基于模糊逻辑的再入RCS控制方法

黎科峰 宋剑爽 任 章 张庆振

(北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对RLV (Reusable Launch Vehicle)的再入控制提出了一种基于模糊逻辑的RCS(Reaction Control System). 详细分析了RCS控制特性,建立了基于效率系数以及继电特性的RCS模型,提出了一种基于Mamdani模型的模糊逻辑三通道RCS控制器,该控制器利用专家控制经验,根据姿态角及角速率的偏差,产生不同的RCS控制指令输出给三通道对飞行器进行姿态控制. 通过六自由度非线性仿真,验证了该控制系统与PID(Proportional-Integral-Differential)控制器相比具有更好的跟踪性能,且RCS的控制输出效率也更高.

关 键 词: 可重复使用运载器(RLV); 反作用力控制系统(RCS); 模糊逻辑; 效率系数

中图分类号: TP273.4; V249.1

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2008)12-1407-04

Fuzzy logic reaction control method for re-entry vehicle

Li Kefeng Song Jianshuang Ren Zhang Zhang Qingzhen

(School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: To solve the re-entry control problem of reusable launch vehicle (RLV), a reaction control system (RCS) based on fuzzy logic was presented. The characteristic of RCS was analyzed deeply, and the RCS model based on effect coefficient and relay feature was built. Then the three-channel RCS controller based on fuzzy logic by using the expertise knowledge was designed. Both of the attitude angles and attitude angles' rate errors were used to be the controller's inputs. These inputs were processed by fuzzy logic controller, and then the RCS commands to each channel were generated. This controller was testified in the 6 degree of freedom simulation system and compared its effect with proportional-integral-differential (PID) controller. It was proved by the simulation results that the controller has better tracking performance and the RCS outputs are more efficient.

Key words: reusable launch vehicle(RLV); reaction control system(RCS); fuzzy logic; effect coefficient

从上世纪末开始,世界各航天大国开始研究替代现有航天运载器的第二代RLV(Reusable Launch Vehicle),这类运载器的一个重要目标是将单位质量有效载荷运载费用降低到目前的1/10,而发射风险降低到现在的1%甚至更小,为大规模空间应用铺平道路[1]. 20世纪中叶,冯·布劳恩和钱学森就提出过RLV概念. 如今,美国在RLV的研究上处于世界的最前沿. 进入21世纪,我国意识到了RLV的在今后太空战略上的意义,加快了相应的研究[2].

对于RLV,再入控制是其中关键的技术,RLV的飞行控制系统必须适用于相当大的动态范围(*Ma* 从20到1以下,动压从接近0到7 kPa). 在变轨以及再入初期,由于RLV处于稀薄大气层区域,此时不能使用气动舵面来控制,因此RLV的姿态控制完全由RCS(Reaction Control System)来提供;即使在再入的后期,由于大攻角的缘故,方向舵附近的气流被机身挡住,此时仍然

收稿日期: 2008-01-04

基金项目: 航空科学基金资助项目(2005ZD51004)

作者简介: 黎科峰(1980—),男,湖南郴州人,博士生,buaadallas@gmail.com.

需要RCS进行航向控制，由此可见，RCS在RLV再入控制中非常关键.

模糊逻辑和模糊数学的理论和应用研究已取得了丰富的成果，与传统控制方法如PID（Proportional-Integral-Differential）控制相比，模糊控制利用人类专家控制经验，对于非线性、复杂对象的控制显示了鲁棒性好、控制性能高的优点[3].

RLV再入时是一个非线性、强耦合、具有很大不确定性的系统[4]. 针对这类系统，本文提出了一种基于模糊逻辑的RLV再入RCS控制系统设计方法，根据专家对飞行器的控制经验来设计控制器，使之更好的适应这类具有不确定性的系统.

1 RLV数学模型

RLV的转动方程如下：

$$\left.\begin{aligned}\dot{\alpha}&=q-(p\cos\alpha+r\sin\alpha)\tan\beta-\\&\quad\frac{\dot{\gamma}\cos\mu+\dot{\chi}\cos\gamma\sin\mu}{\cos\beta}\\\dot{\beta}&=p\sin\alpha-r\cos\alpha-\dot{\gamma}\sin\mu+\\&\quad\dot{\chi}\cos\gamma\cos\mu\\\dot{\mu}&=\frac{p\cos\alpha+r\sin\alpha}{\cos\beta}+\dot{\chi}\sin\gamma+\\&\quad(\dot{\gamma}\cos\mu+\dot{\chi}\cos\gamma\sin\mu)\tan\beta\end{aligned}\right\}\tag{1}$$

式中，α,β,μ分别为攻角、侧滑角和倾侧角；γ,χ分别为航迹倾角和航迹偏航角；p,q,r为RLV旋转角速度在机体轴x,y,z上的分量.

机体坐标系下的RLV角速度微分方程如下：

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}=\boldsymbol{I}^{-1}(\boldsymbol{M}-\boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{I}\cdot\boldsymbol{\omega})\tag{2}$$

式中，$\boldsymbol{\omega}=[p,q,r]^{\mathrm{T}}$；$\boldsymbol{I}$为RLV的转动惯量矩阵；$\boldsymbol{M}=[l,m,n]^{\mathrm{T}}$，$l,m,n$分别为滚转、俯仰和偏航控制力矩.

本文控制力矩均由RCS提供. 从以上两式可以看出，在β较小时，RLV的α基本上由m控制，且与横侧向解耦；在α处于配平飞行时，如果航向稳定，则μ主要由l控制，而如果横向稳定，则β主要由n控制. 根据以上假设，可以在通过把β限制在零附近实现利用RCS对RLV进行三通道解耦控制.

2 RCS控制特性

RCS采用喷气的方式产生控制力，在返回再入段，当轨道器的舵面无效率或效率较低时为轨道器的稳定系统提供直接控制力. 在高空稀薄大气层飞行期间，动压头小，RCS作用效率高，因此，主要使用RCS进行姿态控制[5].

RCS推力发动机的执行效率是飞行高度的非线性函数. 高度越高，空气越稀薄，发动机的效率越高；反之，效率越低. 为此，在控制和建模中引入推力发动机的效率函数：

$$M_{\mathrm{rcs}}=K_{\mathrm{alt}}\cdot M_{\mathrm{jet}}\tag{3}$$

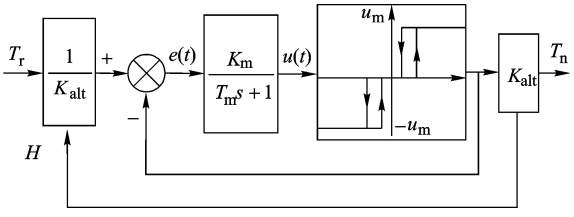
式中，M_{jet}为推力器的理想工作推力；M_{rcs}为RCS的实际推力；K_{alt}为效率系数，是飞行高度的经验函数：

$$K_{\mathrm{alt}}=\begin{cases}1-\mathrm{e}^{-H/7\,925} & H>9\,144\ \mathrm{m}\\0.64 & \text{其他}\end{cases}\tag{4}$$

式中，H为高度.

由式(4)可以看出，当$H<9$ km时，$K_{\mathrm{alt}}=0.64$；在$H>80$ km时，K_{alt}是逼近1的.

本文采用的RCS控制方式是引入了效率函数的脉冲调宽调频调制器，属于伪线性推力器，改变推力器的开关时间，使得平均输出呈现线形. 框图如图1所示.



T_{r}—指令输入控制力矩，为连续信号；T_{n}—RCS输出力矩，为数值一定的脉冲信号；$e(t)$—偏差；T_{m}—控制时间周期；K_{m}—开环增益；$u(t)$—继电环节的控制输入；u_{m}—继电器输出幅值.

图1 RCS控制器结构框图

根据图1可得到$u(t)$的表达式. 当继电器开启时：

$$u(t_1)=K_{\mathrm{m}}(E-u_{\mathrm{m}})(1-\mathrm{e}^{-\frac{t_1}{T_{\mathrm{m}}}})+u_{\mathrm{on}}\mathrm{e}^{-\frac{t_1}{T_{\mathrm{m}}}}\qquad 0\leqslant t_1\leqslant T_{\mathrm{on}}\tag{5}$$

当继电器关闭时：

$$u(t_2)=K_{\mathrm{m}}E(1-\mathrm{e}^{-\frac{t_2}{T_{\mathrm{m}}}}+u_{\mathrm{off}}\mathrm{e}^{-\frac{t_2}{T_{\mathrm{m}}}}\qquad 0\leqslant t_2\leqslant T_{\mathrm{off}}\tag{6}$$

式中，T_{on}，T_{off}分别为RCS一个脉冲周期内开启和关闭所占的脉宽时间；u_{on}，u_{off}分别为继电特性的开启和关闭门限值.

推力器输出要乘以K_{alt}才是真实的RCS控制作用，故在输入时，先将指令扩大$1/K_{\mathrm{alt}}$，起到预先补偿的作用. 由于反馈中有高频率的噪声干扰，容易造成开关的高频动作，在此，一阶惯性环节起到了滤波的作用. K_{m}根据系统的开环比例系数的要求选取. 滞环控制的开关电压应根据控制精度等因素综合选取.

3　模糊控制系统设计

本文提出的 RCS 模糊逻辑控制器的输入为再入姿态角偏差及偏差速度,输出为 RCS 控制力矩.

该模糊系统主要由如下几个部分组成[6].

1) 输入与输出语言变量

模糊控制中,输入语言变量是对模糊推理系统输入变量的模糊化描述,通常位于模糊规则的前件中,输出语言变量是对模糊推理系统输出变量的模糊化描述,通常位于模糊规则的后件中.

对于本文的姿态控制系统,控制器的输入为姿态角偏差以及偏差速率,输出为 RCS 开启的喷管数目.

俯仰通道、滚转通道、偏航通道的输入变量分别为

$$E_\alpha=\alpha_c-\alpha \qquad E_{C\alpha}=\dot{\alpha}_c-\dot{\alpha}$$

$$E_\mu=\mu_c-\mu \qquad E_{C\mu}=\dot{\mu}_c-\dot{\mu}$$

$$E_\beta=\beta_c-\beta \qquad E_{C\beta}=\dot{\beta}_c-\dot{\beta}$$

式中,$E_i(i=\alpha,\beta,\mu)$分别为俯仰、滚转、偏航通道的姿态角偏差输入变量;$E_{Ci}(i=\alpha,\beta,\mu)$分别为俯仰、滚转、偏航通道的姿态角偏差速率输入变量;α_c,μ_c,β_c 分别为攻角、倾侧角和侧滑角指令;

从以上控制器输入可以看出,该模糊逻辑控制器类似于经典比例微分控制,但是,在控制器中,使用的是专家经验,输出量为 RCS 的脉冲式输出.

E 的模糊子集为{NB, NM, NS, ZO, PS, PM, PB},其论域为{$-3,-2,-1,0,1,2,3$},E_C 的模糊子集为{NB, NM, NS, ZO, PS, PM, PB},它的论域为{$-1.5,-1,-0.5,0,0.5,1,1.5$}. 模糊值定义:P(正),ZO(零),N(负),S(小),M(中),B(大). 隶属度函数都为三角形函数.

输出 U 分别对应 RCS 输出的档次,以俯仰通道 RCS 为例,有如下状态:负向开启两个喷管,负向开启一个喷管,关闭,正向开启一个喷管,正向同时开启两个喷管,这里的一个或者两个喷管是指可重复使用飞行器尾部每侧的喷管数.U 的模糊子集为{NB,NS,ZO,PS,PB},它的论域为{$-2,-1,0,1,2$},其隶属度函数采用与 E 相同的三角形隶属度函数.

2) 模糊规则

本文采用的模糊规则的形式为"IF(如果)前件 THEN(则)后件",前件由对模糊语言变量的语言值描述构成,后件由对输出模糊语言变量的语言值描述构成. RCS 点火指令模糊规则是根据专家控制经验得到的,以攻角控制通道为例:

IF 攻角偏差以及偏差导数都是正向很大,

　THEN 打开俯仰正向方向两个喷管;

IF 攻角偏差以及偏差导数正向较大,

　THEN 只开启正向一个喷管;

IF 当攻角偏差和偏差导数都非常小,

　THEN 关闭喷管.

本文所设计的模糊逻辑规则如表 1 所示.

表 1　模糊规则表

E_C	E						
	NB	NM	NS	Z	PS	PM	PB
NB	NB	NB	NB	NS	NS	NS	ZO
NM	NB	NB	NB	NS	NS	ZO	PS
NS	NB	NB	NS	NS	ZO	PS	PB
ZO	NB	NS	NS	ZO	PS	PS	PB
PS	NS	NS	ZO	PS	PS	PS	PB
PM	NS	ZO	PS	PS	PS	PB	PB
PB	ZO	PS	PS	PS	PB	PB	PB

3) 模糊推理计算

在建立输入输出语言变量及其隶属度函数,并构造完成模糊规则之后,就可以执行模糊推理计算了.本文采用 Mamdani 型模糊推理算法.

Mamdani 型模糊推理算法采用极小运算规则定义模糊蕴含表达的模糊关系,例如规则:

如果 x 为 A 则 y 为 B 表达的模糊关系 R_c 定义为

$$R_c=A\times B=\int_{X\times Y}\mu_A(x)\wedge\mu_B(y)/(x,y) \quad (7)$$

当 x 为 A,且模糊关系的合成运算采用"极小-极大"运算时,模糊推理的结论计算如下:

$$B=A\circ R_c=$$

$$\int_Y\bigvee_{x\in X}\{\mu_A(x)\wedge[\mu_A(x)\wedge\mu_B(y)]\}/y \quad (8)$$

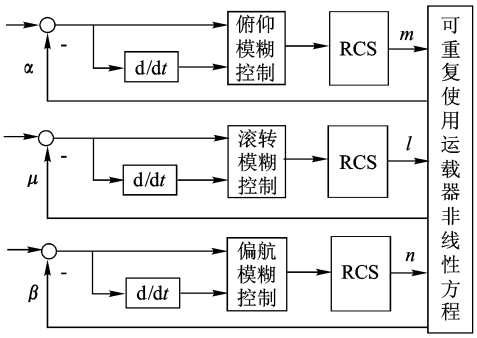
4) 去模糊化方法

输出逆模糊化把模糊量转换成精确量,在本文中,由于控制输出为 RCS 的开关指令,对应的只有 5 个固定的指令($-2,-1,0,1,2$),所以采用最大隶属度方法.最大的隶属度方法又称为极大平均法 MoM(Mean-of-Maximum),取结论中对应最大隶属度的精确度的精确量作为输出的精确量.若这样的对应点不是唯一的,则取这些点的算术平均值.输出为最接近输出论域中的某一个确切的值.这也符合控制系统的要求.

图 2 为本文提出的基于模糊逻辑的 RLV RCS 控制系统结构框图.

4　仿真及与 PID 控制系统比较

本文在某型 RLV 模型上进行了仿真,验证



d/dt—微分算子.

图 2 基于模糊逻辑的 RLV RCS 控制系统

了基于模糊逻辑的 RCS 控制系统,并且与基于传统 PID 设计的控制系统进行了比较.

仿真的初始条件如下:H 为 90 km,再入飞行速度为 10 Ma,初始攻角 α 为 40°,初始倾侧角 μ 和侧滑角 β 都为 0°,飞行器处于配平飞行状态.输入指令为:α 从 40°到 35°;μ 从 0°到 5°.图 3～图 6 为跟踪曲线及 RCS 控制输出仿真结果.

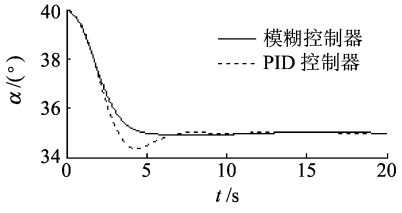


图 3 α 跟踪曲线

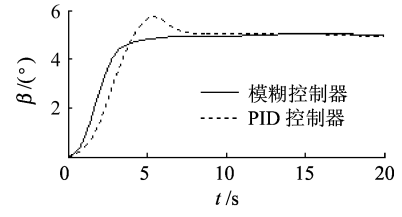


图 4 β 跟踪曲线

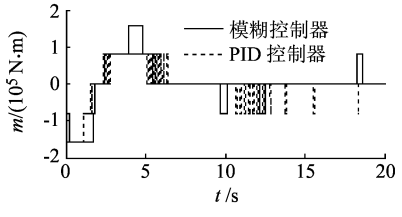


图 5 俯仰 RCS 输出曲线

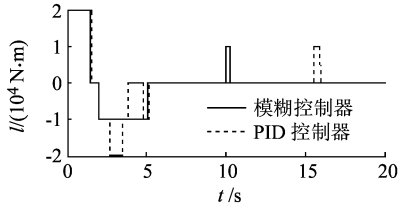


图 6 滚转 RCS 输出曲线

从以上仿真结果可以看出,基于模糊逻辑的控制器比基于传统 PID 的控制器超调要小,这是因为使用了专家经验,能根据经验更精确的控制 RCS 的输出.对于 RCS 输出,由于加入了专家知识,所以基于模糊逻辑的控制器比 PID 控制器输出总时间要少,稳定时间要短.以上仿真结果说明了本文提出的控制器具有良好的性能,且结构简单,易于在真实的飞行控制系统中实现,相比传统的 PID 控制器具有很大的优势.

5 结束语

本文针对 RLV 提出了基于模糊逻辑的 RCS 控制系统,详细分析了 RCS 控制特性,建立了 RCS 模型,提出了基于 Mamdani 的模糊逻辑控制器,最后通过六自由度非线性仿真,验证了该控制系统与 PID 控制器相比具有更好的跟踪性能,且 RCS 的控制输出效率也更高.

参考文献(References)

[1] 王振国,罗世彬.可重复使用运载器研究进展[M].长沙:国防科技大学出版社,2004:2－5
Wang Zhenguo, Luo Shibin. The research evolution of reusable launch vehicle[M]. Changsha: National Defense Technology University Press of China, 2004:2－5(in Chinese)

[2] 杨勇,王小军,唐一华,等.重复使用运载器发展趋势及特点[J].导弹与航大运载技术,2002(5):15－19
Yang Yong, Wang Xiaojun, Tang Yihua, et al. Development trends and characteristics of reusable launch vehicles [J]. Missiles and Space Vehicles, 2002,(5):15－19 (in Chinese)

[3] 诸静.模糊控制原理与应用[M].北京:机械工业出版社,1995:26－35
Zhu Jing. Fuzzy logic control theory and application[M]. Beijing: Mechanical Industry Press, 1995:26－35(in Chinese)

[4] Hall C E, Gallaher M W, Hendrix N D. X-33 attitude control system design for ascent, transition, and entry flight regimes[R]. AIAA-98-4411, 1998

[5] Lowry N C, Hall R A. An improved three-pulse algorithm for asymmetric RCS control[R]. AIAA2003-5329, 2003

[6] 冯冬青,谢宋和.模糊智能控制[M].北京:化学工业出版社,1998:36－45
Feng Dongqing, Xie Songhe. Fuzzy logic intelligent control [M]. Beijing: Chemistry Industry Press, 1998:36－45 (in Chinese)

[7] 吴振辉,董朝阳.直接力/气动力复合控制导弹自适应模糊滑模控制[J].北京航空航天大学学报,2007,33(9):1051－1055
Wu Zhenhui, Dong Chaoyang. Adaptive fuzzy sliding mode control for reaction-jet and aerodynamics compound control missile[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics,2007, 33(9):1051－1055 (in Chinese)

(责任编辑:刘登敏)