doi:10.19306/j.cnki.2095-8110.2020.06.018

空间飞行器抓捕非合作目标后的复合控制

贾金豆[1],徐　博[2],王陈亮[1],郭克信[1]

(1. 北京航空航天大学自动化科学与电气工程学院,北京 100083;
2. 哈尔滨工程大学自动化学院,哈尔滨 150000)

摘　要:随着空间技术的不断发展,空间飞行器抓取非合作目标的稳定控制技术变得日益重要。基于拉格朗日动力学原则对空间飞行器进行动力学建模,考虑了非合作目标的未知参数、空间飞行器模型的不确定性及存在外部干扰的情况,理论分析了自适应控制及基于非线性干扰观测控制的可行性,并对比了二者的优缺点。在此基础上提出了一种可以在线精确估计非合作目标未知参数的复合控制方法,并进行了仿真验证。仿真结果表明,所提方法能够将所有参数的估计误差限制在很小的范围内,相对于自适应控制方法有了显著改善。

关键词:拉格朗日动力学方程;自适应控制(AC);基于非线性干扰观测器控制(NDOBC)

中图分类号:V448.22+3　**文献标志码**:A　**开放科学(资源服务)标识码**(OSID):
文章编号:2095-8110(2020)06-0138-10

Composited Control of Spacecraft after Grasping Non-cooperative Target

JIA Jin-dou[1], XU Bo[2], WANG Chen-liang[1], GUO Ke-xin[1]

(1. School of Automation Science and Electrical Engineering, Beihang University, Beijing 100083, China;
2. School of Automation, Harbin Engineering University, Harbin 150000, China)

Abstract: With the continuous development of space technology, the stabilization control for spacecraft to grasp non-cooperative target has become increasingly important. Based on Lagrange dynamics principle, the dynamics model of spacecraft is established. Considering the unknown parameters of non-cooperative target, uncertainty of spacecraft model and external disturbance, the feasibility of adaptive control and nonlinear disturbance-observer-based control are analyzed theoretically, and their advantages and disadvantages are compared. On this basis, a composited control method which can accurately estimate the unknown parameters of non-cooperative target online is proposed and verified by simulation. The simulation results show that the proposed method can limit the estimation errors of all parameters to very small scales, which is significantly improved compared with the adaptive control.

Key words: Lagrange dynamics equation; Adaptive control(AC); Nonlinear disturbance-observer-based control (NDOBC)

收稿日期:2019-05-13;**修订日期**:2019-07-19
基金项目:黑龙江省自然科学基金(F2018009);装备预研重点实验室基金(614221801050717);上海交通大学海洋工程国家重点实验室开放课题(1616);装备预研领域基金(61403110306)
作者简介:贾金豆(1997-),男,博士研究生,主要从事空间机器人、四旋翼自适应控制及抗扰方面的研究。
通信作者:郭克信(1988-),男,博士后,主要从事四旋翼抗扰及集群控制方面的研究。E-mail:kxguo@buaa.edu.cn

0　引言

随着近些年空间技术的不断发展，在低重力、高辐射、高温高压的太空环境中有越来越多的任务需要人类去完成，能够替代人类在太空自由行动的空间飞行器在世界各国得到了大力发展，例如日本的工程试验卫星-7(Engineering Test Satellite VII，ETS-VII)、欧洲的地球静止轨道服务车(Geostationary Service Vehicle，GSV)和服务于空间站的欧洲臂(European Robotic Arm，ERA)、美国的 Ranger TFX 空间飞行器等。我国起步较晚，在“八五”期间，一些研究所及高校进行了许多空间机器人基础项目研究，其中最具代表性的项目是舱外自由移动机器人(Extravehicular Mobile Robot，EMR)[1]，属于一套能够执行行走及操作能力的舱外空间机器人系统。

自由空间飞行器由基座及搭载其上的空间机械臂组成，与地面飞行器的显著区别是其在微重力下运行且基体不固定，相当于增加了 6 个自由度[2]。当空间飞行器抓取非合作目标时，目标会对整个系统动量产生影响，如果控制不当，将使系统姿势发生改变，进而导致通信受到干扰、太阳能收集不稳定等恶劣后果。

空间飞行器抓捕目标的过程主要分为 4 个部分：接近、同步、消旋及稳定抓捕。当目标质量等参数未知时，抓捕后形成的组合体具有很大的稳定不确定性，本文即是针对组合体的稳定问题进行更深一步的探讨及研究。

稳定控制的前提是需要一个精确的动力学模型，以往研究空间动力学建模的方法较为统一。文献[3-5，11-12]介绍了目前现有的空间飞行器的动力学建模方法，较为统一的建模方法为拉格朗日建模，通过机械臂几何关系及角动量、线动量守恒，推导出末端速度、角速度与关节角度的运动学方程，再通过拉格朗日方程得到系统受到底座力/力矩、关节力矩、末端受力的动力学方程。

抓捕前，根据目标运行轨迹选定抓取位置，并调整机械臂末端到规定位置进行抓捕，文献[6-7]研究了抓捕前空间飞行器的轨迹及姿态规划问题。抓捕瞬间，机械臂末端会与目标发生碰撞，受到脉冲式的冲击力，对系统的动量产生影响；为减少脉冲力对系统角动量的影响，文献[3，5]在该方面做了详细研究。抓捕后，空间飞行器与非合作目标构成组合体，组合体稳定控制方法主要分为两类，一类是目标惯量和质量等参数已知或可以通过其他手段精确辨识，对于该类情况可通过反作用轮或其他方法吸收多余角动量。文献[2]运用了关节阻抗控制和关节函数参数化协调控制，通过协调飞轮和关节运动使系统角动量转移至飞轮，最终使组合体达到稳定。另一类是目标质量和惯量等参数未知，对于该类情况，目前主要通过设计自适应鲁棒控制算法或干扰观测器以实现组合体的稳定控制。文献[7]采用了系绳消除角动量的方法；文献[9]将系统动力学模型转换为线性回归矩阵，通过自适应控制原理设计更新律来估计未知参数；文献[4]在关节空间内实行自适应控制；文献[10]通过递归运动学方程对组合体进行建模，将基座视为一个虚拟关节，以基座姿态设置控制率，通过不断更新抓取后的角动量，运用动量守恒方法估计出不确定参数。在干扰观测器的应用方面，文献[16]将非合作目标引起的系统不确定性部分视为干扰，进而设计了非线性干扰观测器(Nonlinear Disturbance Observer，NDOB)来估计干扰并给予前馈补偿。

上述文献的自适应控制应用均以控制组合体达到稳态为最终目的，并没有分析并精确估计出非合作目标的真实参数，为后续稳定控制及其他任务提供便利，因此称这些方法为被动自适应控制；主动自适应控制则是精确估计出系统未知参数并给予后续应用。

本文针对空间自由飞行器系统，首先第 1 节基于传统拉格朗日法，在关节空间内建立动力学模型；第 2 节设计了自适应控制算法及基于干扰观测器的控制算法，并理论分析了二者的优缺点；第 3 节开创性地提出了一种结合自适应控制及干扰观测器的控制方法；第 4 节进行了仿真验证；最后在第 5 节进行了总结。

1　空间飞行器动力学模型

1.1　空间飞行器动力学模型

如图 1 所示，空间飞行器可以简化为被 n 个关节连接的 $n+1$ 节刚体，将机械臂各关节编号 $1\sim n$，用变量 $\boldsymbol{q}=(q_1,q_2,\cdots,q_n)^{\mathrm{T}}$ 表示各关节角度状态，基座命名为 B，用 m_i 和 I_i 表示第 i 节刚体的质量及惯量。基于空间飞行器运行的轨道建立惯性坐标系 $\sum_I$；以基座质心为原点，建立基座坐标系 $\sum_B$；

分别用向量 $\boldsymbol{R}_i$ 和 $\boldsymbol{r}_i$ 表示惯性坐标系 $\sum_I$ 和基座坐标系 $\sum_B$ 下第 i 节刚体的位置[11-12]。

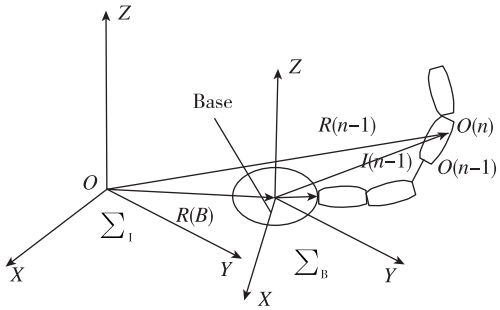

图 1 自由飞行空间飞行器

Fig. 1 Free flying spacecraft

变量 $\boldsymbol{\zeta}=[b_x,b_y,b_z,q_{0x},q_{0y},q_{0z},q_1,\cdots q_n]^{\mathrm{T}}$；$b_x$、$b_y$、$b_z$ 表示基座的位置；q_{0x}、q_{0y}、q_{0z} 表示基座的姿态；$q_1,\cdots,q_n$ 表示关节 1 ～ n 的关节角度。系统的总动能为

$$\boldsymbol{K}=\frac{1}{2}\boldsymbol{\zeta}^{\mathrm{T}}M(\boldsymbol{\zeta})\boldsymbol{\zeta} \tag{1}$$

其中，$M(\boldsymbol{\zeta})$ 为系统斜对称动能矩阵。因为空间飞行器工作在无重力环境下，假设系统内没有弹性构件，系统势能为 0。运用拉格朗日方程动力学原则，得到飞行器动力学方程为

$$M(\boldsymbol{\zeta})\ddot{\boldsymbol{\zeta}}+C(\boldsymbol{\zeta},\dot{\boldsymbol{\zeta}})\dot{\boldsymbol{\zeta}}=\boldsymbol{\psi} \tag{2}$$

其中，$\boldsymbol{\psi}$ 是由关节电机及基座推进器产生的控制量；$C(\boldsymbol{\zeta},\dot{\boldsymbol{\zeta}})\dot{\boldsymbol{\zeta}}=\dot{M}(\boldsymbol{\zeta})\dot{\boldsymbol{\zeta}}-\partial(1/2\dot{\boldsymbol{\zeta}}^{\mathrm{T}}M(\boldsymbol{\zeta})\dot{\boldsymbol{\zeta}})/\partial t$ 反映了系统的非线性力，由惯性力及向心力组成；$\boldsymbol{M}=\boldsymbol{H}_q-m_{\mathrm{c}}\boldsymbol{J}_{\mathrm{c}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{J}_{\mathrm{c}}-\boldsymbol{H}_{\mathrm{M}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{H}_{\mathrm{B}}^{-1}\boldsymbol{H}_{\mathrm{M}}$，$M(\boldsymbol{\zeta})$ 是一个正定矩阵；$\boldsymbol{H}_q=\sum_{i=1}^{n}(\boldsymbol{J}_{Ai}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{I}_i^B\boldsymbol{J}_{Ai}+m_i\boldsymbol{J}_{Li}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{J}_{Li})$。

另外，空间动力学模型具有一些特性：

1) $M(\boldsymbol{\zeta})$ 为正定对称矩阵，所以 $M(\boldsymbol{\zeta})^{-1}$ 也为正定矩阵；

2) $\dot{\boldsymbol{M}}-2\boldsymbol{C}$ 为反斜对称矩阵，所以其对应二次型形式：$\boldsymbol{x}^{\mathrm{T}}(\dot{\boldsymbol{M}}-2\boldsymbol{C})\boldsymbol{x}=0$。

为了便于后续控制方法的分析及仿真验证，这里以平面二关节空间飞行器[14]为主进行动力学建模。

平面二关节飞行器对应的动力学模型为

$$M_0(\boldsymbol{\zeta})\ddot{\boldsymbol{\zeta}}+C_0(\boldsymbol{\zeta},\dot{\boldsymbol{\zeta}})\dot{\boldsymbol{\zeta}}=\boldsymbol{\psi} \tag{3}$$

其中，$\boldsymbol{\zeta}=[b_x,b_y,q_0,q_1,q_2]^{\mathrm{T}}$，$M_0$、$C_0$ 详细表达式可参考文献[14]。

1.2 组合体动力学模型

空间飞行器抓取非合作目标后，组合体的惯量参数都发生了改变。

$$M(\boldsymbol{\zeta})\ddot{\boldsymbol{\zeta}}+C(\boldsymbol{\zeta},\dot{\boldsymbol{\zeta}})\dot{\boldsymbol{\zeta}}=\boldsymbol{\psi} \tag{4}$$

如图 2 所示，当空间飞行器抓取非合作目标后，手端与目标硬接触，并保持相对静止。推导组合体动力学模型与空间飞行器类似，仅需将非合作目标与远离基座的机械臂视为一体 $m_{2\mathrm{e}}$，等效看作质量和惯量参数改变后的机械臂。

$$m_{2\mathrm{e}}=m_2+m_{\mathrm{e}}$$

$$l_{2\mathrm{e}}=2(m_2l_2/2+m_{\mathrm{e}}(l_2/2+l_{\mathrm{e}}/2))/(m_2+m_{\mathrm{e}})$$

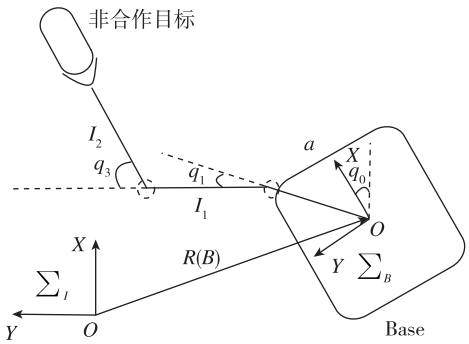

图 2 组合体模型

Fig. 2 Combination

2 AC 与 NDOBC 对比分析

本部分主要分析对比文献[9]与文献[16]中提到的自适应控制方法及基于干扰观测器的控制方法，为后续提出复合控制方法提供理论前提。

2.1 反馈线性化非线性控制

当空间飞行器抓取的目标参数已知，并且系统不存在模型不确定时[15]，设计控制器为

$$\boldsymbol{\psi}=\boldsymbol{M}\dot{\boldsymbol{v}}+\boldsymbol{C}\boldsymbol{v}-\boldsymbol{K}_{\mathrm{b}}\boldsymbol{s} \tag{5}$$

其中，广义变量偏差 $\boldsymbol{e}=\boldsymbol{\zeta}-\boldsymbol{\zeta}_{\mathrm{d}}$，复合偏差 $\boldsymbol{s}=\dot{\boldsymbol{e}}+\boldsymbol{\Lambda}\boldsymbol{e}$，辅助变量 $\boldsymbol{v}=\dot{\boldsymbol{\zeta}}_{\mathrm{d}}-\boldsymbol{\Lambda}\boldsymbol{e}$。$\boldsymbol{\zeta}_{\mathrm{d}}$ 表示期望运动轨迹，$\dot{\boldsymbol{\zeta}}_{\mathrm{d}}$ 表示期望运动速度，$\boldsymbol{\Lambda}$ 为对角线控制系数矩阵，$\boldsymbol{K}_{\mathrm{b}}$ 为正值控制增益。

将式(5)代入组合体模型式(4)中，可得系统偏差动力学方程为

$$M(\boldsymbol{q})\dot{\boldsymbol{s}}+C(\boldsymbol{q},\dot{\boldsymbol{q}})\boldsymbol{s}+\boldsymbol{K}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{s}=0$$

由偏差动力学方程可知，随着 $t\to 0$，复合偏差 $\boldsymbol{s}\to 0$，广义变量偏差 $\boldsymbol{e}\to 0$，系统最终能保持稳定。

2.2 AC 设计

由于自适应设计过程是后续组合控制的关键

部分，这里将给出具体设计过程。根据文献[9,13]，将组合体动力学模型转换为线性回归矩阵形式

$$\boldsymbol{M}=\boldsymbol{Y}_{\mathrm{M}}\boldsymbol{\theta}\quad \boldsymbol{C}=\boldsymbol{Y}_{\mathrm{C}}\boldsymbol{\theta}$$

$$\boldsymbol{M}\dot{\boldsymbol{v}}+\boldsymbol{C}\boldsymbol{v}=Y(\boldsymbol{\zeta},\dot{\boldsymbol{\zeta}})\boldsymbol{\theta} \tag{6}$$

其中，$\boldsymbol{\theta}=[a_1,a_2,a_3,a_4,a_5,a_6,a_7,a_8,a_9,a_{10}]^{\mathrm{T}}$ 为组合体所有未知参数的表达式。记 $\boldsymbol{\theta}^*$ 表示组合体未知参数的真实值。

将式(6)代入式(5)中

$$\boldsymbol{\psi}=Y(\boldsymbol{\zeta},\dot{\boldsymbol{\zeta}})\boldsymbol{\theta}^*-\boldsymbol{K}_{\mathrm{b}}\boldsymbol{s} \tag{7}$$

因此，在自适应控制下，控制器为

$$\boldsymbol{\psi}=Y(\boldsymbol{\zeta},\dot{\boldsymbol{\zeta}})\hat{\boldsymbol{\theta}}-\boldsymbol{K}_{\mathrm{b}}\boldsymbol{s} \tag{8}$$

$\hat{\boldsymbol{\theta}}$ 的自适应更新律设计为

$$\dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}=-\boldsymbol{\Gamma}^{-1}\boldsymbol{Y}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{s} \tag{9}$$

其中，$\boldsymbol{\Gamma}$ 为正定对角线矩阵。

2.3　自适应控制稳定性分析

定义 $\hat{\boldsymbol{M}}$、$\hat{\boldsymbol{C}}$ 为自适应估计下的系统矩阵

$$\hat{\boldsymbol{M}}\dot{\boldsymbol{v}}+\hat{\boldsymbol{C}}\boldsymbol{v}-(\boldsymbol{M}\dot{\boldsymbol{v}}+\boldsymbol{C}\boldsymbol{v})=\boldsymbol{Y}\tilde{\boldsymbol{\theta}} \tag{10}$$

其中，$\tilde{\boldsymbol{\theta}}=\hat{\boldsymbol{\theta}}-\boldsymbol{\theta}^*$ 表示参数估计的偏差。

将式(8)代入系统动力学模型式(4)中

$$\boldsymbol{M}\ddot{\boldsymbol{\zeta}}+\boldsymbol{C}\dot{\boldsymbol{\zeta}}=\boldsymbol{Y}\hat{\boldsymbol{\theta}}-\boldsymbol{K}_{\mathrm{b}}\boldsymbol{s} \tag{11}$$

用式(11)减去式(6)，结合式(10)得

$$M(\ddot{\boldsymbol{\zeta}}-\dot{\boldsymbol{v}})+C(\dot{\boldsymbol{\zeta}}-\boldsymbol{v})=\boldsymbol{Y}\tilde{\boldsymbol{\theta}}-\boldsymbol{K}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{s}$$

即：$\boldsymbol{M}\dot{\boldsymbol{s}}=-\boldsymbol{C}\boldsymbol{s}+\boldsymbol{Y}\tilde{\boldsymbol{\theta}}-\boldsymbol{K}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{s}$。

由动力学特性 1)，构造李雅普诺夫函数 V

$$V(\boldsymbol{s},\tilde{\boldsymbol{\theta}})=\frac{1}{2}\boldsymbol{s}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{M}\boldsymbol{s}+\frac{1}{2}\tilde{\boldsymbol{\theta}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Gamma}\tilde{\boldsymbol{\theta}}$$

$$\begin{aligned}\dot{V}(\boldsymbol{s},\tilde{\boldsymbol{\theta}})&=\boldsymbol{s}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{M}\dot{\boldsymbol{s}}+\frac{1}{2}\boldsymbol{s}^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{M}}\boldsymbol{s}+\tilde{\boldsymbol{\theta}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Gamma}\dot{\tilde{\boldsymbol{\theta}}}\\&=\boldsymbol{s}^{\mathrm{T}}(-\boldsymbol{C}\boldsymbol{s}+\boldsymbol{Y}\tilde{\boldsymbol{\theta}}-\boldsymbol{K}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{s})+\frac{1}{2}\boldsymbol{s}^{\mathrm{T}}\dot{\boldsymbol{M}}\boldsymbol{s}+\tilde{\boldsymbol{\theta}}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\Gamma}\dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}\\&=-\boldsymbol{s}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{s}+\frac{1}{2}\boldsymbol{s}^{\mathrm{T}}(\dot{\boldsymbol{M}}-2\boldsymbol{C})\boldsymbol{s}+\\&\quad\tilde{\boldsymbol{\theta}}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{\Gamma}\dot{\hat{\boldsymbol{\theta}}}+\boldsymbol{Y}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{s})\end{aligned}$$

结合动力学特性 2)及式(11)得

$$\dot{V}(\boldsymbol{s},\tilde{\boldsymbol{\theta}})=-\boldsymbol{s}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{K}_{\mathrm{d}}\boldsymbol{s}<0$$

2.4　NDOBC 设计

基于非线性干扰观测器控制的基本思路[13,16]，设计非线性干扰观测器来估计系统存在的内外干扰及模型不确定性，并对估计出来的干扰值进行前馈补偿抵消。

变换组合体动力学模型如下

$$M_0(\boldsymbol{\zeta})\ddot{\boldsymbol{\zeta}}+C_0(\boldsymbol{\zeta},\dot{\boldsymbol{\zeta}})\dot{\boldsymbol{\zeta}}+\Delta M(\boldsymbol{\zeta})\ddot{\boldsymbol{\zeta}}+\Delta C(\boldsymbol{\zeta},\dot{\boldsymbol{\zeta}})\dot{\boldsymbol{\zeta}}=\boldsymbol{\psi} \tag{12}$$

令 $\boldsymbol{d}=-(\Delta M(\boldsymbol{\zeta})\ddot{\boldsymbol{\zeta}}+\Delta C(\boldsymbol{\zeta},\dot{\boldsymbol{\zeta}})\dot{\boldsymbol{\zeta}})$，得

$$M_0(\boldsymbol{\zeta})\ddot{\boldsymbol{\zeta}}+C_0(\boldsymbol{\zeta},\dot{\boldsymbol{\zeta}})\dot{\boldsymbol{\zeta}}=\boldsymbol{\psi}+\boldsymbol{d} \tag{13}$$

对式(13)设计干扰观测器如下

$$\begin{cases}\hat{\boldsymbol{d}}=\boldsymbol{f}+p(\boldsymbol{\zeta},\dot{\boldsymbol{\zeta}})\\ \dot{\boldsymbol{f}}=L(\boldsymbol{\zeta},\dot{\boldsymbol{\zeta}})(\boldsymbol{C}\dot{\boldsymbol{\zeta}}-\boldsymbol{\psi}-\hat{\boldsymbol{d}})\end{cases} \tag{14}$$

$$p(\boldsymbol{\zeta},\dot{\boldsymbol{\zeta}})=\boldsymbol{c}\dot{\boldsymbol{\zeta}} \tag{15}$$

$$\boldsymbol{L}=\boldsymbol{M}^{-1}\boldsymbol{c} \tag{16}$$

其中，$\hat{\boldsymbol{d}}$ 为干扰估计值；$\boldsymbol{f}$ 为中间变量；$p(\boldsymbol{\zeta},\dot{\boldsymbol{\zeta}})$ 为所设计的辅助函数，这里设计为 $p(\boldsymbol{\zeta},\dot{\boldsymbol{\zeta}})=\boldsymbol{c}\dot{\boldsymbol{\zeta}}$；$L(\boldsymbol{\zeta},\dot{\boldsymbol{\zeta}})$ 为干扰观测器更新速率决定矩阵。

最终结合反馈线性化非线性控制，控制器设计为

$$\boldsymbol{\psi}=M_0\dot{\boldsymbol{v}}+C_0\boldsymbol{v}-\boldsymbol{K}_{\mathrm{b}}\boldsymbol{s}-\tilde{\boldsymbol{d}} \tag{17}$$

2.5　AC 与 NDOBC 理论对比

AC 和 NDOBC 的控制思路均是通过估计系统的不确定性部分以达到稳定，AC 直接通过线性矩阵变化分析未知参数的具体结构 $\boldsymbol{\theta}=[a_1,a_2,a_3,a_4,a_5,a_6,a_7,a_8,a_9,a_{10}]^{\mathrm{T}}$ 进行估计；NDOBC 是将组合体的不确定性看作一个复合干扰 $\boldsymbol{d}$ 进行估计，无法反映出具体未知参数的真实值 $\boldsymbol{\theta}$。

由式(9)可知，参数估计律与复合偏差具有耦合关系，会相互影响。当存在一定的偏差 $\boldsymbol{s}$，估计参数就会随之发生变动，由于最后必然存在系统稳态误差，参数估计值与真实值之间也必会存在一定误差，该误差量级与控制增益 $\boldsymbol{\Gamma}$ 的量级有关。

由 Basic NDOBC[13] 理论可知，在 NDOBC 中，$\boldsymbol{d}$ 观测的精确率与 $\boldsymbol{d}$ 的变化速率有关，当其相对观测器更新速率较慢时，可以较为精确地估计出 $\boldsymbol{d}$。

3　AC 与 NDOBC 复合控制

3.1　NDOB 设计

基于上述分析，倘若可以结合 AC 与 NDOBC 各自的优点，即达到精确估计系统不确定参数的效果，则会给空间飞行器精确完成后续的控制任务带来极大便利。

已知在自适应控制下

$$\begin{cases}M(\boldsymbol{\zeta})\ddot{\boldsymbol{\zeta}}+C(\boldsymbol{\zeta},\dot{\boldsymbol{\zeta}})\dot{\boldsymbol{\zeta}}=\boldsymbol{\psi}\\ \boldsymbol{\psi}=Y(\boldsymbol{\zeta},\dot{\boldsymbol{\zeta}})\hat{\boldsymbol{\theta}}-\boldsymbol{K}_{\mathrm{b}}\boldsymbol{s}\end{cases} \tag{18}$$

构造一个虚拟干扰

$$\boldsymbol{d}_f = \hat{M}(\boldsymbol{\zeta})\ddot{\boldsymbol{\zeta}} + \hat{C}(\boldsymbol{\zeta},\dot{\boldsymbol{\zeta}})\dot{\boldsymbol{\zeta}} - M(\boldsymbol{\zeta})\ddot{\boldsymbol{\zeta}} - C(\boldsymbol{\zeta},\dot{\boldsymbol{\zeta}})\dot{\boldsymbol{\zeta}} \tag{19}$$

直观上分析，式(19)反映了 AC 估计下的动力学模型与真实动力学模型的偏差，构造一个辅助动力学模型

$$\hat{M}(\boldsymbol{\zeta})\ddot{\boldsymbol{\zeta}} + \hat{C}(\boldsymbol{\zeta},\dot{\boldsymbol{\zeta}})\dot{\boldsymbol{\zeta}} = \boldsymbol{\Psi} + \boldsymbol{d}_f \tag{20}$$

当自适应控制达到稳态时，$\hat{\boldsymbol{\theta}}$ 近似为某一恒值，则 $\hat{M}$ 和 $\hat{C}$ 均可认为是已知量，运用 NDOBC 中的非线性干扰观测器 NDOB 估计虚拟干扰 $\boldsymbol{d}_f$，以反映 $\hat{M}$ 和 $\hat{C}$ 与真实值 M 和 C 的区别进而修正 $\hat{\boldsymbol{\theta}}$，使其接近真实值，这便是 AC 及 NDOBC 复合控制的基本思想。

考虑自适应控制稳态误差，记：$\|\boldsymbol{s}\|^2 \leqslant 10$，系统达到稳态，即当 $\|\boldsymbol{s}\|^2 \leqslant 10$ 时启用 NDO，$\|\cdot\|$ 表示 · 的欧几里得范数。

设计辅助动力学方程相应的观测器 NDOB[14] 为

$$\begin{cases} \hat{\boldsymbol{d}}_f = \boldsymbol{f}_f + p_f(\boldsymbol{\zeta},\dot{\boldsymbol{\zeta}}) \\ \dot{\boldsymbol{f}}_f = L_f(\boldsymbol{\zeta},\dot{\boldsymbol{\zeta}})(\hat{C}\dot{\boldsymbol{\zeta}} - \boldsymbol{\psi} - \hat{\boldsymbol{d}}_f) \end{cases} \tag{21}$$

$L_f(\boldsymbol{\zeta},\dot{\boldsymbol{\zeta}})$ 满足条件

$$L_f(\boldsymbol{\zeta},\dot{\boldsymbol{\zeta}})\hat{M}\ddot{\boldsymbol{\zeta}} = \frac{\mathrm{d}p_f(\boldsymbol{\zeta},\dot{\boldsymbol{\zeta}})}{\mathrm{d}t} \tag{22}$$

辅助函数 $p_f(\boldsymbol{\zeta},\dot{\boldsymbol{\zeta}})$ 设计为

$$p_f(\boldsymbol{\zeta},\dot{\boldsymbol{\zeta}}) = c_f\dot{\boldsymbol{\zeta}} \tag{23}$$

其中，c_f 为设计常数，其决定着干扰观测器的估计更新速率，由式(22)可以推导出 $L_f(\boldsymbol{\zeta},\dot{\boldsymbol{\zeta}})$ 的表达式为

$$L_f = \hat{M}^{-1}c_f \tag{24}$$

式(21)、式(23)、式(24)给出了辅助动力学方程的干扰观测器表达式。

将系统动力学模型以及辅助动力学模型表示为线性回归矩阵的形式

$$M(\boldsymbol{\zeta})\ddot{\boldsymbol{\zeta}} + C(\boldsymbol{\zeta},\dot{\boldsymbol{\zeta}})\dot{\boldsymbol{\zeta}} = X(\boldsymbol{\zeta},\dot{\boldsymbol{\zeta}},\ddot{\boldsymbol{\zeta}})\boldsymbol{\theta} \tag{25}$$

$$\hat{M}(\boldsymbol{\zeta})\ddot{\boldsymbol{\zeta}} + \hat{C}(\boldsymbol{\zeta},\dot{\boldsymbol{\zeta}})\dot{\boldsymbol{\zeta}} = X(\boldsymbol{\zeta},\dot{\boldsymbol{\zeta}},\ddot{\boldsymbol{\zeta}})\hat{\boldsymbol{\theta}} \tag{26}$$

当系统达到稳态时，$\boldsymbol{\psi}$ 的数值可以用来反映 $M(\boldsymbol{\zeta})\ddot{\boldsymbol{\zeta}} + C(\boldsymbol{\zeta},\dot{\boldsymbol{\zeta}})\dot{\boldsymbol{\zeta}}$ 的值，$(\boldsymbol{\psi} + \hat{\boldsymbol{d}}_f)$ 的数值可以用来反映 $\hat{M}(\boldsymbol{\zeta})\ddot{\boldsymbol{\zeta}} + \hat{C}(\boldsymbol{\zeta},\dot{\boldsymbol{\zeta}})\dot{\boldsymbol{\zeta}}$ 的值。结合式(25)和式(26)，经过简单的推导，可以得到

$$\boldsymbol{X} = (\boldsymbol{\psi} + \hat{\boldsymbol{d}}_f)\mathrm{pinv}(\hat{\boldsymbol{\theta}}) \tag{27}$$

$$\hat{\hat{\boldsymbol{\theta}}} = \mathrm{pinv}(\boldsymbol{X})\boldsymbol{\tau} \tag{28}$$

其中，$\hat{\hat{\boldsymbol{\theta}}}$ 表示 $\hat{\boldsymbol{\theta}}$ 经过 NDO 修正后的系统未知参数估计值。

整个复合控制系统的控制框图如图 3 所示。

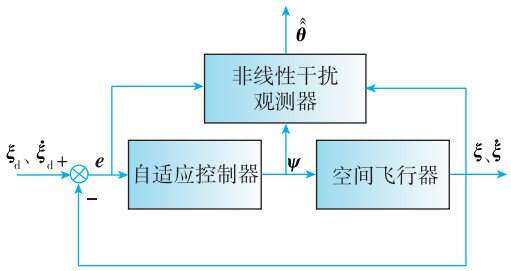

图 3 复合控制框图

Fig. 3 Diagram of composited control

3.2 NDOB 稳定性分析

ASSUMPTION：式(19)反映了 AC 估计下的系统动力学模型与真实动力学模型的偏差的变化率相对于 NDO 更新率较慢，即 $\dot{\boldsymbol{d}}_f \approx 0$。

由 ASSUMPTION，结合式(21)可以得到

$$\dot{\tilde{\boldsymbol{d}}}_f = \dot{\boldsymbol{d}}_f - \dot{\hat{\boldsymbol{d}}}_f = -M_0^{-1}c_f\tilde{\boldsymbol{d}}_f \tag{29}$$

构造李雅普诺夫函数

$$V(\tilde{\boldsymbol{d}}_f,\dot{\boldsymbol{\zeta}}) = \tilde{\boldsymbol{d}}_f^{\mathrm{T}}\boldsymbol{I}\tilde{\boldsymbol{d}}_f$$

其中，$\boldsymbol{I}$ 表示单位阵。

$$\dot{V}(\tilde{\boldsymbol{d}}_f,\dot{\boldsymbol{\zeta}}) = 2\tilde{\boldsymbol{d}}_f^{\mathrm{T}}\dot{\tilde{\boldsymbol{d}}}_f = -2c_f\tilde{\boldsymbol{d}}_f^{\mathrm{T}}M^{-1}\tilde{\boldsymbol{d}}_f$$

由组合体动力学特性 1)，且 $c_f > 0$，可得：$\dot{V}(\tilde{\boldsymbol{d}}_f,\dot{\boldsymbol{\zeta}}) \leqslant 0$。可知所设计干扰观测器最终的干扰估计误差趋于 0，达到稳定状态。

4 仿真验证

4.1 AC 与 NDOBC 仿真对比

仿真初始化设置，初始位置及期望跟踪轨迹为：[1;1;0.02;0.05;0.9]、[0;0;0;sin(0.1t);cos(0.1t)]，仿真时间 t =20s，飞行器参数和控制参数如表 1 和表 2 所示。

表 1 平面二关节飞行器仿真参数

Tab. 1 Simulation parameters of planar two-joint spacecraft

参数	数值/表达式
基座边长 a/m	2
基座对角线一半 b_0	b_0=sqrt(2)/2a
靠近基座的机械臂长 l_1/m	1.5
远离基座的机械臂长 l_2/m	1.5
基座质量 m_0/kg	60
靠近基座的机械臂质量 m_1/kg	6
靠近基座的机械臂质量 m_2/kg	5
Ic_0	$Ic_0 = 1/6m_0a^2$
非合作目标长度 l_e/m	0.9
非合作目标质量 m_e/kg	8

表 2　仿真控制参数

Tab. 2　Simulation control parameters

参数	数值
$\boldsymbol{K}_d$	diag[30,30,30,30,30]
$\boldsymbol{\Lambda}$	diag[100,100,100,100,100]
$\boldsymbol{\Gamma}$	diag[50,50,50,50,50]
c	50

轨迹跟踪误差对比如图 4～图 8 所示，给出了 AC 及 NDOBC 下的空间飞行器抓取非合作目标后的轨迹跟踪误差，其中图 4、图 5、图 6 所示为基座在 X、Y 方向及姿态的跟踪误差，图 7、图 8 所示为关节 1 和关节 2 的跟踪误差。

可知，AC 及 NDOBC 均可以使组合体达到稳定。在动态性能方面，自适应控制的超调大，但是响应快；稳态性能方面，NDOBC 表现良好，稳态误差相对小一些。

不确定估计部分误差对比如下。图 9 所示为自适应控制下，自适应律估计出来的 $\hat{\boldsymbol{\theta}}$；表 3 所示为稳态估计值与真值的对比；图 10～图 14 所示为 NDOBC 的干扰观测器估计值 $\hat{\boldsymbol{d}}$（蓝）及真实值 $\boldsymbol{d}$（红）。

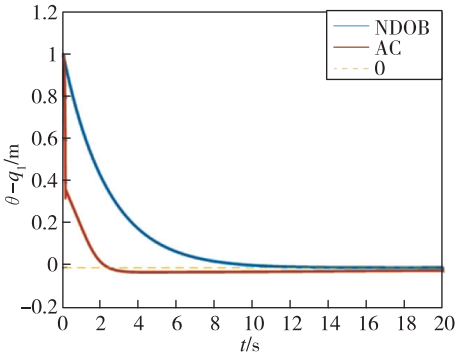

图 4　基座在 X 方向跟踪误差

Fig. 4　Tracking error of base in X direction

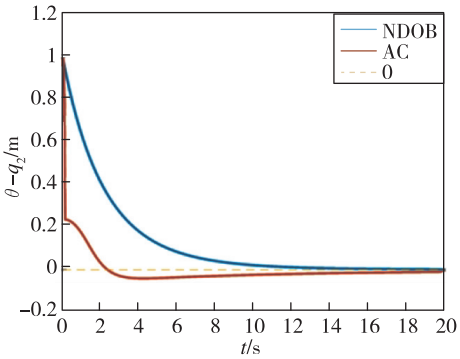

图 5　基座在 Y 方向跟踪误差

Fig. 5　Tracking error of base in Y direction

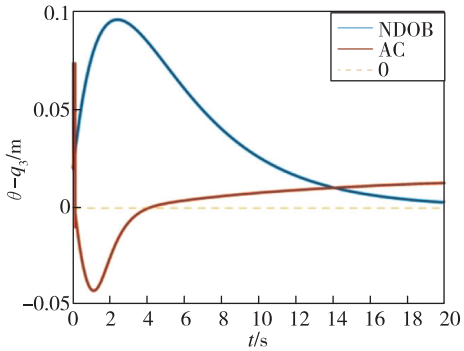

图 6　基座姿态跟踪误差

Fig. 6　Tracking error of base attitude

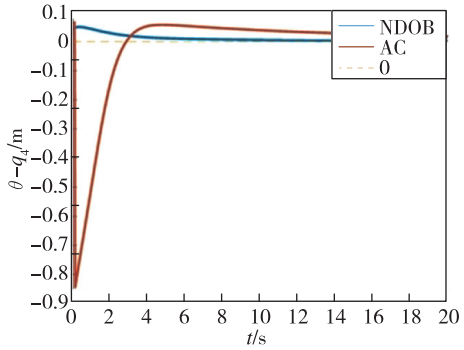

图 7　关节 1 跟踪误差

Fig. 7　Tracking error of joint 1

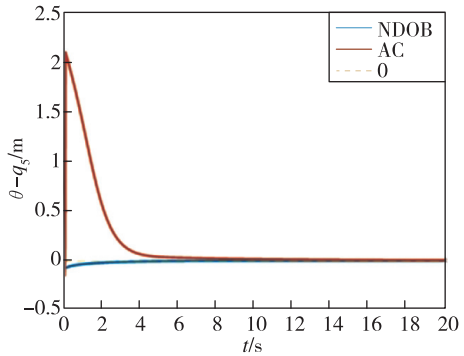

图 8　关节 2 跟踪误差

Fig. 8　Tracking error of joint 2

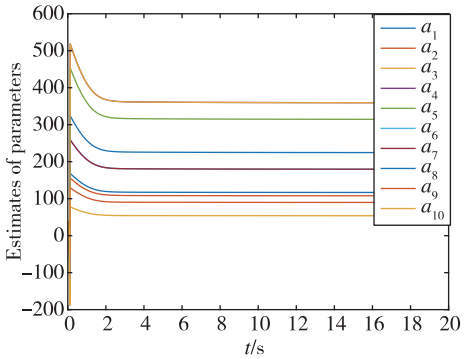

图 9　AC 参数估计值

Fig. 9　Parameters estimation of AC

表 3 AC 估计值误差

Tab. 3 Estimation errors of AC

参数	真值	估计值	误差
a_1	27	117	>4 倍
a_2	24	107	>4 倍
a_3	13	54	>4 倍
a_4	78	359	>4 倍
a_5	68	314	>4 倍
a_6	38	180	>4 倍
a_7	40	180	>4 倍
a_8	52	225	>4 倍
a_9	18	90	>4 倍
a_{10}	79	359	>4 倍

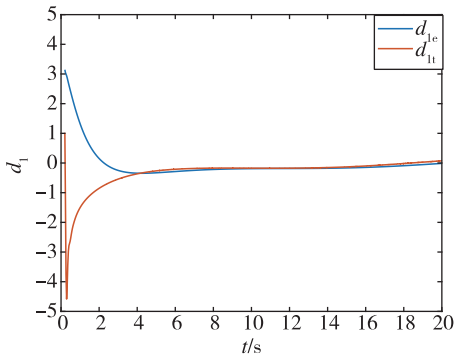

图 10 NDOBC 的估计值 d_1

Fig. 10 d_1 of NDOBC

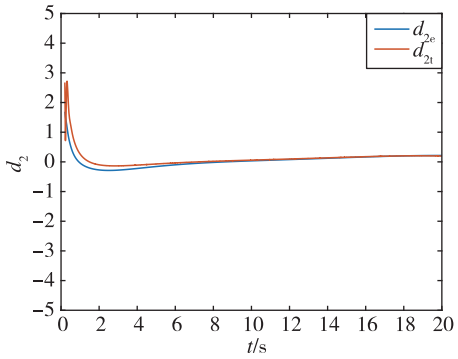

图 11 NDOBC 的估计值 d_2

Fig. 11 d_2 of NDOBC

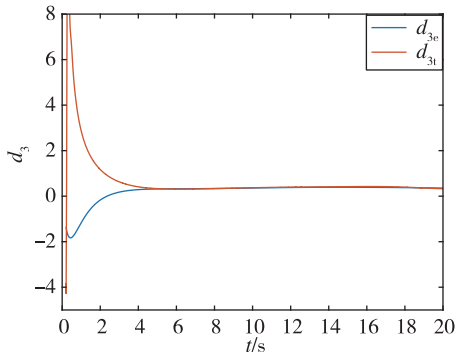

图 12 NDOBC 的估计值 d_3

Fig. 12 d_3 of NDOBC

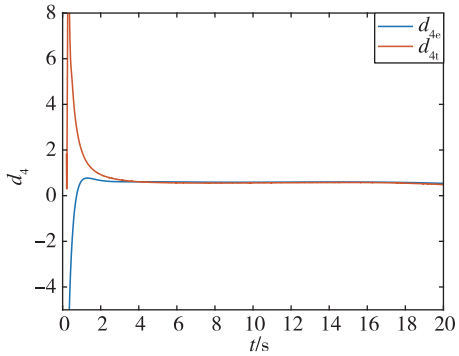

图 13 NDOBC 的估计值 d_4

Fig. 13 d_4 of NDOBC

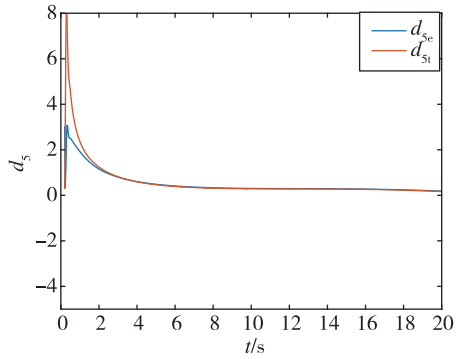

图 14 NDOBC 的估计值 d_5

Fig. 14 d_5 of NDOBC

由图 9 可以发现，AC 的参数估计值与真实值有超过 4 倍的偏差，所以自适应控制下的参数估计在保证组合体稳定的情况下，并不能达到准确估计未知参数的效果，与 2.5 节理论分析结果一致。

由图 10～图 14 可以发现，NDOBC 的干扰观测器可以相当准确地估计出复合干扰 $\boldsymbol{d}$，与 2.5 节理论分析及文献[16]得出的结论一致。

4.2　复合控制仿真验证

仿真初始化各参数与 4.1 节均一致，AC 控制参数保持不变，NDOB 控制增益 $c_f=8$，仿真时间 $t=100$s。

图 15 和图 16 所示为整个仿真时间和达到稳态时间系统未知参数估计的变化规律；图 17 所示为系统达到稳态虚拟干扰 $\boldsymbol{d}_f$ 的真实变化，以验证 ASSUMPTION 是否合理。

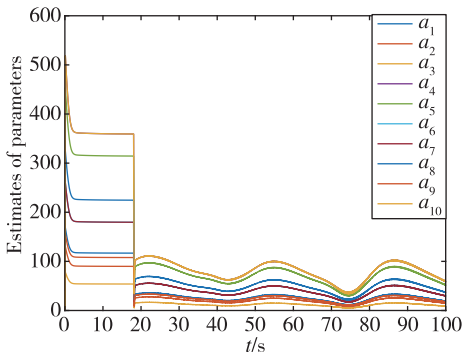

图 15　0～100s 的参数估计

Fig. 15　Parameters estimation for 0～100s

由图 15 可以看出，当 $t>20$s 左右时，控制系统的复合偏差 $\|\boldsymbol{s}\|^2\leqslant 0$，此时 NDOB 工作。

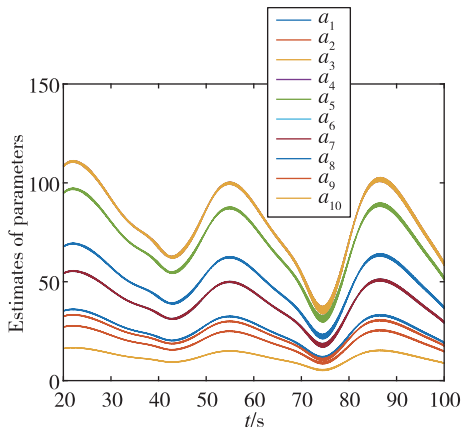

图 16　20～100s 的参数估计

Fig. 16　Parameters estimation for 20～100s

由图 16 可以看出，在 NDOB 观测下，系统参数估计值在较长时间内围绕定值周期性波动，发生波动的原因可能由 ASSUMPTION 引起，分析如图 17 所示。

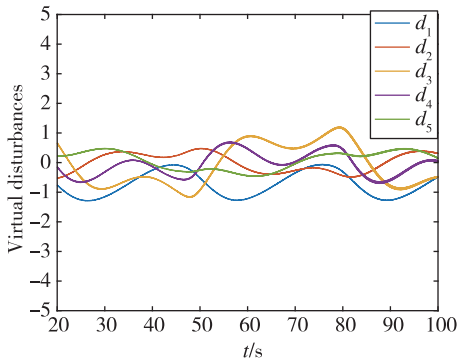

图 17　稳态期间虚拟干扰 $\boldsymbol{d}$ 的真实变化

Fig. 17　Real change of virtual disturbance $\boldsymbol{d}$ for 20～100s

由图 17 可以看出，虚拟干扰 $\boldsymbol{d}_f$ 的变化并非缓慢或近似为 0，而是围绕着 $\boldsymbol{d}_f=0$ 这条线以固定周期往复变化，并且该固定周期近似为期望关节运动轨迹的周期。因此由 ASSUMPTION 可知，用 Basic NDOB 方法估计虚拟干扰 $\boldsymbol{d}_f$ 会带来一定的误差。

进一步分析式(26)也可以了解到，图 16 参数估计的周期性变化就是由虚拟干扰 $\boldsymbol{d}_f$ 的周期性变化所导致的。由对称变化原理可知，理论上真实干扰 $\dot{\boldsymbol{d}}_f$ 围绕 $\boldsymbol{d}_f=0$ 作周期性变化，仅会导致参数估计值 $\hat{\boldsymbol{d}}_f$ 围绕其真实值做周期性变化，为验证理论的可靠性，做如下分析。

为分析参数估计波动所带来的影响，对 20～100s 时间段内的估计值求平均值，如表 4 所示。

表 4　复合控制估计值误差

Tab. 4　Estimation errors of composited control

参数	真值	估计值	误差
a_1	27	26.0	3.6
a_2	24	24.0	0.08
a_3	13	12.6	3.1
a_4	78	80.1	2.7
a_5	68	70.1	3.0
a_6	38	40.0	5.4
a_7	40	40.0	0.08
a_8	52	50.0	3.8
a_9	18	18.7	3.8
a_{10}	79	80.0	1.4

其中，误差 $=|R-E|/R\%$，R 为真值，E 为估计值。

由表 4 可知，虽然采用 Basic NDOB 得到的参数估计值具有一定周期性波动，但是其平均值近似

为系统参数真实值，相对于表 3 中 AC 参数估计误差有显著改善。

5 结论

本文针对空间飞行器抓取参数未知非合作目标后的稳定控制问题，提出了一种可以在线精确估计未知参数的复合控制方法。算法分析与实验结果表明：

1)在空间飞行器稳定控制应用方面，相对自适应控制下的组合体稳定过程动态响应快、稳态跟踪误差较差、参数估计值与真实值相差大，NDOBC 的非线性干扰观测器能准确地反映组合体的不确定性部分，但是无法反映具体未知参数。

2)复合控制方法结合了二者各自的优点，相对于自适应控制，参数估计误差得到了显著改善，最终可限制在 6%以内。

3)由于 Basic NDOB 的局限性，导致最终估计参数的周期变化，虽然可以通过求平均值来反映真实值，但是也限制了其在实际情况中的应用，如何克服这一局限性将是下一步研究方向。

参考文献

[1] 张文辉，叶晓平，季晓明，等．国内外空间机器人技术发展综述[J]．飞行力学，2013，31(3)：198-202.
Zhang Wenhui，Ye Xiaoping，Ji Xiaoming，et al. Development summarizing of space robot technology national and outside[J]. Flight Dynamics，2013，31(3)：198-202(in Chinese).

[2] 刘厚德，梁斌，李成，等．航天器抓捕后复合体系统稳定的协调控制系统[J]．宇航学报，2012，33(7)：920-929.
Liu Houde，Liang Bin，Li Cheng，et al. Research on coordinated control method for stabilizing a coupling system after the spacecraft is captured[J]. Journal of Astronautics，2012，33(7)：920-929(in Chinese).

[3] Nakanishi H，Yoshida K. Impedance control for free-flying space robots-basic equations and applications [C]// Proceedings of International Conference on Intelligent Robots and Systems. Beijing，China，2006.

[4] 马保离，霍伟．空间机器人系统的自适应控制[J]．控制理论与应用，1996，13(2)：191-197.
Ma Baoli，Huo Wei. Adaptive control of space robot system[J]. Control Theory and Application，1996，13(2)：191-197(in Chinese).

[5] Yoshida K，Sashida N. Modeling of impact dynamics and impulse minimization for space robots[C]// Proceedings of International Conference on Intelligent Robots and Syatems. Yokohama，Japan，1993.

[6] Floresabad A，Wei Z，Ma O，et al. Optimal control of space robots for capturing a tumbling object with uncertainties[J]. Journal of Guidance，Control and Dynamics，2014，37(6)：2014-2017.

[7] Jayakody H，Shi L，Katupitiya J，et al. Robust adaptive coordination controller for a spacecraft equipped with a robotic manipulator[J]. Journal of Guidance，Control and Dynamics，2016，39(12)：2699-2711.

[8] Huang P，Wang D，Meng Z，et al. Impact dynamic modeling and adaptive target capturing control for tethered space robots with uncertainties[J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics，2016，21(5)：1.

[9] 王益平，赵育善，师鹏，等．捕获目标后组合体航天器抗干扰自适应控制[J]．中国空间科学技术，2015，35(6)：20-28.
Wang Yiping，Zhao Yushan，Shi Peng，et al. Adaptive control for stabilizing the coupling system with disturbance after capturing spacecraft [J]. Chinese Space Science and Technology，2015，35(6)：20-28(in Chinese).

[10] Zhang T，Yue X，Ning X，et al. Stabilization and parameter identification of tumbling space debris with bounded torque in postcapture[J]. Acta Astronautica，2016，123(123)：301-309.

[11] Xu Y，Shun H Y. Dynamic control of a space robot system with no thrust jets controlled base[R]. Technical Report，CMU-RI-TR-91-33. Robotics Institute，Carnegie Mellon University，1991.

[12] Umetani Y，Yoshida K. Experimental study on two dimensional free-flying robot statellite model [C]// Proceedings of NASA Space Telerobotics Workshop，1989.

[13] Chen W，Balance D J，Gawthrop P J，et al. A nonlinear disturbance observer for robotic manipulators [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics，2000，47(4)：932-938.

[14] 梁斌，徐文福．空间机器人：建模、规划与控制[M]．北京：清华大学出版社，2017：241-256.
Liang Bin，Xu Wenfu. Space robot：modeling，planning and control[M]. Beijing：Tsinghua University Press，2017：241-256(in Chinese).

[15] Rugthum T，Tao G. An adaptive actuator failure compensation scheme for a cooperative manipulator system with parameter uncertainties[C]// Procee-

dings of 2015 IEEE 54th Annual Conference on Decision and Control. Osaka, Japan, 2015: 6282-6287.

[16] Zhu Y, Qiao J, Guo L, et al. Adaptive sliding mode disturbance observer-based composite control with prescribed performance of space manipulators for target capturing[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2019, 66(3): 1973-1983.

[17] 张志健，王小虎，曾宪法，等．一种基于在线辨识和专家系统的飞行器智能姿态控制方法[J]. 导航定位与授时，2019，6(1)：54-62.
Zhang Zhijian, Wang Xiaohu, Zeng Xianfa, et al. An intelligent attitude control method for flight vehicle based on on-line identification and expert system[J]. Navigation Positioning and Timing, 2019, 6(1): 54-62(in Chinese).

[18] 孟祥瑞．基于神经网络补偿动态逆的飞翼布局无人机姿态控制方法[J]. 导航定位与授时，2018，5(4)：49-55.
Meng Xiangrui. Research on attitude control of flying-wing UAV based on dynamic inversion method with neural network compensation structure[J]. Navigation Positioning and Timing, 2018, 5(4): 49-55 (in Chinese).