

文章编号: 1001- 2486(2007) 03- 0006- 05

基于大气阻力的卫星编队构形沿航迹模糊控制方法*

郝继刚¹, 张育林²

(1. 国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073;

2. 清华大学 宇航技术研究中心, 北京 100084)

摘要: 大气摄动会造成近地轨道卫星编队构形产生沿航迹方向漂移。面质比直接决定了大气阻力引起的长半轴衰减, 因此可以通过调整面质比实现对构形沿航迹漂移的控制。以构形绕飞中心的漂移距离和编队卫星长半轴差作为输入量, 以面质比改变量作为控制量, 研究了编队构形沿航迹模糊控制方法。设计了输入量的模糊语言变量和模糊控制规则; 根据 Mamdani 模糊推理算法进行模糊推理; 以面积中心法实现了控制量解模糊化。仿真结果表明, 对于文中给定的算例, 沿航迹漂移距离能够控制在 20m 之内。对于构形存在初始误差的情况下, 该方法也具有较好的控制效果。

关键词: 编队构形; 大气阻力; 模糊控制

中图分类号: V239.1 **文献标识码:** A

A Fuzzy Control Method for In-track Drift of Satellite Formation Configuration Based on Atmosphere Drag

HAO Ji-gang¹, ZHANG Yu-lin²

(1. College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Space Research Center, Tsinghua Univ., Beijing 100084, China)

Abstract: LEO satellite formation configurations may get an in-track drift under the perturbation of atmosphere. The area-mass-ratio of the satellite directly influences the decrease of semi-major axis caused by the perturbation atmosphere, so the in-track drift can be controlled by the adjustment of the area-mass-ratio. Taking the drift distance of the formation center and the difference of the semi-major axes as the input, and the change of area-mass-ratio as the control, a fuzzy controller for in-track drift of formation configuration was studied. On the basis of the design of the input fuzzification and the fuzzy rules, the Mamdani inference was used in the fuzzy inference, followed with a centroidal defuzzification. The simulation indicates that the drift distance can be controlled within 20m, with the given condition. The method proves effective, even with the presence of initial errors.

Key words: formation configuration; atmosphere drag; fuzzy control

相对稳定的编队构形是分布式卫星区别于传统卫星星座的特征之一^[1], 更是系统实现其任务功能的前提条件^[2]。编队构形在空间各种摄动因素的影响下不断发散, 因此需要对其进行控制, 以满足任务对构形的要求。对于近地轨道分布式卫星而言, 大气摄动是造成构形发散的主要因素之一。文献[3]研究了大气摄动影响下构形的发散情况, 并提出了补偿大气摄动影响的长半轴修正方法。文献[4]提出了一种基于气动板的构形控制方案, 该方案通过气动板将环绕星的面质比改变 10%, 在控制周期为每天一次的情况下, 能够有效地对构形沿航迹方向的漂移进行控制。

本文采用模糊控制方法, 研究基于大气阻力的编队构形沿航迹控制方法。该方法以构形绕飞中心的漂移距离和编队卫星的长半轴差作为输入量, 以面质比的改变量作为控制量, 采用 Mamdani 模糊推理算法进行控制器设计。该方法通过调整卫星面质比实现构形控制, 不需要消耗星上燃料, 因此对编队构形的长期保持控制具有重要意义。

* 收稿日期: 2006- 12- 15

基金项目: 国家自然科学基金资助项目

作者简介: 郝继刚(1978-), 男, 博士生。

1 问题描述

不失一般性, 考虑由两颗卫星组成的编队, 其中作为相对运动参照基准的卫星称为参考星, 另一个称为环绕星。基于动力学和运动学的相对运动分析都指出, 编队飞行卫星相对运动轨迹在参考星轨道面内的投影为长、短轴之比为 2:1 的椭圆, 垂直参考星轨道面的运动则为与轨道面内运动不耦合的振动^[5-6]。

1.1 大气摄动影响下的编队构形发散

在大气摄动影响下, 卫星轨道高度降低, 即造成轨道长半轴衰减^[7]。受大气摄动的长半轴高斯摄动方程为

$$\frac{da}{dt} = -na^2(1-e^2)^{-\frac{3}{2}}C_Dk\rho(1+2e\cos f+e^2)^{\frac{3}{2}} \quad (1)$$

其中, a, e, f 分别为轨道长半轴、偏心率和真近点角, n 为轨道平均角速度, C_D 为阻力系数, $k = \frac{S}{m}$ 为面质比, S 为卫星迎风面积, m 为卫星质量, ρ 为大气密度。

在编队卫星面质比相同的情况下, 大气密度分布的周日效应会导致卫星轨道长半轴的衰减速度不同。若环绕星的长半轴衰减速度比参考星快, 则环绕星的轨道角速度相对于参考星会逐渐加快, 进而引起绕飞轨迹沿航迹方向向前漂移^[3]。

若参考星轨道长半轴为 a_0 , 环绕星轨道长半轴为 $a_c = a_0 + \Delta a$, 在长半轴差 Δa 相对于 a_0 为小量的条件下, 绕飞轨迹的沿航迹漂移 d 的变化率可近似表示为^[8]

$$\dot{d} \approx -\frac{3}{2}n_0\Delta a \quad (2)$$

其中, n_0 为参考星的轨道平均角速度。由式(2)可知, 相对漂移速度与两颗星的长半轴差近似为线性关系。

当编队卫星的长半轴不同时, 绕飞轨迹就会发生沿航迹方向的漂移。由式(1)可知, 只需改变卫星的面质比, 就能够起到改变长半轴变化率的效果。因此, 可以通过调整面质比的方式来控制两星之间的长半轴差, 进而实现对沿航迹相对漂移的控制。对卫星面质比的调整, 实际上是对卫星迎风面积的调节, 可以采用可伸缩的气动板来实现。

1.2 控制输入量的获取

实现对绕飞轨迹沿航迹相对漂移的控制, 首先需要知道相对漂移的距离和速度。目前有关研究指出, 采用无线电、光学以及 GPS 等测量手段, 可以获得星间的相对状态, 包括相对位置和速度。在相对状态确知的情况下, 可以通过绕飞构形的几何特性, 求取构形中心的位置。文献[4]给出了一种通过对环绕星沿航迹最远和最近两个距离求平均的方式, 求取构形中心沿航迹漂移距离。这种方法需要一个轨道周期才能更新一次数据, 数据更新较慢。这里给出一种直接采用相对位置和速度的方法, 可根据相对状态实时求得构形中心的漂移距离。考虑到绕飞轨迹在轨道面内的投影为 2:1 椭圆, 建立椭圆轨迹的参数方程并消去其中的未知参数, 经过化简可得相对漂移距离

$$d = y - \frac{2v_x}{n_0} \quad (3)$$

其中, y 为环绕星在沿航迹方向的相对位置, v_x 为径向方向的相对速度。

由于相对漂移速度和长半轴差存在线性关系, 所以只需获得长半轴差 Δa 即可。 Δa 也可以通过相对状态求得。文献[9]给出了轨道根数偏差与相对状态之间的转换关系, 由于公式繁杂冗长, 本文不予列出。

2 模糊控制器设计

由式(2)可知, 构形的沿航迹相对漂移可以视为一个二阶线性系统。从理论上说, 只需得到长半轴

差 Δa 的变化率与面质比调整量之间的关系, 就可以方便地对系统进行分析与综合。但事实上, 由于大气密度分布非常复杂且随时间不断变化, 要得到 Δa 变化率与面质比调整量之间的解析关系是非常困难的, 这为控制器设计带来极大的不利。模糊控制技术以对过程的语言经验为基础, 不需要精确的数学模型, 能够较好地处理控制过程中的不确定性^[10]。本文以模糊控制技术作为基础进行控制器设计, 只需根据相对漂移距离和长半轴差, 按照既定模糊规则生成控制量即可, 避免了对 Δa 变化率与面质比调整量关系的精确求解。

2.1 变量模糊化

为实现模糊推理, 需首先将输入输出变量进行模糊化处理, 定义合适的模糊语言变量, 并给出相应的隶属度函数。这里, 输入量包括相对漂移距离和长半轴差, 输出量为面质比的改变比例。

对相对漂移距离 d 建立 5 个模糊子集: 负大(NB)、负小(NS)、零(ZO)、正小(PS)、正大(PB), 其隶属度函数如图 1 所示; 对长半轴差 Δa 建立 3 个模糊子集: 负(N)、零(ZO)、正(P), 其隶属度函数如图 2 所示。两个输入量的论域均为实数集。

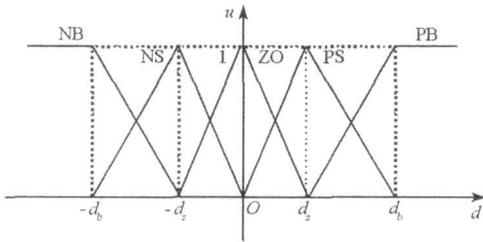


图 1 d 的隶属度函数

Fig. 1 Membership functions of d

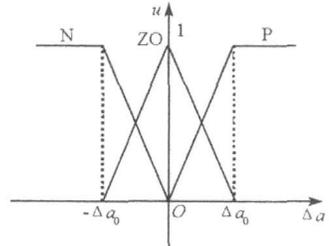


图 2 Δa 的隶属度函数

Fig. 2 Membership functions of Δa

与 d 类似, 对控制量 u 也建立 5 个模糊子集: 负大(NB)、负小(NS)、零(ZO)、正小(PS)、正大(PB)。但其隶属度函数与 d 不同, NB 和 PB 子集对应的同样为三角型隶属度函数, 而且各阈值的取值方式也不同, 如图 3 所示。

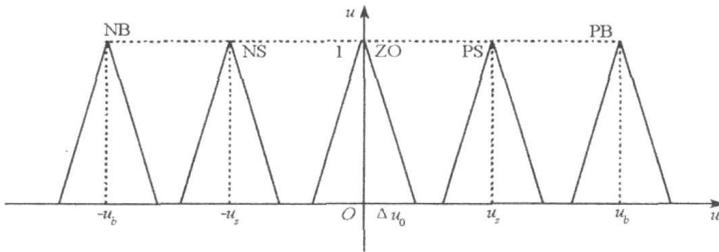


图 3 u 的隶属度函数

Fig. 3 Membership functions of u

2.2 模糊规则

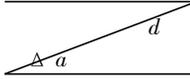
模糊控制器的规则一般基于专家知识或手动操作熟练人员长期积累的经验, 是按人的直觉推理的一种语言表示形式^[11]。模糊规则通常由一系列关系词连接而成, 比如 if then、else、also、and、or 等。对于编队构形的沿航迹漂移控制而言, 当漂移距离 $d > 0$ 时, 应该减小环绕星的面质比, 使绕飞轨迹逐渐向后漂移, 反之则增加面质比使其向前漂移; 当长半轴差 $\Delta a > 0$ 时, 应增加环绕星的面质比, 长半轴差逐渐缩小。将 d 与 Δa 的模糊子集两两组合, 可以形成 15 条模糊规则, 如表 1 所示。

2.3 模糊推理算法

对于表 1 给出的模糊规则, 可采用 Mamdani 极大-极小运算法实现模糊推理运算^[10]。经过模糊推理运算, 新的控制量隶属度可表示为:

$$\mu_U(u) = \bigvee_i [w_i \wedge \mu_{U_i}(u)] \tag{4}$$

表 1 模糊规则库
Tab. 1 Fuzzy rule base

	NB	NS	ZO	PS	PB
N	PS	ZO	ZO	NB	NB
ZO	PS	PS	ZO	NS	NS
P	PB	PB	ZO	ZO	NS

其中, $i = 1, \dots, 15$, 表示对所有规则进行运算, \vee 、 \wedge 分别表示求极大、极小运算, w_i 为第 i 条规则的合成度:

$$w_i = \mu_{b_i}(d) \wedge \mu_{a_i}(\Delta a) \quad (5)$$

2.4 解模糊化

模糊推理得到的结果是模糊值, 不能直接用于控制被控对象, 需要先进行解模糊化, 转化为一个执行机构能够接受的精确量。面积中心法是目前解模糊化算法中最引人注目的一种方法。依据此方法, 经解模糊化后的控制量表达式为:

$$u^* = \frac{\int \mu_U(u) u du}{\int \mu_U(u) du} \quad (6)$$

由于对面质比的调整比例很小, 一般说来只有几个百分点, 采用气动板实现卫星面质比的连续变化会带来较大误差, 因此这里根据控制量模糊子集的划分情况, 将面质比的调整量化为 5 个离散值, 对应于气动板 5 个固定的位置, 可以提高控制量的精度。此时控制量的表达式改为:

$$u = \begin{cases} \pm u_b, & |u^*| u_b < \Delta u \\ \pm u_s, & |u^*| u_s < \Delta u \\ 0, & \text{其他} \end{cases} \quad (7)$$

3 仿真算例

下面通过算例对方法进行验证。取参考星轨道高度为 409km, 两颗编队卫星的初始轨道根数见表 2, 这两颗卫星构成的构形为长半轴为 1000m 的共面绕飞椭圆。与隶属度函数取值有关的其他仿真参数如表 3 所示。两卫星的标称面质比为 0.0222。

表 2 编队初始轨道根数

Tab. 2 Initial orbit elements of formation

	长半轴(m)	偏心率	倾角($^\circ$)	升交点赤经($^\circ$)	近地点幅角($^\circ$)	平近点角($^\circ$)
参考星	6 787 137	0.0011	97.44	0	0	0
环绕星	6 787 137	0.001174	97.44	0	0	0

表 3 其他仿真参数

Tab. 3 Other parameters for simulation

d_s (m)	d_b (m)	Δa_0 (m)	u_s (%)	u_b (%)	Δu (%)
30	80	5	1	2	0.5

仿真过程采用高精度轨道动力学模型, 模型考虑了地球非球形摄动、大气摄动、日月引力摄动、固体潮摄动等各主要摄动因素, 其中大气密度模型采用改进的 Harris-Priester 模型。仿真 14d 后, 可得构形中心沿航迹漂移距离的变化曲线和长半轴差的变化曲线如图 4 所示。由仿真结果可以看出, 采用基于大气阻力的模糊控制方法能够将沿航迹漂移控制在 15m 以内, 长半轴差基本可控制在 0.1m 以内, 控制周期大约为 1d 左右。

分别考虑构形中心的初始位置在沿航迹方向上有 500m 误差和初始时刻轨道长半轴差为 10m 的情况。仿真 14d 后, 可得构形中心沿航迹漂移距离的变化曲线分别如图 5、6 所示。可以看出, 相对距离随

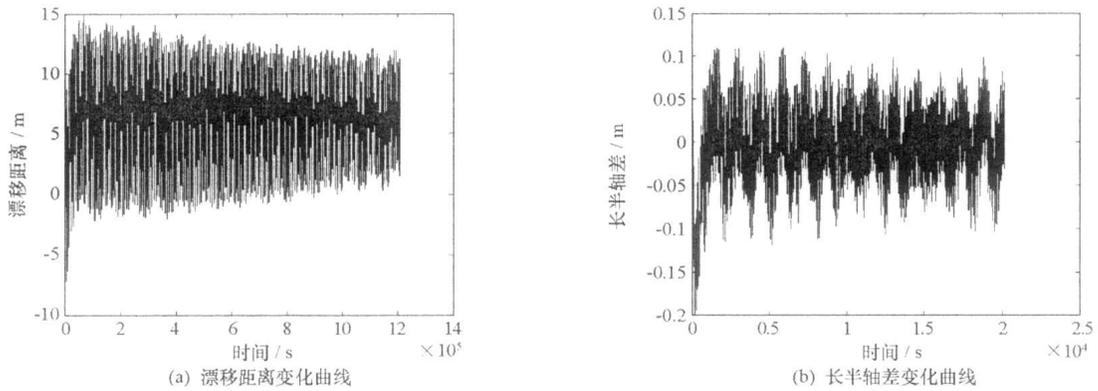


图4 相对距离与长半轴差变化曲线

Fig. 4 Change of drift distance and difference of semi-major axes

时间的推进迅速收敛,前者在9d左右,后者在10d左右,相对距离可收敛到稳定值附近。仿真结果表明,基于大气阻力的模糊控制方法能够对初始误差较好地实现收敛。

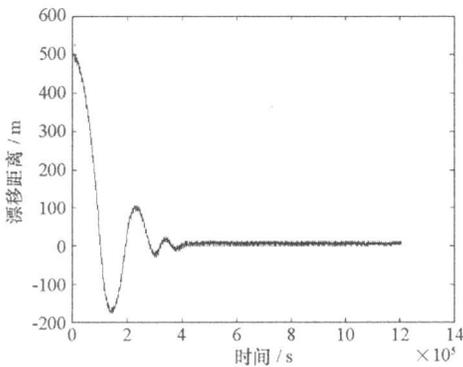
图5 漂移距离变化曲线($d_{error} = 500\text{m}$)

Fig. 5 Change of drift distance

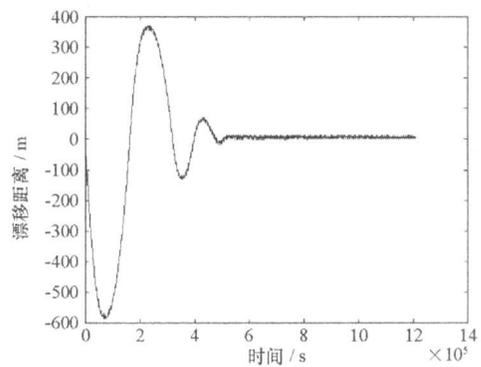
图6 漂移距离变化曲线($\Delta a_{error} = 10\text{m}$)

Fig. 6 Change of drift distance

4 结论

本文首先分析了大气摄动下编队构形的发散特性,然后在给出构形绕飞中心沿航迹漂移距离和长半轴差获取方法的基础上,提出了基于大气阻力的编队构形模糊控制方法。根据构形漂移距离和长半轴差的模糊化形式,设计了模糊规则库,以 Mamdani 模糊推理算法为基础给出模糊推理过程,最后按照面积中心法实现了控制量的解模糊化。仿真结果表明,对于轨道高度为409km的编队,在构形的绕飞椭圆长半轴为1000m的情况下,该方法能够将构形中心的漂移距离控制在20m之内。对于构形初始状态有误差的情况,该方法能够有效地将构形中心漂移距离控制到稳定值。

参考文献:

- [1] 赵军,肖业伦. 用于对地观测定位的编队飞行卫星群轨道构形设计[J]. 宇航学报, 2003, 24(6): 563-568.
- [2] 徐华平. 分布式小卫星合成孔径雷达理论与方法研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2003.
- [3] 黄卫东,张育林. 分布式卫星轨道构形的大气摄动分析及修正方法[J]. 宇航学报, 2005, 26(5): 649-652.
- [4] 文援兰,宋以胜,文景. 共面编队飞行卫星星座的控制[J]. 国防科技大学学报, 2004, 26(3): 24-28.
- [5] Schweighart A. Development and Analysis of a High Fidelity Linearized J2 Model for Satellite Formation Flying[D]. MIT Master Thesis, 2001: 23-52.
- [6] 曾国强,陈永志. 编队飞行稳定性及队形设计研究[J]. 装备指挥技术学院学报, 2002, 13(6): 38-42.
- [7] 杨嘉焯. 航天器轨道动力学与控制(上)[M]. 北京:宇航出版社, 1995: 122-131.
- [8] Hao J G, Zhang Y L. Application of Phase-plane Method in the Co-plane Formation Maintenance of Formation Flying Satellites[C]// Proceedings of the 25th Chinese Control Conference, Harbin, Heilongjiang, China, 7-11 August, 2006.
- [9] Alfriend K T, Schaub H, Gim D W. Gravitational Perturbations, Nonlinearity and Circular Orbit Assumption Effects on Formation Flying Control Strategies[R]. AAS 00-012, 2000.
- [10] 佟绍成. 非线性系统的自适应模糊控制[M]. 北京:科学出版社, 2006.
- [11] 诸静. 模糊控制原理与应用(第2版)[M]. 北京:机械工业出版社, 2005.