文章编号: 1000−8152(2008)03−0446−05

基于LMI的分散式深空飞行器编队控制

李 鹏, 崔平远, 崔祜涛

(哈尔滨工业大学 深空探测基础研究中心, 黑龙江 哈尔滨 150080)

摘要: 针对深空探测任务中飞行器编队的控制问题, 提出了一种基于线性矩阵不等式(LMI)的分散式控制方案. 该方案考虑了深空编队与传统的近地编队之间的差异, 把该方案转化为一类LMI问题; 对比传统的基于"黎卡提方程–线性二次调节器"(Riccati-LQR)的编队方法, 本方法更精确地实现了控制目标, 并减轻了通讯压力, 降低了燃耗. 对该方案的仿真实例, 展示出在燃耗最小及编队质心位置不变的条件下, 队形机动的实现过程; 并对结果作出了分析.

关键词: 深空探测; 飞行器; 编队飞行; 线性矩阵不等式; 控制策略

中图分类号: V448 **文献标识码**: A

The decentralized control of formation flying spacecraft in deep space based on LMI

LI Peng, CUI Ping-yuan, CUI Hu-tao

(Deep Space Exploration Research Center, Harbin Institute of Technology, Harbin Heilongjiang 150080, China)

Abstract: A decentralized control strategy for formation flying spacecraft in deep space mission is proposed based on LMI. This scheme takes account of the difference between the deep space formation and the near-earth formation, and is converted into an LMI problem. In comparing with the traditional Riccati-LQR-based formation control, this scheme achieves the control target with higher accuracy, relieves the communication burden and reduces the fuel consumption. Simulation examples of the proposed scheme demonstrate the process of formation adjustment and provide the result analysis, while minimizing the fuel consumption and holding the position of formation centroid.

Key words: deep space exploration; spacecraft; formation flying; linear matrix inequality; control strategy

1 引言(Introduction)

多飞行器编队飞行概念的提出, 很大程度上推动了空间探测及相关技术的发展. 关于近地编队飞行, 国内外已有多年较成熟的研究, 并已初步投入工程试验[1]. 随着深空探测任务如TPF、Darwin等开展的需求, 深空飞行器编队飞行的研究愈显重要. 美国JPL、欧空局等机构已将深空编队问题提上研究日程, 并展开了大量的理论和实验研究[2,3]. 该领域与我国深空探测工程的远期任务规划也息息相关, 成为未来空间科技领域的一个重要方向.

控制技术的应用是实现编队的关键, 其目的是在一定性能指标下, 满足飞行器位置、队形的调整要求. 对于近地编队的控制技术, 已有多角度的详细分析[1,4]; 对于深空编队的控制, 尚处于初步研究阶段. 其中, Smith与Hadaegh于2002年较系统地阐述了深空编队的控制策略[5], 而后Sultan、Bikdash等对其应用做了进一步研究[6,7].

传统的近地编队一般基于飞行器相对地心的绝对位置测量, 该方法用于深空编队则会导致测量不准确, 通讯压力过大. 本文综合上述成果尤其Smith的编队思想, 基于飞行器相对位置设计分散式控制器, 提高了控制精度, 减轻了通讯压力. 进而基于LMI和相对测量转换, 实现队形机动调整, 与基于直接解Riccati方程的LQR集中式控制相比, 更好地满足了燃耗最小或编队质心位置不变的指标.

2 深空编队模型与分散式控制(Deep space formation model and decentralized control)

2.1 深空编队模型 (Deep space formation model)

不失一般性地, 建立如图1所示日心惯性系下的三飞行器深空编队. 假定飞行器可进行理想的姿态控制, 则该深空编队问题演化为位置控制问题.

如前所述, 在深空中, 采用可以精确测量的"相对位置量"(可达mm甚至更高精度)代替传统的利用地球信息的"绝对位置量"(一般km级别), 则编

收稿日期: 2006−10−16; 收修改稿日期: 2007−06−26.

队飞行的相对动力学模型可描述为:

$$\rho_{ij} = f(x, u_i), \tag{1}$$

式中: 相对位置量$\rho_{ij} = r_j - r_i; i = 1, 2; j = i + 1$; x为编队的状态量; $u_i = K(\rho_{cmd}, \rho_{ij})$为所求控制器($\rho_{cmd}$为控制参考输入), 以保证性能指标$J(\rho_{ij}, u_i)$最小.

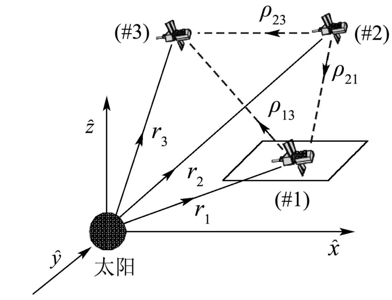
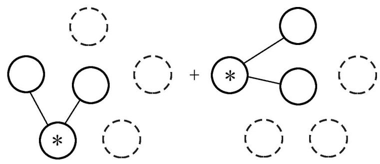


图 1　深空飞行器编队模型

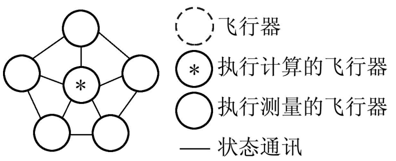
Fig. 1　Deep space spacecraft formation model

2.2　分散式控制 (Decentralized control)

可以采取不同的测量、控制、通讯手段来实现编队控制, 这类问题在近地和深空编队都有相关研究[4~7]. 从控制拓扑角度, 可将编队策略分为"集中式策略"和"分散式策略", 如图2所示.



(a)　分散式策略



(b) 集中式策略

图 2　六飞行器集散拓扑

Fig. 2　Six spacecrafts centralized/decentralized topology

对于集中式策略, 中心飞行器收集所有编队成员的测量信息, 经计算得到机动控制结果, 送回各飞行器; 对于分散式策略, 控制量的计算只依赖于编队变量的一个子集, 产生机动的控制器被等效分散在各个飞行器上, 测量信息通过子控制器在编队间传递, 从而增强了实时性, 减轻了通讯压力.

以图1所示三飞行器编队为例, 取

$$T_1 = \begin{bmatrix} I & 0 & 0 \\ 0 & I & 0 \\ -I & 0 & I \end{bmatrix},$$

用$\hat{K} = KT_1$代替K, 则:

$$u = \hat{K}\rho = KT_1\rho =$$
$$\begin{bmatrix} K_{11} & K_{12} & K_{13} \\ K_{21} & K_{22} & K_{23} \\ K_{31} & K_{32} & K_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I & 0 & 0 \\ 0 & I & 0 \\ -I & 0 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \rho_{12} \\ \rho_{13} \\ \rho_{23} \end{bmatrix} =$$
$$\begin{bmatrix} K_{11}-K_{13} & K_{12}+K_{13} \\ K_{21}-K_{23} & K_{22}+K_{23} \\ K_{31}-K_{33} & K_{32}+K_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \rho_{12} \\ \rho_{13} \end{bmatrix}.$$

可见, T_1将ρ_{23}从控制器中移除(ρ_{23}视作与飞行器#1无关的测量量). 因此, 将K替换为$\hat{K}$实现了一种测量量的转换.

将单位阵分解: $I = \sum\limits_{i=1}^{N} E_i$, 则分散式控制器$\hat{K} = \sum\limits_{i=1}^{N} E_i K T_i$ ($\hat{K}_1 = E_1 K T_1, \hat{K}_2 = E_2 K T_2 \cdots$) 替代了原集中式控制器$K$, 其中$\hat{K}_i$提供了飞行器$\#i$的局部控制律. 可证: 虽然用$\hat{K}_i$替代$K$并不等价, 但系统稳定性和跟踪性能不变[5].

3　引入LMI的控制方案(LMI control scheme)

考虑编队动力学方程的线性状态空间描述:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bu, \\ \rho &= Cx. \end{aligned} \tag{2}$$

由于编队质心的位置和速度不能由相对位置确定, 即状态x不完全可观, 故通过变换$Tx = [x_{\bar{o}}^{\mathrm{T}}\ x_o^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}}$得到状态空间的可观性分解形式:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{x}_{\bar{o}} \\ \dot{x}_o \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} A_{\bar{o}} & A_{\bar{o}o} \\ 0 & A_o \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{\bar{o}} \\ x_o \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{\bar{o}} \\ B_o \end{bmatrix} u, \\ \rho &= \begin{bmatrix} 0 & C_o \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{\bar{o}} \\ x_o \end{bmatrix}. \end{aligned} \tag{3}$$

3.1　带状态观测器的状态反馈系统设计 (Design of state feedback system with state observer)

1) 状态反馈控制律设计.

由式(2)得可观子系统:

$$\begin{aligned} \dot{x}_o &= A_o x_o + B_o u, \\ \rho &= C_o x_o. \end{aligned} \tag{4}$$

状态反馈设计问题可以描述为: 寻求控制器, 将$X_0 = \{x_o | x_o^{\mathrm{T}} X_0 x_o < 1, X_0 = X_0^{\mathrm{T}} > 0\}$内的初始状态控制到零点, 且满足:

$$\|Q_o x_o\|_2^2 + \|Q_u u\|_2^2 \leqslant \gamma_o^2, \tag{5}$$

其中, Q_o和Q_u为对称正定加权阵, 设计目的是通过最小化γ_o来寻求最优控制器. 这可以归结为一个LMI优化问题, 表述过程如下:

a) 由LMI理论[8], 对于本文所述LTI稳定系统, 存在对称阵P, 使得

$$P(A_o+B_oK_o)^{\mathrm T}+(A_o+B_oK_o)P<0. \tag{6}$$

记

$$K_o=YP^{-1}, \tag{7}$$

则式(6)等价为:

$$P(A_o+B_oYP^{-1})^{\mathrm T}+(A_o+B_oYP^{-1})P<0 \Leftrightarrow$$
$$PA_o^{\mathrm T}+PP^{-1}Y^{\mathrm T}B_o^{\mathrm T}+A_oP+B_oYP^{-1}P<0 \Leftrightarrow$$
$$PA_o^{\mathrm T}+A_oP+B_oY+Y^{\mathrm T}B_o^{\mathrm T}<0.$$

记

$$MM=PA_o^{\mathrm T}+A_oP+B_oY+Y^{\mathrm T}B_o^{\mathrm T},$$

则有

$$MM<0. \tag{8}$$

b) 由式(5), 令

$$\|Q_ox_o\|_2^2+\|Q_uu\|_2^2<0 \Leftrightarrow$$
$$(Q_ox_o)^{\mathrm T}(Q_ox_o)+(Q_uu)^{\mathrm T}(Q_uu)<0 \Leftrightarrow$$
$$x_o^{\mathrm T}Q_o^{\mathrm T}Q_ox_o+u^{\mathrm T}Q_u^{\mathrm T}Q_uu<0,$$

代入反馈控制律$u=K_ox_o$, 得

$$x_o^{\mathrm T}Q_o^{\mathrm T}Q_ox_o+x_o^{\mathrm T}K_o^{\mathrm T}Q_u^{\mathrm T}Q_uK_ox_o<0 \Leftrightarrow$$
$$x_o^{\mathrm T}(Q_o^{\mathrm T}Q_o+K_o^{\mathrm T}Q_u^{\mathrm T}Q_uK_o)x_o<0 \Leftrightarrow$$
$$Q_o^{\mathrm T}Q_o+K_o^{\mathrm T}Q_u^{\mathrm T}Q_uK_o<0,$$

代入式(7), 得

$$Q_o^{\mathrm T}Q_o+P^{-1}Y^{\mathrm T}Q_u^{\mathrm T}Q_uYP^{-1}<0,$$

不等式两侧分别左乘和右乘P, 得

$$PQ_o^{\mathrm T}Q_oP+Y^{\mathrm T}Q_u^{\mathrm T}Q_uY<0,$$

故有

$$PQ_o^2P+YQ_u^2Y^{\mathrm T}<0. \tag{9}$$

c) 联合式(8)(9), 得

$$MM+PQ_o^2P+YQ_u^2Y^{\mathrm T}<0,$$

故有

$$MM-\begin{bmatrix}P & Y\end{bmatrix}\begin{bmatrix}-Q_o^{-2} & \\ & -Q_u^{-2}\end{bmatrix}^{-1}\begin{bmatrix}P\\ Y^{\mathrm T}\end{bmatrix}<0. \tag{10}$$

d) 由“Schur补性质”, 对式(10), S_{11},S_{12},S_{22}分别为: MM, $\begin{bmatrix}-P & -Y\end{bmatrix}$, $\begin{bmatrix}-Q_o^{-2} & \\ & -Q_u^{-2}\end{bmatrix}$, 故有:

$$S=\begin{bmatrix}S_{11} & S_{12}\\ S_{21} & S_{22}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}MM & -P & -Y\\ -P & -Q_o^{-2} & 0\\ -Y^{\mathrm T} & 0 & -Q_u^{-2}\end{bmatrix}<0.$$

e) 至此, 该LMI问题可表述为:

$$\min_{\gamma_o,P,Y}\ \gamma_o, \text{满足:}$$

$$\gamma_o>0, P=P^{\mathrm T}>0, \begin{bmatrix}\gamma_o^2X_o^2 & I\\ I & P\end{bmatrix}>0,$$

$$\begin{bmatrix}PA_o^{\mathrm T}+A_oP+B_oY+Y^{\mathrm T}B_o^{\mathrm T} & -P & -Y\\ -P & -Q_o^{-2} & 0\\ -Y^{\mathrm T} & 0 & -Q_u^{-2}\end{bmatrix}<0. \tag{11}$$

通过求解LMI, 得到Y与P, 代入式(7)得反馈增益阵K_o, 进而得反馈控制律$u=K_ox_o$.

2) 状态观测器设计.

观测器增益阵L的设计与上述K_o类似, 所不同的是将问题归结为一个“双LMIs”问题, 解法类同.

关于输入增益阵F的设计, 可由$x_\infty=M_\rho\rho_{cmd}$结合$\rho_{cmd}$的奇异值分解得$M_\rho$, 进而取$F=-K_oM_\rho$.

综上, 可设计状态观测器为

$$\dot{\hat{x}}_0=[A_o+B_oK_o+LC_o]\,\hat{x}_o-\begin{bmatrix}B_oK_oM_\rho & L\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\rho_{cmd}\\ \rho\end{bmatrix}. \tag{12}$$

式中$\hat{x}_o$为系统可观状态量的估计值. 带观测器的状态反馈系统结构如图3所示.

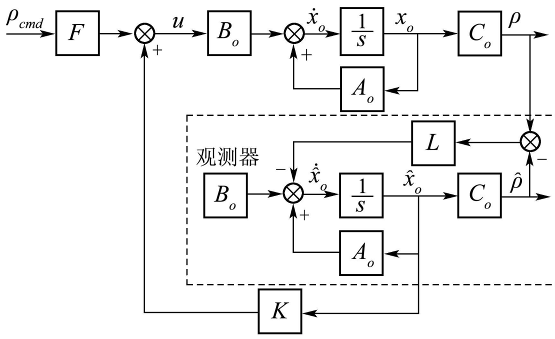


图 3 带状态观测器的状态反馈

Fig. 3 State feedback with state observer

3.2 燃料消耗最小及质心位置不变的编队控制(Formation control of minimizing fuel consumption and holding centroid position)

1) 燃料消耗最小的控制策略.

对N个飞行器, 定义性能指标

$$J_u\triangleq\sum_{i=1}^{N}|u_i|. \tag{13}$$

要使整个编队的燃耗最小, 即保证$\min\limits_u J_u$. 第4节将给出本方案的仿真实例.

2) 质心位置不变的控制策略.

如前所述, 系统的不可观状态源于编队质心的运动, 因此从这个角度出发, 制定保持质心位置不变的控制策略.

编队系统不可观状态$x_{\bar{o}}$的动力学方程为

$$\dot{x}_{\bar{o}} = A_{\bar{o}} x_{\bar{o}} + A_{\bar{o}o} x_o + B_{\bar{o}} u. \tag{14}$$

注意到$x_{\bar{o}}$的不可观性, 对其作开环临界稳定估计是可行的. 因此, 与3.1所述问题完全类似, 将此设计问题描述为: 寻求控制器, 将所有在范围$X_0 = \{x_{\bar{o}} | x_{\bar{o}}^{\mathrm{T}} X_0 x_{\bar{o}} < 1, X_0 = X_0^{\mathrm{T}} > 0\}$内的初始状态控制到零点, 且满足:

$$\|Q_{\bar{o}} x_{\bar{o}}\|_2^2 + \|Q_u u\|_2^2 \leqslant \gamma_{\bar{o}}^2. \tag{15}$$

该过程亦可以归结为一个LMI优化问题, 可解得所求阵X, P, 及$K_{\bar{o}o}$, 并利用$K_{\bar{o}} = XP^{-1}$得到增益阵$K_{\bar{o}}$(过程略).

3.3 控制器确定及与Riccati方法的比较 (Controller determination and comparison with Riccati method)

综合3.1与3.2, 得飞行器#i的控制器最终形式:

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \dot{\hat{x}}_{\bar{o}} \\ \dot{\hat{x}}_o \end{bmatrix} = AA \begin{bmatrix} \hat{x}_{\bar{o}} \\ \hat{x}_o \end{bmatrix} + BB \begin{bmatrix} T_0 & 0 \\ 0 & T_j \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \rho_{cmd} \\ \rho \end{bmatrix}, \\ u_i = CC \begin{bmatrix} \hat{x}_{\bar{o}} \\ \hat{x}_o \end{bmatrix} + DD \begin{bmatrix} T_0 & 0 \\ 0 & T_j \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \rho_{cmd} \\ \rho \end{bmatrix}, \end{cases} \tag{16}$$

其中AA, BB, CC, DD分别为:

$$\begin{bmatrix} A_{\bar{o}} - B_{\bar{o}} B_{\perp} K_{\bar{o}} & A_{\bar{o}o} + B_{\bar{o}}(K_o - B_{\perp}(B_{\perp}^{\mathrm{T}} K_o - K_{\bar{o}o})) \\ 0 & A_o + LC_o + B_o K_o \end{bmatrix},$$

$$\begin{bmatrix} -B_{\bar{o}}(I - B_{\perp} B_{\perp}^{\mathrm{T}}) K_o M_\rho & 0 \\ -B_{\bar{o}} K_o M_\rho & -L \end{bmatrix},$$

$$E_i \begin{bmatrix} -B_{\perp} K_{\bar{o}} & (I - B_{\perp} B_{\perp}^{\mathrm{T}}) K_o - B_{\perp} K_{\bar{o}o} \end{bmatrix},$$

$$E_i \begin{bmatrix} -(I - B_{\perp} B_{\perp}^{\mathrm{T}}) K_o M_\rho & 0 \end{bmatrix}.$$

式中$B_{\perp}$可由$B_{\bar{o}} B_{\perp} = 0$奇异值分解得到, T_i是如2.2所述相对位置测量转换矩阵, T_0是单位阵. 该控制器通过带观测器的$\hat{x}_o$的反馈实现相对位置量控制, 并通过$\hat{x}_{\bar{o}}$的反馈实现编队质心的位置量控制.

直接解Riccati方程求反馈增益是设计控制器的另一种思路, 也是一种常规方案. 在本文实例中, 首先解Riccati方程, 进而得反馈阵K_{opt}, 然后利用Nonzero set-point LQR[9]可得线性二次型最优解:

$$u_{\mathrm{opt}} = -K_{\mathrm{opt}} x + [C(BK_{\mathrm{opt}} - A)^{-1} B]^{-1} y_{\mathrm{d}}, \tag{17}$$

式中y_{d}为编队队形调整后的相对位置量. Riccati方程中正定加权阵的确定可遵从Bryson法则[10].

可见, Riccati方法较简便、直观, LMI方法的表述过程相对复杂. 然而, 从实际计算角度, 一旦线性矩阵不等式形式确立, 便可利用MathWorks提供的LMI Tools一次性求解; 并且由于LMI本质为解凸优化问题, 因而不需参数预调整, 这在求解关于观测器增益阵L时的双LMIs问题时, 优势尤其明显. 第4节将通过仿真给出说明.

4 仿真实例(Simulation instances)

4.1 仿真条件 (Simulation conditions)

考虑四飞行器编队, 距日心距离$|r| \approx 1$ AU(1个天文单位), 飞行器间相对距离$|\rho| \leqslant 1$ km, 各飞行器质量为700 kg, 发动机推力范围为1～100 mN, 飞行器的有效表面积为15 m^2.

分析TPF任务[2]可知, 在上述条件下, 对飞行器间的相对运动而言, 太阳引力与太阳光压是除发动机推力外的主要作用力. 由此, 建立第i与$j(i, j = 1, 2 \cdots 4; i \neq j)$个飞行器的相对动力学方程:

$$\ddot{\rho}_{ij} = -\mu_s \Big(\frac{r_i}{|r_i|^3} - \frac{r_j}{|r_j|^3}\Big) + b_{ij} + u_{ij}, \tag{18}$$

式中: $\mu_s = 1.32712440 \times 10^{11}\ \mathrm{km}^3/\mathrm{s}^2$为太阳引力常数, b_{ij}为太阳光压差, u_{ij}为飞行器发动机推力差, 具体计算方法详见TPF任务[2].

4.2 仿真结果及分析(Simulations and analysis)

1) 方型编队转“一”型编队的控制仿真.

在上述仿真条件下, 基于LMI的分散式控制方案, 进行队形调整控制. 假定在二维坐标系中, 四个飞行器的初始队形为200 m的正方形, 坐标原点定为编队质心, 太阳位于$-x$方向. 控制目的是将队形调整为间隔200 m的“一”型, 保证燃料消耗最小, 或编队质心位置不变.

基于前述控制策略, 得到满足燃料消耗最小或编队质心位置不变的飞行器轨道如图4所示. 其中, “□”表示坐标原点, “×”表示飞行器初态位置, “○”表示末态位置.

2) LMI分散控制与Riccati-LQR集中控制比较.

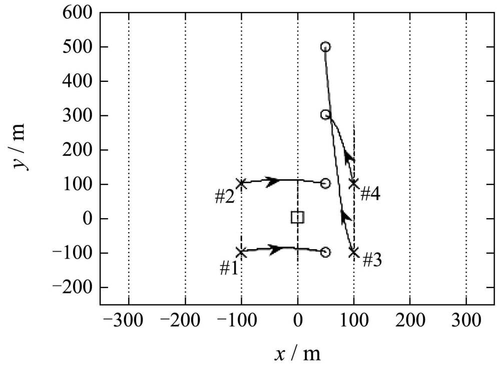
将基于LMI的分散控制与基于Riccati-LQR的集中控制分别应用于编队队形调整, 得到“时间－燃耗指标”的曲线如图5所示.

3) 仿真结果分析.

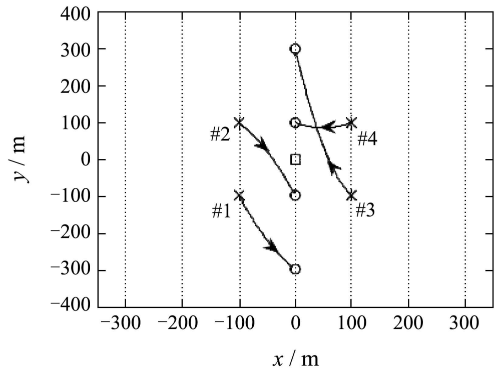
从图4和5可以看出, 通过相对位置测量量的转换策略, 每个飞行器都能直接或间接(借助通讯)得到用于控制的相对位置量; 而基于LMI的分散控制策略较好地实现了控制目的, 与传统的基于Riccati-LQR的集中控制相比, 计算的复杂度有所降低, 且节省燃耗约10.6%, 这在深空探测中具有重要意义.

需要注意, 由于探测器具有一定体积而非理想质点, 所以在机动过程中可能出现“LOS(视线)阻塞”现象, 这时需要借助通讯来间接得到一些相对位置量的测量. 这也可视为一种“相对测量转换”思想. 图6表示了LOS阻塞的两种常见情形. 以$*$表示借助通讯间接得到的相对位置测量量, 则两种情形下飞行器#1的测量量分别

为$[r_{12}, r_{13}, r_{24}^*]$和$[r_{12}, r_{23}^*, r_{24}^*]$.



(a) 满足燃料消耗最小的编队轨道



(b) 保持编队质心位置不变的编队轨道

图 4 基于LMI分散控制的编队队形机动

Fig. 4 LMI based decentralized formation adjustment

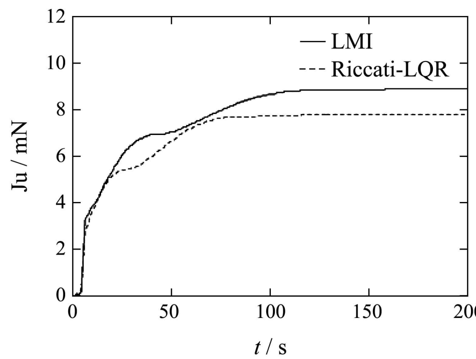


图 5 LMI分散控制与Riccati-LQR集中控制性能比较

Fig. 5 Performance comparison of LMI decentralized control and Riccati-LQR centralized control

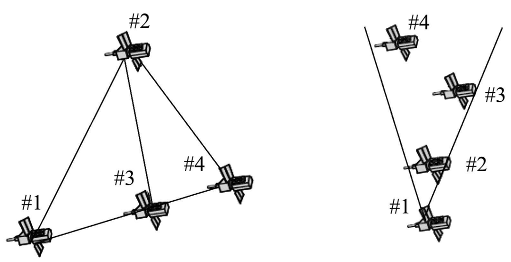


图 6 LOS阻塞与测量转换

Fig. 6 LOS block and measurement transfer

可见, 本文的控制策略只是在适当时候利用通讯(如发生LOS阻塞时), 因此将大大减轻通讯压力. 当然, 在某些场合, 如系统初始化及执行编队监督任务时, 也需要借助部分通讯.

5 结论(Conclusion)

基于相对位置测量转换, 解决了深空编队中绝对位置测量不精确或难以测量的问题, 并转化为基于LMI的分散控制器策略. 与传统的基于Riccati-LQR的集中控制策略相比, 更好地满足了燃料消耗最小或编队质心位置不变的队形控制要求.

本文所用策略具有一定实用优势, 它不像传统编队控制方法那样, 将测量或状态信息在飞行器间往返通讯, 这便不需要对飞行器实现时间同步, 放宽了对通讯的约束. 应指出, 该方案并未考虑通讯延迟和随机噪声对全局稳定性的影响, 从严格意义上讲, 需要对这两个方面作详细的分析和规划, 进行更具实时性和鲁棒性的控制方法的深入研究.

参考文献(References):

[1] BRISTOW J, FOLTA D, HARTMAN K. Formation flying technology vision[C] // *AIAA Space 2000 Conference and Exposition*. California: AIAA Press, 2000, 4: 2836 – 2841.

[2] LINDENSMITH C. Terrestrial Planet Finder: technology development plans and progress[C] // *Proceedings of the IEEE Aerospace Conference*. Montana: IEEE Press, 2004, 6: 4186 – 4189.

[3] FRIDLUND C V M, CAPACCIONI F. Infrared space interferometry - the DARWIN mission[J]. *Advances in Space Research*, 2002, 30(9): 2135 – 2145.

[4] TILLERSON M, BREGER L, HOW J. Distributed coordination and control of formation flying spacecraft[C] // *Proceedings of the American Control Conference*. Colorado: IEEE Press, 2003, 2: 1740 – 1745.

[5] SMITH R S, HADAEGH F Y. Control topologies for deep space formation flying spacecraft[C] // *Proceedings of the American Control Conference*. Alaska: IEEE Press, 2002, 4: 2836 – 2841.

[6] SULTAN C, SEEREERAM S, MEHRA R K. Energy optimal multi-spacecraft relative reconfiguration of deep space formation flying[C] // *Proceedings of the 43rd IEEE Conference on Decision and Control*. Nassau: IEEE Press, 2004, 1: 284 – 289.

[7] BIKDASH M, HADAEGH F Y, SCHARF D, et al. Three-dimensional analysis of basic formation initialization algorithms in deep space[C] // *Proceedings of the American Control Conference*. Boston: IEEE Press, 2004, 4: 3447 – 3453.

[8] BOYD S P, GHAOUI EL, FERON E, et al. *Linear Matrix Inequalities in System and Control Theory*[M]. Philadelphia: Society for Industrial and Applied Mathematics, 1994.

[9] BERNSTEIN D, HADDAD W. Optimal output feedback for nonzero set point regulation[J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1987, 32(7): 641 – 645.

[10] BRYSON A E, HO Y C. *Applied Optimal Control*[M]. New York: Hemisphere, 1975.

作者简介:

李 鹏 (1980—), 男, 博士研究生, 主要研究方向为深空探测编队飞行、自主导航与控制, E-mail: lipengedu@gmail.com;

崔平远 (1961—), 男, 教授, 博士生导师, 主要研究方向为控制理论与应用、神经网络建模与控制、基于信息融合的车辆组合导航、深空探测关键技术;

崔祜涛 (1970—), 男, 教授, 博士生导师, 主要研究方向为深空探测自主导航与控制、轨道设计、飞行器动力学与控制.