

基于三维空间的无人机规避攻击导引设计

刘杰¹, 张健¹, 李世晓¹, 刘盛²

(1. 空军工程大学航空航天工程学院, 西安 710038; 2. 中国工程物理研究院机械制造工艺研究所, 四川 绵阳 621900)

摘要: 针对三维空间中无人机受到纯比例导引空空导弹攻击而采取机动规避的过程, 建立无人机与空空导弹的相对追逃运动模型。基于人工势场基本理论, 对空空导弹相对无人机的势力场进行分析, 构建指向无人机的势力场增加最快方向的态势模型, 利用反比例导引项结合反跟踪势场力项构成一种新的复合规避导引律, 分别对迎头攻击和尾追攻击时无人机规避攻击进行仿真。仿真结果表明, 该导引律能有效完成规避任务。

关键词: 无人机; 规避攻击; 三维空间; 人工势场

中图分类号: V279

文献标志码: A

文章编号: 1671-637X(2014)04-0034-04

Design of a UAV Escape Guidance Law Based on Three Dimensional Space

LIU Jie¹, ZHANG Jian¹, LI Shi-xiao¹, LIU Sheng²

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

2. Mechanics Manufacture Technology Research Institute, China Academy of Engineering Physics, Mianyang 621900, China)

Abstract: According to the maneuvering of an Unmanned Aerial Vehicle (UAV) when escaping from the attack of pure proportional guidance air-to-air missile, the pursuit-evasion mathematic models of the UAV and the missile were built up in three-dimensional space. The potential fields of the UAV and missile were analyzed by using artificial potential field theory. The situation model, pointing to the fastest increasing direction of UAV combat power potential, was established. A new combined escape guidance law was formed based on anti-proportional navigation guidance and anti-tail potential field power. Simulation was made for the cases of head-on attack scenario and stern attack scenario. The results indicate that the guidance law can complete escaping task effectively.

Key words: Unmanned Aerial Vehicle(UAV); attack escaping; three-dimensional space; artificial potential field

0 引言

现代战争中,为了提高无人机生存率,确保完成任务的可靠性,研究空战中无人机规避导引技术将成为应用无人飞机作战的重点问题之一^[1]。从20世纪70年代开始,有学者针对有人驾驶战斗机规避来袭导弹的攻击进行研究。文献[2-3]提出在受到比例导引导弹攻击时,飞机进行最优机动逃逸;文献[4]提出了较传统反比例导引更有效的模糊导引和神经网络导引等人工智能导引方法,这些研究均考虑为在二维平面中的追逃问题^[5]。国内研究规避攻击也取得部分成

果,文献[6]基于机载雷达探测的劣势及空空导弹的劣势建立了几种规避机动方式;文献[7]提出遗传模拟退火算法应用于机动逃逸策略中。人工势场是在场论的基础上被提出的,并被用于解决运动体控制等问题^[8]。在国内已有将势场法应用于军事方面的研究,如文献[9]将势函数方法应用于防空战略研究;文献[10]将人工势场应用于战场态势分析中。本文将基于人工势场的思想引入威力的概念,建立无人机与空空导弹的三维追逃模型,设计无人机规避纯比例导引导弹的导引律。

1 空空导弹-无人机三维追逃模型

针对实际空战环境下无人机规避导引问题,须将导引问题放在三维空间中加以研究^[11]。因此建立起三维空间中导弹与无人机的相对位置关系,如图1所示。

收稿日期:2013-05-16

修回日期:2013-07-06

作者简介:刘杰(1989—),男,四川资中人,硕士生,研究方向为飞行器控制理论及应用。

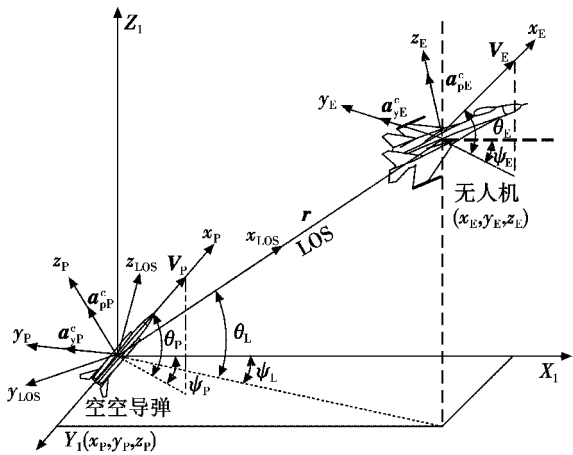


图1 导弹与无人机的相对位置关系

Fig.1 The relative position of missile and UAV

图1中： V_P 、 V_E 分别是导弹和无人机的速度矢量； r 代表导弹到无人机的距离矢量；LOS 为视线； ψ_L 、 θ_L 分别表示视线偏航角和视线俯仰角； ψ_P 、 θ_P 分别表示导弹航迹偏航角和航迹俯仰角； ψ_E 、 θ_E 分别表示无人机航迹偏航角和航迹俯仰角； a_{yP} 、 a_{pP} 分别表示导弹的偏航加速度和俯仰加速度； a_{yE} 、 a_{pE} 分别表示无人机的偏航加速度和俯仰加速度，下标 y 、 p 分别表示俯仰和偏航。

导弹与无人机的相对距离可由二者的即时位置坐标 (x_E, y_E, z_E) 和 (x_P, y_P, z_P) 确定。

其相对距离为

$$r = \sqrt{(x_E - x_P)^2 + (y_E - y_P)^2 + (z_E - z_P)^2} \quad (1)$$

相对接近速度为

$$\begin{aligned} \dot{r} &= V_E e_E \cdot e_{LOS} - V_P e_P \cdot e_{LOS} = \\ &V_E \cos \theta_E \cos \theta_L \cos(\psi_E - \psi_L) + V_E \sin \theta_E \sin \theta_L - \\ &V_P \cos \theta_P \cos \theta_L \cos(\psi_P - \psi_L) - V_P \sin \theta_P \sin \theta_L \end{aligned} \quad (2)$$

式中： e_E 、 e_P 分别表示无人机、导弹的数度方向矢量的方向余弦； e_{LOS} 为 LOS 方向矢量的方向余弦。

视线偏航和俯仰角速度分别为

$$\dot{\psi}_L = \frac{V_E \cos \theta_E \sin(\psi_E - \psi_L) - V_P \cos \theta_P \sin(\psi_P - \psi_L)}{r \cos \theta_L} \quad (3)$$

$$\dot{\theta}_L = \frac{[-V_E \cos \theta_E \sin \theta_L \cos(\psi_E - \psi_L) + V_E \sin \theta_E \cos \theta_L + V_P \cos \theta_P \sin \theta_L \cos(\psi_P - \psi_L) - V_P \sin \theta_P \cos \theta_L]}{r} \quad (4)$$

2 人工势场

将通过战斗机人工势场中势的梯度得到的矢量称为势场力。战斗机人工势场是一种虚拟场，由其产生的势场力是一种虚拟力，不能做功，应在分析研究中特别注意。虽然势场力对于战斗机并不产生任何动力学效果，但能对飞行控制起到指导作用^[12]。在传统人工势场中，将势函数的负梯度作为相应的力。本文将延续这种思路，并根据空战特点做适当的改进。

威力表示攻击飞行器对空间某点的威胁作用的变化趋势。设空空导弹空间位置为 $Q(x_Q, y_Q, z_Q)$ ，其空间中某点的位置为 $X(x, y, z)$ ，则 $X(x, y, z)$ 点受到空空导弹的威力为

$$F_{r,X} = -\text{grad } U_{r,X}^w = -\left(\frac{\partial U_{r,X}^w}{\partial x}i + \frac{\partial U_{r,X}^w}{\partial y}j + \frac{\partial U_{r,X}^w}{\partial z}k\right) \quad (5)$$

威力势的梯度表示某点的威力势的最大变化率和变化方向，其相反的方向则为威力势减小率最大的方向。 $F_{r,X}$ 表示空空导弹产生的威力势在 X 点的最大变化率的负矢量。

下面探讨 $F_{r,X}$ 的物理意义。设无人机飞行速度 V_E ，空空导弹速度为 V_P ，二者的方向任意，初始时刻为 t_0 ，如图2所示，无人机与空空导弹的最大相对速度为

$$V_{sd,max} = \|V_E\| + \|V_P\| \quad (6)$$

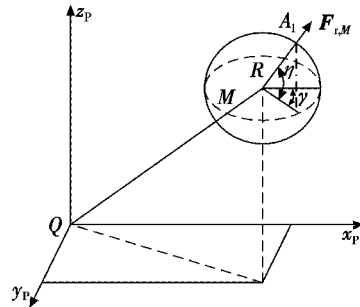


图2 人工势场的威力示意图

Fig.2 The power potential of artificial potential field

在微分时间段 Δt 内，目标在战斗机机体坐标系内相对于 M 点所能运动的最大距离为

$$R = V_{sd,max} \cdot \Delta t = \sqrt{(\Delta x)^2 + (\Delta y)^2 + (\Delta z)^2} \quad (7)$$

因 Δt 时间段极短，所以 R 极小，而图2为说明问题进行了放大。

以 M 为圆心，以 R 为半径的圆周与矢量 $F_{r,M}$ (或延长线) 的交点为 A_1 。设 ΔU_r^w 为目标机在 Δt 时间内，因位置改变所受到的威力势的改变量，则

$$U_{r,A_1}^w = \min(U_{r,M}^w + \Delta U_r^w) \quad (8)$$

即在 $t_0 + \Delta t$ 时刻，在点集

$$M = \{(x, y, z) | (x_Q - x_M)^2 + (y_Q - y_M)^2 + (z_Q - z_M)^2 \leq R^2\} \quad (9)$$

内， A_1 点为极小值点，其中， U_{r,A_1}^w 为威力势的极小值。

若无人机沿着 $F_{r,M}$ 方向机动，则导弹对无人机的威力势减小量最大。所以， $F_{r,M}$ 的物理意义在于：若位于 M 点的目标沿此方向机动，即为当前状态下无人机的最有利机动规避方向。

3 基于威力势的逃逸导引律

3.1 导弹导引律

导弹根据导引律的导引飞行，比例导引律是目前

国内外研究较早,也比较成熟的导引律。其中,纯比例导引(PPN)以追踪器速度矢量为参考基准,实现起来比较简单,捕获域较大,下面选择 PPN 作为导弹的导引律进行研究。

纯比例导引为

$$\mathbf{L} \triangleq \mathbf{V}_E = \mathbf{V}_E \mathbf{e}_E \quad (10)$$

导弹运动方程

$$\mathbf{a}_{pP} = N_P \mathbf{V}_P [\sin(\psi_L - \psi_P) \dot{\psi}_L \cos \theta_L \sin \theta_P + (\sin \theta_P \sin \theta_L \cos(\psi_P - \psi_L) + \cos \theta_P \cos \theta_L) \dot{\theta}_L] \quad (11)$$

$$\mathbf{a}_{pP} = N_P \mathbf{V}_P [\cos(\psi_P - \psi_L) \dot{\psi}_L \cos \theta_L + \sin(\psi_P - \psi_L) \dot{\theta}_L \sin \theta_L] \quad (12)$$

本文不考虑导弹受无人机释放干扰的影响,即导弹一直处于强势攻击状态,不考虑自身受到的威胁。

3.2 无人机规避导引律设计

基于人工势场的无人机规避导引设计的思想是:解算无人机所受到的势力矢量,该矢量的方向为无人机规避的最佳方向,设计导引律使无人机以某种方式向该方向运动。

文献[13]指出,最优导引律可表示为具有时变系数的比例项和追踪导引项之和,并以随追踪器和目标状态而变的时变增益形式引入反馈增益项。吸取以上思想,本文设计的无人机规避导引中,利用反比例导引项,构成一种新的复合导引律为

$$\mathbf{a}_E = -k_1 N_E \boldsymbol{\Omega}_{LOS} \times \mathbf{V}_E - k_2 \mathbf{V}_E \sin(\angle F_{r,M} - \angle \mathbf{V}_E) \quad (13)$$

系数 k_1 、 k_2 分别表示无人机反比例导引和反跟踪势场力方向角的权重,目标是将无人机导引至威力势减小最快的方向。

$$\mathbf{a}_{pE} = -k_1 N_E \mathbf{V}_E [\sin(\psi_L - \psi_E) \dot{\psi}_L \cos \theta_L \sin \theta_E + (\sin \theta_E \sin \theta_L \cos(\psi_E - \psi_L) + \cos \theta_E \cos \theta_L) \dot{\theta}_L] - k_2 \mathbf{V}_E \sin(\eta - \theta_E) \quad (14)$$

$$\mathbf{a}_{pE} = -k_1 N_E \mathbf{V}_E [\cos(\psi_E - \psi_L) \dot{\psi}_L \cos \theta_L + \sin(\psi_E - \psi_L) \dot{\theta}_L \sin \theta_L] - k_2 \mathbf{V}_E \sin(\gamma - \psi_E) \quad (15)$$

4 仿真结果分析

仿真采用的某型空空导弹的主要技术指标为:最大飞行时间为 30 s,最大过载量为 40g,战斗部杀伤半径为 10 m, Ma 数的范围为 0.5 ~ 2.35。本文以导弹的最大飞行时间为仿真截止时间,在此期间,导弹距离无人机的最小距离大于其战斗部杀伤半径即视无人机成功逃逸导弹攻击。

导弹与无人机的迎头攻击初始参数见表 1 所示。

表 1 迎头攻击初始化参数

Table 1 Initialization parameters in head-on attack scenario

	X/m	Y/m	Z/m	$V_x/(m \cdot s^{-1})$	$V_y/(m \cdot s^{-1})$	$V_z/(m \cdot s^{-1})$
空空导弹	1500	2000	5000	480	240	240
无人机	5000	5000	5500	0	280	0

如图 3 所示,无人机受到空空导弹迎头攻击时,其根据当前态势迅速做出逃逸机动,由所设定逃逸导引律朝着背离空空导弹的方向机动。机动过程中大量消耗空空导弹的能量使其最终脱靶,经仿真结果得到脱靶量为 26.9 m,超过空空导弹的最大杀伤半径。

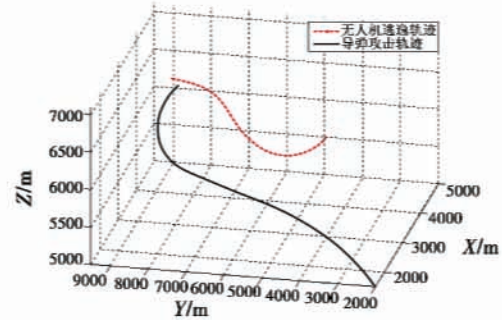


图 3 迎头攻击下导弹与无人机轨迹

Fig.3 The trajectories of missile and UAV in head-on attack scenario

导弹与无人机的尾追攻击初始参数如表 2 所示。

表 2 尾追攻击初始化参数

Table 2 Initialization parameters in stern attack scenario

	X/m	Y/m	Z/m	$V_x/(m \cdot s^{-1})$	$V_y/(m \cdot s^{-1})$	$V_z/(m \cdot s^{-1})$
空空导弹	0	0	4000	480	240	240
无人机	4000	4000	4500	280	0	0

如图 4 所示,无人机受到空空导弹尾追攻击时,无人机根据探测到的导弹运动信息,综合自身状态,朝着空空导弹威力减少最快的方向飞行,导弹在此状态下飞行,做了过大的机动,同时其飞行航程变长,飞行时间增加,使弹机相对飞行速度明显降低,长时间的飞行使导弹的燃料耗尽,失去机动能力,因而无法继续跟踪飞机飞行,使导弹脱靶。经仿真得到,尾追攻击下脱靶量为 31.7 m。

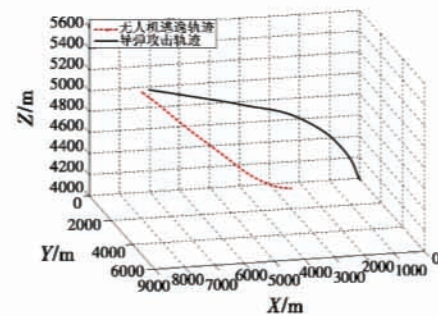


图 4 尾追攻击下导弹与无人机轨迹

Fig.4 The trajectories of missile and UAV in stern attack scenario

5 结束语

本文根据无人机空战现实需要,建立了无人机三维空间的规避模型。基于人工势场的分析方法使得复杂的三维追逃问题转化为威力势的增减问题,构建了以威力势为指标的规避机动导引与反比例导引复合的规避导引算法。仿真结果表明,该规避导引律结构简单,能有效增大导弹的脱靶量,提高无人机的生存率。

参考文献

- [1] 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.
GUO H, ZHOU D Y, ZHANG K. Study on UCAV autonomous air combat maneuvering decision making[J]. Electronics Optics & Control, 2010, 17(8): 28-32.
- [2] IMADO F, KURODA T. Engagement tactics for two missiles against an optimally maneuvering aircraft[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2011, 34(2): 574-582.
- [3] IMADO F, MIWA S. The optimal evasive maneuver of a fighter against proportional navigation missiles[R]. AIAA 83-2139, 1983.
- [4] JUNG B, KIM K S, KIM Y. Guidance law for evasive aircraft maneuvers using artificial intelligence[R]. AIAA 2003-5552, 2003.
- [5] SHIMA T. Optimal cooperative pursuit and evasion strategies against a homing missile[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2011, 34(2): 414-425.
- [6] 张堃,周德云. 空战目标机逃逸仿真设计研究[J]. 计算机仿真, 2008, 25(11): 98-100.
ZHANG K, ZHOU D Y. Design of the intelligent target of air combat[J]. Computer Simulation, 2008, 25(11): 98-100.
- [7] 戴邵武,左斌,胡云安. 遗传模拟退火算法在机动逃逸策略中的应用[J]. 飞行力学, 2006, 24(2): 77-80.
DAI S W, ZUO B, HU Y A. Learning evasive maneuvers using genetic-annealing algorithms[J]. Flight Dynamics, 2006, 24(2): 77-80.
- [8] SHI P, ZHAO Y. Global path planning for mobile robot based on improved artificial potential function[C]//IEEE International Conference on Automation and Logistics, 2009: 1900-1904.
- [9] 王凤山,申卯兴. 防空战略作战的势战律建模研究[J]. 空军工程大学学报, 2002, 1(4): 80-82.
WANG F S, SHEN M X. Study on the law of potential war defence strategy of modeling[J]. Journal of Air Force Engineering University, 2002, 1(4): 80-82.
- [10] 李志强,胡晓峰,司光亚. 一个基于人工势场的战场态势分析模型[J]. 系统仿真学报, 2006, 18(12): 3603-3607.
LI Z Q, HU X F, SI G Y. New battlefield situation analysis model based on artificial potential field[J]. Journal of System Simulation, 2006, 18(12): 3603-3607.
- [11] 李望西,黄长强,王勇,等. 三维空间空战态势评估角度优势建模与仿真[J]. 电光与控制, 2012, 19(2): 21-25.
LI W X, HUANG C Q, WANG Y, et al. Modeling and simulation of air combat situation assessment's angle superiority in three dimensional space[J]. Electronics Optics & Control, 2012, 19(2): 21-25.
- [12] 周焘,任波,于雷. 战斗机指挥引导中的威力场模型[J]. 火力与指挥控制, 2009, 34(9): 84-87.
ZHOU T, REN B, YU L. The model of combat power field applied in fighter command guidance[J]. Fire Control and Command Control, 2009, 34(9): 84-87.
- [13] 贝茨 C J. 攻击机动目标的最优制导规律[M]. 汤善同,陈德源,译. 北京: 宇航出版社, 1989.
BATES C J. The optimal guidance law against a maneuvering targets[M]. Translated by TANG S T, CHEN D Y. Beijing: China Astronautic Publishing House, 1989.

欢 迎 投 稿 欢 迎 刊 登 广 告