

# 空间应急飞行器姿态快速机动控制研究\*

黄文博<sup>1,2</sup>, 江振宇<sup>1</sup>, 张为华<sup>1</sup>, 蔡业泉<sup>2</sup>

(1. 国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073;  
2. 复杂系统仿真国家重点实验室总体实验室, 北京 100101)

**摘要:**以空间应急飞行器姿态快速控制过程为研究对象,对姿态快速解耦控制问题进行研究。采用决策树理论对时间最优控制和倾斜开关曲线控制这两种控制策略进行综合,以控制时间作为代价函数,获得三通道时间最优控制策略。与其他方法相比,本控制策略控制时间大幅缩短,控制精度满足设计需求。另外对控制器不同控制周期下的控制效果进行仿真比较,对控制器控制周期选择具有指导意义。

**关键词:**姿态控制;时间最优控制;姿态解耦;决策树理论

**中图分类号:** V448.22 **文献标志码:** A **文章编号:** 1011-2486(2012)04-0049-05

## Research of attitude control for fast maneuvers of responsive spacecraft

HUANG Wenbo<sup>1,2</sup>, JIANG Zhenyu<sup>1</sup>, ZHANG Weihua<sup>1</sup>, CAI Yequan<sup>2</sup>

(1. College of Aerospace and Materials Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;  
2. Science and Technology on Complex Systems Simulation Laboratory, Beijing 100101, China)

**Abstract:** The control process for the fast maneuvers of the responsive spacecraft was taken as the research object, and the rapid decoupling of the attitude control problem was investigated. A comprehensive control strategy which integrates time optimal control and tilt switch curve control was proposed based on the decision tree theory. Furthermore, the control time was taken as the cost function, the three-channel time optimal control strategy was obtained. Compared with other methods, the control time of the proposed strategy is reduced by nearly 10 seconds, and the control precision meets the design requirements. Additionally, control results were compared in case of different control cycles for the controller, and the instructional conclusions were provided for selecting and designing of the control cycle.

**Key words:** attitude control; time optimization control; attitude coupling; decision tree theory

飞行器姿态稳定和快速再定向是实现各种空间应急任务的基础,尤其针对空间应急任务,需要飞行器在最短时间内完成姿态调整,由于任务具有不确定性,通常需要进行大姿态快速机动。大角度姿态快速机动问题成为众多学者的研究热点:文献[1]在最小值原理的基础上,研究了完全刚体最短时间机动问题;文献[2-3]基于磁力矩器和反作用飞轮联合控制,对小卫星姿态大角度机动控制算法进行了推导;文献[4]针对航天器有效载荷快速持续指向地面或在轨特定目标等空间任务,研究了航天器姿态快速连续跟踪控制问题;文献[5]采用非线性跟踪控制算法,姿态指令不用转换到本体坐标系,可在不进行小角度假设条件下进行大姿态角快速机动。一般以偏航、俯仰和滚动三个姿态角对飞行器在三维空间中的姿态进行定义,姿态控制执行机构通常是按飞行器

本体对称布局,对绕飞行器惯量主轴的转动进行控制。姿态机动时由于姿态角瞬时转动轴和飞行器惯量主轴不重合,造成三个通道的耦合,尤其在大姿态机动时耦合非常强。姿态解耦控制也是当前的研究热点之一:文献[6]提出根据实时确定的箭体系到指令箭体系的方向余弦矩阵,使箭体系分别绕各轴同时转动的最佳解耦控制方法,保证了解耦和最小转角的最佳控制;文献[7]将各个通道之间的耦合视为干扰,应用非线性预测控制方法对各个通道的控制律进行设计。大气层外姿控发动机一般为常值推力发动机,如何保证控制精度和减少姿控发动机开关次数也有相关研究:文献[8]基于决策树理论对姿态控制中发动机切换次数和燃料消耗问题进行了研究;文献[9]基于预测控制方法设计了开关式姿态控制律,在存在较大干扰力矩的情况下仍然能够满足

\* 收稿日期:2011-10-24

基金项目:国家863计划资助项目

作者简介:黄文博(1983—),男,四川邻水人,博士研究生,E-mail:hwbnudt@163.com;

张为华(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:zwh\_kjs@163.com

姿态控制精度要求。

### 1 基于决策树策略的姿态快速解耦控制

空间应急飞行器的特点是快速性,与传统空间任务相比,节省时间比节省燃料更为重要。另一个特点是任务不确定性,在轨飞行时可能突然接收新任务,这时需要进行快速姿态及位置调整,很容易出现三通道大姿态角机动的情况,此时三通道的耦合较强,必须采取快速控制使得三通道姿态解耦,在航天器中通常采用的磁力矩器控制和飞轮控制方式往往不能满足快速性要求。

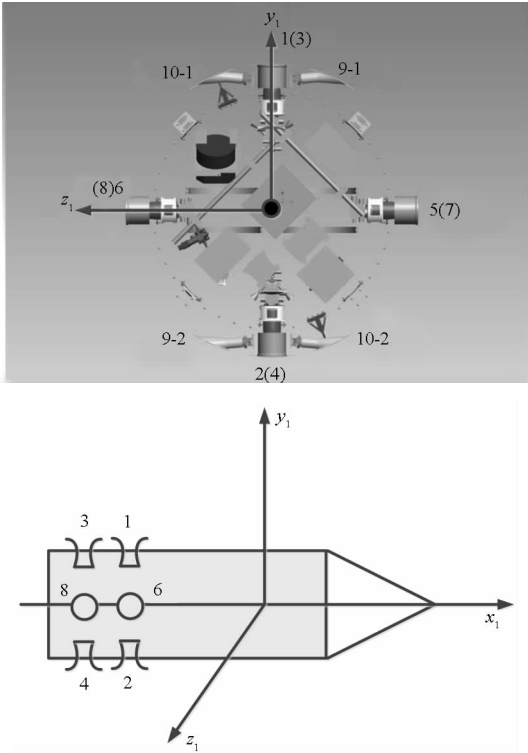


图 1 典型直接力姿控系统执行机构布局

Fig. 1 Typical layout of the reaction jet attitude control system

#### 1.1 三通道姿态解耦

典型的直接力姿态控制系统执行机构布局如图 1 所示。由安装特点可看出,执行机构对飞行器绕本体各轴的转动进行直接控制,各通道控制转动方程为:

$$\begin{cases} J_x \dot{\omega}_x + (J_z - J_y) \omega_z \omega_y = M_x \\ J_y \dot{\omega}_y + (J_x - J_z) \omega_x \omega_z = M_y \\ J_z \dot{\omega}_z + (J_y - J_x) \omega_x \omega_y = M_z \end{cases} \quad (1)$$

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$  为绕本体各轴的角速度,  $M_i (i = x, y, z)$  为执行机构对各轴的控制力矩,  $J_i (i = x, y, z)$  为各轴的转动惯量。以 321 顺序定义的飞行器的姿态角分别为俯仰角  $\varphi$ 、偏航角  $\psi$ 、滚转  $\gamma$ , 其与绕箭体系各轴的转动角速度  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  的关系如

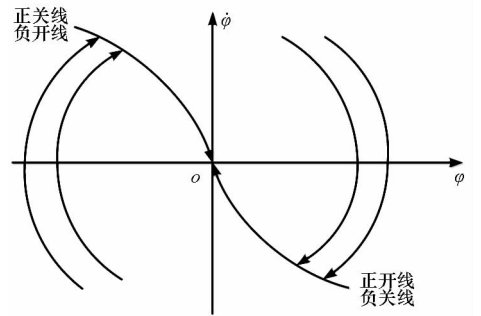
式(2)。

$$\begin{bmatrix} \dot{\gamma} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\varphi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\gamma \tan\psi & \cos\gamma \tan\psi \\ 0 & \cos\gamma & -\sin\gamma \\ 0 & \frac{\sin\gamma}{\cos\psi} & \frac{\cos\gamma}{\cos\psi} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (2)$$

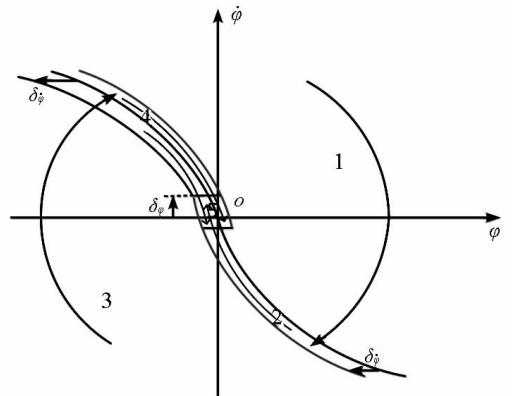
由上两式知,在  $\psi \neq 0$  及  $\gamma \neq 0$  的条件下,对  $y$  轴和  $z$  轴的单独控制会对另外轴向的转动产生影响,即产生耦合。尤其在各姿态角均较大时,耦合性很强。控制目的是使当前姿态跟踪任务需要姿态,即控制使得姿态偏差  $\Delta\varphi = \varphi - \varphi_c, \Delta\psi = \psi - \psi_c, \Delta\gamma = \gamma - \gamma_c$  趋向 0。要实现  $\varphi, \psi, \gamma$  解耦,必须使得体系各轴与姿态角瞬时转轴相重合,即  $\psi = 0, \gamma = 0$ 。对任意初始姿态,可将任务姿态定义为  $\psi_c = 0, \gamma_c = 0$ , 以此重新定义发射系各轴向,使得达到控制目标  $\Delta\psi = 0, \Delta\gamma = 0$  时,解耦目的  $\psi \approx 0, \gamma \approx 0$  也实现。

#### 1.2 时间最优控制与倾斜开关曲线控制

文献[10]中对单通道时间最优控制算法、倾斜开关线控制均进行了推导,相平面内的控制开关说明如图 2(a)所示,实际工程中被控姿态不会刚好在最优控制轨线上,控制算法实现说明如图 2(b)所示。首先以负开线沿  $\varphi$  轴正负方向、正开



(a) 理想情况



(b) 程序实现

图 2 时间最优控制轨线(理想情况与程序实现)  
Fig. 2 Trajectory of time optimal control in the phase plane (ideal and the actual cases)

线沿  $\varphi$  轴负方向移动一个小量  $\delta_\varphi$ , 再从原点沿  $\varphi$  轴正负移动一个小量  $\delta_\varphi$ , 将整个相平面分成 5 个区域(如图 2(b)所示), 对任意初始状态, 可通过如下几条途径到达最终区域(5 区): 1→2→5; 3→4→5; 2→5; 4→5。

倾斜开关控制可以将相平面内任意初始点的状态收敛控制到一个闭合区域(极限环), 控制轨线图请参照文献[10]。倾斜开关控制特点是收敛性好, 发动机工作时间短, 缺点是控制速度慢, 发动机开关次数多; 时间最优控制特点是控制速度快, 发动机开关次数少, 但是发动机工作时间长, 且收敛性不好。

### 1.3 决策树理论及应用

要实现飞行器姿态的精确控制, 需要对三个通道同时进行修正, 但是在耦合较强时, 对三个通道同时进行控制达不到预期效果, 需要先使各个通道姿态偏差减小到一定范围。初始状态不确定情况时, 如果提前预设三通道控制顺序会使得控

制律适应性不强。基于决策树<sup>[11]</sup>的控制思想是非线性模型预测控制的一种, 先将控制问题的各种控制策略生成决策树, 然后对决策树进行剪枝, 通过代价函数作出最终决策。将该思想引入到姿态快速控制中, 控制器将根据不同初始条件完成最优控制任务。

本文以三通道姿态角及角速度达到 0 的时间作为代价函数, 决策路径包括  $\varphi$ 、 $\psi$ 、 $\gamma$  最小时间控制和辅助倾斜开关控制六种, 决策树图模型如图 3 所示。以初始状态作为根节点, 以各个通道的姿态控制作为分支, 由于单个通道的姿态控制不是最终目的, 因此每个节点还将继续分支, 直到三通道姿态控制均满足要求时得到唯一决策属性。

图 3 中,  $\varphi$ 、 $\psi$ 、 $\gamma$  分别代表各自通道, 下标  $t$  代表时间最优控制策略, 小括号表示采用倾斜曲线控制策略, 如  $\gamma_t(\varphi, \psi)$  表示  $\gamma$  通道采用时间最优控制,  $\varphi$ 、 $\psi$  通道同时进行倾斜曲线控制; 实心黑点表示控制终止状态, 省略号表示还有多重树的深度。

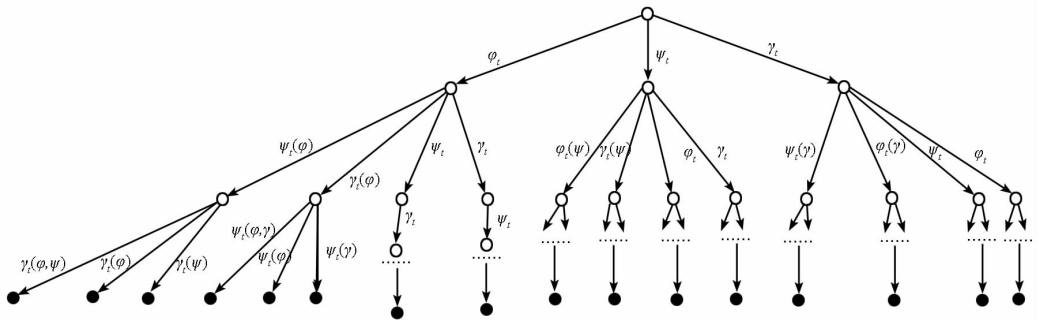


图 3 姿态控制决策树

Fig. 3 The decision tree for attitude control

## 2 仿真结果与分析

以某飞行器空间姿态机动为算例, 初始参数转动惯量:  $J_x = 77.1 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ ,  $J_y = J_z = 1445.9 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ ; 姿控发动机推力:  $T_x = 17 \text{ N}$ ,  $T_y = T_z = 400 \text{ N}$ 。控制周期为 20ms, 姿控发动机最小推力时间为 10ms, 仿真步长 1ms。初始状态: ( $\varphi_0 = 20^\circ$ ,

$\dot{\varphi}_0 = 2^\circ/\text{s}$ )、( $\psi_0 = 20^\circ, \dot{\psi}_0 = 2^\circ/\text{s}$ )、( $\gamma_0 = 20^\circ, \dot{\gamma}_0 = 2^\circ/\text{s}$ )。采用决策树理论得到的最短时间控制策略为方案 I, 三通道重复两次时间最优控制策略为方案 II, 不采用决策理论, 直接进行三通道单独时间最优控制为方案 III。三方案飞行器姿态角及角速度变化曲线如图 4~图 6 所示。

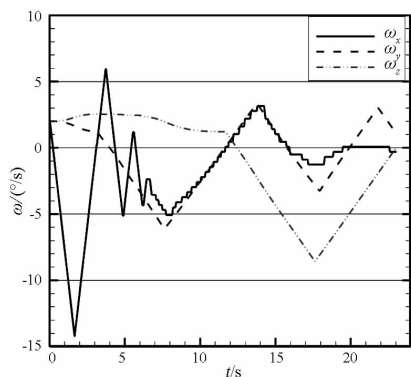
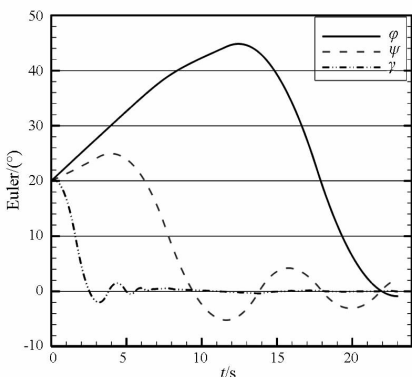


图 4 方案 I 姿态角/角速度变化

Fig. 4 Variation process of gesture angle and angular velocity in case I

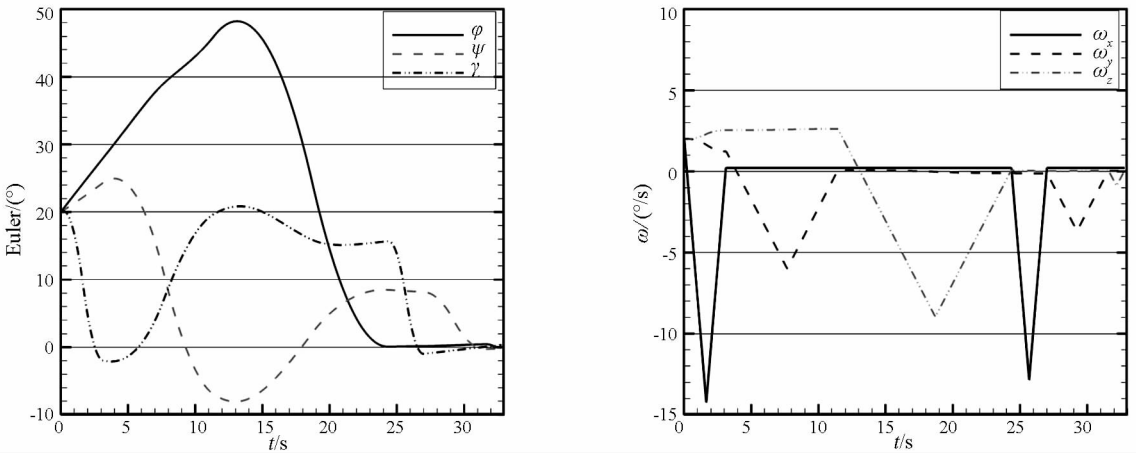


图 5 方案 II 姿态角/角速度变化

Fig. 5 Variation process of gesture angle and angular velocity in case II

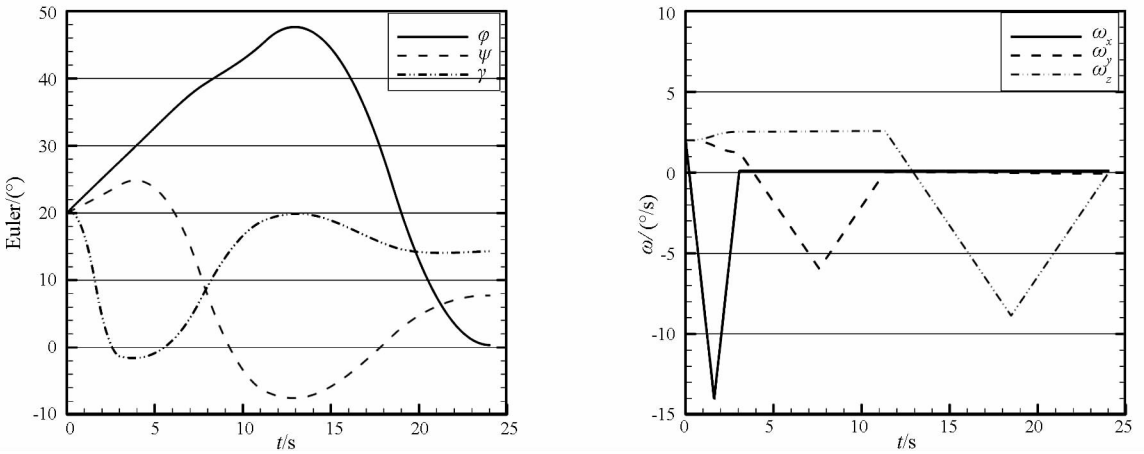


图 6 方案 III 姿态角/角速度变化

Fig. 6 Variation process of gesture angle and angular velocity in case III

由图 6 可以看出,前两种方案的控制精度均达到设计要求(角度偏差小于  $2^\circ$ ,角速度偏差小于  $1^\circ/\text{s}$ ),而方案 III 角度控制精度达不到设计要求,主要原因是一个通道角速度控制达到要求后,控制系统不在对此通道进行控制,使得角度出现发散现象。

三方案控制结果统计如表 1 所示。方案 II 的

控制精度比方案 I 略高,且滚转通道开关机次数比方案 I 要小,但是控制时间方案 I 要少接近 10s,且俯仰通道发动机开关次数要比方案 II 少。针对快速响应任务,时间是最重要因素,因此方案 I 控制策略要优于方案 II。方案 III 的最大角度偏差达到了  $14.32^\circ$ ,控制效果极差。

表 1 三方案控制效果比较

Tab. 1 Control effectiveness of the three cases

控制策略	控制时间(s)	角度精度( $^\circ$ )	角速度精度( $^\circ/\text{s}$ )	发动机开关机次数						
				编号	1	2	3	4	5	6
方案 I	23.042	1.89	0.59	开机次数	1	1	3	3	50	42
				开机次数	1	1	3	2	50	42
方案 II	32.077	0.35	0.12	开机次数	2	2	2	2	2	2
				开机次数	2	2	2	2	2	2
方案 III	24.045	14.32	0.13	开机次数	1	1	1	1	1	1
				开机次数	1	1	1	1	1	1

控制周期是控制器的重要性能指标,对控制效果有显著影响,表2为不同控制周期条件下姿态控制结果,可以看出,控制精度均满足要求,控制周期越小,控制时间越短,但是滚转通道的开关

机次数随着控制周期的减小而增大,主要是因为控制周期短,系统对姿态变化的“敏感程度”增强,使得倾斜开关控制的回路增多。

表2 不同控制周期情况下控制效果

Tab.2 The control effectiveness for different control period

控制周期 (ms)	控制时间(s)	角度精度(°)	角速度精度(°/s)	发动机开关机次数						
				编号	1	2	5	6	9	10
10	22.870	1.78	0.09	开机次数	1	1	3	3	50	42
				关机次数	1	1	3	2	50	42
20	23.042	1.89	0.59	开机次数	1	1	3	3	26	18
				关机次数	1	1	3	2	26	18
40	23.323	1.61	0.98	开机次数	1	1	3	3	17	17
				关机次数	1	1	3	2	17	16

### 3 结论

将决策树理论应用于时间最优控制和倾斜开关曲线控制混合控制策略选择中,对应急飞行器快速姿态解耦控制提供了理论依据。通过数字仿真,说明了在耦合情况下,采用单独通道的时间最优控制策略并不是三通道时间最优控制;同时验证了基于决策树控制策略的时间最优性和有效性,具有较强的工程应用价值。对不同控制周期条件下的控制结果进行了比较分析,对控制器控制周期的设计选择具有指导意义。

### 参考文献 (References)

[1] 王西京,陈士橹,王明海,等. 刚体航天器最短时间姿态调整研究[J]. 飞行力学,2004, 22(2): 85-88.  
WANG Xijing, CHEN Shilu, WANG Minghai, et al. Research on time-optimal attitude maneuvers for a rigid-body spacecraft [J]. Flight Dynamics,2004, 22(2): 85-88. (in Chinese)

[2] 孙兆伟,林晓辉,曹喜滨. 小卫星姿态大角度机动联合控制算法[J]. 哈尔滨工业大学学报,2003(6): 663-667.  
SUN Zhaowe, LIN Xiaohui, CAO Xibin. Combined control algorithm for large angle maneuver of small satellite [J]. Journal of Harbin Institute of Technology,2003(6): 663-667. (in Chinese)

[3] 孙兆伟,曹喜滨. 小卫星大角度姿态机动的变结构控制方法[J]. 哈尔滨工业大学学报,2001(5): 677-680.  
SUN Zhaowe, CAO Xibin. Unvariable structure control of small satellite for large angle maneuver [J]. Journal of Harbin Institute of Technology,2001(5): 677-680. (in Chinese)

[4] 袁长清,李俊峰,王天舒,等. 基于逆系统方法的航天器姿态跟踪最优鲁棒控制[J]. 工程力学,2008, 25(2): 214-218.  
YUAN Changqing, LI Junfeng, WANG Tianshu, et al. An

optimal, and robust attitude-tracking control of spacecraft based on inverse system method[J]. Engineering Mechanics,2008, 25(2): 214-218. (in Chinese)

[5] Zhou Z, Colgren R. Nonlinear attitude control for large and fast maneuvers[R]. San Francisco, California,2005.

[6] 李连仲,王欣. 基于箭体系的最佳解耦姿态控制方法[J]. 宇航学报,2006, 27(4): 783-786.  
LI Lianzhong, WANG Xin. An optimal decoupling method of attitude control for launch vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(4): 783-786. (in Chinese)

[7] 武立军. 某大气层外飞行器姿态控制系统的预测控制方法研究[J]. 现代防御技术,2007, 35(6): 67-70.  
WU Lijun. Study on predictive control of attitude control system of one exo-atmospheric flying vehicle [J]. Modern Defence Technology, 2007, 35(6): 67-70. (in Chinese)

[8] 全权,蔡开元. 基于决策树的空间拦截器姿态控制[J]. 北京航空航天大学学报,2006, 32(10): 1163-1167, 1192.  
QUAN Quan, CAI Kaiyuan. Control of attitude of the space interceptor based decision tree [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(10): 1163-1167, 1192. (in Chinese)

[9] 杨宝庆,姚郁,贺风华. 大气层外拦截器开关式姿态控制律设计[J]. 哈尔滨工业大学学报,2010, 42(1): 5-8.  
YANG Baoqing, YAO Yu, HE Fenghua. Design of on-off attitude control law based on model predictive control [J]. Journal of Harbin Institute of Technology,2010, 42(1): 5-8. (in Chinese)

[10] 黄圳圭. 航天器姿态动力学[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1997.  
HUANG Zhengui. Spacecraft attitude dynamics [M]. Changsha: National University of Defense Technology Press, 1997. (in Chinese)

[11] Xia Y, Hooke H. Application of tree search to the swinging control of a pendulum [J]. IEEE Transaction on Systems, Man, and Cybernetics,1992, 5(22): 1193-1198.