100 m 之外,且速度不易太大,任务时间较长,因此,地面实验验证中需要应用相似理论方法,对距离和时间进行缩比处理以满足地面试验需求。

2 相似动力学模型建立

针对与椭圆轨道上失控翻滚目标航天器的交会对接任务,在追踪器本体坐标系下建立六自由度姿轨联合模型,并经相似变换得到姿轨联合相似动力学模型,以满足同时高精度控制航天器相对位置姿态,实现目标逼近。定义 3 个坐标系,如图 2 所示。

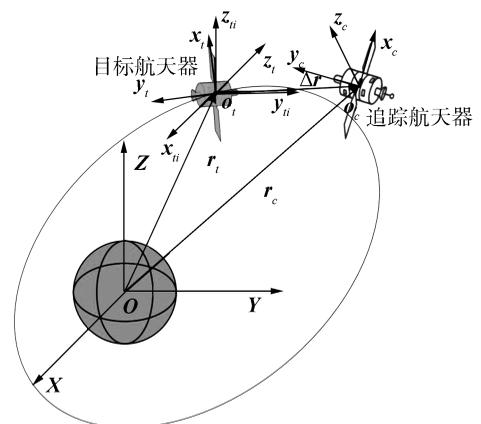


图 2 坐标系示意图

Fig.2 Several coordinate frames

赤道惯性坐标系为 $OXYZ$, 其中 OXY 是赤道面, OX 从地心指向春分点, OZ 垂直于赤道平面向北;追踪器本体坐标系为 $o_c x_c y_c z_c$, 其中 o_c 是追踪航天器质心, 坐标轴 $o_c x_c$ 、 $o_c y_c$ 和 $o_c z_c$ 与航天器惯量

主轴重合;目标器平动坐标系 $o_{ii}x_{ii}y_{ii}z_{ii}$, o_{ii} 是目标器质心, $o_{ii}x_{ii}$ 、 $o_{ii}y_{ii}$ 和 $o_{ii}z_{ii}$ 与坐标系 $OXYZ$ 各轴平行。(在仿真试验中,地面惯性坐标系与坐标系 $o_{ii}x_{ii}y_{ii}z_{ii}$ 相对应。)

定义在 $OXYZ$ 下追踪器的位置矢量 r_c , 目标器的位置矢量 r_t , 追踪器相对目标器的位置矢量 Δr ; 追踪器本体坐标系相对惯性系姿态四元数 q_c 、角速度 ω_c ; 目标器本体坐标系相对惯性系姿

态四元数 q_t 、角速度 ω_t 。追踪标器本体坐标系相对目标器本体坐标系的姿态四元数为 $q_{ct} = q_t^{-1} \circ q_c$, q_o 、 q_v 分别为 q_{ct} 的标量和矢量部分。 $(\cdot)_c$ 、 $(\cdot)_t$ 分别表示矢量在追踪器本体和目标器本体坐标系下的分量列阵。

2.1 追踪器本体坐标系下航天器相对姿轨模型^[19]

航天器相对轨道动力学方程:

$$M_c \frac{d^2 (\Delta r)_c}{dt} = (f_c)_c - M_c S((\omega_c)_c) S((\omega_c)_c) (\Delta r)_c - M_c S((\dot{\omega}_c)_c) (\Delta r)_c - 2M_c S((\omega_c)_c) \frac{d (\Delta r)_c}{dt} - M_c \frac{\mu}{r_c^3} ((\Delta r)_c - 3 \frac{(\Delta r)_c \cdot (r_c)_c}{r_c^2} (r_c)_c) \quad (1)$$

式中: $S(\cdot)$ 表示叉乘矩阵。

航天器相对姿态动力学方程:

$$(I_c)_c \frac{d (\omega_{ct})_c}{dt} = (M_c)_c - (I_c)_c S((\omega_c)_c) L_{ct} (\omega_t)_t - (S((\omega_c)_c) (I_c)_c + (I_c)_c S((\omega_c)_c)) (\omega_{ct})_c - (I_c)_c L_{ct} \frac{d (\omega_t)_t}{dt} \quad (2)$$

式中: $L_{ct}(q_{ct}) = (q_o^2 - q_v^T q_v) I + q_v q_v^T - 2q_o S(q_v)$ 是目标航天器本体坐标系到追踪航天器的旋转矩阵。

初始条件: $x_1(0) = [\Delta r(0) \quad q_v(0)]^T$,

$x_2(0) = [d\Delta r(0)/dt \quad \omega_{ct}(0)]^T$ 。

航天器相对姿态运动学方程为

其中:

$$\begin{cases} \dot{q}_o = -q_v^T (\omega_{ct})_c / 2 \\ \dot{q}_v = (q_o I_3 + S(q_v)) (\omega_{ct})_c / 2 \end{cases} \quad (3)$$

$$M = \begin{bmatrix} m_c I_3 & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & I_c \end{bmatrix}$$

2.2 姿轨联合相似动力学模型

下文为符号简单,追踪器本体坐标系下的分量列阵均省略 $(\cdot)_c$ 。

$$A = \begin{bmatrix} I_3 & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \frac{1}{2}(q_o I_3 + S(q_v)) \end{bmatrix}$$

记 $x_1 = [\Delta r \quad q_v]^T$ 和 $x_2 = [d\Delta r/dt \quad \omega_{ct}]^T$, 则联立方程(1)、(2)和(3)有姿轨联合方程:

$$C = \begin{bmatrix} 2m_c S(\omega_c) & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & I_c S(\omega_c) + S(\omega_c) I_c \end{bmatrix}$$

$$\begin{cases} \frac{dx_1}{dt} = Ax_2 \\ M \frac{dx_2}{dt} = -Cx_2 - n + F \end{cases} \quad (4)$$

$$F = \begin{bmatrix} F_c \\ M_c \end{bmatrix}$$

$$n = \begin{bmatrix} m_c S(\omega_c) S(\omega_c) \Delta r + m_c S(\dot{\omega}_c) \Delta r + \frac{m_c \mu}{r_c^3} (\Delta r - 3 \frac{\Delta r \cdot r_c}{r_c^2} r_c) \\ S(\omega_c) I_c L_{ct} (\omega_t)_t + I_c L_{ct} \frac{d (\omega_t)_t}{dt} \end{bmatrix}$$

记 λ_i 表示系统变量 i 的缩比系数, 即 $\lambda_i = i_m / i_p$, 给定交会对接再现实任务的长度、时间、质量 3 个基本量缩比系数 λ_L 、 λ_T 、 λ_M , 则根据相似理论的量纲分析法^[17], 可得姿轨联合相似动力学模型为

$x_{1m}(0) = \lambda_{x_1} x_1(0)$

$x_{2m}(0) = \lambda_{x_2} x_2(0)$

式中: $t_m = \lambda_T t$,

$$\begin{cases} \frac{dx_{1m}}{dt} = A_m x_{2m} \\ M_m \frac{dx_{2m}}{dt} = -C_m x_{2m} - n_m + F_m \end{cases} \quad (5)$$

$$A_m = \begin{bmatrix} I_3 & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \frac{1}{2}(q_{om} I_3 + S(q_{vm})) \end{bmatrix} = A,$$

$$M_m(t_m) = \begin{bmatrix} m_{cm} I_3 & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & I_{cm} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \lambda_M I_3 & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \lambda_M \lambda_L^2 I_3 \end{bmatrix} M(t),$$

初始条件满足:

$$C_m(t_m) = \begin{bmatrix} 2m_{cm}S(\omega_{cm}) & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & I_{cm}S(\omega_{cm}) + S(\omega_{cm})I_{cm} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \lambda_M \lambda_T^{-1} I_3 & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \lambda_M \lambda_L^2 \lambda_T^{-1} I_3 \end{bmatrix} C(t),$$

$$n_m(t_m) = \begin{bmatrix} m_{cm}S(\omega_{cm})S(\omega_{cm})\Delta r_m + m_{cm}S(\dot{\omega}_{cm})\Delta r_m + \frac{m_{cm}\mu_m}{r_{cm}^3}(\Delta r_m - 3\frac{\Delta r_m \cdot r_{cm}}{r_{cm}^2}r_{cm}) \\ S(\omega_{cm})I_{cm}L_{ctm}(\omega_{tm})_t + I_{cm}L_{ctm}\frac{d(\omega_{tm})_t}{dt} \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} \lambda_M \lambda_T^{-2} \lambda_L I_3 & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \lambda_M \lambda_L^2 \lambda_T^{-2} I_3 \end{bmatrix} n(t)$$

$$F_m(t_m) = \begin{bmatrix} f_{cm} \\ M_{cm} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \lambda_M \lambda_T^{-2} \lambda_L I_3 & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \lambda_M \lambda_L^2 \lambda_T^{-2} I_3 \end{bmatrix} F(t)$$

$$\lambda_{x_1} = \begin{bmatrix} \lambda_L I_3 & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & I_3 \end{bmatrix}, \lambda_{x_2} = \begin{bmatrix} \lambda_L \lambda_T^{-1} I_3 & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \lambda_T^{-1} I_3 \end{bmatrix}。$$

式中下标 m 表示相似动力学模型系统量。

3 控制器设计

首先,针对给定的初始状态和期望完成时间,设计一条有限时间收敛且动态性能良好的参考轨迹。然后,将方程(5)转化为误差动态方程,利用反步法设计跟踪控制器实现有限时间交会对接。

3.1 参考轨迹设计

假定交会对接初始条件:

$$x_1(0) = [\Delta r(0) \quad q_v(0)]^T$$

$$x_2(0) = \left[\frac{d\Delta r}{dt_m}(0) \quad \omega_{ct}(0) \right]^T$$

姿态同步时间为 T_q , 对接完成时间为 T_r 。

则根据相似理论,相似过程的初始条件:

$$\Delta r_m(0) = \lambda_L \Delta r(0)$$

$$q_{vm}(0) = q_v(0)$$

$$\frac{d\Delta r_m}{dt_m}(0) = \lambda_L \lambda_T^{-1} \frac{d\Delta r}{dt_m}(0)$$

$$\omega_{ctm}(0) = \lambda_T^{-1} \omega_{ct}(0)$$

模拟器完成姿态同步时间 $T_{qm} = \lambda_T T_q$, 对接完成时间为 $T_{rm} = \lambda_T T_r$ 。

针对给定的初始条件和终端收敛条件,利用多项式向量函数设计相对位置 $(\Delta r_m)_r(t_m)$ 、相对速度 $(\frac{d\Delta r_m}{dt_m})_r(t_m)$ 、相对姿态角 $(q_{vm})_r(t_m)$ 以及相对角速度 $(\omega_{ctm})_r(t_m)$ 的参考轨迹:

$$(\Delta r_m)_r(t_m) =$$

$$\begin{cases} a_{r1} + a_{r2}t_m + a_{r3}t_m^2 + a_{r4}t_m^3 + a_{r5}t_m^4, & t_m \leq T_{rm} \\ \mathbf{0}, & t_m > T_{rm} \end{cases}$$

(6)

满足: $(\Delta r_m)_r(0) = \Delta r_m(0)$, $(\frac{d\Delta r_m}{dt_m})_r(0) = \frac{d\Delta r_m}{dt_m}(0)$, $(\Delta r_m)_r(T_{rm}) = \mathbf{0}$, $(\frac{d\Delta r_m}{dt_m})_r(T_{rm}) = \mathbf{0}$, $(\frac{d^2\Delta r_m}{dt_m^2})_r(T_{rm}) = \mathbf{0}$ 。

$$(q_{vm})_r(t_m) =$$

$$\begin{cases} a_{q1} + a_{q2}t_m + a_{q3}t_m^2 + a_{q4}t_m^3 + a_{q5}t_m^4, & t_m \leq T_{qm} \\ \mathbf{0}, & t_m > T_{qm} \end{cases} \quad (7)$$

满足: $(q_{vm})_r(0) = q_{vm}(0)$, $(q_{vm})_r(T_{rm}) = \mathbf{0}$,

$$(\frac{dq_{vm}}{dt_m})_r(0) = \frac{1}{2}(q_o(0)I_3 + S(q_{vm}(0)))\omega_{ctm}(0),$$

$$(\frac{dq_{vm}}{dt_m})_r(T_{qm}) = \mathbf{0}, (\frac{d^2q_{vm}}{dt_m^2})_r(T_{qm}) = \mathbf{0}。$$

$$(q_{om})_r(t_m) = \sqrt{1 - \|(q_{vm})_r(t_m)\|} \quad (8)$$

$$(\frac{d\Delta r_m}{dt_m})_r(t_m) = \frac{d(\Delta r_m)_r}{dt_m}(t_m) \quad (9)$$

$$(\omega_{ctm})_r(t_m) =$$

$$2 \begin{bmatrix} (-q_{vm}^T)_r(t_m) \\ (q_o)_r(t_m)I_3 + S((q_{vm})_r(t_m)) \end{bmatrix} (\frac{dq_{vm}}{dt_m})_r(t_m) \quad (10)$$

3.2 基于反步法的跟踪控制器设计

定义与参考轨迹的位置、速度误差、姿态和角速度误差:

$$\begin{aligned} e_{\Delta r_m} &= \Delta r_m - (\Delta r_m)_r, & e_{q_{ctm}} &= (q_{ctm}) - 1_r \circ q_{ctm} \\ e_{\frac{d\Delta r_m}{dt_m}} &= \frac{d\Delta r_m}{dt_m} - (\frac{d\Delta r_m}{dt_m})_r, & e_{\omega_{ctm}} &= \omega_{ctm} - (\omega_{ctm})_r \end{aligned} \quad (11)$$

式中 $e_{q_{ctm}} = [e_{q_{om}} \quad e_{q_{vm}}]$ 是姿态误差四元数。记:

$$e_{1m} = \begin{bmatrix} e_{\Delta r_m} \\ e_{q_{vm}} \end{bmatrix}, \quad e_{2m} = \begin{bmatrix} e_{\frac{d\Delta r_m}{dt_m}} \\ e_{\omega_{ctm}} \end{bmatrix}$$

容易验证,根据式(6)~(10)所设计的参考轨

迹 $\left\{ (\Delta \mathbf{r}_m)_r, \left(\frac{d\Delta \mathbf{r}_m}{dt_m} \right)_r, (\mathbf{q}_{vm})_r, (\boldsymbol{\omega}_{ctm})_r \right\}$ 能够保证:

- 1) $\mathbf{e}_{1m}(0) = \mathbf{0}, \mathbf{e}_{2m}(0) = \mathbf{0};$
- 2) 参考轨迹 $(\Delta \mathbf{r}_m)_r(t_m), (\mathbf{q}_{vm})_r(t_m)$ 二次可微;
- 3) 参考轨迹 $\left\{ (\Delta \mathbf{r}_m)_r, \left(\frac{d\Delta \mathbf{r}_m}{dt_m} \right)_r, (\mathbf{q}_{vm})_r, \right.$

$\left. (\boldsymbol{\omega}_{ctm})_r \right\}$ 分别在有限时间 $T_{qm} = \lambda_T T_q$ 和 $T_{rm} = \lambda_T T_r$ 能够收敛到零。

基于此性质,定义系统参考状态:

$$(\mathbf{x}_{1m})_r = \begin{bmatrix} (\Delta \mathbf{r}_m)_r \\ (\mathbf{q}_{vm})_r \end{bmatrix}, \quad (\mathbf{x}_{2m})_r = \begin{bmatrix} \left(\frac{d\Delta \mathbf{r}_m}{dt_m} \right)_r \\ (\boldsymbol{\omega}_{ctm})_r \end{bmatrix}$$

如果设计的控制器能够保证

$$\mathbf{e}_{1m}(t_m) \equiv \mathbf{0}, \mathbf{e}_{2m}(t_m) \equiv \mathbf{0}, \forall t_m \geq 0 \quad (12)$$

那么根据误差定义(11),系统状态一定能够满足:

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_{1m}(t_m) &\equiv (\mathbf{x}_{1m})_r(t_m) \\ \mathbf{x}_{2m}(t_m) &\equiv (\mathbf{x}_{2m})_r(t_m), \forall t_m \geq 0 \end{aligned}$$

由于已经验证参考状态可以在有限时间内收敛到零,所以系统状态 $\mathbf{x}_{1m}, \mathbf{x}_{2m}$ 也一定可以在有限时间内收敛到零,由此接下来的工作就是设计合适的控制器保证式(12)成立。

根据上述误差定义以及方程(5)可得误差动态方程:

$$\begin{cases} \frac{d\mathbf{e}_{1m}}{dt} = \mathbf{A}_m \mathbf{e}_{2m} \\ \mathbf{M}_m \frac{d\mathbf{e}_{2m}}{dt_m} = \\ -\mathbf{C}_m(\mathbf{e}_{2m} + (\mathbf{x}_{2m})_r) - \mathbf{n}_m + \mathbf{F}_m - \mathbf{M}_m \frac{d(\mathbf{x}_{2m})_r}{dt_m} \end{cases} \quad (13)$$

用反步法设计虚拟控制器:

$$\boldsymbol{\alpha}_m = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\alpha}_{\Delta r_m} \\ \boldsymbol{\alpha}_{q_{vm}} \end{bmatrix} = -\mathbf{K}_1 \mathbf{A}_m^T \mathbf{e}_{1m} \quad (14)$$

定义 $\tilde{\mathbf{e}}_{2m} = \mathbf{e}_{2m} - \boldsymbol{\alpha}_m$,则误差动态方程转化为

$$\begin{cases} \frac{d\mathbf{e}_{1m}}{dt} = -\mathbf{A}_m \mathbf{K}_1 \mathbf{A}_m^T \mathbf{e}_{1m} + \mathbf{A}_m \tilde{\mathbf{e}}_{2m} \\ \mathbf{M}_m \frac{d\tilde{\mathbf{e}}_{2m}}{dt_m} = -\mathbf{C}_m(\tilde{\mathbf{e}}_{2m}) - \mathbf{C}_m(\boldsymbol{\alpha}_m + (\mathbf{x}_{2m})_r) - \\ \mathbf{n}_m - \mathbf{M}_m \left(\frac{d(\mathbf{x}_{2m})_r}{dt_m} + \frac{d\boldsymbol{\alpha}_m}{dt_m} \right) + \mathbf{F}_m \end{cases} \quad (15)$$

定理 1 考虑误差动态系统(15),任意给定正定矩阵 $\mathbf{K}_1, \mathbf{K}_2$,则设计如下跟踪控制器:

$$\begin{aligned} \mathbf{F}_m = & -\mathbf{A}_m^T \mathbf{e}_{1m} - \mathbf{K}_2 \tilde{\mathbf{e}}_{2m} + \mathbf{C}_m(\boldsymbol{\alpha}_m + (\mathbf{x}_{2m})_r) + \\ & \mathbf{n}_m + \mathbf{M}_m \left(\frac{d(\mathbf{x}_{2m})_r}{dt_m} + \frac{d\boldsymbol{\alpha}_m}{dt_m} \right) \end{aligned} \quad (16)$$

可保证相似模型(5)的系统状态始终跟踪多项式向量函数设计的参考轨迹,即 $\mathbf{x}_{1m}(t_m) \equiv (\mathbf{x}_{1m})_r(t_m), \mathbf{x}_{2m}(t_m) \equiv (\mathbf{x}_{2m})_r(t_m)$,对 $t_m \geq 0$ 。

证明 考虑如下 Lyapunov 函数:

$$V = \frac{1}{2} \mathbf{e}_{1m}^T \mathbf{e}_{1m} + \frac{1}{2} \tilde{\mathbf{e}}_{2m}^T \mathbf{M}_m \tilde{\mathbf{e}}_{2m} \quad (17)$$

对时间 t_m 求导,代入方程(15)可得:

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt_m} = & -\mathbf{e}_{1m}^T \mathbf{A}_m \mathbf{K}_1 \mathbf{A}_m^T \mathbf{e}_{1m} + \mathbf{e}_{1m}^T \mathbf{A}_m \tilde{\mathbf{e}}_{2m} - \\ & \tilde{\mathbf{e}}_{2m}^T \mathbf{C}_m(\boldsymbol{\alpha}_m + (\mathbf{x}_{2m})_r) + \tilde{\mathbf{e}}_{2m}^T (-\mathbf{C}_m(\tilde{\mathbf{e}}_{2m}) - \\ & \mathbf{n}_m - \mathbf{M}_m \left(\frac{d(\mathbf{x}_{2m})_r}{dt_m} + \frac{d\boldsymbol{\alpha}_m}{dt_m} \right) + \mathbf{F}_m) \end{aligned} \quad (18)$$

将控制器(16)代入式(18),并注意到 \mathbf{C}_m 是反对称阵,可得:

$$\frac{dV}{dt_m} = -\mathbf{e}_{1m}^T \mathbf{A}_m \mathbf{K}_1 \mathbf{A}_m^T \mathbf{e}_{1m} - \tilde{\mathbf{e}}_{2m}^T \mathbf{K}_2 \tilde{\mathbf{e}}_{2m} \quad (19)$$

根据参考轨迹的设计要求,可以保证:

$$\mathbf{e}_{1m}(0) = \mathbf{0}, \quad \tilde{\mathbf{e}}_{2m}(0) = \mathbf{0}$$

也即 $V(0) = 0$ 。

则根据 Lyapunov 稳定性理论,有:

$$V(t_m) \equiv 0, \forall t_m \geq 0$$

即 $\mathbf{e}_{1m}(t_m) \equiv \mathbf{0}, \tilde{\mathbf{e}}_{2m}(t_m) \equiv \mathbf{0}, \forall t_m \geq 0$ 。

进一步,根据虚拟控制器设计式(14)可得:

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\alpha}_{1m}(t_m) &\equiv \mathbf{0} \\ \mathbf{e}_{2m}(t_m) &\equiv \mathbf{0}, \forall t_m \geq 0 \end{aligned}$$

因此,在控制器(16)作用下,相似系统(5)的状态 $\mathbf{x}_{1m}, \mathbf{x}_{2m}$ 能够完全跟踪设计的有限时间收敛参考轨迹 $(\mathbf{x}_{1m})_r, (\mathbf{x}_{2m})_r$ 。

与文献[5-8]相比,本文研究的航天器绕飞逼近翻滚目标的姿轨联合控制问题,是在追踪航天器本体下建立的航天器姿轨耦合的相似动力学模型,通过设计相似系数,可与实验系统在场大小、机构速度、运行时间等方面的约束相匹配。

当基本量刚相似比为 1 时,控制器(16)即可应用于航天器交会对接的姿轨联合控制。

4 数值实验

4.1 仿真条件

目标航天器参数:轨道参数如表 1 所示,航天器质量 $m_i = 8\,000\text{ kg}$,转动惯量矩阵:

$$(\mathbf{I}_t)_i = \begin{bmatrix} 234\ 941 & -1\ 973 & 2\ 547 \\ -1\ 973 & 748\ 891 & 1\ 643 \\ 2\ 547 & 1\ 643 & 748\ 052 \end{bmatrix} (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$$

初始姿态四元数和姿态角速度分别为

$$\mathbf{q}_t(0) = [0.377\ 2 \quad -0.432\ 9 \quad 0.664\ 5 \quad 0.478\ 286]^T$$

$$\boldsymbol{\omega}_t(0) = [1 \quad 1 \quad 1]^T (^\circ)/\text{s}$$

目标航天器无轨道和姿态机动。

表 1 失控翻滚目标轨道参数

Table 1 Orbit parameters of uncontrolled tumble target

参数	数值
偏心率	0.73
半长轴/km	24 371
升交点赤经/(°)	98
轨道倾斜角/(°)	0
近地点幅角/(°)	0
初始真近点角/(°)	10

追踪航天器参数:轨道倾斜角为 $(10^{-5})^\circ$, 初始真近点角为 $(10 - 1.5 \times 10^{-5})^\circ$, 其他轨道参数均与目标航天相同。航天器质量 $m_c = 6\ 000\ \text{kg}$, 转动惯量矩阵:

$$(\mathbf{I}_c)_c = \begin{bmatrix} 112\ 362 & -1\ 263 & 1\ 587 \\ -1\ 263 & 412\ 553 & 991 \\ 1\ 587 & 991 & 365\ 282 \end{bmatrix} (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$$

初始姿态四元数和姿态角速度分别为

$$\mathbf{q}_c(0) = [0 \quad 0 \quad 0 \quad 1]^T$$

$$\boldsymbol{\omega}_c(0) = [0 \quad 0 \quad 0]^T (^\circ)/\text{s}$$

绕飞逼近任务过程:首先完成姿态同步,并到达对接口后方 2 m 的位置,其中姿态同步时间为 $T_q = 2\ 000\ \text{s}$, 到达对接口后方时间 $T_{r1} = 10\ 000\ \text{s}$, 然后保持当前状态 $T_{r2} = 7\ 200\ \text{s}$, 最终直线逼近完成对接时间为 $T_{r3} = 2\ 000\ \text{s}$ 。

基本量纲相似比系数:

$$\lambda_L = 1/10, \lambda_T = 1/10, \lambda_m = 1/1\ 000$$

在运动再现仿真中,采用的是动力学仿真与运动学等效思想,上述姿态轨道动力学模型仅在计算机内进行数值解算,因此涉及的动力学参数,如航天器的惯量阵 \mathbf{I} , 航天器质量 m , 均是数值量,与运动模拟器机构真实惯量和质量无关,质量量纲缩比系数 λ_m 可任意选取,在这里为了控制量数值显示方便取为数值 1/1 000。

控制器参数:

$$\mathbf{K}_1 = \text{diag}(60, 60, 60), \mathbf{K}_2 = \text{diag}(50, 50, 50)$$

仿真系统总体结构框图如图 3。其中相似变换模块:

$$\mathbf{F}(t) = \begin{bmatrix} \lambda_M \lambda_T^{-2} \lambda_L \mathbf{I}_3 & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \lambda_M \lambda_L^2 \lambda_T^{-2} \mathbf{I}_3 \end{bmatrix}^{-1} \mathbf{F}_m(t_m)$$

仿真输出为航天器空间运动状态的输出,相似输出为地面运动再现系统的输出。仿真结果如图 4~11 所示。

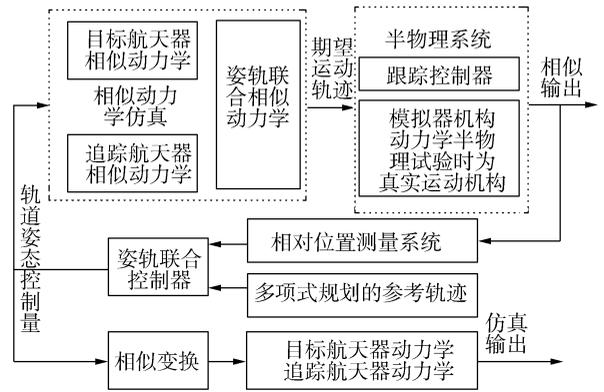


图 3 仿真结构框图

Fig.3 Block diagram of simulation

4.2 仿真结果分析

根据设定的交会对接任务过程、初始条件及相似比例系数,求得多项式拟合的相似系统姿轨的参考轨迹如图 4、5 所示,满足给定时间收敛且动态性能良好。由反步法设计的姿轨联合控制器控制量及跟踪误差如图 6、7 所示,由于设计的参考轨迹初始值与系统状态初始值相同,且仿真未考虑系统模型不确定性及干扰,因此全程控制误差几乎为零,控制量平滑且能量消耗较小。

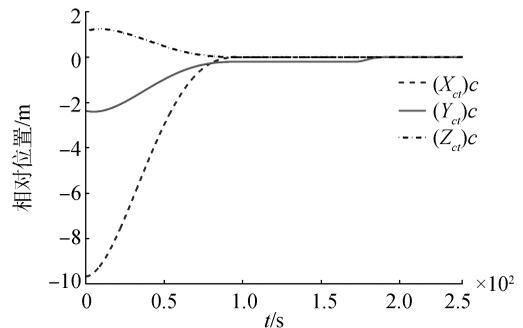


图 4 位置参考轨迹

Fig.4 Reference trajectory of position

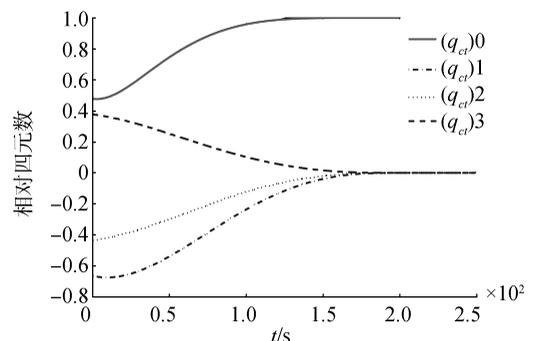


图 5 姿态参考轨迹

Fig.5 Reference trajectory of attitude

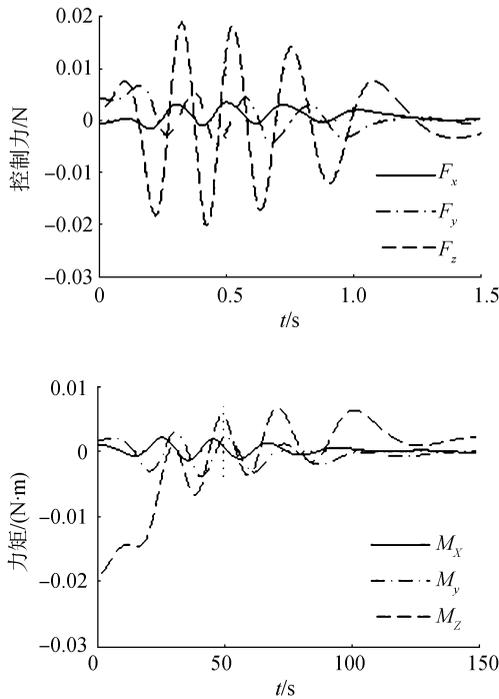


图 6 控制器控制力和力矩

Fig.6 The force and moment of visual controller

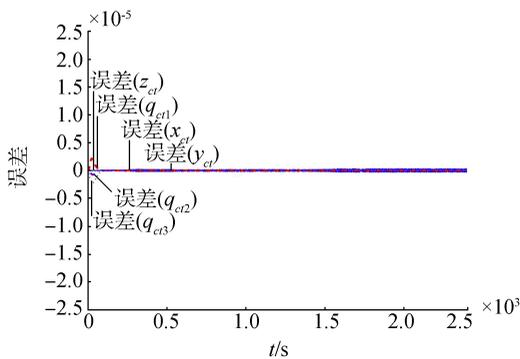


图 7 跟踪误差曲线

Fig.7 Block diagram of simulation

图 8、9 是在坐标系 $o_{ii}x_{ii}y_{ii}z_{ii}$ 下两航天器的相对轨道运动轨迹,分别对应 0~1 000 s 和 1 000~2 400 s。从图中可以看到追踪航天器逼近目标,最终实现对接的过程。由于目标处于翻滚状态,因此接近轨迹不再是沿单一方向的直线逼近。

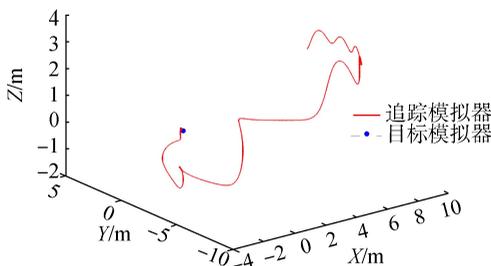


图 8 0~1 000 s 坐标系 $o_{ii}x_{ii}y_{ii}z_{ii}$ 下的运动轨迹

Fig.8 Trajectory in $o_{ii}x_{ii}y_{ii}z_{ii}$ at time 0~1 000 s

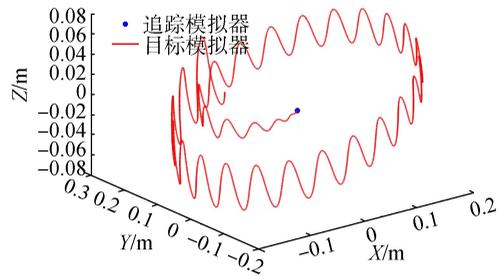


图 9 1 000~2 400 s 坐标系 $o_{ii}x_{ii}y_{ii}z_{ii}$ 下的运动轨迹

Fig.9 Trajectory in $o_{ii}x_{ii}y_{ii}z_{ii}$ at time 1 000~2 400 s

图 10 和 11 为追踪航天器在坐标系 $o_cx_cy_cz_c$ 下的姿轨运动曲线,对比图 4、5,运动距离相差 $\lambda_L = 1/10$,运动时间相差 $\lambda_T = 1/10$,姿态角度数量相同 $\lambda_{qc} = 1$,符合预期的相似比结果。

本文主要为了说明姿轨联合控制器设计方法,未考虑系统不确定性和干扰。当考虑航天器姿轨动力学和模拟器动力学存在不确定性和干扰时,可以应用鲁棒控制、滑模控制^[20-21]等方法重新设计控制器(16),但是相似性条件和仿真框架、过程均不变。

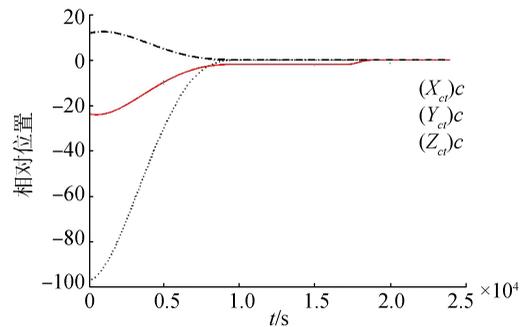


图 10 坐标系 $o_cx_cy_cz_c$ 下的航天器相对轨道运动

Fig.10 Relative orbit trajectory in $o_cx_cy_cz_c$ frame

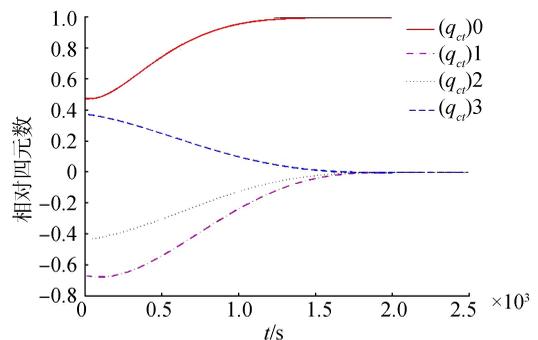


图 11 航天器相对姿态四元数

Fig.11 Relative attitude quaternion

5 结束语

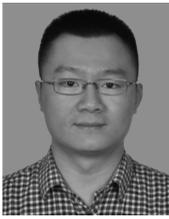
本文考虑了地面试验环境中服务航天器与翻滚目标绕飞逼近运动再现的姿轨联合控制问题,以相似理论为基础建立了姿轨联合相似动力学模型,给出姿轨联合控制器的设计方法。通过数值仿真实例

说明了基于运动再现的姿轨控制方法理论上的有效性。进一步的工作是考虑实际系统中模型不确定性以及干扰存在的情况下,在试验样机上开展验证,以提高本文提出方法的可信度。

参考文献:

- [1] FLORES-ABAD A, MA O, PHAM K, et al. A review of space robotics technologies for on-orbit servicing[J]. *Progress in aerospace sciences*, 2014, 68: 1-26.
- [2] NOLET S. Development of a guidance, navigation and control architecture and validation process enabling autonomous docking to a tumbling satellite[D]. Boston, USA: Massachusetts Institute of Technology, 2007: 34-36.
- [3] 李鹏, 岳晓奎, 袁建平. 基于 θ -D 方法的在轨操作相对姿轨耦合控制[J]. *中国空间科学技术*, 2012, 32(4): 8-14.
LI Peng, YUE Xiaokui, YUAN Jianping. Coupled control of relative position and attitude based on θ -D technique for on-orbit operations[J]. *Chinese space science and technology*, 2012, 32(4): 8-14.
- [4] PAN Haizhou, KAPILA V. Adaptive nonlinear control for spacecraft formation flying with coupled translational and attitude dynamics[C]//*Proceedings of the 40th IEEE Conference on Decision and Control*. Orlando, Florida, USA: IEEE, 2001: 2057-2062.
- [5] SEGAL S, GURFIL P. Effect of kinematic rotation-translation coupling on relative spacecraft translational dynamics [J]. *Journal of guidance, control, and dynamics*, 2009, 32(3): 1045-1050.
- [6] 廖飞, 季海波, 解永春. 追踪器本体坐标系下航天器姿轨一体化控制律设计[J]. *控制与决策*, 2015, 30(9): 1679-1684.
LIAO Fei, JI Haibo, XIE Yongchun. Integrated orbit and attitude control for spacecraft in body fixed coordinate of chaser[J]. *Control and decision*, 2015, 30(9): 1679-1684.
- [7] SHAN J. Synchronized attitude and translational motion control for spacecraft formation flying[J]. *Proceedings of the institution of mechanical engineers, part G: journal of aerospace engineering*, 2009, 223(6): 749-768.
- [8] ZHANG Feng, DUAN Guangren. Robust adaptive integrated translation and rotation finite-time control of a rigid spacecraft with actuator misalignment and unknown mass property [J]. *International journal of systems science*, 2014, 45(5): 1007-1034.
- [9] 李智斌, 吴宏鑫, 解永春, 等. 航天器智能控制实验平台[J]. *自动化学报*, 2001, 27(5): 695-699.
LI Zhibin, WU Hongxin, XIE Yongchun, et al. Experimental platform for spacecraft intelligent control[J]. *Acta automatica sinica*, 2001, 27(5): 695-699.
- [10] 林来兴. 空间交会对接的仿真技术[J]. *航天控制*, 1990, 8(4): 66-71.
LIN Laixing. Simulation technology for rendezvous and docking in space[J]. *Aerospace control*, 1990, 8(4): 66-71.
- [11] 刘良栋. 卫星控制系统仿真技术[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2003: 15-21.
LIU Liangdong. Simulation technology for satellite control system[M]. Beijing: China Astronautic Publishing Press, 2003: 15-21.
- [12] BENNINGHOFF H, REMS F, BOGE T. Development and hardware-in-the-loop test of a guidance, navigation and control system for on-orbit servicing[J]. *Acta astronautica*, 2014, 102: 67-80.
- [13] 石磊, 管乐鑫, 王京海, 等. 交会对接地面验证技术[J]. *中国科学: 技术科学*, 2014, 44(1): 27-33.
SHI Lei, GUAN Yuexin, WANG Jinghai, et al. Ground test technology of rendezvous and docking[J]. *Scientia sinica technologica*, 2014, 44(1): 27-33.
- [14] KLINE S J. Similitude and approximation theory[M]. New York: Springer, 1986: 76-103.
- [15] PERSSON S, BODIN P, GILL E, et al. PRISMA - an autonomous formation flying mission[C]//*Proceedings of the ESA Small Satellite Systems and Services Symposium*. Sardinia, Italy: ESA, 2006: 25-29.
- [16] 何兆伟, 师鹏, 葛冰, 等. 航天器地面实验的相似性分析方法[J]. *北京航空航天大学学报*, 2012, 38(4): 502-508.
HE Zhaowei, SHI Peng, GE Bing, et al. Similitude investigation for ground experiment of spacecraft[J]. *Journal of Beijing university of aeronautics and astronautics*, 2012, 38(4): 502-508.
- [17] 孙施浩, 赵林, 贾英民. 空间合作目标运动再现的相似设计方法研究[J]. *宇航学报*, 2014, 35(7): 802-810.
SUN Shihao, ZHAO Lin, JIA Yingmin. Similitude design method for motion reconstruction of space cooperative vehicles[J]. *Journal of astronautics*, 2014, 35(7): 802-810.
- [18] XU Wenfu, LIANG Bin, XU Yangsheng, et al. A ground experiment system of free-floating robot for capturing space target [J]. *Journal of intelligent and robotic systems*, 2007, 48(2): 187-208.
- [19] FEHSE W. Automated rendezvous and docking of spacecraft[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2005: 362-417.
- [20] SUN Shihao, LI Hao, JIA Yingmin, et al. Development of a simulation platform for spacecraft Omni-directional rendezvous[C]//*Proceedings of 2016 Chinese Intelligent Systems Conference*. Xiamen, China, 2016: 77-88.

作者简介:



孙施浩,男,1989年生,博士研究生,主要研究方向为航天器控制、航天器地面验证实验。



100余篇。

贾英民,男,1958年生,教授,博士生导师,中国人工智能学会常务理事,中国人工智能学会智能空天系统专业委员会主任,主要研究方向为鲁棒与自适应控制、航空航天控制,发表学术论文

2017 第 13 届中国智能系统会议 The Chinese Intelligent Systems Conference (CISC)

中国智能系统会议是由中国人工智能学会智能空天系统专业委员会发起的系列学术会议,其宗旨是为本领域的专家学者、研究生以及工程技术人员提供一个学术交流的平台,以推动我国智能系统相关理论、技术与应用的发展。第 13 届中国智能系统会议(CISC' 2017) 将于 2017 年 10 月 14—15 日在黑龙江省牡丹江市召开。本次会议由中国人工智能学会主办,中国人工智能学会智能主天系统专业委员会协办,牡丹江师范学院与北京航空航天大学承办。会议论文集将由 Springer 出版社在 Lecture Notes in Electrical Engineering 系列正式出版, EI 收录。热忱欢迎海内外广大同仁踊跃投稿并出席本届会议,交流学术成果。

主办单位:中国人工智能学会

协办单位:中国人工智能学会智能主天系统专业委员会

承办单位:牡丹江师范大学、北京航空航天大学

会议主席:贾英民,北京航空航天大学 ;杨敬民,牡丹江师范学院

征文范围:

- S01 多智能体系统
- S02 网络控制
- S03 智能机器人
- S04 复杂系统与群集行为
- S05 事件与数据驱动控制
- S06 拟人系统与人工生命
- S07 鲁棒与自适应控制
- S08 大数据与脑科学
- S09 过程控制
- S10 非线性与变结构控制
- S11 智能传感器与检测技术
- S12 嵌入式系统与无线传感网络
- S13 智能交通与控制
- S14 预测与学习控制
- S15 信息获取与信息融合
- S16 飞行器导航、靠 IJ 导与控制
- S17 混杂与离散事件系统
- S18 智能制造与云制造
- S19 高超声速飞行器控制
- S20 电力系统及其自动化
- S21 模糊系统与神经网络
- S22 航天智能发射系统
- S23 其他

会议网站:<http://sias.buaa.edu.cn/info/1007/1132.htm>