

带容许偏差的战斗机近似最优接敌策略

赵雨, 张斌, 隋永华, 徐安

(空军工程大学航空航天工程学院, 陕西西安, 710038)

摘要 空战接敌过程中战斗机进行机动导致控制量剧烈变化,既影响飞机性能的发挥也不利于飞行员的操作。针对引导策略的优化问题,提出了一种带容许偏差的近似最优接敌策略。首先,建立了三自由度的运动模型,并提出了角度偏差的计算思路;其次,建立了离散的非线性规划模型,并分析了约束条件及目标函数;然后,介绍了滚动时域控制并给出了控制过程的数值解法;最后,设计一个前半球攻击的实例,将比例引导策略与带容许偏差的近似最优策略进行比较。结果表明:后者的控制量在最大稳定步长、均值、标准差方面均更优,能减轻飞行员的操作压力,是一种有效的接敌策略。

关键词 接敌策略;滚动时域控制;容许偏差;控制量

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2015.01.005

中图分类号 V271.4 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2015)01-0019-05

Approximate Optimum of Airplane Engagement Maneuvering Strategy with Allowable Deviation

ZHAO Yu, ZHANG Bin, SUI Yong-hua, XU An

(Aeronautics and Astronautics Engineering College Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: The controllers fluctuate wildly because of the fighter maneuvering in air combat engagement process, which has effect on fighter's performance and pilot's controlling. According to the optimal problem of guidance strategy, an approximate optimum of engagement maneuvering strategy with allowable deviation is proposed. Firstly, three degree of freedom motion model is built. At the same time, the solution steps of angle deviation are put forward. Secondly, the discrete nonlinear programming model is built and the restriction and objective function are analyzed. After that, it introduces receding horizon control and proposes a numerical solution of controlling process. At last, an example of forward hemisphere attack is designed to comparing proportional navigation strategy with the designed engagement maneuvering strategy. The result shows that the latter's controllers fluctuate more smoothly. Therefore, It is an effective strategy which can lighter pilot's operation pressure.

Key words: engagement maneuvering strategy; receding horizon control; allowable deviation; controlled variable

收稿日期:2014-01-06

基金项目:航空科学基金资助项目(20095196012)

作者简介:赵雨(1989-),男,河南安阳人,硕士生,主要从事航空火力指挥与电子综合研究,E-mail:zhaoyu106@163.com

引用格式:赵雨,张斌,隋永华,等.带容许偏差的战斗机近似最优接敌策略[J].空军工程大学学报:自然科学版,2015,16(1):19-23. ZHAO Yu, ZHANG Bin, SUI Yonghua, et al. Approximate Optimum of Airplane Engagement Maneuvering Strategy with Allowable Deviation [J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2015, 16(1): 19-23.

现代空战对抗过程日益复杂,采用特定的机动和战术策略,确保“先敌发射”是取得交战胜利的重要保证。接敌策略的优化就是根据敌我实时态势,通过控制战斗机机动,使其沿着规划的航迹运动,快速、安全地满足武器发射条件。总体上,最优接敌策略属于单边(双边)最优控制问题。近年来,围绕该问题国内外做了大量研究^[1-3],有的只考虑了二维平面内的运动模型^[4],有的假设敌我速度为常量,且只能改变偏航角^[5]。由于该问题属于非线性最优控制问题,所以通过大量简化才能得到解析解^[6-8]。神经网络是解决该问题的有效途径^[9],但要求事先获得大量的训练样本。

滚动时域控制(Receding Horizon Control, RHC)^[10-11]是一种根据当前状态量在线计算的近似最优算法。本文考虑了雷达探测角和武器离轴角等因素对控制量的影响,基于RHC算法提出了一种带容许偏差的近似最优接敌策略(Approximate Optimum of Engagement Maneuvering Strategy with Allowable Deviation, AOEMSAD)。

1 运动模型设计

1.1 飞行器模型

设 W 为我机, M 为目标。状态量 $\mathbf{X}_i = [x_i, y_i, h_i, \gamma_i, \psi_i, v_i]$, ($i=W, M$),各元素分别表示位置坐标 x 和 y 、高度、俯仰角、偏航角和速度。控制量 $\mathbf{U}_i = [\alpha_i, \mu_i, \eta_i]$, ($i=W, M$)各元素分别表示攻角、倾斜角、油门位置。本文选取飞机升力坐标系采用三自由度方程来描述飞机的运动状态,见图1。

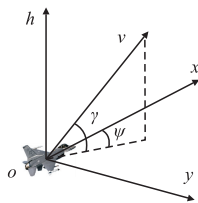


图1 飞行器运动模型

Fig.1 Aircraft motion model

我机与目标的运动模型是一致的,均可表示为:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= v \cos \gamma \cos \psi \\ \dot{y} &= v \cos \gamma \sin \psi \\ \dot{h} &= v \sin \gamma \\ \dot{\gamma} &= \frac{1}{mv} \{ [L + \eta F_{\max} \sin \alpha] \cos \mu - mg \cos \gamma \} \\ \dot{\psi} &= \frac{1}{mv \cos \gamma} [L + \eta F_{\max} \sin \alpha] \sin \mu \\ \dot{v} &= \frac{1}{m} [\eta F_{\max} \cos \alpha - S] - g \sin \gamma \end{aligned} \quad (1)$$

式中: F_{\max} 表示载机轴向最大可用推力, L 为升力, S 为阻力,计算见文献[12]。

1.2 战术接敌的约束和指标函数

战术接敌的目标是引导战机沿着规划的航迹机动,快速满足发射条件并确保自身安全。然而,真实空战中,战机总是受到环境和自身性能的限制,本文主要考虑控制量约束:

$$|\alpha| \leq \alpha_{\max}, |\mu| \leq \mu_{\max}, 0 \leq \eta \leq 1 \quad (2)$$

在接敌引导结束时刻 t_f ,应满足:我机与目标距离 ΔD 小于武器最大发射距离 R_d ,同时我机前置角 φ 小于武器最大离轴角 θ_{\max} ,即:

$$\begin{cases} \Delta D(t_f) = \sqrt{\Delta x^2(t_f) + \Delta y^2(t_f) + \Delta h^2(t_f)} \leq R_d \\ |\varphi(t_f)| \leq \theta_{\max} \end{cases} \quad (3)$$

通常,时间对接敌引导至关重要。随着交战时间的增加,我机能耗和受到的威胁迅速增加。只有快速接近目标,才能较好地完成既定任务。所以,定义时间为性能指标:

$$J(\mathbf{U}) = \int_{t_0}^{t_f} dt = t_f - t_0 \quad (4)$$

2 角度偏差的计算

2.1 解决思路

空战是一个动态对抗的过程,在接敌引导时很难时刻保持载机速度方向与目标线重合。考虑到雷达探测角和武器离轴角等因素的影响,即使速度与目标线之间存在一定的角度偏差,仍然满足跟踪和发射条件,这个偏差称为容许偏差。若容许偏差超过设定的门限值,则改变载机控制量减小偏差;否则按照原有控制量飞行。

2.2 偏差矢量方程

图2中, T_w 为我机飞行时间, T_m 为目标飞行时间, P 为理想命中点, P' 为真实武器到达位置, δ 为 P 与 P' 的角度偏差, ΔL 为 P 与 P' 的距离偏差矢量, \mathbf{V}_w 为我机速度矢量, \mathbf{V}_m 为目标速度矢量, \mathbf{R}_d 为武器飞行距离矢量, $\Delta \mathbf{D}$ 为我机与目标之间距离矢量。

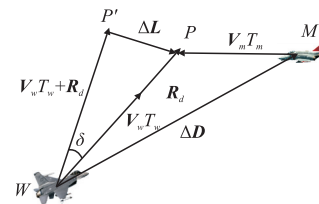


图2 偏差矢量图

Fig.2 Deviation vector

偏差矢量方程为:

$$\Delta \mathbf{D} + \mathbf{V}_m T_m = \mathbf{V}_w T_w + \mathbf{R}_d + \Delta \mathbf{L} \quad (5)$$

解出距离偏差:

$$\Delta L = \Delta D + V_m T_m - V_w T_w - R_d \quad (6)$$

将距离偏差向 3 个坐标轴投影:

$$\Delta L = [L_x, L_y, L_h] I_s \quad (7)$$

$$\begin{cases} L_x = \Delta D + \Delta \dot{D} T_w - R_d \cos \gamma \cos \psi \\ L_y = \Delta D \omega_h T_w - R_d \cos \gamma \sin \psi \\ L_h = -\Delta D \omega_y T_w - R_d \sin \gamma \end{cases} \quad (8)$$

在较短的时间内可以假设距离偏差所在平面与 x 轴垂直,即:

$$L_x = \Delta D + \Delta \dot{D} T_w - R_d \cos \gamma \cos \psi = 0 \quad (9)$$

解出:

$$T_w = \frac{R_d \cos \gamma \cos \psi - \Delta D}{\Delta D} \quad (10)$$

由于距离偏差 ΔL 比敌我距离 ΔD 要小的多,所以用偏差角度近似代替距离偏差将 δ 分解,得到 y 、 h 方向的角度偏差:

$$\delta_y = \frac{L_y}{V_w T_w + R_d} = \frac{\Delta D \omega_h T_w - R_d \cos \gamma \sin \psi}{V_w T_w + R_d} \quad (11)$$

$$\delta_h = \frac{L_h}{V_w T_w + R_d} = \frac{-\Delta D \omega_y T_w - R_d \sin \gamma}{V_w T_w + R_d} \quad (12)$$

3 近似最优接敌的控制过程

3.1 基于 RHC 的控制量解算

RHC 的思路是把控制过程离散化,设定预测时域 T ,将当前状态量 $X(t_k)$ 作为输入量,在时域 $t \in [t_k, t_k + T]$ 上求解非线性规划:

$$\begin{aligned} J_k(\mathbf{U}) &= \frac{\Delta D(t_k + T) - R_d}{\Delta v(t_k + T)} \\ \text{s.t. } \dot{\mathbf{X}} &= f(\mathbf{X}, \mathbf{U}, t) \end{aligned} \quad (13)$$

$$\begin{aligned} g(\mathbf{X}, \mathbf{U}, \dot{\mathbf{U}}) &\leq 0 \\ h(\mathbf{X}(t_k + T)) &\leq 0 \end{aligned}$$

式中: $\Delta D(t_k + T)$ 、 $\Delta v(t_k + T)$ 分别表示 $t_k + T$ 时刻我机与目标的相对距离和速度。这样就将一个连续的终端状态固定且控制量受约束的非线性最优优化问题转化为离散的非线性规划问题。只要给出了每个初始时刻我机与目标的状态量,就可以得到每个终端时刻我机的状态量与控制量。

需要说明的是,RHC 只能得到预测时域 T 内的最优解。这一方面提高了运算的速度,但另一方面只是局部的最优化,所以称为近似最优接敌策略。

3.2 接敌策略的控制过程

Step1 初始化我机与目标的状态量、控制量,设定 R_d 、 θ_{\max} 、 T 、 $\delta_{y\max}$ 和 $\delta_{h\max}$ 等常数。

Step2 根据状态方程及约束解非线性规划,使得目标函数取得最小值,得到末端时刻我机与目标的状态量 $\mathbf{X}(t_k + T)$ 和控制量 $\mathbf{U}(t_k + T)$ 。

Step3 计算相对距离、目标线角速度、遭遇时间等态势参数并解出 δ_y 、 δ_h 。

Step4 若 $|\delta_y| \leq \delta_{y\max}$,则不改变攻角大小,即 $\alpha(t_k + T) = \alpha(t_k)$;否则更新 $\alpha(t_k + T)$ 等于控制量 $\mathbf{U}(t_k + T)$ 的攻角分量。

Step5 得到倾斜角 $\mu(t_k + T)$ 。

Step6 判断是否满足终端条件。满足跳到下一步骤;否则记步数+1,更新我机与目标的状态量、控制量,跳到 **Step2**。

Step7 输出状态向量、控制量向量、相对距离、性能指标等参数,结束计算。

4 仿真验证

设计一个空战中我方前半球攻击的实例,将设计的接敌策略与比例引导策略进行比较。设定仿真参数:仿真时间间隔 Δt 为 1 s,预测时域 T 为 10 s,门限偏差 $\delta_{y\max}$ 、 $\delta_{h\max}$ 分别为 $\pm 10^\circ$ 、 $\pm 5^\circ$ 。

我机与目标具体参数见表 1 和表 2。

表 1 初始状态

Tab.1 Initial state

类型	位置/km	$v/(m \cdot s^{-1})$	γ/rad	ψ/rad
我机	[80,30,5]	350	0	$-5\pi/6$
目标	[5,15,5]	300	0	$\pi/9$

表 2 我机控制约束及终端约束

Tab.2 Fighter's controller and terminal restriction

α_{\max}/rad	μ_{\max}/rad	R_d/km	θ_{\max}/rad
$\pi/2$	$\pi/2$	35	$\pi/9$

4.1 情形 1:确定信息下目标做直线运动

假设对目标信息的探测真实可靠。设目标攻角 α_m 为 $\pi/36$,倾斜角 μ_m 为 0,油门大小 η_m 为 0.5。仿真结果见图 3,控制效果见表 3。

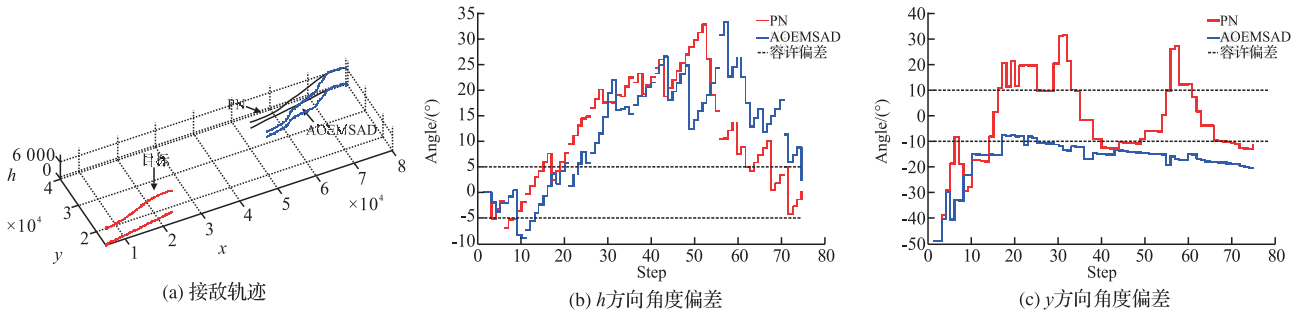


图 3 情形一仿真结果

Fig.3 Simulation result of example 1

表 3 情形一控制效果

Tab.3 Controller effect of example 1

策略	最大稳定步长			均值			标准差		
	α	μ	η	$\alpha/(^\circ)$	$\mu/(^\circ)$	η	$\alpha/(^\circ)$	$\mu/(^\circ)$	η
AOEMSAD	7	8	5	7.26	-8.73	0.32	110.48	135.10	10.25
PN	6	3	2	12.68	-11.67	0.75	152.61	180.94	17.05

通过计算得,2 种策略仿真步长均为 75,说明时间指标是相同的。由图 3(b)~(c)可以看出,AOEMSAD 与 AOEMS 相比,前者偏差变化明显小于后者,且偏差均值更靠近零附近。这是因为 AOEMSAD 考虑了容许偏差,不需要根据目标状态时改变控制量。在表 3 中,AOEMSAD 的控制量在最大稳定步长、均值、标准差方面均优于 PN,表明前者的操作更加简单易行。

4.2 情形 2:随机信息下目标做圆弧机动

假设对目标的探测存在服从正态分布的随机误差。目标控制量 α_m 、 μ_m 、 η_m 的探测值分别为 $\pi/36$ 、

$\pi/18,0.5$,均方差为分别为 $\pi/90, \pi/90,0.1$ 。仿真结果见图 4,控制效果见表 4。

计算可得,PN 步长为 80,AOEMSAD 步长为 82,两者的时间性能几乎相同。在图 4(b)~(c)中,PN 的偏差角度始终在剧烈抖动,而 AOEMSAD 变化较小并最终稳定在零附近。表 4 中,AOEMSAD 在目标机动且存在随机误差的条件下仍然保持较好的控制效果;而 PN 的最稳定步长明显减小,均值偏离零点,标准差迅速变大。综上,AOEMSAD 在稳定性和抗干扰方面均优于 PN。

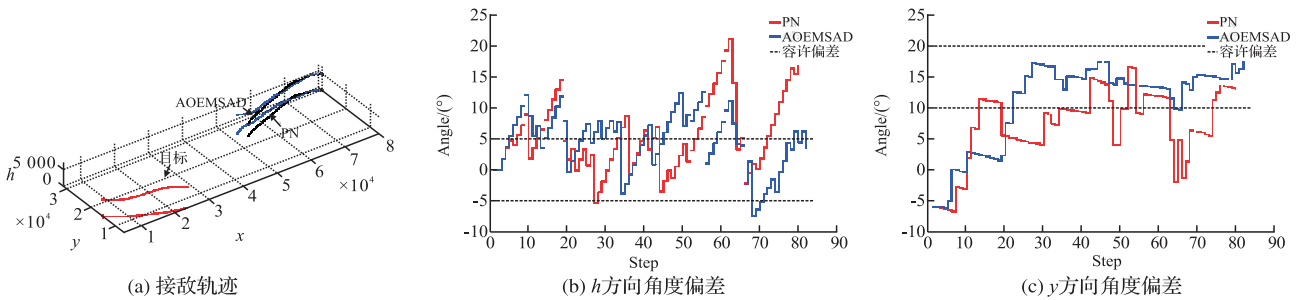


图 4 情形二仿真结果

Fig.4 Simulation result of example 2

表 4 情形二控制效果

Tab.4 Controller effect of example 2

策略	最大稳定步长			均值			标准差		
	α	μ	η	$\alpha/(^\circ)$	$\mu/(^\circ)$	η	$\alpha/(^\circ)$	$\mu/(^\circ)$	η
AOEMSAD	5	3	2	10.26	5.72	0.48	134.75	118.25	21.70
PN	2	1	2	23.51	7.10	0.62	210.72	197.48	29.68

5 结语

本文基于角度偏差提出了一种新的接敌策略,并利用 RHC 给出了数值解法。仿真结果表明,带容许偏差的接敌策略比传统策略控制性能好、抗干扰能力强,便于飞行员的操作,且时间指标影响较小。在下一步的工作中将进一步分析空战态势,给出综合的性能指标,同时给出各指标权重的确定方法;分析敌我博弈过程,建立双边优化模型,将规避威胁作为约束条件;分析多机信息协同和战术配合,制定复杂环境下的接敌策略。

参考文献(References):

- [1] Garber V. Optimum Intercept Laws for Accelerating Targets[J]. AIAA Journal, 1968,11(6):2196-2198.
- [2] 徐安,于雷,寇英信,等.基于 MDP 框架的飞行器隐蔽接敌策略[J].系统工程与电子技术,2011,33(5):1063-1068.
XU An, YU Lei, KOU Yingxin, et al. Stealthy Engagement Maneuvering Strategy for Air Combat Based on MDP[J]. Systems Engineering and Electronics, 2011,33(5):1063-1068. (in Chinese)
- [3] McGrew J S, How J P, AirCombat Strategy Using Approximate Dynamic Programming[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2010, 33(5):1641-1654.
- [4] Joon-Hyung, Yeom, Seong-Jae Yoo. Terminal-Phase Optimal Guidance Law for BTT Missiles Considering Significant Autopilot Dynamics [R]. AIAA 2011-6252.
- [5] Snyder Mark G, Chaoyong Li, Zhihua Qu. A New Parameterized Guidance Law for Cooperative Air Defense[R]. AIAA 2012-650.
- [6] Xie D C, Wang Z W, Zhang W H. Attitude Controller for Reentry Vehicles Using State-Dependent Riccati Equation Method[J]. Journal of Central South University of Technology, 2013,20(10):1861-1867.
- [7] Xu Y K, Han Y M. A Study on An Improved Guidance Law Which is Insensitive to the Time-To-Go Estimation Error[C]//Proc of International Symposium on Computational Intelligence and Design, 2009:246-249.
- [8] 李锐,方洋旺,轩永波,等.随机预测控制及其在导弹制导中的应用[J].弹道学报,2011,23(2):6-10.
LI Rui, FANG Yangwang, XUAN Yongbo, et al. Stochastic Predictive Control and Its Application on Missile Guidance[J]. Journal of Ballistics, 2011,23(2):6-10. (in Chinese)
- [9] Sang B H, Jiang C S. Virtual Target Differential Game Midcourse Guidance Law for Hypersonic Cruise Missile Based on Neural Network[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2008,25(2):121-127.
- [10] Virtanen K, Karelahti J, Raivio T. Modeling Air Combat by A Moving Horizon Influence Diagram Game[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2006,29(5):1080-1091.
- [11] Wen J W, Liu F. Receding Horizon Control for Constrained Markovian Jump Linear Systems with Bounded Disturbance [J]. Journal of Dynamic Systems, Measurement and Control, 2011,13(1):1-10.
- [12] Kazuhiro Horie, Conway Bruce A. Optimal Fighter Pursuit - Evasion Maneuvers Found via Two-Sided Optimization[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2006,29(1):105-112.

(编辑:徐敏)