

文章编号: 1000-6893(2000)04-0352-03

推力矢量空空导弹的变结构自适应控制

王 青, 景韶光, 张明廉

(北京航空航天大学 自动控制系, 北京 100083)

VARIABLE-STRUCTURE ADAPTIVE CONTROL FOR
AIR-TO-AIR MISSILES WITH THRUST VECTORING

WANG Qing, JING Shao-guang, ZHANG Ming-lian

(Department of Automatic Control, Beijing University of Aeronautics & Astronautics, Beijing 100083, China)

摘 要: 提出了一种适用于带推力矢量空空导弹的变结构自适应控制器设计方法, 推力矢量的采用是为了使导弹获得超机动能力以对付强机动目标。所设计的变结构控制律包括两部分, 即线性控制部分和非线性切换控制部分, 其作用力由气动舵面和非线性反作用喷气装置提供。在设计控制律时引入了对系统参数变化的自适应算法, 简化了控制器的设计。数字仿真表明其有效。

关键词: 空空导弹; 推力矢量; 变结构控制; 自适应控制

中图分类号: V249; T J765.2 **文献标识码:** A

Abstract: A variable-structure adaptive control system for air-to-air missiles with thrust vectoring control is designed. Thrust vectoring actuators are used for the missiles to get supermaneuver flight ability. The designed control law includes two control parts, i.e. the continuous control part and the discontinuous control part, which are implemented by aerodynamics and reaction jet actuators respectively. Moreover, with consideration that while the missiles are supermaneuvering, the system dynamic parameters are poorly known and rapidly changing, an adaptive estimation algorithm for the system parameter variations is proposed to simplify the control system design. Numerical simulation results are given to illustrate its effectiveness.

Key words: air-to-air missile; thrust vectoring; variable-structure control; adaptive control

近年来随着第 4 代战斗机的出现, 对空空导弹的机动性和超机动性提出了更高的要求。对于空空导弹, 采用推力矢量控制可以有效增大其飞行迎角范围, 使导弹获得更好的机动性和超机动性。由于导弹在大迎角飞行状态下, 其气动参数剧烈变化并且是非线性的, 系统参数变化很难确定, 因而要求所设计的自动驾驶仪系统对于系统参数变化有很强的鲁棒性。

变结构控制方法在解决推力矢量空空导弹的控制问题时具有明显的优点。首先, 由于变结构控制采用了非线性切换控制策略, 易于在以反作用喷气为执行机构提供侧向力的系统中实现; 另外, 变结构控制系统对于系统内参数摄动和非线性变化都具有很强的鲁棒性^[1, 2]。本文提出了一种适用于带推力矢量空空导弹的变结构自适应控制器设计方法。

1 导弹数学模型的建立

对于带推力矢量的导弹其纵向飞行方程在平衡点 (x_0, u_0) 附近可以将其表示为

$$\dot{x}^a = A(A)x + B(A)u + d(A) + f(A, x_0, u_0) \quad (1)$$

式中: A 表示飞行迎角; A_c 表示临界迎角。当 $A \leq A_c$ 时, 导弹在未失速状态飞行; $A > A_c$ 时, 导弹处于失速状态。对于式(1), 可简化为:

$$\begin{aligned} & \text{当 } A \leq A_c \text{ 时} \\ x &= [(\quad X_c \quad \#), u = [D \quad U_T], \# = (\quad - \quad A \\ & \text{当 } A > A_c \text{ 时} \\ x &= [(\quad X_c), u = [U_T] \end{aligned}$$

式中: $(\quad, X_c$ 和 $\#$ 分别表示导弹俯仰角、俯仰角速度和飞行轨迹倾角; D 和 U_T 分别表示气动舵面和反作用喷气装置作用, 这里假定喷气作用方向是改变导弹姿态的最大方向; $d(A)$ 表示系统参数模型的不确定性和非线性特性; $f(A, x_0, u_0)$ 表示由状态的非配平状态引起的变化部分。

系统的跟踪模型可表示为

$$\dot{x}_m = A_m x_m + B_m u_m \quad (2)$$

误差方程

$$\dot{e}^a = A_m e - [A_m - A(A)]x - B_m u_m + B(A)u + d(A) + f \quad (3)$$

式中: $e = x - x_m$ 。

参数矩阵 $A(A), B(A)$ 可表示为

$$A = A_0 + \$A, B = B_0 + \$B$$

式中: A_0 和 B_0 表示标称矩阵; $\$A$ 和 $\$B$ 是摄动矩阵。建立滑动模态方程

$$R = Se = 0 \quad (4)$$

式中: S 是滑态参数矩阵, 其选取依据期望的系统动态特性。

2 变结构控制器设计

为使系统状态达到滑动模态, 提出下面的状态跟踪控制律

$$u = u_{vss} + K_1 x + K_2 u_m + K_3 \quad (5)$$

式中: $K_1 = B^+ (A_m - A_0)$; $K_2 = B^+ B_m$;

$K_3 = -B^+ d$; $B^+ = (B^T B)^{-1} B^T$ 。

基于变结构控制方法中的单位向量法, 设计如下变结构控制律

$$u_{vss} = u^L + u^{NL} \quad (6)$$

$$u^L = K_L e$$

$$u^{NL} = \begin{cases} -Q \frac{B_0^T S^T R}{\|B_0^T S^T R\|} & \|B_0^T S^T R\| \neq 0 \\ 0 & \|B_0^T S^T R\| = 0 \end{cases}$$

$$K_L = - (SB_0)^{-1} S A_m$$

$$Q \leq c_1 \|e\| + c_0 \quad (c_1, c_0 > 0)$$

式中: 参数 c_1 与 c_0 系统参数不确定变化与非线性有关。

证明 将式 (5) 代入式 (4), 于是

$$\dot{e}^a = [A_m + B_0 K_L] e + B_0 u^{NL} + (\$A x + \$B u + f)$$

$$\dot{R} = S B_0 u^{NL} + S \$h$$

式中: $\$h$ 表示系统模型中的参数不确定性及非线性部分。

假设 $\$h$ 满足匹配条件且有界, 这样有

$$\| \$h \| \leq B_0 \$h'$$

$$\| \$h' \| \leq Q \leq c_1 \|e\| + c_0 \quad (c_1, c_0 > 0)$$

利用滑动模态可达条件, 可得

$$R^T \dot{R} = R^T (SB_0) u^{NL} + R^T S \$h \leq$$

$$(R^T SB_0) [u^{NL} + \$h']$$

由式 (6), 可得

$$R^T \dot{R} \leq 0$$

3 自适应算法

空空导弹在大迎角飞行时, 其气动参数剧烈

变化, 系统参数很难确定, 上面提出的控制算法中的参数 c_1 和 c_0 也就难以确定, 下面提出一种自适应算法来确定参数 c_1 和 c_0 , 以改进控制效果。改进控制律形式为

$$\left. \begin{aligned} \dot{u}_{vss} &= u^L + \dot{u}^{NL} \\ u^L &= K_L e \\ \dot{u}^{NL} &= \begin{cases} -Q \frac{B_0^T S^T R}{\|B_0^T S^T R\|} & \|B_0^T S^T R\| \neq 0 \\ 0 & \|B_0^T S^T R\| = 0 \end{cases} \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

式中: $K_L = - (SB_0)^{-1} S A_m$, $Q \leq c_1 \|e\| + c_0$ 。

自适应参数 \hat{c}_1 和 \hat{c}_0 由下面的算法确定

$$\dot{\hat{c}}_0(t) = \hat{c}_0(t_0) + a_0 \int_0^t \|B_0^T S^T R(t)\| dt \quad (8)$$

$$\dot{\hat{c}}_1(t) = \hat{c}_1(t_0) + a_1 \int_0^t \|B_0^T S^T R(t)\| \|e\| dt \quad (9)$$

式中: a_0, a_1 选择的适当的正数, 自适应参数的初值则选适当的正数。

证明 设 \tilde{c}_1 和 \tilde{c}_0 分别表示对参数 c_1 和 c_0 的估计误差 $\tilde{c}_0 = \hat{c}_0 - c_0, \tilde{c}_1 = \hat{c}_1 - c_1$

采用下面形式的 Lyapunov 函数

$$V = \frac{1}{2} R^T R + \frac{1}{2a_0} \tilde{c}_0^2 + \frac{1}{2a_1} \tilde{c}_1^2$$

$$(a_0 > 0, a_1 > 0)$$

$$\dot{V} = R^T \dot{R} + \frac{1}{a_0} \tilde{c}_0 \dot{\tilde{c}}_0 + \frac{1}{a_1} \tilde{c}_1 \dot{\tilde{c}}_1 \leq$$

$$(R^T SB_0) [u^{NL} + \$h'] \leq$$

$$- \|B_0^T S^T R\| (\tilde{c}_1 \|e\| + \tilde{c}_0) +$$

$$\frac{1}{a_0} \tilde{c}_0 \dot{\tilde{c}}_0 + \frac{1}{a_1} \tilde{c}_1 \dot{\tilde{c}}_1$$

利用式 (9) 和式 (10), 可得 $\dot{V} \leq 0$ 。

在实际应用中, 为消除变结构控制引起的抖动, 引入 E 边界层修正算法。

4 仿真算例

下面采用一简化的带推力矢量的空空导弹模型设计侧向自动驾驶仪^[1]。仿真从配平位置 $x_0 = [10 \ 0 \ 0]^T$, $u_0 = [0 \ 0]^T$ 到飞行状态 $x_{10} = [50 \ 0 \ 50]^T$ 的过程, 在此过程中导弹未出现过失速。

在导弹做机动时, 假设系统参数变化范围:

$$\| \$A \| \leq 30\% \| A_0 \|, \| \$B \| \leq 30\% \| B_0 \|;$$

滑动参数选取: $S = \begin{bmatrix} 0.5 & 1 & 0 \\ 0.9 & 0 & 1 \end{bmatrix}$, 其它参数选:

$$a_0 = 0.05, a_1 = 0.8, \hat{c}_1(0) = 0.05, \hat{c}_0(0) = 0, \hat{c}_1(0) =$$

0。

图1和图2分别给出了俯仰角 θ 和迎角 α 的变化曲线。由仿真结果可以看出,控制系统有较好的跟踪性能。

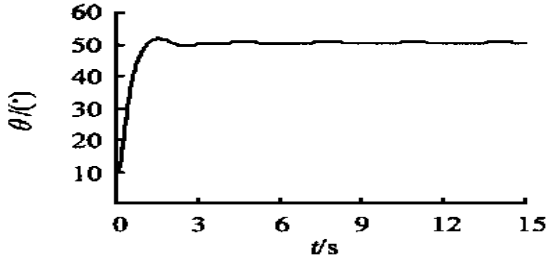


图1 俯仰角 θ 变化曲线

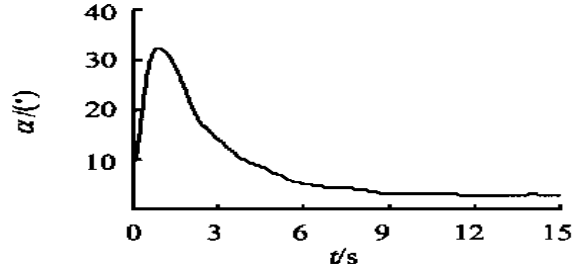


图2 迎角 α 变化曲线

参 考 文 献

[1] Innocenti M, Thukral A. Robustness of a variable structure control system for maneuverable flight vehicles[J]. J Guidance, 1997, 20(2): 377~383.

[2] Utkin V I. Sliding modes and their application in variable structure systems[M]. Moscow: MIR, 1978.

[3] Song Y D, Chung M. Variable structure control with simple adaptation laws for upper bounds on the norm of uncertainties[J]. IEEE Trans on Automatic Control, 1992, 37(6): 860~864.

[4] 高为炳. 变结构控制理论基础[M]. 北京: 科学技术出版社, 1990.

作者简介:



王青女, 31岁, 博士, 副教授, 主要研究领域为自适应控制、智能控制、导弹控制与制导技术、柔性空间结构控制等。Email: wangqing@public.fh.net.cn.net



景韶光 男, 29岁, 博士后, 主要研究领域为智能控制、导弹控制与制导技术、直升机控制等。



张明廉 男, 63岁, 教授, 博士生导师, 长期从事飞行器控制方面的教学和科研工作, 主要研究领域为智能控制、专家系统、飞机自动控制、导弹控制与制导技术等。

第五届国际“可靠性、维修性、安全性”会议(ICRMS' 2001)征文

由中国航空学会、中国仪器仪表学会、中国电子学会、中国宇航学会、中国机械工程学会、中国兵工学会、中国现场统计学会联合召开的第五届国际可靠性、维修性会议(ICRMS20001)将于2001年9月在大连举行, 现在开始征文。

一、征文范围: 软件可靠性的管理、设计、建模、试验等理论和应用研究; 网络(系统、设备)可靠性、维修性、安全性理论和应用研究; 可靠性、维修性和安全性试验; 企业、工程项目可信性管理; 可靠性、维修性、安全性保障性理论和模型研究; 可靠性、维修性、安全性和保障性技术计算机辅助分析; 人因可靠性; 故障诊断和预防性维修; 风险评介和安全性认证; 质量管理和质量保证; 大型复杂系统的可靠性、维修性和安全性研究; 数据收集与分析; 失效分析与失效预防; 电磁兼容性设计和试验技术; 可靠性、维修性和安全性相关支撑技术。

二、论文、摘要提供方式:

1 本届国际会议以英文为沟通语言;

° 2000年5月底前提交英文论文题目以及500字左右的摘要(国内作者附加中文摘要)

» 2000年8月底前发出摘要录取通过, 并对全文格式提出详细要求