

空间电磁对接的鲁棒非线性轨迹跟踪控制

张元文, 杨乐平

(国防科学技术大学航天与材料工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 基于电磁力实现空间对接控制可以避免常规小发动机所固有的推进剂消耗、羽流污染和对接冲击等问题,且性价比高,在小卫星领域应用前景广阔。空间电磁对接控制设计存在强非线性和强耦合性问题,电磁力建模具有不确定性。论文综合应用反馈线性化和鲁棒 H_{∞} 控制设计方法,采用内外环控制策略,内环采用非线性状态反馈控制实现输入-输出线性化,外环采用鲁棒 H_{∞} 控制实现对模型乘性不确定性的稳定控制。理论分析与仿真表明,基于内环反馈线性化和外环鲁棒 H_{∞} 控制的综合设计方法能解决电磁力模型的强非线性问题,对模型不确定性具有较强鲁棒性,轨迹跟踪性能良好。

关键词: 空间电磁对接; 内外环控制; 反馈线性化; 鲁棒 H_{∞} 控制; 轨迹跟踪

中图分类号: V448.2 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1328(2011)07-1502-06

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2011.07.010

Robust and Nonlinear Path Tracking Control of Space Electromagnetic Docking

ZHANG Yuan-wen, YANG Le-ping

(College of Aerospace and Material Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Using electromagnetic force as actuation of space docking can avoid the inherent challenges with traditional small engine, such as propellant consuming, plume contamination and docking impact, and have high performance /cost ratio, so it has favorable applications to small satellites. There are highly nonlinearity and coupled characteristics in electromagnetic docking control, and uncertainty in the electromagnetic force model. Based on the combination of inner loop feedback linearization method with outer loop robust H_{∞} control method, the robust research of space electromagnetic docking is presented. Theoretical analysis and numerical simulation indicate that the combined control method can solve the nonlinearity, and has fine robust ability for model uncertainty and better tracking performance.

Key words: Space electromagnetic docking; Inner-outer loop control synthesis; Feedback linearization; Robust H_{∞} control; Path tracking

0 引 言

空间交会对接是实现在轨加注、在轨组装、在轨维修、空间救援等多种航天任务的基础,也是发展空间对抗技术与装备的重要手段。然而,目前空间交会对接还存在着一些亟待解决的问题:如何避免航天器接近与停靠过程中的碰撞危险、如何避免常规小发动机带来的羽流污染和冲击载荷等。寻求更加

安全、无污染、无冲击的对接方式与手段,仍然是当前和今后空间交会对接技术发展需要解决的重要课题。基于电磁力实现空间对接具有如下优势:可再生作动电能由星上太阳能系统提供,可以避免推进剂消耗和羽流污染;理论上可以实现电磁力的连续与可逆控制,对接冲击速度能控制到 0m/s ,实现柔性对接;电磁对接系统主要组成部分为两套电磁线圈及其供电系统,结构简单,性价比高,在小卫星领

域应用前景广阔。

到目前为止,国外已深入开展了电磁编队飞行的控制技术研究,对自主电磁对接和分离实验也开展了初步研究,但对接控制研究不多^[1-7]。空间电磁对接控制需要解决的问题主要是强非线性和模型不确定性问题,这也是目前控制领域的研究热点之一^[8-9]。

非线性问题的解决主要有两种方法:一是基于特征点的局部线性化,二是基于微分几何的反馈线性化。局部线性化方法得到的线性模型适用范围较窄,当模型参数偏离较大时,模型误差较大;基于微分同胚映射和状态反馈的反馈线性化方法能在满足相对阶条件的较宽范围内实现模型线性化,但该方法要求非线性模型精确。目前反馈线性化方法的研究较多,但大都没有考虑原非线性模型的精确性,设计的控制系统不能保证实际被控对象稳定性和性能^[10-11]。

电磁力建模复杂,且具有不确定性^[12]。论文综合采用反馈线性化和鲁棒 H_∞ 方法实现空间电磁对接鲁棒控制。首先,基于偶极子假设建立电磁力远场模型,综合 Hill 相对运动方程得到控制设计模型,并分析空间电磁对接特性;其次,基于内环非线性状态反馈设计得到输入-输出线性模型;再次,考虑电磁力建模的乘性不确定性和外界干扰等因素,外环基于鲁棒 H_∞ 方法设计鲁棒跟踪控制器;最后,仿真分析整个闭环控制系统的稳定和性能鲁棒性。

1 远场电磁力建模及空间电磁对接特性分析

空间对接采用电磁线圈提供作动力,当两线圈相对距离大于线圈半径的 6 到 8 倍时,其产生的磁场类似于电磁偶极子磁场。磁场中心在线圈中心,方向由右手定则确定:右手握紧,四指沿着线圈电流方向,则大拇指指向磁场的北极。磁场大小用磁矩 μ 表示,如式(1)所示。

$$\mu = NiA \quad (1)$$

式中: N 为线圈绕线匝数, i 为线圈电流, A 为线圈面积。

基于偶极子假设建立远场电磁力矢量模型^[13],如式(2)所示。

$$\begin{aligned} \mathbf{B} &= \frac{\mu_0}{4\pi} \left(\frac{\mu_s}{r^3} \right) [3(\hat{\mu}_s \cdot \hat{r})\hat{r} - \hat{\mu}_s] \\ \mathbf{F} &= \mu_c \cdot \nabla \mathbf{B} \end{aligned} \quad (2)$$

式中: $\mu_0 = 4\pi \times 10^{-7} \text{Tm/A}$, 为真空磁导率, μ_s 为目标航天器线圈磁矩大小, r 为目标航天器线圈中心到电磁力计算点的距离大小, $\hat{\mu}_s, \hat{r}$ 分别为 μ, r 的单位矢量。

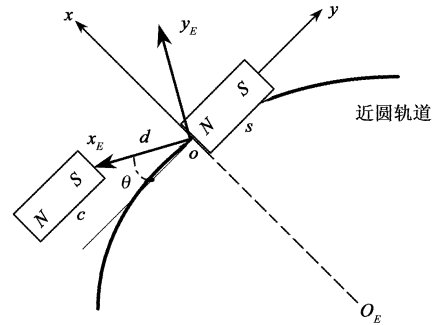


图 1 电磁力计算坐标系和 Hill 坐标系示意图

Fig. 1 The diagram of EM force calculated system and Hill coordinate system

空间电磁对接动力学模型由 Hill 方程和远场电磁力模型综合组成。考虑负 V -bar 向为主对接方向,电磁力计算坐标系 $ox_Ey_Ez_E$ 和 Hill 坐标系 $oxyz$ 如图 1 所示。将电磁力矢量模型投影到 $ox_Ey_Ez_E$ 和 $oxyz$, 经推导可得对接平面内的标量电磁力远场模型如式(3)所示。

$$\begin{cases} F_{cx_E} = -\frac{3}{4} \frac{\mu_0 \mu_s \mu_c}{\pi d^4} \frac{1 + 3 \cos 2\theta}{2} \\ F_{cy_E} = \frac{3}{4} \frac{\mu_0 \mu_s \mu_c}{\pi d^4} \sin 2\theta \\ F_{cx} = F_{cx_E} \sin \theta + F_{cy_E} \cos \theta \\ F_{cy} = -F_{cx_E} \cos \theta + F_{cy_E} \sin \theta \\ \theta = \text{sign}(x) \cdot \arctan^{-1}(|x|/|y|) \end{cases} \quad (3)$$

基于标量电磁力远场模型分析可知:模型具有强非线性,各控制通道之间耦合强烈;远场电磁力模型建立基于偶极子假设,当两电磁装置相距较近时,模型误差较大。

综合 Hill 方程与标量远场电磁力模型建立控制设计动力学模型如式(4)所示。其中, m 为追踪航天器质量, Δ 为远场模型建模误差, n 为目标航天器轨道角速度, $\vec{f}_{cd}, \vec{f}_{sd}$ 分别为追踪航天器和目标航天器所受外界干扰力合力所产生的加速度, $(f_{cdx}, f_{cdy}, f_{cdz}), (f_{sdx}, f_{sdy}, f_{sdz})$ 分别为 $\vec{f}_{cd}, \vec{f}_{sd}$ 在 Hill 坐标系上的投影。

$$\begin{cases} \ddot{x} - 2n\dot{y} - 3n^2x = f_x = 2F_{cx}/m \cdot (1 + \Delta) + f_{cdx} - f_{sdx} \\ \ddot{y} + 2n\dot{x} = f_y = 2F_{cy}/m \cdot (1 + \Delta) + f_{cdy} - f_{sdy} \\ \ddot{z} + n^2z = f_z = 2F_{cz}/m \cdot (1 + \Delta) + f_{cdz} - f_{sdz} \end{cases} \quad (4)$$

空间电磁对接装置采用常导材料,其作用距离较短,在空间对接中考虑在相对距离 1m 以内应用。电磁对接作用范围内,姿控系统已将对接航天器姿态控制与目标航天器一致,且对接航天器已位于目标航天器对接轴方位。基于电磁力特性分析可知,该条件下仅存在对接轴 oy 向电磁力,电磁力模型简化如式(5)所示。

$$F_{cy} = \frac{3}{2\pi} \frac{\mu_0 \mu_s}{y^4}, F_{cx} = F_{cz} = 0 \quad (5)$$

近距离相对运动求解如式(6)所示。

$$\begin{cases} x = \left(\frac{\dot{x}_0}{n} - 2\frac{f_y}{n^2} \right) \sin nt - \left(3x_0 + 2\frac{\dot{y}_0}{n} + \frac{f_x}{n^2} \right) \cos nt + 2\left(2x_0 + \frac{\dot{y}_0}{n} + \frac{f_x}{2n^2} \right) + 2\frac{f_y}{n}t \\ y = 2\left(\frac{2}{n}\dot{y}_0 + 3x_0 + \frac{f_x}{n^2} \right) \sin nt + 2\left(\frac{\dot{x}_0}{n} - \frac{2}{n^2}f_y \right) \cos nt - 3\frac{f_y}{2}t^2 - 3\left(\dot{y}_0 + 2nx_0 + \frac{2f_x}{3n} \right)t + \left(y_0 - \frac{2}{n}\dot{x}_0 + \frac{4}{n^2}f_y \right) \\ z = \frac{\dot{z}_0}{n} \sin nt + \left(z_0 - \frac{f_z}{n^2} \right) \cos nt + \frac{f_z}{n^2} \end{cases} \quad (6)$$

分析式(6)可知, z 向相对运动独立,不与 x, y 向相对运动耦合; x, y 向相对运动之间存在耦合。 z 向相对运动周期为目标轨道周期,相对空间对接时间而言变化较慢,而且可以通过设计 z 向相对运动初始状态(位置、速度)为 0 使其一直保持为初始状态不变,故 z 向相对运动暂不考虑。电磁对接段时间在 100s 以内,450km 轨道高度对接任务下, $(nt)_{\max} = 100 \times 0.0011 \times 57.3 = 6.303^\circ$,基于三角函数特性分析可知 $\sin(nt) \approx nt, \cos(nt) \approx 1$ 。将该特性代入式(6)可知:

$$\begin{aligned} x &= -2\frac{f_y(t)}{n^2} \sin nt - 2\frac{\dot{y}_0}{n} \cos nt + 2\frac{\dot{y}_0}{n} + 2\frac{f_y(t)}{n}t \\ &\approx -2\frac{f_y(t)}{n^2}nt - 2\frac{\dot{y}_0}{n} + 2\frac{\dot{y}_0}{n} + 2\frac{f_y(t)}{n}t = 0 \end{aligned} \quad (7)$$

综上分析,电磁对接作用段仅考虑对接轴 oy 向相对运动,基此建立控制系统设计模型。选取状态变量为 $\mathbf{X} = [y \ \dot{y}]^T$,则空间电磁对接控制状态模型简化如式(8)所示。

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = f(\mathbf{X})(1 + \Delta)u \\ y = x_1 \\ f(\mathbf{X}) = \frac{3}{\pi} \frac{\mu_0 \mu_s}{mx_1^4} \end{cases} \quad (8)$$

分析式(8)可知,被控对象是一个耦合的非线性控制模型,针对控制对象特性,采用基于鲁棒 H_∞ 控制的反馈线性化方法设计空间电磁对接控制系统,综合控制结构如图 2 所示。其中, d 为等效外界干扰,而 W_0 为对被控对象乘性不确定性的加权函数。

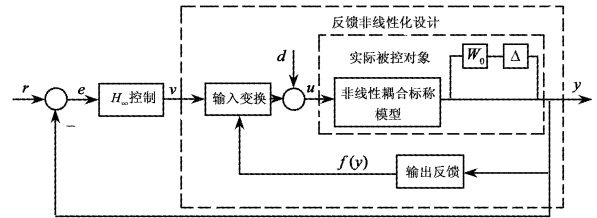


图 2 综合控制结构示意图

Fig. 2 The diagram of integrated control

2 空间电磁对接非线性鲁棒跟踪控制设计

内环反馈线性化控制设计要求非线性模型是精确的,但当两航天器相距较近时,基于偶极子假设所建立的远场电磁力模型误差较大,不满足反馈线性化设计要求,在此考虑通过外环鲁棒 H_∞ 控制设计消除该模型不确定性的影响。

分析式(8)可知,只要对接轴向相对距离 x_1 不为 0,系统相对阶 $r = 2$,系统为最小相位系统,不存在内动态子系统。设计内环非线性状态反馈控制律 v 如式(9)所示。系统输出 y 相对于新输入 v 表现为线性关系,其传递函数模型可用二阶惯性环节表示,如式(10)所示。

$$v = f(\mathbf{X})u + x_1/m + x_2 \quad (9)$$

$$G(s) = \frac{y(s)}{v(s)} = \frac{1}{s^2 + s + 1/m} \quad (10)$$

远场电磁力模型基于偶极子假设建立,当两电磁线圈相对距离小于线圈半径的 6 到 8 倍时,远场模型不能满足精度要求,存在一定误差。实际对接

状态模型设计为远场模型叠加修正差项,该修正项是两线圈相对状态的函数。外环控制系统设计注重解决该模型的不确定性问题。基于理论分析和实验测量所知,远、近场模型的差别在于量上的区别,而变化趋势是一致的,故在频域中将该模型不确定性设计为乘性不确定性,具有乘性不确定性的空间电磁对接传递函数模型如式(11)所示。

$$G_p(s) = G(s)(1 + \Delta(s)) = \frac{1}{s^2 + s + 1/m}(1 + \Delta(s)) \quad (11)$$

被控对象频率特性响应如图 3 所示,从图中分析可知,被控对象截止频率为 0.8rad/s,带宽满足控制快速性要求。

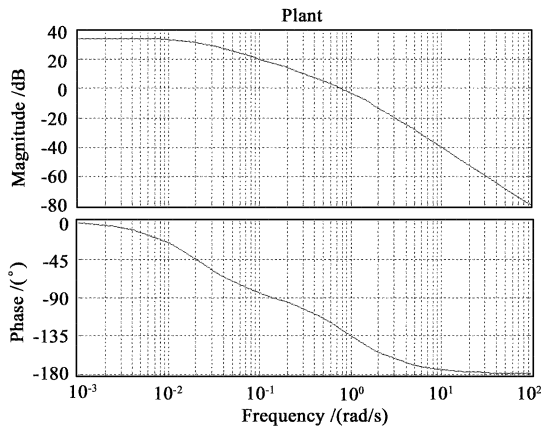


图 3 被控对象 bode 图

Fig. 3 The bode diagram of controlled plant

基于被控对象动态特性分析,设计 H_∞ 控制 3 个加权函数如式(12)所示。其中, W_1 为性能加权函数, W_2 为控制输出加权函数, W_3 为鲁棒性能加权函数。

$$W_1 = \frac{2}{s + 0.1}, W_2 = 1, W_3 = \frac{10(s + 1)}{s + 12} \quad (12)$$

基于 Matlab 鲁棒控制工具箱开展控制系统设计分析,得到闭环传递函数的无穷范数为 $\gamma = 2.238$,灵敏度函数 S 和补灵敏度函数 T 与加权函数 W_1, W_3 的奇异值关系如图 4 ~ 5 所示。从图中分析可知,灵敏度函数 S 在截止频率以内奇异值较小,在截止频率以外奇异值保持在 0db 附近,说明闭环控制系统能较好抑制外界干扰,跟踪输入特性较好;补灵敏度函数 T 在截止频率范围以内一直保持在 0db 附近,在截止频率以外快速较小,说明所设计的控制系统对高频未建模动态特性的鲁棒性较好。

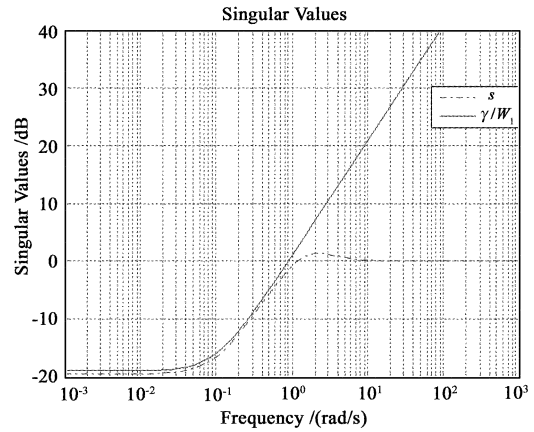


图 4 S 与 γ/W_1 的奇异值特性

Fig. 4 The singular values of S and γ/W_1

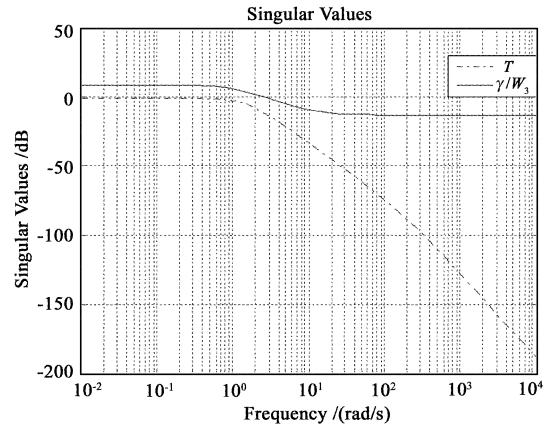


图 5 T 与 γ/W_3 的奇异值特性

Fig. 5 The singular values of T and γ/W_3

设计所得外环鲁棒 H_∞ 控制律如式(13)所示。

$$K_{H_\infty}(s) = \frac{413.8s^3 + 5379s^2 + 4974s + 99.31}{s^4 + 199.6s^3 + 2754s^2 + 6130s + 585.7} \quad (13)$$

3 仿真算例

空间电磁对接方向为负 V -bar 方向。对接剖面设计分为两部分,第一部分为从几米之外的对接航天器悬停处采用喷气控制推进到 0.5m 处,第二部分为 0.5m ~ 0m 间的电磁对接控制。设计空间电磁对接初始状态如式(14)所示。

$$\begin{aligned} x_0 &= 0, \dot{x}_0 = 0, y_0 = -0.5\text{m} \\ \dot{y}_0 &= 0.01\text{m/s}, z_0 = 0, \dot{z}_0 = 0 \end{aligned} \quad (14)$$

目标航天器轨道高度设计为 450km,轨道角速度 n 取值如式(15)所示。

$$n = \sqrt{\frac{\mu_E}{r^3}} = \sqrt{\frac{3.9864 \times 10^5}{(6378.14 + 450)^3}} = 0.0011 \text{ rad/s} \quad (15)$$

空间电磁对接路径基于期望速度设计,期望速度设计如式(16)所示。

$$\begin{cases} v_y = 0.01 + 0.001t & 0s \leq t \leq 10s \\ v_y = 0.02 & 10s < t \leq 20s \\ v_y = 0.02 - 1/750 \cdot (t - 20) & 20s < t \leq 35s \end{cases} \quad (16)$$

为了检验所设计控制系统对外界干扰及模型乘性不确定的鲁棒稳定性和性能,仿真分为两步进行:第一步为理想情况,第二步考虑外界干扰和模型乘性不确定性影响。其中,外界干扰设计为等效控制输入引入仿真设计中;乘性模型不确定性设计为均值为0,方差为0.6的高斯白噪声。基于 3σ 原则分析可知,所设计乘性模型不确定性在闭环传递函数 T_{zw} 无穷范数所表征的最大可稳定模型乘性不确定性范围内。其中图6~7为理想情况下的仿真结果,图8~9为考虑外界干扰及乘性模型不确定性的仿真结果。从图中可以看出,无论有无外界干扰和模型乘性不确定性的影响,空间电磁对接相对距离/速度都满足柔性对接要求:相对距离偏差小于2cm,对接冲击速度小于1mm/s;对接所需电磁力需求变化平缓,数值较小,常导电磁装置能满足需求;外环鲁棒H_∞控制系统能满足闭环系统鲁棒稳定性要求。

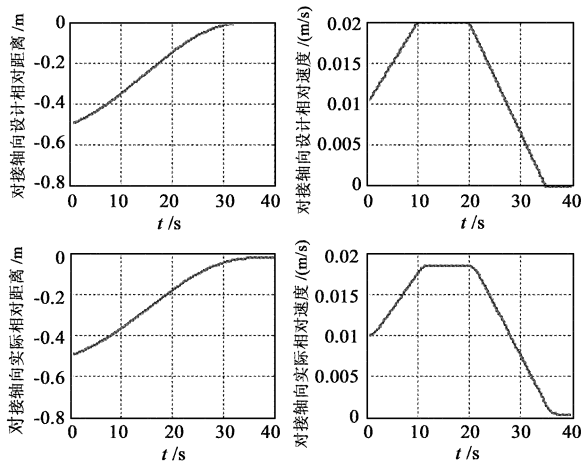


图 6 设计及实际相对距离/速度

Fig. 6 The diagram of designed relative distance/velocity and its corresponding resulted term

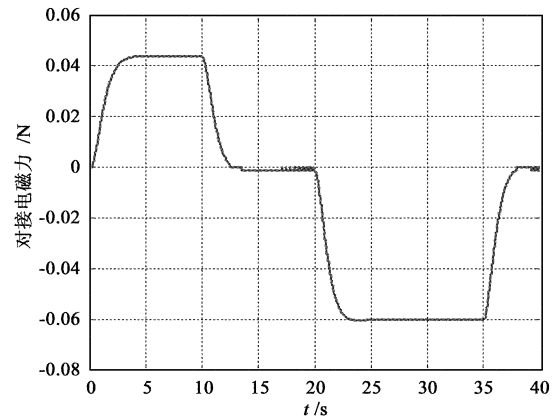


图 7 对接所需电磁力

Fig. 7 The diagram of required electromagnetic force

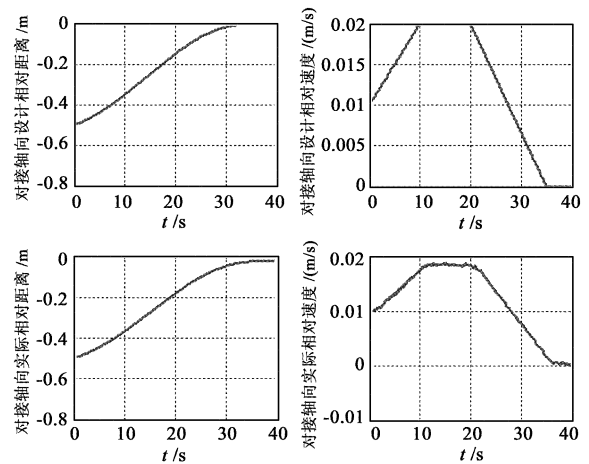


图 8 设计及实际相对距离/速度(外界干扰及模型误差)

Fig. 8 The diagram of designed relative distance/velocity and its corresponding resulted term (outer disturbance and model error)

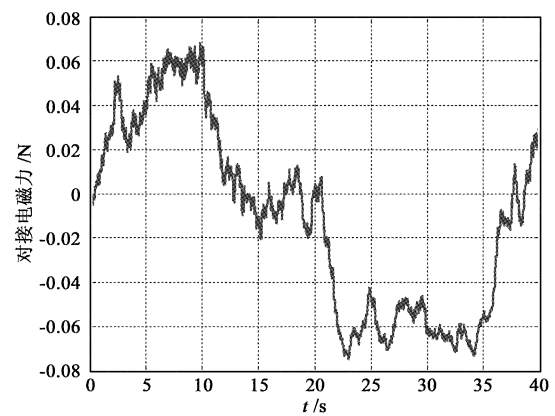


图 9 对接所需电磁力(外界干扰及模型误差)

Fig. 9 The diagram of required electromagnetic force (outer disturbance and model error)

PID 在目前控制工程领域应用广泛,为体现本文方法的优越性,设计某型 PID 控制器并比较其相对速度控制性能,结果如图 10 所示。分析仿真结果可知,本文鲁棒控制器设计方法较 PID 具有更好鲁棒性,进一步验证了本文方法的优越性。

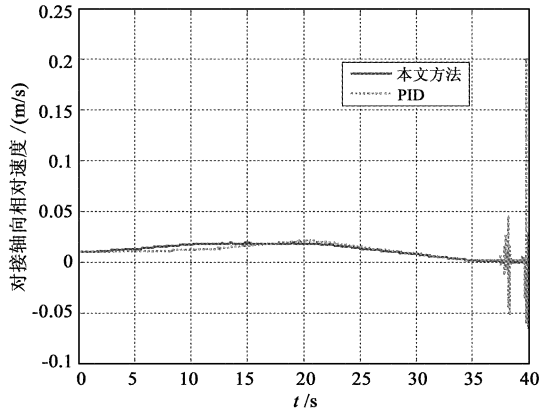


图 10 本文方法与 PID 方法相对速度控制性能比较
Fig. 10 The diagram of resulted performance of relative velocity between the designed method and PID method

4 结 论

基于空间电磁对接应用背景,论文开展了空间电磁对接模型建立及特性分析、内环非线性反馈线性化设计及外环乘性不确定性模型的鲁棒 H_∞ 控制设计等研究工作,通过理论分析及仿真验证,得出如下结论:

(1) 空间电磁对接存在强非线性和强耦合性问题需要解决,且远场电磁力模型存在一定误差,控制设计需要考虑。

(2) 采用内环非线性反馈线性化及外环 H_∞ 控制的综合设计方法能较好解决空间电磁对接的非线性、耦合性及不确定性问题。

(3) 基于速度需求策略的空间电磁对接轨迹设计满足实际要求,具有较强实践性。

参 考 文 献

[1] Bloom J, Sandhu J, Paulsene M, et al. On orbit autonomous servicing satellite (OASIS) project preliminary design review [R]. Washington U. S. : University of Washington Department of Aeronautics & Astronautics, June 2000.

[2] Ocampo C, Williams J. Electromagnetically guided autonomous docking and separation in micro-gravity [R]. Texas U. S. : University of Texas Department of Aerospace Engineering, March 2005.

[3] Moring F. Flying eyeball: NASA pushes tiny robot to provide astronauts a 'God's eye view' of shuttle future vehicles [J]. Space Technology, 2005, 163(5) : 51 - 53.

[4] Fredrickson S, Mitchell J. Managing technology development: insights from the Mini AERCam R&D Project [R]. Houston U. S. : NASA John-Son Space Center, June 2006.

[5] Kwon D, Milled D. Electromagnetic formation flight of satellite arrays [D]. Massachusetts U. S. : Massachusetts Institute of Technology, 2005.

[6] Sakaguchi A. Micro-electromagnetic formation flight of satellite systems [D]. Massachusetts U. S. : Massachusetts Institute of Technology, 2007.

[7] Sangil L. Design and implementation of the state estimator for trajectory following of an electromagnetic formation flight test-bed [D]. Massachusetts U. S. : Massachusetts Institute of Technology, 2008.

[8] 蓝益鹏,张琳琳. 基于鲁棒 H_∞ 控制的永磁直线伺服系统反馈线性化速度跟踪控制的研究 [J]. 电气技术, 2008, 9(2) : 51 - 55. [Lan Yi-peng, Zhang Lin-lin. Study on feedback linearization speed-tracking control of linear servo system based on robust H_∞ control [J]. Electrical engineering, 2008, 9(2) : 51 - 55.]

[9] Maryam M, Abolghasem N, Ali T. Robust nonlinear tracking control design for flexible spacecraft [C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Chicago, Illinois, 2009.

[10] 刘德生,李杰,张钊. 基于反馈线性化的 EMS 型磁悬浮列车非线性悬浮控制器设计 [J]. 国防科技大学学报, 2007, 27(2) : 96 - 101. [Liu De-sheng, Li Jie, Zhang Kun. The design of the nonlinear suspension controller for EMS maglev train based on feedback linearization [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2007, 27(2) : 96 - 101.]

[11] 张翊诚,唐小琦,陈吉红,等. 交流永磁同步电机的反馈线性化位置控制 [J]. 华中科技大学学报(自然科学版), 2008, 36(11) : 95 - 98. [Zhang Yi-cheng, Tang Xiao-qi, Chen Ji-hong, et al. Position control of AC permanent magnet synchronous motor based on feedback linearization method [J]. Journal of Huazhong University of Science and Technology (Natural Science Edition), 2008, 36(11), 95 - 98.]

[12] 王龙,杨乐平,许军校. 电磁编队飞行与电磁交会对接关键技术及进展 [J]. 装备指挥技术学院学报, 2009, 20(1) : 74 - 78. [Wang Long, Yang Le-ping, Xu Jun-xiao. The key technology and development of electromagnetic formation flight and electromagnetic rendezvous docking [J]. Journal of the Academy of Equipment Command & Technology, 2009, 20(1) : 74 - 78.]

[13] Matthew N. Dynamic and thermal control of an electromagnetic formation flight testbed [D]. Massachusetts U. S. : Massachusetts Institute of Technology, June 2005.

作者简介:张元文(1983 -),男,博士研究生,主要从事航天器动力学与控制研究。

通信地址:湖南长沙国防科技大学航天与材料工程学院六队 09 级(410073)

电话:13637479241

E-mail:zhangyuanwen1983@163.com

(编辑:张宇平)