

基于 GIF 技术的三维交会延时控制起爆模型

毛亮, 姜春兰, 严翰新, 王超

北京理工大学机电学院, 北京 100081

摘要 基于制导引信一体化技术原理, 研究弹目三维交会情形下的战斗部延时控制起爆模型。通过对制导引信一体化技术特点的分析, 利用数学方法详细推导了在导引头提供不同弹目交会信息下的剩余飞行时间和延时起爆时间估算算法。研究表明, 在战斗部的破片初速及衰减系数一定的情形下, 延时起爆时间可以通过弹目距离 R 、极角 θ 、方位角 ϕ 、极角速度 $\dot{\theta}$ 、方位角速度 $\dot{\phi}$ 方便给出。

关键词 导引头; 延时起爆; GIF 技术; 剩余飞行时间

中图分类号 TJ430

文献标识码 A

doi 10.3981/j.issn.1000-7857.2011.30.005

Initiation Delay Time Control Model Based on GIF

MAO Liang, JIANG Chunlan, YAN Hanxin, WANG Chao

School of Mechatronics Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China

Abstract Based on the principle of the guidance integrated fuzing technology (GIF), an initiation delay time control model for missile and target encounter in three-dimensional space is studied. According to the GIF technology, an estimation algorithm is established for the residual flying time and the initiation delay time based on different data of missile and target encounter. It is shown that the initiation delay time can be expressed as a function of the distance between missile and target R , the angles θ , ϕ , the angular accelerations $\dot{\theta}$, $\dot{\phi}$ when the initiation velocity and the attenuation coefficient of warhead fragments are given.

Keywords guider; initiation delay; GIF technology; residual flying time

0 引言

在现代高科技空战中, 要求防空导弹既能拦截大气层内各种飞机、空地导弹目标, 超低空飞行的巡航导弹和武装直升机, 又能在大气层外或再入大气层时摧毁来袭的弹道导弹, 甚至将其在起飞段击毁。可见, 防空导弹所要攻击的目标不断增多, 防空的范围也从点面防空发展至区域防御。而这些飞行器目标显著的特点是速度快、机动性高、防护能力强(雷达截面积 RCS 小、采用隐身技术、抗干扰性能好、具有装甲防护等), 因此必须在采用先进的战斗部基础上, 提高引信配合效率, 实施精确打击策略。

精确制导是为杀伤目标这一最终目的服务的, 而承担适

时地、自动地选择最佳炸点以对目标进行有效杀伤任务的是引信。为了综合利用和处理制导信息和引信信息, 提高引信配合效率, 早在 20 世纪 70 年代末美国就开展了制导引信一体化(Guidance Integrated Fuzing, GIF)技术的研究^[1], 现今制导引信一体化设计技术已成为导弹技术发展的一个重要趋势。采用制导引信一体化技术可以充分利用制导系统的信息调整引信启动延迟时间, 在目标通过引信波束并经过最佳延迟时间后起爆战斗部, 从而获得最佳引信配合效率, 使导弹在全空域内都能有效摧毁各种机动目标。本文在分析了 GIF 技术特点的基础上, 重点建立了导引头在提供两类不同信息时的延时起爆模型, 可为制导引信的一体化设计提供参考。

收稿日期: 2011-05-10; 修回日期: 2011-09-26

作者简介: 毛亮, 博士研究生, 研究方向为高效毁伤战斗部及效能评估技术, 电子邮箱: maoliang6419@163.com; 姜春兰(通信作者), 教授, 研究方向为战斗部设计, 电子邮箱: jiangchunwh@bit.edu.cn

1 GIF 技术特点

采用传统的固定倾角引信(侧向环视探测引信)探测高速交会小目标存在的问题是炸点可能滞后,战斗部破片群往往落在目标的尾部,导致目标逃逸,大大影响对目标的毁伤效率。采用减小倾角的方法可以在一定程度上改善引信的探测能力,但同时也增加了引信探测器的设计难度。解决这一问题的有效途径是引信采用前视探测方式,在弹道终端将导引头探测器作为引信探测器使用,从而适时控制战斗部起爆,此技术称为制导引信一体化技术^[2]。

图 1 为引信侧向环视探测和前向探测的对照图。从图 1 中可以看出,前向探测比侧向环视探测其探测距离要远很多($R_{SF} \gg R_F$),并可实现弹道终端的目标连续探测,大大延长了引信的信息处理时间,使得大量复杂的信息处理算法可以在引信系统中得到应用,使引信系统能够获取更加丰富、精确的弹目交会信息。

GIF 技术是为适应现代制导武器系统需要对目标有最大

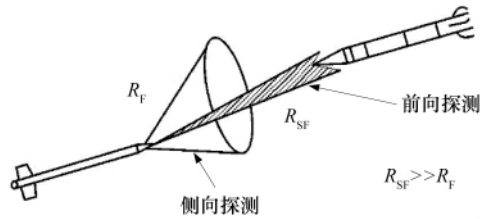


图 1 引信侧向环视探测和前向探测的对照图
Fig. 1 Comparison between fuze lateral detection and forward detection

杀伤的最终目标而产生的,它将武器系统的引信子系统和制导子系统协同起来,优化设计^[3]。具体来说,它是指近炸引信和导引头在工作体制、结构和电路设计及信号处理、信息利用等方面综合起来考虑,以便引信系统能充分利用弹上制导探测设备所提供的信息(如弹目相对距离、相对运动速度矢量、导引头测量的目标视线方向角及其速度等运动参数),计算出目标相对弹体脱靶方位、最佳起爆角、最佳延迟时间等参数,自适应地控制战斗部起爆,提高引战配合效率。

GIF 技术本质上是一种战斗部起爆控制预测算法,此处强调算法,而非通常意义上的包括引信探测器的引信装置。它利用导引头测量数据为全向或定向战斗部估计最佳起爆时间或时间和方位。它通过主动末制导系统对目标进行探测和处理,预测目标瞄准点,其算法信息流程和系统组成分别如图 2 和图 3 所示。

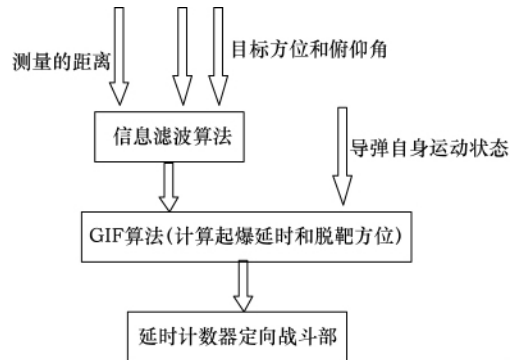


图 2 GIF 算法信息流程图
Fig. 2 Information flow chart in GIF algorithm

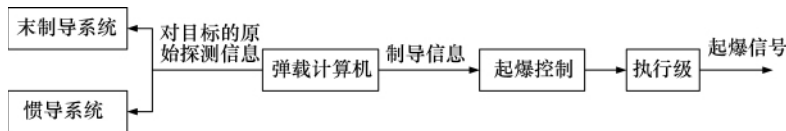


图 3 制导引信一体化系统组成图
Fig. 3 Framework of GIF system

利用制导系统输出的弹目交会信息,建立延时起爆模型,建立剩余飞行时间 t_{gr} 计算算法,是实现 GIF 起爆控制的关键。下面分别针对导引头提供距离和角度,以及导引头只能提供角度信息两种情况建立三维交会延时起爆模型。典型的前者应用于雷达导引头,后者用于红外导引头。当雷达导引头测距精度不高或者测距通道被外界干扰即距离信息不可用时,也可以转而采用后者模型。

2 导引头测距测角模型

下面利用导引头测得的弹目距离 R 和目标在弹体坐标系中的角度 θ, ϕ 推导三维交会延时控制起爆模型。

图 4 是弹体坐标系中的弹目交会示意图。 O 点为战斗部

位置, T 点为目标所在位置。 x 轴为导弹弹轴方向,并假设导引头测量坐标原点与战斗部的中心位置重合,战斗部破片静态飞行方向垂直于弹轴,初速为 V_0 。图 4 中 TC 是目标相对飞行轨迹, C 点是战斗部破片命中目标位置, D 点为脱靶点,脱靶量 OD 用 ρ 表示。在遭遇段认为目标相对于弹体坐标系以相对速度 V_R 作匀速直线运动。

由于目标从 T 点飞到 C 点的时间等于从 T 到 B 的时间,沿着 x 轴方向的距离分量 $R_x = R \cos \theta$,则剩余飞行时间 t_{gr} 可由下式表示:

$$t_{gr} = \frac{R_x}{\dot{R}_x} = \frac{R \cos \theta}{R \dot{\theta} \sin \theta - \dot{R} \cos \theta} \quad (1)$$

战斗部爆炸以后,破片以一定的初始速度 V_0 向外飞出,

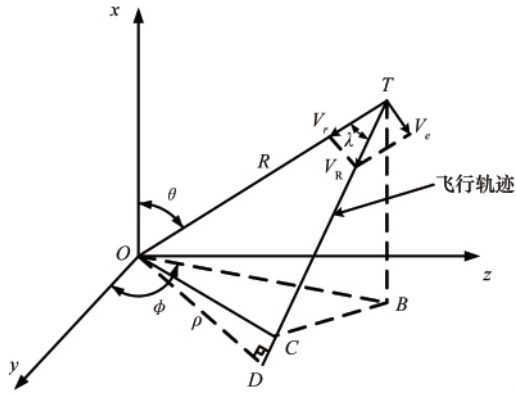


图 4 弹目交会示意图

Fig. 4 Schematic diagram of missile and target encounter

由于受到空气阻力影响(忽略重力影响)^[5],经过距离 $|OC| = R(t)$ 后,其速度下降为

$$V_x(t) = V_0 e^{-k_a R(t)} \quad (2)$$

其中, V_0 为战斗部破片静态飞散初速; k_a 为破片速度衰减系数, $k_a = \frac{C_D \rho_{H1} A}{2m_f}$, C_D 为气动阻力系数, ρ_{H1} 为当地空气密度; A 为破片迎风面积, m_f 为破片质量; $R(t)$ 为破片飞行距离。

将式(2)对时间积分以后,可得破片飞行 $|OC|$ 距离所需的时间 t_p 为

$$t_p = \frac{e^{k_a |OC|} - 1}{k_a V_0} \quad (3)$$

令 $d = |OC|$, 则它可由下式得到

$$d = |R + \dot{R} t_p| \quad (4)$$

另外,弹体坐标系中目标矢量可表示为

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} R \cos \theta \\ R \sin \theta \cos \phi \\ R \sin \theta \sin \phi \end{bmatrix} \quad (5)$$

相对速度矢量及其标量为

$$\dot{\mathbf{R}} = \begin{bmatrix} \dot{R} \cos \theta - R \dot{\theta} \sin \theta \\ \dot{R} \sin \theta \cos \phi + R \dot{\theta} \cos \theta \cos \phi - R \dot{\phi} \sin \theta \sin \phi \\ \dot{R} \sin \theta \sin \phi + R \dot{\theta} \cos \theta \sin \phi + R \dot{\phi} \sin \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$|\dot{\mathbf{R}}| = \sqrt{\dot{R}^2 + R^2 \dot{\theta}^2 + R^2 \dot{\phi}^2 \sin^2 \theta} \quad (7)$$

将式(1)、式(5)和式(6)代入式(4),有

$$\mathbf{R} + \dot{\mathbf{R}} t_p = \frac{1}{R \dot{\theta} \sin \theta - \dot{R} \cos \theta} \begin{bmatrix} 0 \\ R^2 \dot{\theta} \cos \phi - R^2 \dot{\phi} \sin \theta \cos \theta \sin \phi \\ R^2 \dot{\theta} \sin \phi + R^2 \dot{\phi} \sin \theta \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$d = \frac{R^2 \sqrt{\dot{\theta}^2 + \dot{\phi}^2 \sin^2 \theta} \cos^2 \theta}{R \dot{\theta} \sin \theta - \dot{R} \cos \theta} \quad (9)$$

则最佳起爆延时可由下式表示:

$$\tau = t_{sp} - t_p = \frac{R \cos \theta}{R \dot{\theta} \sin \theta - \dot{R} \cos \theta} - \frac{e^{\frac{k_a R^2 \sqrt{\dot{\theta}^2 + \dot{\phi}^2 \sin^2 \theta} \cos^2 \theta}{R \dot{\theta} \sin \theta - \dot{R} \cos \theta}} - 1}{k_a V_0} \quad (10)$$

对于特定的战斗部,破片衰减系数 k_a 为已知常数,因此当导引头给出 R 、 θ 、 ϕ 时,则可以得到延时起爆估计。

3 导引头测角模型

在弹道终端红外成像导引系统输出的与起爆控制直接相关的基本参数是角度信息。它包括极角 θ 、方位角 ϕ 、极角速度 $\dot{\theta}$ 、方位角速度 $\dot{\phi}$ 等。下面利用这些角度信息推导三维交会延时控制起爆模型^[6]。如图4所示, D 点与原点 O 的连线垂直于目标飞行轨迹,用 t_f 表示目标从 T 点飞至 D 点的时间。下面公式的推导中,令 $\xi = V_R / \rho$, $(\mathbf{e}_r, \mathbf{e}_\theta, \mathbf{e}_\phi)$ 为沿球坐标轴的单位矢量^[7]。 V_R 可分解为沿视线方向的速度 V_r 和垂直于视线方向速度 V_e , 于是有:

$$V_r = -\dot{R} \quad (11)$$

相对距离 R 和相对速度矢量 $\dot{\mathbf{R}}$ 可表示为^[3]

$$\mathbf{R} = R \mathbf{e}_r \quad (12)$$

$$\dot{\mathbf{R}} = \dot{R} \mathbf{e}_r + R \dot{\theta} \mathbf{e}_\theta + R \dot{\phi} \sin \theta \mathbf{e}_\phi \quad (13)$$

则有

$$V_e = |\mathbf{R} \times \dot{\mathbf{R}}| = R \sqrt{\dot{\theta}^2 + \dot{\phi}^2 \sin^2 \theta} \quad (14)$$

此外,在直角三角形 ODT 中有

$$R = \sqrt{\rho^2 + V_R^2 t_f^2} \quad (15)$$

$$\sin \lambda = \frac{\rho}{R} = \frac{\rho}{\sqrt{\rho^2 + V_R^2 t_f^2}} \quad (16)$$

$$\cos \lambda = \frac{\sqrt{R^2 - \rho^2}}{R} \quad (17)$$

图4中 λ 角正弦还可以表示为

$$\sin \lambda = \frac{V_e}{V_R} = \frac{R \sqrt{\dot{\theta}^2 + \dot{\phi}^2 \sin^2 \theta}}{V_R} = \frac{\sqrt{\rho^2 + V_R^2 t_f^2} \sqrt{\dot{\theta}^2 + \dot{\phi}^2 \sin^2 \theta}}{V_R} \quad (18)$$

由于式(16)与式(18)恒等,化简得

$$\frac{1}{\sqrt{\dot{\theta}^2 + \dot{\phi}^2 \sin^2 \theta}} = \frac{1}{\xi} + \xi t_f^2 \quad (19)$$

令下式 q 为新测量值

$$q = \frac{1}{\sqrt{\dot{\theta}^2 + \dot{\phi}^2 \sin^2 \theta}} \quad (20)$$

则有

$$q = \frac{1}{\xi} + \xi t_f^2 \quad (21)$$

令从开始观测点到 D 点的总时间为 t_{tot} , 则有 $t_f = t_{tot} - t$, 其中 t 为飞行时间。

则式(21)变为

$$q = \frac{1}{\xi} + \xi (t_{tot} - t)^2 \quad (22)$$

式(22)两边对 t 求导,有

$$\dot{q} = -2\xi(t_{\text{in}} - t) = -2\xi t_f \quad (23)$$

再次对式(23)两边求导,有

$$\ddot{q} = 2\xi \quad (24)$$

即

$$\xi = 0.5\ddot{q}, t_f = -\dot{q}/\ddot{q} \quad (25)$$

从而可以估算出 ξ 和目标至 D 点的剩余飞行时间 t_f 。

沿着 x 轴方向的距离分量 $R_x = R \cos \theta$, 则 T 点至 C 点的剩余飞行时间 t_{go} 为

$$t_{\text{go}} = -\frac{R_x}{\dot{R}_x} = \frac{1}{-\dot{R}/R + \dot{\theta} \tan \theta} = \frac{1}{V_r/R + \dot{\theta} \tan \theta} \quad (26)$$

式中

$$\frac{V_r}{R} = \frac{V_R \cos \lambda}{R} \quad (27)$$

将式(15)和式(17)代入式(27),有

$$\frac{V_r}{R} = \frac{V_R V_{Rf}}{\rho^2 + V_{Rf}^2} = \frac{t_f}{\xi^2 + t_f^2} = \frac{\xi t_f}{q} \quad (28)$$

将式(25)和式(28)代入式(26)得

$$t_{\text{go}} = \frac{1}{\xi t_f / q + \dot{\theta} \tan \theta} = \frac{1}{-0.5\dot{q}/q + \dot{\theta} \tan \theta} \quad (29)$$

弹体坐标系中脱靶距离 $|OC|$ 为

$$|OC| = \sqrt{\rho^2 + V_R^2 (t_f - t_{\text{go}})^2} = \rho \sqrt{1 + \xi^2 (t_f - t_{\text{go}})^2} \quad (30)$$

脱靶量 ρ 未知,炸点预测时可用圆概率制导误差(CEP)代入计算。则最佳起爆延时可表示为

$$\tau = t_{\text{go}} - t_f = \frac{1}{-0.5\dot{q}/q + \dot{\theta} \tan \theta} - \frac{e^{\frac{k_{\alpha} CEP \sqrt{1 + \xi^2 (t_f - t_{\text{go}})^2}}{k_{\alpha} V_0}} - 1}{k_{\alpha} V_0} \quad (31)$$

从以上分析可知,几个参数的估计都是基于 q 及其导数的,先由式(20)计算 q ,再经过式(25)和式(29)估算 ξ 、 t_f 和 t_{go} ,

代入式(31)则可以得到基于角度信息的延时起爆估计。

4 结论

导弹与目标在空中交会情况十分复杂,运用传统引信系统难以达到较理想的引战配合效果。运用 GIF 技术,通过共享导引探测系统的方式实现前向探测,引信可充分获取制导系统提供的丰富弹目交会信息实现最佳引战配合起爆控制,提高引战配合效率。本文针对导引头提供的两类不同信息所建立了三维交会延时控制起爆模型,在战斗部参数一定时,可方便地给出剩余飞行时间和起爆延迟时间的估计,为制导引信一体化的设计提供参考。

参考文献 (References)

- [1] US Department of Defense. Defense technology area plan: Chapter X weapons [R]. Washington DC: US Department of Defense, 1997.
- [2] 刘斌,涂建平,庄志洪. 红外成像 GIF 引信起爆控制算法研究[J]. 探测与控制学报, 2001, 27(5): 22-25.
Liu Bin, Tu Jianping, Zhuang Zhihong. *Journal of Detection & Control*, 2001, 27(5): 22-25.
- [3] 庄志洪,张清泰. 制导引信一体化研究[J]. 现代引信, 1994(3): 1-9.
Zhuang Zhihong, Zhang Qingtai. *Modern Fuze*, 1994(3): 1-9.
- [4] Milton E. Henderson Jr. GIF performance and implementation issues in air defense missions [C]. NDIA 44th Annual Fuze Conference, Florida, April 20-30, 2000.
- [5] 隋树元,王树山. 终点效应学[M]. 北京: 国防工业出版社, 2000: 87-90.
Sui Shuyuan, Wang Shushan. *Terminal effectiveness* [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2000: 87-90.
- [6] 刘剑锋,庄志洪. 利用导引头测角信息进行遭遇段剩余飞行时间估计的算法[J]. 兵工学报, 2006, 27(1): 27-31.
Liu Jianfeng, Zhuang Zhihong. *Acta Armamentarii*, 2006, 27(1): 27-31.
- [7] Yang C D, Yang C C. Analytical solution of 3D true proportional navigation [J]. *IEEE Trans on AES*, 1996, 32(4): 1509-1522.

(责任编辑 代丽)

· 学术动态 ·

“第九届全国表面工程学术会议”征文



由中国机械工程学会主办的“第九届全国表面工程学术会议”拟于 2012 年 10 月 26—28 日在浙江宁波召开。

征文范围: 表面工程基础理论、表界面科学; 物理气相沉积和化学气相沉积薄膜技术; 电 / 化学沉积、阳极 / 微弧氧化等液相表面处理技术; 喷涂及自动化表面工程技术; 化学表面热处理、三束材料表面改性技术; 氮化、渗碳、三束等材料表面改性技术; 功能薄膜(光、电、磁功能薄膜; 有机涂层技术; 分子薄膜、微纳表面工程; 摩擦、磨损与润滑; 腐蚀与防护技术; 生物表面工程; 其他表面工程相关研。

摘要截稿日期: 2011 年 12 月 31 日。

联系电话: 027-83641631。

电子信箱: zhangfanwh@qq.com。