

基于迭代优化的拦射空战瞄准引导方法

隋永华^{1,2}, 胡朝晖¹, 俞利新¹, 欧建军¹, 冯国强¹

(1. 空军工程大学航空航天工程学院, 西安 710038; 2. 西北工业大学自动化学院, 西安 710072)

摘要: 为解决无人战斗机使用空空导弹自主攻击目标的问题, 提出了一种基于迭代优化的拦射瞄准引导法。首先描述了自主拦射攻击需要解决的问题; 然后给出了基本解决思路并推演出瞄准偏差方程; 接着创建了迭代优化瞄准控制模型并设计了瞄准控制过程; 最后通过仿真实验进行了与比例导引控制方法的对比测试和抗误差干扰测试, 结果表明, 迭代优化拦射瞄准引导法对于解决自主拦射攻击问题非常有效。

关键词: 空战; 自主攻击; 迭代优化; 瞄准控制; 火力控制

中图分类号: V271.4 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2013)01-0028-04

An Iterative Optimization Based Method for Aiming Guidance in Air Combat Interception

SUI Yonghua^{1,2}, HU Zhaozhui¹, YU Lixin¹, OU Jianjun¹, FENG Guoqiang¹

(1. Engineering Institute of Aeronautics and Astronautics, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2. College of Automation, Northwest Polytechnic University, Xi'an 710072, China)

Abstract: To solve the problem of fighter's autonomous attack with air-to-air missile in air combat, an Iterative Optimization Aiming Guidance (IOAG) method was proposed. Firstly, the problems in autonomous interception attack were analyzed. Then, the basic idea about IOAG was introduced and the equations of aiming error were deduced. And subsequently, the model of IOAG was established and the process of IOAG was designed. Finally, simulation was made for comparing it with the method of proportional navigation control, and the robustness experiment was performed. The results show that the method of IOAG is very effective for the problems of autonomous interception attack.

Key words: air combat; autonomous attack; iterative optimization; aiming control; fire control

0 引言

自主攻击是飞行作战平台智能化、无人化的必然要求^[1-2]。超视距拦射攻击是空战的主要作战形式之一, 拦射攻击方法的优化与否将显著影响战斗的胜负。所以, 研究自主拦射攻击, 具有重要的理论价值和实战意义。

常规的拦射攻击研究主要侧重于计算武器发射前置角并通过人工进行瞄准控制^[3]。目前自主空战攻击研究大多集中于抽象层次较高的自主决策方面^[4-7], 对于具体的自主瞄准攻击方面的相关文献甚少, 仅发现文献[8-9]有基于比例引导的自动接敌引导律的

研究。本文依据对自主拦射瞄准攻击的问题分析, 提出了一种迭代优化拦射瞄准引导(Iterative Optimization Aiming Guidance, IOAG)方法, 并与基于比例导引控制(Proportional Navigation Control, PNC)的接敌方法进行了对比测试, 结果表明 IOAG 更加有效。

1 问题的描述

图1为航空射击绝对坐标系下的战斗机拦射攻击瞄准图。图中: O 为本机初始位置; M 为目标初始位置; P 为理想的导弹与目标碰撞点; F 为导弹预计发射点; B 为导弹直线射程点; Z 为保持发射瞬间速度矢量不变直到攻击结束时本机的位置; μ 为目标进入角; φ 为本机相对航向角; D 为目标距离;虚曲线 \widehat{MP} 为目标轨迹线; L_m 为目标位移; L_0 为瞄准控制初始本机期望的理想航线;虚曲线 \widehat{OF} 为本机实际可能轨迹线; L_f 表示矢量 \overrightarrow{OF} ; L'_f 表示矢量 \overrightarrow{OZ} ; D_d 为导弹的绝对射程; D'_d

收稿日期: 2011-12-01 修回日期: 2012-01-03

基金项目: 航空科学基金(20095196012)

作者简介: 隋永华(1973—), 男, 辽宁庄河人, 博士生, 讲师, 研究方向为模式识别与智能系统, 航空火控理论与技术。

为导弹的相对射程; Δ_L 为瞄准偏差矢量; δ 为瞄准偏差角。为叙述方便,其他相关变量约定如下: V_1 为本机速度; V_m 为目标速度; V'_m 为目标相对本机速度; V_{pj} 为导弹平均飞行速度; T_f 为从瞄准开始到导弹发射的时间; T_d 为导弹离机后的飞行时间; T 为从瞄准开始到导弹爆炸的总攻击时间。瞄准控制的任务就是实时计算出理想的瞄准状态,引导或控制飞机机动,快速达到并稳定保持瞄准状态,其中约定初始时刻 $T \geq T_d$ 。

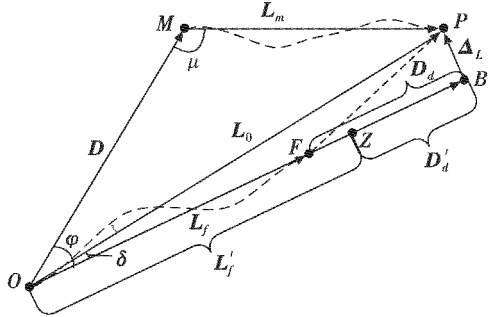


图 1 战斗机拦射攻击瞄准图
Fig. 1 Diagram of interception and aiming

2 解决思路及瞄准偏差方程

2.1 解决思路

自主优化拦射瞄准控制问题的一般解决思路是:首先计算出瞄准偏差,然后构造优化控制模型,最后设计自主优化控制过程。因为在攻击过程中目标会进行战术机动,所以在攻击初始很难确定瞄准偏差。为此,将整个攻击过程划分为若干较小的时间段 ΔT ,在每个 ΔT 内假定目标等速直线飞行,本机等速率飞行,这样便可列写瞄准方程从而计算瞄准偏差,根据瞄准偏差为本机寻求优化的飞行状态并控制本机机动,然后在下一个 ΔT 内重复执行计算瞄准偏差、寻求优化状态和控制本机机动的操作。如此迭代循环,直到达到理想的导弹发射点。

2.2 瞄准偏差矢量方程

为方便研究,做以下简化假设:本机与目标在同一水平面飞行,只考虑方位瞄准控制(俯仰瞄准控制与之原理类同);本机的迎角和侧滑角均为 0;不考虑重力对瞄准控制的影响。根据图 1,得到 ΔT 内的初步瞄准方程为

$$D + L_m = L_f + D_d + \Delta_L \quad (1)$$

代换变量,得

$$D + V_m T = V_1 T_f + V_{pj} T_d + \Delta_L \quad (2)$$

将上式代入 $T_f = T - T_d$,整理可得

$$D + (V_m - V_1) T = (V_{pj} - V_1) T_d + \Delta_L \quad (3)$$

$$D + V'_m T = D'_d + \Delta_L \quad (4)$$

规定跟踪线坐标系与机体坐标系的 X-Y-Z 轴均分

别为前-上-右,并记 ω_c 为跟踪线角速度,结合简化假设,将式(4)在跟踪线坐标系中分解整理,可得

$$\begin{cases} \Delta_{Lx} = D + \dot{D} T - D'_d \cos \varphi \\ \Delta_{Lz} = -DT\omega_c - D'_d \sin \varphi \end{cases} \quad (5)$$

式中, Δ_{Lx} 与 Δ_{Lz} 为 Δ_L 在跟踪水平面的两个分量。

2.3 瞄准偏差的处理

利用方程组(5)来确定和调整 Δ_L 在应用中是非常困难的。对此,为 Δ_L 增加一个约束: $\Delta_L \cdot D = 0$,即令偏差矢量总是垂直于跟踪线。在此约束下,可计算出 Δ_{Lx} ,并根据方程组(5)的第一个方程得到待修正的 T 。

$$\begin{cases} \Delta_{Lx} = 0 \\ T = (D'_d \cos \varphi - D) / \dot{D} \end{cases} \quad (6)$$

接着将 Δ_{Lz} 化为角度偏差,以便于随后的机动控制。

通常 $|\Delta_{Lz}|$ 远小于 $V_1 \hat{T} + D'$,根据图 1,得到与 Δ_{Lz} 相对应的偏差角为

$$\delta = \frac{\Delta_{Lz}}{V_1 T + D'_d} = \frac{-DT\omega_c - D'_d \sin \varphi}{V_1 T + D'_d} \quad (7)$$

3 迭代优化瞄准引导控制

3.1 瞄准控制数学模型

利用常规的最优控制理论对瞄准控制问题建模与求解十分困难。原因有两点:1)这是一个需要综合考虑瞄准偏差与机动过载的多目标优化控制问题;2)瞄准状态相关参数如 ω_c 、 φ 、 μ 和 \dot{D} 等是变化的,会造成最优瞄准状态的漂移,且描述困难。本文采用迭代优化的方法进行建模与求解。根据拦射瞄准控制需求分析,结合式(6)、式(7),构造的迭代优化控制模型为

$$\min_{|n| \leq n_{\max}} f_k = \begin{cases} |\hat{\delta}_{k+1}|, & |\delta_k| > \delta_{\max} \\ \frac{\lambda_k |n_k|}{n_{\max}} + \frac{(1 - \lambda_k) |\hat{\delta}_{k+1}|}{\delta_{\max}}, & |\delta_k| \leq \delta_{\max} \end{cases} \quad (8)$$

式中: $\hat{\delta}_{k+1} = \delta_k - \Delta \hat{\psi}_{k+1}$, $\Delta \hat{\psi}_{k+1} = \frac{n_k \Delta T}{V_{1k}}$; $\lambda_k = \begin{cases} 1, & T_k \geq T_S + T_d \\ \frac{T_k - T_d}{T_S}, & T_k < T_S + T_d \end{cases}$

下标 k 代表第 k 个 ΔT 周期; f 为优化目标函数; n 为机动过载,是优化变量; $\hat{\delta}_{k+1}$ 为下一个 ΔT 周期初始瞄准偏差的预测估计值; $\Delta \hat{\psi}_{k+1}$ 为航向变化量的预测估计值; λ 为加权系数; T_S 为标准门限时间; δ_{\max} 为最大允许瞄准误差; n_{\max} 为最大允许过载。 T_k 与 δ_k 分别按式(6)、式(7)计算。模型(8)中除目标函数 f_k 外的所有方程联立式(6)、式(7),称为瞄准控制状态及约束方程。模型(8)中的目标函数 f_k 的构造主要基于如下考虑:当 $|\delta_k| > \delta_{\max}$ 时,说明瞄准偏差不在允许范围,应尽

量快速减小瞄准误差;而当 $|\delta_k| \leq \delta_{\max}$ 时,应综合考虑瞄准偏差与机动过载,本文根据离武器发射时刻的剩余时间对二者进行动态加权综合,若剩余时间长则机动过载的权重较大,反之则瞄准偏差的权重较大。

3.2 目标函数的求解

求解目标函数的主要任务是寻找各种情况下的最优过载 n_k^* 。先讨论 $|\delta_k| > \delta_{\max}$ 情况下 f_k 的求解。根据模型(8),有如下推演

$$\hat{\delta}_{k+1} = \delta_k - \Delta \hat{\psi}_{k+1} = \delta_k - \frac{n_k \Delta T}{V_{1k}} \quad (9)$$

$$f_k = \frac{1}{\delta_{\max}} \left| \delta_k - \frac{n_k \Delta T}{V_{1k}} \right| \quad (10)$$

不计约束 $|n_k| \leq n_{\max}$ 时, $\min f_k = 0$,得到理想过载为

$$n_{ke} = \frac{V_{1k} \delta_k}{\Delta T} \quad (11)$$

加入 $|n_k| \leq n_{\max}$ 约束时,按如下运算找到最优过载为

$$n_k^* = n_{ke} \triangleleft n_{\max} \quad (12)$$

运算 $x = a \triangleleft A$ 的定义为: $|a| \leq A$ 时, $x = a$; $a > A$ 时, $x = A$; $a < -A$ 时, $x = -A$ 。

再讨论 $|\delta_k| \leq \delta_{\max}$ 条件下 f_k 的求解。这种情况要复杂一些,求解过程如下所述。

将式(9)代入到模型(8)的 f_k 中,有

$$f_k = \frac{\lambda_k |n_k|}{n_{\max}} + \frac{(1 - \lambda_k) \left| \delta_k - \frac{n_k \Delta T}{V_{1k}} \right|}{\delta_{\max}} \quad (13)$$

分析式(13)可以发现,当 $\delta_k \geq 0$,两个绝对值符号中的表达式均取非负时,即

$$n_k \geq 0 \text{ 且 } \delta_k - \frac{n_k \Delta T}{V_{1k}} \geq 0 \quad (14)$$

会使 f_k 比其他组合情形更小,据此可将式(13)中的绝对值符号消去,得

$$f_k = \frac{\lambda_k n_k}{n_{\max}} + \frac{(1 - \lambda_k) (\delta_k - \frac{n_k \Delta T}{V_{1k}})}{\delta_{\max}} \quad (15)$$

$$\text{s. t. } |n_k| \leq n_{\max}, n_k \geq 0, \delta_k - \frac{n_k \Delta T}{V_{1k}} \geq 0$$

进一步整理式(15),有

$$f_k = C_0 + C_1 n_k \quad (16)$$

$$C_0 = \frac{(1 - \lambda_k) \delta_k}{\delta_{\max}}, \quad C_1 = \frac{\lambda_k}{n_{\max}} - \frac{(1 - \lambda_k) \Delta T}{\delta_{\max} V_{1k}}$$

$$\text{s. t. } |n_k| \leq n_{\max}, 0 \leq n_k \leq N_B, N_B = \frac{\delta_k V_{1k}}{\Delta T}$$

式中, C_0 、 C_1 及 N_B 在 ΔT 内为常数,所以 f_k 是一个关于 n_k 的一元方程。不计约束 $|n_k| \leq n_{\max}$ 时,得到理想过载为

$$n_{ke} = \begin{cases} 0, & C_1 \geq 0 \\ N_B, & C_1 < 0 \end{cases} \quad (17)$$

得到 n_{ke} 后,同样按照运算逻辑(12)可得到最优过载 n_k^* 。

同理,当 $\delta_k < 0$ 时,可得 f_k 的表达式为

$$f_k = -(C_0 + C_1 n_k) \quad (18)$$

$$\text{s. t. } |n_k| \leq n_{\max}, N_B \leq n_k \leq 0$$

其中的符号描述同式(16)。通过计算可以发现,不计约束 $|n_k| \leq n_{\max}$ 时,式(18)所得到理想过载 n_{ke} 表达式与式(17)完全相同。 n_k^* 同样按照运算逻辑(12)获取。

至此,各种情况下的 n_k^* 已找出,对应的最优目标函数值亦可确定: $\min f_k = f_k(n_k = n_k^*)$ 。

3.3 迭代优化引导控制过程

1) 设定 ΔT ,令 $k=0$,瞄准控制时间 $t=0$,瞄准控制启动。

2) 输入 V_{1k} 、 D_k 、 \dot{D}_k 、 ω_{ck} 及 φ_k 等基本测量量,给出 n_{\max} 、 δ_{\max} 、 D'_d 、 T_d 及 T_s 等定常或拟合函数值,求解瞄准控制状态及约束方程,得到其他各个参变量。

3) 结束控制。若 $T_k \leq T_d$ 则瞄准控制结束。

4) 计算理想过载 n_e 。若 $|\delta_k| > \delta_{\max}$,按式(11)计算 n_e ;若 $|\delta_k| \leq \delta_{\max}$,按式(17)计算 n_e 。

5) 根据各种情况下的 n_k^* ,按式(12)计算确定最优过载 n_k^* 。

6) 根据各种情况下的 n_k^* 计算对应的 $\min f_k$ 。

7) 预测最优航向 ψ_{k+1}^* 。预测公式: $\psi_{k+1}^* = \psi_k + \frac{n_k^* \Delta T}{V_{1k}}$ 。

8) 迭代循环。设定一个较小的误差时间 ε_T ,检查瞄准控制时间 t 是否满足 $|t - (k+1)\Delta T| \leq \varepsilon_T$,若满足,则令 $k = k+1$,并返回步骤2)进行下一周期的瞄准控制,否则继续按当前最优过载 n_k^* 持续飞行。

4 仿真验证

首先设置典型基本初始参数: $V_{10} = 350 \text{ m/s}$, $V_{m0} = 300 \text{ m/s}$, $D_{m0} = 120 \text{ km}$, $D'_{d0} = 10 \text{ km}$, $T_{d0} = 15 \text{ s}$, $\Delta T = 1 \text{ s}$,本机与目标的速率不变。然后想定3种典型的空战情形进行仿真验证。

情形1:目标不机动。 $\mu = 60^\circ$, $\varphi = 0^\circ$,目标全程匀速直线飞行。IOAG与PNC仿真结果对比如图2所示。PNC的比例系数取常数2,下同。

情形2:目标S形机动。 $\mu = 45^\circ$, $\varphi = -10^\circ$,目标连续做1.5g的S形机动。这是一种对瞄准控制性能考验极大的情形。IOAG与PNC仿真结果对比如图3所示。

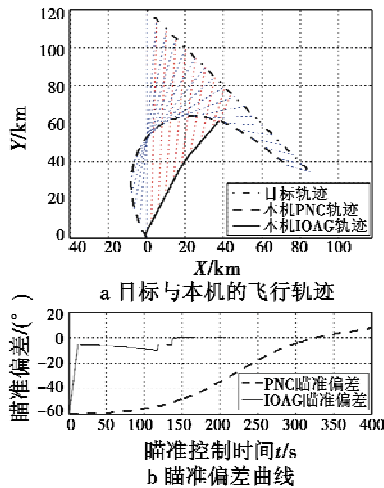


图2 情形1 仿真验证结果
Fig. 2 Result of simulation validation of case 1

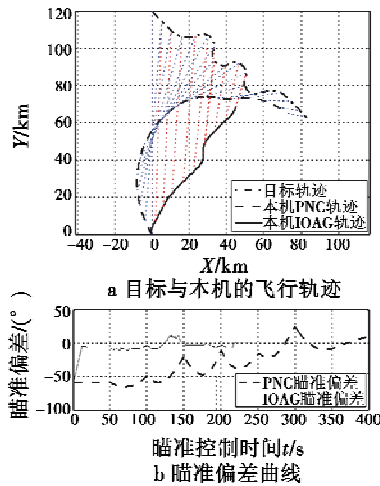


图3 情形2 仿真验证结果
Fig. 3 Result of simulation validation of case 2

情形3:抗误差干扰性能测试。在情形2的基础上引入观测误差,设所有基本测算量经滤波处理后仍存在5%的系统误差和服从正态分布的随机误差。各量随机误差的均方差设定为: $V_1 = 500 \text{ m/s}$; $D = 200 \text{ m}$; $\dot{D} = 500 \text{ m/s}$; $\omega_c = 0.2 (\text{°})/\text{s}$; $\varphi = 1^\circ$ 。

对IOAG进行抗误差干扰测试,测试结果见图4。

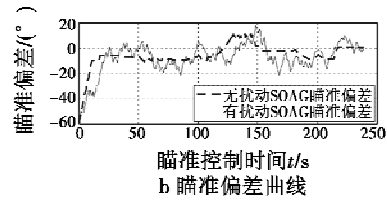
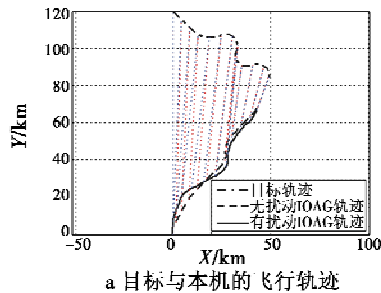


图4 情形3 仿真验证结果
Fig. 4 Result of simulation validation of case 3

5 结论

从IOAG与PNC的对比实验中可以看出,在中远距拦射空战中,IOAG比PNC的引导轨迹更为平直,瞄准控制所用时间显著减少。即使目标做较大的连续机动来规避本机攻击,IOAG的瞄准误差仍会快速收敛于0,而PNC的瞄准误差则会发散。在抗误差干扰性能方面,通过上面的测试可以发现,IOAG在有较大观测误差干扰的情况下依然具有良好的性能:引导轨迹和所用时间变化不大,虽然瞄准误差起伏增大,但仍然收敛于0。所以,IOAG是一种有效的自主拦射瞄准控制方法,可以为先进战斗机或无人攻击飞机的自主攻击系统的设计或改进提供有价值的参考。

参考文献

- [1] 孙隆和. 网络信息环境中的飞机(飞行作战平台)武器火力指挥控制系统[J]. 电光与控制, 2010, 17(3): 1-8.
- [2] 张安, 陈伟, 李相民. 战斗机智能火力与指挥控制系统的发展和关键技术[J]. 电光与控制, 2006, 13(4): 1-5.
- [3] 周志刚. 航空综合火力控制原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.
- [4] 郭昊, 周德云, 张堃. 无人作战飞机空战自主机动决策研究[J]. 电光与控制, 2010, 17(8): 28-32.
- [5] 耿振余, 张建康. 基于智能体的无人机自主决策系统模型[J]. 空军装备研究, 2008, 17(8): 22-24.
- [6] 陈小兵, 常勇, 孔繁峨. 近距格斗自主决策研究[J]. 电光与控制, 2009, 16(4): 34-37.
- [7] 池沛, 陈宗基, 周锐. 自主飞行器扩展态势评估方法研究[J]. 系统仿真学报, 2007, 19(10): 2200-2205.
- [8] 孔韬, 魏瑞轩, 刘月. 自主攻击型无人机的导引技术研究[J]. 飞行力学, 2009, 27(4): 93-96.
- [9] 寇英信, 张斌. 作战飞机引导控制原理[M]. 西安: 空军工程大学, 2009.