基于模糊逻辑的预测再入制导方法

王俊波 曲 鑫 任 章

(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: 在研究再入飞行器预测制导基础上,针对实时性要求,提出了一种基于模糊逻辑系统的模糊预测制导方法. 首先研究分析了再入飞行器落点纵程与飞行高度、弹道倾角三者之间的联系;设计了以再入飞行器落点偏差和飞行高度为输入,弹道倾角角速度为输出的模糊逻辑系统;并在此基础上根据专家经验制定模糊规则,设计模糊预测制导算法. 该方法避免了一般预测制导在形成弹道倾角修正指令时所需要的大量迭代运算,有效减小了预测制导指令的解算时间,为再入飞行器在再入过程中全程使用预测制导提供了可能. 仿真结果表明:该方法实时性好,落点精度高,抗干扰能力强,且具有一定的工程实用价值.

关 键 词: 再入飞行器; 再入制导; 模糊逻辑; 预测制导

中图分类号: V 448.2

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2011)01-0063-04

Predictive guidance method for the reentry vehicles based on fuzzy logic

Wang Junbo Qu Xin Ren Zhang

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

Abstract: A novel predictive guidance was presented for the reentry vehicles based on the fuzzy logic system, according to the requirement of real-time capability. The relation of reentry vehicles' altitude, range and flight path angle was analysed firstly. The system of fuzzy logic was designed with altitude and deviation on target as system inputs and the angular rate of flight path angle as system output. The system took advantage of the experts' experiences to construct the fuzzy rules. Then a novel predictive guidance method was devised following the fuzzy logic which was used for guidance command generation. The method avoids massive iteration computation of general predictive guidance when calculating the angular rate of flight path angle revision command and decreases calculating time of predictive guidance to a satisfactory level effectively. The simulation results indicate the strong anti-interference capacity, high guidance precision and great practical value in engineering of this new predictive guidance method.

Key words: reentry vehicles; reentry guidance; fuzzy logic; predictive guidance

利用计算机预测再入飞行器飞行参数的制导(简称预测制导),是一种很有发展潜力的制导方法. 该方法由于采用在线预测解算,具有较强的抗干扰能力,落点精度较高. 但其控制方案复杂,计算量大,计算时间长,实时性差等缺点,导致无法全程使用预测制导[1]. 有些文献中在再入过程中采用预测制导与标准轨道法混合的制导方法,减小了预测制导的使用频率,简化了控制方案[2]. 但这种混合制导的制导精度低于全程采用预测制导的方法.

要全程采用预测制导,解决计算时间长的问题是关键. 预测制导算法所需的时间主要由 2 部分决定:①实时弹道解算时间;②制导指令实时计算生成时间. 对于改善第①部分的计算时间,可以采用再入段近似解析解的方法[3],但该方法误差较大,且不能灵活地处理偏离设计状态的情况. 而且随着计算机的发展,积分一条弹道所需的时间与制导指令迭代计算时间相比可忽略[4]. 因此决

收稿日期: 2009-11-12

作者简介: 王俊波(1985 -), 男 , 安徽亳州人, 博士生, popolwb@163.com.

定预测制导计算时间的主要是第②部分. 为了改善该部分的计算时间,有些文献采用各种迭代算法,如大步长的牛顿迭代法、高斯方法等. 但迭代算法所需时间主要取决于算法收敛时间,并且还会出现一些无法收敛的情况.

本文根据飞行器落点纵程与弹道倾角和飞行高度之间的模糊关系,建立了模糊逻辑推理系统,且根据该系统,设计了一种基于模糊逻辑的预测制导方法,避免了大量迭代计算并通过仿真进行了验证与分析.

1 再入机动飞行器运动模型

再入机动飞行器运动参考基准取地面坐标系,相关方程假设参见文献[2],根据假设飞行器再入段的运动为平面运动,再入段运动微分方程[3]为

$$\left.\begin{aligned}\frac{\mathrm{d}V}{\mathrm{d}t} &= \frac{-D}{m} - g\sin\theta\\ \frac{\mathrm{d}\theta}{\mathrm{d}t} &= \frac{Y}{mV} + \left(\frac{V}{r} - \frac{g}{V}\right)\cos\theta\\ \frac{\mathrm{d}r}{\mathrm{d}t} &= V\sin\theta\\ \frac{\mathrm{d}L}{\mathrm{d}t} &= \frac{R}{r}V\cos\theta\end{aligned}\right\} \tag{1}$$

式中,V 为再入飞行速度;θ 为 V 与当地水平面的夹角;r 为地心距;L 为纵程;D 为空气阻力;Y 为升力;m 为再入飞行器质量;g 为重力加速度;R 为地球半径.

2 基于模糊逻辑的预测制导法

2.1 基本原理

飞行器的弹道倾角和飞行高度是影响落点纵程两个主要因素. 一般的预测制导算法,是通过积分解算出预测落点以后,利用相关迭代算法计算出弹道倾角或其他参数的具体调整量,使得引入该调整量后,落点误差得到改善. 从直观角度上来看,弹道倾角减小,则飞行器的落点纵程也相应减小,反之则落点纵程增大. 而飞行高度越高,上述影响越大. 因此,落点误差、弹道倾角调整量与飞行高度之间有着某种函数关系,即

$$\Delta\theta = f(-\Delta L, h) \tag{2}$$

式中,$\Delta\theta$ 为弹道倾角调整量;ΔL 为预测落点与理想落点之差;h 为飞行高度. ΔL 前的负号是因为当 ΔL 为正即预测落点纵程大于理想落点时,弹道倾角要减小,即调整量为负;反之为正.

根据式(2),进而考虑倾角控制时间来确定制导所需的弹道倾角角速度调整量,即

$$\Delta\dot{\theta}_{\mathrm{c}} = f(-\Delta L, h) \tag{3}$$

如果能确定出上述函数关系,就可以避免迭代运算,在求出预测落点之后,直接代入式(3)计算出 $\Delta\dot{\theta}_{\mathrm{c}}$,进行制导控制,但实际该函数关系是无法确定的.

基于模糊逻辑的预测制导方法基本思想正是利用模糊逻辑系统建立 $\Delta\dot{\theta}_{\mathrm{c}}$,$\Delta L$ 与 h 这三者的模糊联系. 根据 h 和 ΔL,不经过迭代计算而直接来修正弹道倾角,使弹道倾角朝着减小落点偏差的方向变化,具体如图 1 所示. 当再入飞行器飞到 B 点时,利用式(1)积分解算出预测落点,如果该预测落点纵程大于理想落点纵程,则采用负的弹道倾角角速度减小弹道倾角,即使飞行器低头,这样就会使飞行器的落点纵程减小从而逼近理想落点,当飞行到 C 点时预测落点纵程小于理想落点纵程,则采用正的弹道倾角角速度增大弹道倾角,这样就会使再入飞行器的落点纵程增大从而逼近理想落点,如此反复计算调整,使得再入飞行器的预测落点总在理想落点附近移动. 由上述过程可知该方法原理类似于“bang-bang”控制.

图 1 模糊预测制导弹道曲线

2.2 模糊预测制导算法

根据上述原理,基于模糊逻辑的预测再入制导具体算法如下:

1) 将飞行器初始参数代入式(1)计算出预测落点纵程 L_{P},并将 L_{P} 值与理想落点 L_{M} 比较得出 ΔL,即

$$\Delta L = (L_{\mathrm{P}} - L_{\mathrm{M}})/1\,000 \tag{4}$$

2) 将 ΔL 与 h 作为输入变量代入模糊逻辑系统得出 $\Delta\dot{\theta}_{\mathrm{c}}$;

3) 根据式(1)可近似认为下式[3]成立:

$$\Delta\dot{\theta}_{\mathrm{c}} = \frac{Y}{mV} + \left(\frac{V}{r} - \frac{g}{V}\right)\cos\theta \tag{5}$$

由式(5)且根据相关气动参数,可求解出满足弹道倾角修正要求的攻角量,并代入式(1)求解.

4) 如果再入飞行器高度 h 为 0,则退出仿真,否则重复步骤 1) ~ 步骤 3).

上述制导过程框图表述如图 2 所示.

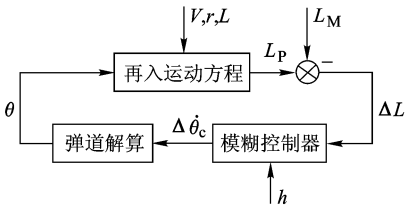


图 2　模糊预测制导框图

3　模糊逻辑推理系统设计

本文的模糊逻辑推理系统主要由输入输出语言变量、隶属度函数、模糊规则、模糊推理计算和去模糊化 5 个部分组成.

3.1　输入与输出语言变量

在所提出的模糊推理系统中,输入变量为 ΔL 与 h,即

$$\left.\begin{aligned} E_1 &= (L_P - L_M)/1\,000 \\ E_2 &= h/1\,000 \end{aligned}\right\} \tag{6}$$

式中,E_1 为再入飞行器落点偏差,km;E_2 为再入飞行器飞行高度,km.

输出变量为 $\Delta\dot{\theta}_c$.

输入变量 E_1 在论域上设置 7 个模糊子集分别记作:*NL*,*NM*,*NS*,*ZO*,*PS*,*PM*,*PL*. 其论域为 $\{-20,-10,-2,0,2,10,20\}$,模糊值定义:*P*(正),*ZO*(零),*N*(负),*S*(小),*M*(中),*L*(大). 为简单和调参的方便,"*NM*,*NS*,*ZE*,*PS*,*PM*"的隶属度函数取为三角函数,*NL* 和 *PL* 的隶属度函数取为梯形函数. 输入变量 E_2 在论域上设置了 4 个模糊子集,分别记作:"*ZO*,*SM*,*ME*,*LA*". 其论域为 $\{0,20,60,80\}$,模糊值定义:*ZO* 为零,*SM* 代表小,*ME* 代表中,*LA* 代表大,隶属度函数取为三角函数.

模糊输出变量 $\Delta\dot{\theta}_c$ 为单点集合,由 E_1 和 E_2 的顶点个数可知,$\Delta\dot{\theta}_c$ 有 28 个单点. 其值的选取根据专家经验,具体原则如下:

1) 当 h 为 60 ~ 80 km. 由于在该飞行高度范围内,大气稀薄,舵面机构产生的气动力值较小,且该高度较高,较小的弹道倾角改变量会引起落点纵程较大的改变. 因此在该高度范围内,当落点偏差较小时,$\Delta\dot{\theta}_c$ 采用 ±1(°)/s 的微调或不调;当落点偏差较大时,$\Delta\dot{\theta}_c$ 也控制在 ±2(°)/s 范围内,进行小幅度调节.

2) 当 h 为 20 ~ 60 km. 由于在该飞行高度范围内,大气密度逐渐增加,舵面机构产生的气动力值也较大,且飞行高度适中. 因此该高度范围为主要制导工作阶段,当落点偏差较小时,$\Delta\dot{\theta}_c$ 在 ±3(°)/s以内进行调解;并随着落点偏差的增大,加大 $\Delta\dot{\theta}_c$,但不超过飞行器的可用过载,且对弹道倾角值进行控制,使其不会无限增大或减小,而保持在合理值范围内.

3) 当 h 为 0 ~ 20 km. 由于在该飞行高度范围内,大气密度较大,但高度较低,飞行时间较短,$\Delta\dot{\theta}_c$ 对落点纵程的影响降低. 因此在该高度范围内,即使较小的落点偏差,也要在保证过载和弹道倾角等值合理的情况下,使用较大的 $\Delta\dot{\theta}_c$,从而保证制导精度.

3.2　模糊规则

本文的模糊规则采用模糊推理中常用的模糊"if-then"规则. "if"部分为模糊规则的前提,"then"部分为结果. 该规则实质上是描述输入变量与输出变量之间的模糊关系. 以高度与落点偏差都很大的情况为例.

规则:if E_1 is *PL* and E_2 is *LA*, then $\Delta\dot{\theta}_c$ is −2(°)/s.

本文所设计的模糊逻辑规则如表 1 所示.

表 1　模糊规则表　(°)/s

E_2	E_1						
	NL	*NM*	*NS*	*ZO*	*PS*	*PM*	*PL*
ZO	5	4	3	0	−3	−4	−5
SM	4.5	3.5	3	0	−3	−3.5	−4.5
ME	4	3	2	0	−2	−3	−4
LA	2	1	0.5	0	−0.5	−1	−2

本文采用 Mamdani 模糊推理方法进行模糊推理计算;采用平均法进行去模糊化得到 $\Delta\dot{\theta}_c$,从而形成模糊逻辑制导律.

4　仿真结果

本文最后在某再入机动弹头模型上进行了仿真,令再入飞行器初始运动参数为:V = 5 km/s,θ = −10°,h = 80 km;飞行器运动参数初始随机干扰:ΔV_C = 0.1 km/s;$\Delta\theta_C$ = 1°;Δr_C = 0.2 km. 过程随机干扰:ΔV_p = 0.01 km/s;$\Delta\theta_p$ = 0.1°;Δr_p = 0.02 km. 其中,ΔV_C,$\Delta\theta_C$,Δr_C 为再入飞行器运动参数初始随机干扰方差,ΔV_p,$\Delta\theta_p$,Δr_p 为再入飞行器运动参数过程随机干扰方差.

本文首先设计一条理想弹道曲线(USO,Undistwbed Standard Optimized-trajectory),然后加入上述相同的初始和过程干扰. 分别采用模糊预测制导法(FPG,Fuzzy Predictive Guidance)与标准轨道法(STG,Standard Tropectory Guidance)进行跟踪理想弹道的仿真,图 3 ~ 图 6 为仿真结果. 表 2

为随机仿真 *15* 次,模糊预测制导落点误差(ΔL_P)与标准轨道落点误差(ΔL_S)的仿真结果.

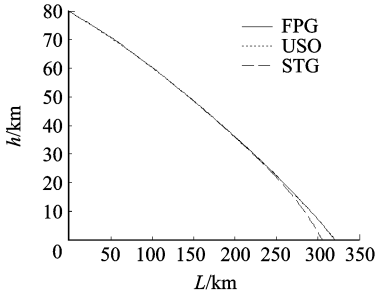


图 3 再入飞行轨迹曲线

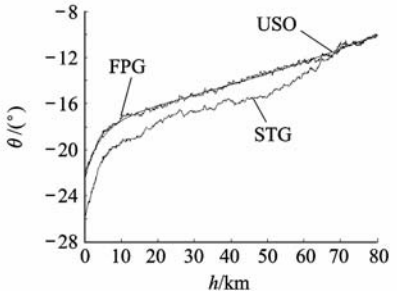


图 4 θ 随 h 变化曲线

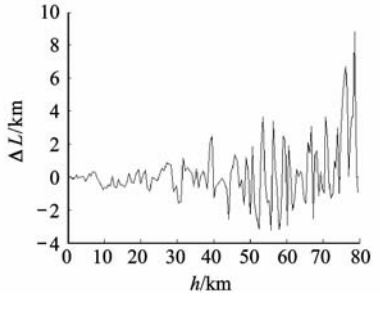


图 5 ΔL 随 h 变化曲线

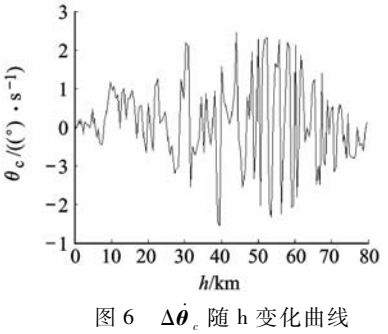


图 6 $\Delta\dot{\theta}_c$ 随 h 变化曲线

从图 3 和图 4 可以看出,采用模糊预测制导法导引的飞行弹道落点位置和飞行过程中弹道倾角值与理想标准弹道落点位置和弹道倾角值基本重合,而采用标准轨道法导引的飞行弹道落点位置和弹道倾角值与理想标准弹道相比则偏离较多. 由图 5 可以看出,采用模糊预测制导飞行器在飞行过程中落点偏差随 h 降低而逐渐减小并收敛到 0 附近,说明该方法具有较好的稳定性和收敛性. 另外,图 5 中 h 为 60 ~ 80 km 范围内虽然落点偏差很大,但图 6 中 $\Delta\dot{\theta}_c$ 却很小,而弹道倾角角速度大范围调整主要集中在 h 为 20 ~ 60 km 范围内,20 km 以下 $\Delta\dot{\theta}_c$ 也随着 h 下降而减小并收敛到 0 附近,基本符合专家经验设定的原则.

表 2 模糊预测制导法与标准轨道法落点误差 m

ΔL_P	ΔL_S	ΔL_P	ΔL_S	ΔL_P	ΔL_S
146	4 790	-44	-6 790	-51	-6 690
-97	-5 772	25	-6 478	-23	2 550
77	-5 322	190	-5 209	48	1 083
117	6 321	231	-5 810	-7	879
31	6 613	135	3 825	115	2 521

由表 2 的结果可以看出,标准轨道法制导的落点误差较大,部分落点超过了 5 km,这是由于标准轨道法易受初始误差和过程干扰的影响,且随着干扰量的增大,飞行器一旦受到较大的干扰,使飞行器累积偏离标准轨道量超过飞行器的机动能力和飞行过载,将会大大影响制导精度. 而预测制导会根据过载调整量和机动能力,选择距离理论落点较近的飞行轨迹,相当于重新进行标准轨道规划,所以在相同的飞行条件和受到同样的随机干扰下,基于模糊逻辑的预测再入制导的落点误差远远小于标准轨道法,落点精度得到大幅度的提高.

以下验证模糊预测制导对初始误差的敏感度和抗过程干扰能力. 设计 2 组不同的随机干扰量:

A:初始随机干扰量方差:$\Delta V_C = 0.1$ km/s; $\Delta\theta_C = 1°$; $\Delta r_C = 0.2$ km. 过程随机干扰量方差: $\Delta V_P = 0.01$ km/s; $\Delta\theta_P = 0.1°$; $\Delta r_P = 0.02$ km.

B:初始随机干扰量方差:$\Delta V_C = 0.15$ km/s; $\Delta\theta_C = 2°$; $\Delta r_C = 0.3$ km. 过程随机干扰量方差: $\Delta V_P = 0.015$ km/s; $\Delta\theta_P = 0.2°$; $\Delta r_P = 0.03$ km.

改变再入飞行器初始弹道倾角,加入上述 2 组随机干扰量,分别采用模糊预测制导与标准轨道法各仿真 100 次,表 3 为 2 种制导方法的平均落点误差仿真结果.

由表 3 可以看出,在一定范围内,改变再入飞行器初始状态条件和随机干扰量,标准轨道法的平均落点误差波动较大,而对模糊预测制导法的平均落点误差影响不大,说明该制导方法对初始误差不敏感,且具有良好的抗干扰能力.

表 3 模糊预测制导法与标准轨道法制导参数

θ/(°)	初始干扰量	过程干扰量	$\lvert\Delta\bar{L}_P\rvert$/m	$\lvert\Delta\bar{L}_S\rvert$/m
-12	*A*	*A*	97	5 517
-20	*A*	*A*	111	3 716
-15	*A*	*A*	86	4 603
-15	*B*	*B*	179	6 972

(下转第 85 页)

$5, N_{R_5}=4, N_{R_6}=4, N_{R_7}=6, N_{R_8}=8, N_{R_9}=7.$

3) 由式(15)计算得到机群的保障规模为 12 架次运输机运输.

4) 根据研制要求,对保障系统进行评估,并提出改进方案.

4　结 束 语

装备群保障规模预测是装备保障系统研制过程中必须突破的关键技术,本文建立的基于保障活动流程的装备群保障规模预测模型能有效利用研制阶段装备保障系统建模和保障性分析的数据,考虑了保障活动流程对装备群保障规模的影响,解决了研制阶段保障规模预测过程中存在的问题,能够根据装备群的使用任务要求对装备群保障规模进行预测,为研制部门进行装备保障系统部属性分析提供理论指导和方法支持,具有工程实用性.

参考文献 (References)

[1] MIL-HDBK-502. Acquisition Logistics[S]. DOD,1997

[2] Currie Karen W. Air force journal of logistics. development and analysis of a dual-role fighter deployment footprint logistics planning model[R]. ADA328680,1997

[3] Maxwell David R. Estimating resource requirements to support multi-echelon F-15E deployments[D]. Ohio: Air University, 2005

[4] Martin Joseph D. Development and analysis of a dual-role fighter deployment footprint logistics planning equation[D]. Ohio: Air University,1996

[5] 郭霖瀚,康锐,康晓明. 装备群保障规模预测方法研究[J]. 系统工程与电子技术,2009,31(5): 1262 - 1265
Guo Linhan, Kang Rui, Kang Xiaoming. Equipment support footprint forecast method research[J]. System Engineering and Electronics,2009,31(5): 1262 - 1265(in Chinese)

[6] 单志伟,叶红兵,曹军海,等. 使用与维修工作分析与保障资源需求确定[J]. 装甲兵工程学院学报,2001,15(1): 71 - 76
Shan Zhiwei, Ye Hongbing, Cao Junhai, et al. Operation and maintenance task analysis and support resource requisition ascertain[J]. Journal of Armored Force Engineering Institute, 2001, 15(1): 71 - 76(in Chinese)

[7] Benjamin S Blanchard. Logistics engineering and management[M]. 6th ed. New Jersey: Pearson Prentice Hall,2003: 353 - 356

[8] Zhang W J, Kang R, Guo L H, et al. Study on military equipment support modeling and simulation[J]. Chinese Journal of Aeronautics,2005,18(2): 142 - 146

(编　辑:娄　嘉)

(上接第 66 页)

5　结 束 语

本文根据再入飞行器落点纵程受高度与弹道倾角影响的特点,深入分析三者之间联系,设计了以再入飞行器落点偏差和飞行高度为输入,弹道倾角角速度为输出的模糊逻辑系统;制定了模糊规则;形成基于模糊逻辑的预测制导方法,并进行了仿真. 由仿真结果可知:该方法实时性好,落点精度高,抗干扰能力强,并且为再入飞行器全程使用预测制导提供可能,具有一定的工程应用参考价值.

参考文献 (References)

[1] 任章,袁国雄. 轨道武器战斗舱再入制导技术研究[J]. 航天控制,2005,23(2):4 - 7
Ren Zhang, Yuan Guoxiong. Study on reentry guidance technique for orbit weapon fighting cabin[J]. Aerospace Control, 2005, 23(2):4 - 7(in Chinese)

[2] 王俊波,田源,任章. 基于最优化问题的混合再入制导方法[J]. 北京航空航天大学学报,2009,36(6):736 - 470
Wang Junbo, Tian Yuan, Ren Zhang. Mixed guidance method for the reentry vehicles based on the optimization[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 36(6):736 - 470

[3] 胡正东,郭才发,蔡洪. 天基对地打击动能武器再入解析预测制导技术[J]. 宇航学报,2009,30(3):1039 - 1044
Hu Zhengdong, Guo Caifa, Cai Hong. Analytical predictive guidance for space-to-ground kinetic weapon in reentry[J]. Journal of Astronautics,2009,30(3):1039 - 1044(in Chinese)

[4] 赵汉元. 飞行器再入动力学和制导[M]. 长沙:国防科技大学出版社,1997:382 - 411
Zhao Hanyuan. Fight vehicle reentry dynamics and guidance[M]. Changsha: National University of Defense Technology Press,1997:382 - 411(in Chinese)

[5] Shen Zuojun, Lu Ping. On-board entry trajectory planning expanded to sub-orbital flight [R]. AIAA-2003-5736,2003

[6] Hahn P V, Frederick R A, Slegers N. Predictive guidance of a projectile for hit-to-kill interception[J]. Control Systems Technology, 2009,17(4):745 - 755

(编　辑:赵海容)