

小视场下巡航导弹天文制导设计与仿真

李 伟, 王安国, 唐 君

(海军大连舰艇学院 航海系, 辽宁 大连 116018)

摘 要: 为了提高远程反舰导弹的巡航制导能力, 增大有效射程, 在对未来海战场特点和相关技术背景进行客观分析的基础上, 结合小视场天文导航技术的特点, 提出了以天文测角导航技术作为中远程导弹巡航阶段主要制导手段的制导方法, 提出了“制导角”的概念, 给出了系统设计, 列举了系统的技术优势。制导系统分为三个阶段, 即初始参数装订与计算、制导角修正和末制导确认, 分别给出了计算公式和相关推导, 并用数学计算工具对一个想定情况进行了仿真计算。仿真结果表明, 制导角连续可用, 系统误差在可控范围之内, 系统可以有效进行巡航制导。

关键词: 小视场; 巡航导弹; 巡航制导; 天文测角; 制导角; 海上大目标

中图分类号: P128.4 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2014)10-3457-05

Celestial technology based guidance design and simulation for cruise missile under small field of view

Li Wei, Wang Anguo, Tang Jun

(Navigation Department, Dalian Naval Academy, Dalian 116018, China)

Abstract: In order to improve the cruising guidance ability of the remote anti-ship missile and to increase the effective range, based on the objective analysis for the future sea battlefield and the features of the celestial navigation about small field of view, a celestial angle measurement based guidance way was put forward which will serve as the main method for the guidance of remote missile on its cruise phase, gave out the system analysis for feasibility and listed the superiorities. With the new concept of "guidance angle", the guidance system can be divided into three stages, namely initial parameters' binding and calculation, guidance angle's correction and terminal guidance confirmation, their respective calculation formula and related derivation were given, a specific example was used to carry out computer simulation. The simulation results show that guidance system can serve as an effective cruise guidance method, it witnesses a successive guidance angle and a permitted error, which bears important significance for the overall design of modern missile.

Key words: small field of view; cruise missile; cruise guidance; celestial angle measurement; guidance angle; huge aim on the sea

收稿日期: 2014-02-21; 修订日期: 2014-03-23

基金项目: 国家科技支撑计划课题(2012BAH36B03)

作者简介: 李伟(1980-), 男, 讲师, 博士生, 主要从事天文导航理论与方法等方面的研究。Email: apuredrop@163.com

导师简介: 邵利民(1964-), 男, 博士生导师, 博士, 主要从事气象导航方面的研究。Email: apuredrop@tom.com

0 引言

在现代海战场上,以大型航空母舰为主体的海上战斗群仍然是世界军事大国的首要海上武装力量,中远程打击也逐渐成为现代军事打击的重要形式。但是受地球形体的限制,舰载制导系统难以持续发挥作用,有效射程也因而被严重局限。在这种情况下,探索新的制导手段,提高巡航导弹制导命中能力显得尤为重要。

小视场天文导航技术自出现以来就倍受重视,目前已日渐成熟^[1]。特别是随着各种先进的天体敏感器的出现,这种传统的导航技术又焕发生机,以其独特的优势在更广阔的领域内发挥着巨大的作用。

1 适用条件与优势分析

1.1 适用条件

在未来战场上,大型水面目标一般航行在开阔水域,满足天体敏感器的适宜工作条件;巡航导弹在巡航阶段一般采取掠海飞行的逼近方式,高度较为稳定,天文自动观测与计算的条件具备。同时,以 1 000 km 的攻击距离计算,导弹飞行时间一般不超过 50 min,在这样的时间间隔内,目标的位置移动一般不超过 30 海里(1 海里=1.852 km),而海上大目标体积庞大,导弹爬高后发现目标相对容易。从数据推算的角度讲,导弹发射以后,在巡航段其飞行速度相对稳定,这些条件对天文制导提供了有利条件,是技术应用的基本前提。

基于上述分析,针对海上大目标制导,从理论上讲,完全可以改变传统的以惯导为主、其他方式为辅的局面,改以天文导航手段把导弹导向目标附近,然后再进行末制导攻击。

1.2 技术优势^[2]

(1) 导航精度高。毋庸置疑,天文导航短时间内的导航精度低于惯性导航,但误差不随时间积累,导航精度主要取决于天体敏感器的精度。目前来看,在稳定的状态下,主流天体敏感器均可达到 1' 的测角精度。

(2) 抗干扰能力强。除惯性导航外,几乎任何一种电子制导方式都可进行有效的干扰。而天体辐射覆盖了整个电磁波段,在世界各地均可接收,具有极强的抗干扰能力。

(3) 成本低廉。相对昂贵的惯导设备而言,天文制导具有显著的经济优势。

(4) 自重轻。当前,主流恒星敏感器质量多在 2~3 kg 之间,太阳敏感器镜头甚至不足 1 kg,远远低于惯性导航系统的质量。

2 技术背景

小视场天文导航系统视场范围小,敏感天体较少(通常只敏感一个天体),但也正因为如此,其成像背景散光较少,对天体测量可得到较高的信噪比,故而可以在低空使用,为弹载制导使用提供了可能。

早在 20 世纪 80 年代,基于星图识别的天文测向技术获得了成功,至今已经在多种平台上取得了广泛应用。在硬件方面,美国 Microcosm, Inc. 公司于 2006 年 3 月完成了型号为 DayStar(图 1)的天文导航设备的研制和海上试验工作,白天测星能力达到+7 等,该设备可用于水面舰艇和飞机。



图 1 DayStar 的天文导航设备

Fig.1 DayStar's celestial navigating equipment

近年来,国内的天体敏感器技术和以单片机为控制单元的电子测角技术也取得了长足发展。在天体敏感器方面,紫外天体敏感器技术的抗干扰能力强,不仅可以敏感恒星,还可以敏感地球、月球和太阳^[3];在天文导航方面,国内主要航运学院均有成熟的电子测角设备样机问世,其运用成熟的滤波技术和编码器等完成对测角数据的数字化处理,可实现精确的测角定位^[4]。

3 基于天文测角的巡航制导原理与系统设计

3.1 总体设计

以参考文献[4]中研制成功的电子六分仪为天体敏感器,以其产生的测角信号作为信息源,将制导系统设计如图 2 所示。

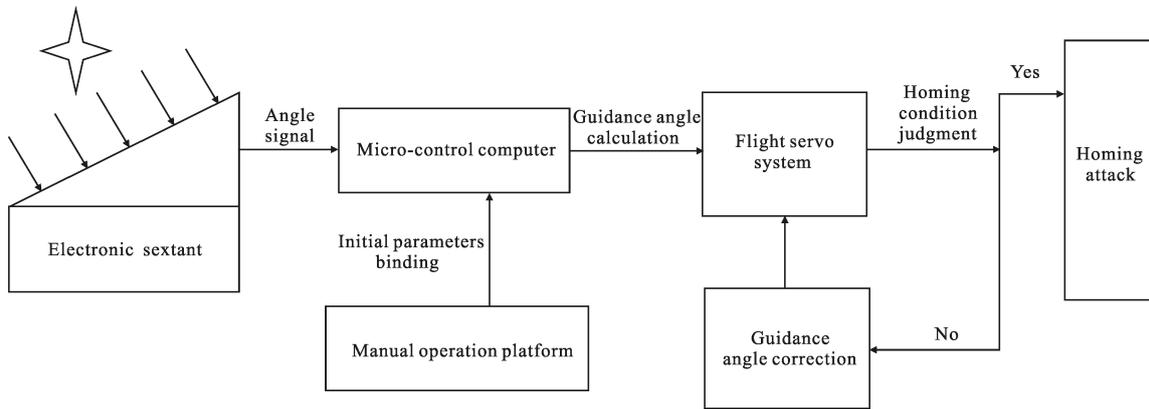


图 2 天文制导系统结构框图

Fig.2 Flow chart for celestial guidance system

3.2 分部设计

在完成正确的天体识别与跟踪之后,从导弹发射起到爬高后开始末制导攻击前,制导过程大致可分为三个主要部分:初始参数装订与计算、巡航制导夹角修正和末制导攻击条件确认。

3.2.1 初始参数装订与计算

初始参数装订是指导弹发射时需要输入和计算的导弹攻击信息,主要包括导弹与目标的初始位置、目标的概略移动信息等。

设世界时为 T ,导弹位置为 (φ, λ) ,目标位置为 (φ_1, λ_1) ,则初始攻击方向计算过程如下。

如图 3 所示,在天文三角形中,天体高度 H 与天体赤纬 δ 、天体地方半圆时角 t 有如下关系^[3,5]:

$$H = \arcsin(\sin\varphi\sin\delta + \cos\varphi\cos\delta\cos t) \quad (1)$$

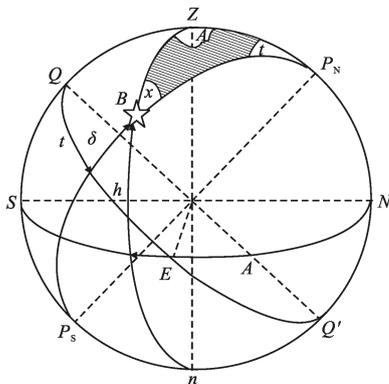


图 3 天文三角形

Fig.3 Astronomical triangle

设时差为 η ,则 t 可表示为:

$$t = \left| \frac{\pi(T \pm 12 \pm \eta)}{12} - \lambda \right| \quad (2)$$

当测者位于东半球时 t 取“+”,当测者位于西半

球时 t 取“-”; δ, η 可由弹载微控系统根据 T 计算获取。

根据球面三角形正弦定理,导弹发射时天体象限方位可表示为:

$$A_1 = \arcsin(\sin t \cos \delta \sec H) \quad (3)$$

现规定向北为正,向南为负,向东为正,向西为负,且在欧拉球面三角形内,任意两点经差小于 π 。即若计算经差为向东 $\frac{3\pi}{2}$,则应变为经差向西 $\frac{\pi}{2}$ 。令

$$k = \frac{\varphi_1 - \varphi}{(\lambda_1 - \lambda) \cos\left(\frac{\varphi_1 + \varphi}{2}\right)} \quad (4)$$

则导弹发射时目标的圆周方位在图 4 所示的坐标系下可表示为^[1-2,6]:

$$A_2 = C_0 = \begin{cases} \frac{\pi}{2} - \arctan|k| & \Delta\varphi > 0, \Delta\lambda > 0 \\ \frac{\pi}{2} + \arctan|k| & \Delta\varphi < 0, \Delta\lambda > 0 \\ \frac{3\pi}{2} - \arctan|k| & \Delta\varphi < 0, \Delta\lambda < 0 \\ \frac{3\pi}{2} + \arctan|k| & \Delta\varphi > 0, \Delta\lambda < 0 \end{cases} \quad (5)$$

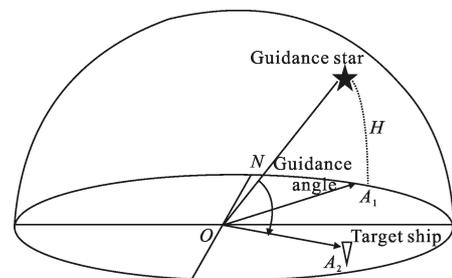


图 4 地平坐标系下导弹、天体与目标位置

Fig.4 Missile, celestial body and the aim under horizon coordinate system

设天体方向与导弹攻击方向的夹角为制导角 α , 因为天体方位圈平面垂直于地平面, 所以有:

$$\cos\alpha = \cos H \cos(A_2 - A_1) \quad (6)$$

若 $0 < A_2 - A_1 < \pi$, 则导弹发射时将导航天体置于发射方向左侧; 否则将天体置于发射方向右侧。

初始攻击方向计算完毕。

3.2.2 巡航测角修正

在远程导弹的巡航制导阶段, 由于导弹飞行时间较长, 作为导航信标的天体方位会出现较大变化, 尤其是在上中天前后, 40 min 的方位变化幅度可达 $\frac{\pi}{18}$, 同时, 目标位置的变化也要求制导角必须做出相应修正^[7]。

设导弹发射时目标速度为 V_t , 航向为 C_t , 导弹巡航速度为 V_m , 修正的时间间隔为 ΔT , 综合公式(1)~(6)结果, 可得 α 关于 φ 、 λ 和 T 的函数。设

$$\alpha = \alpha(\varphi, \lambda, T) \quad (7)$$

则

$$\Delta\alpha = \alpha(\varphi + \Delta\varphi, \lambda + \Delta\lambda, T + \Delta T) - \alpha(\varphi, \lambda, T) \quad (8)$$

其中

$$\Delta\varphi = V_m \Delta T \sin A_2 \quad (9)$$

$$\Delta\lambda = V_m \Delta T \cos A_2 \quad (10)$$

3.2.3 末制导攻击条件确认

导弹末制导系统开机条件因导弹的不同而略有差别, 现假设掠海飞行的导弹到达大型舰艇视距内时末制导雷达开机, 则根据海上视距公式和球面间距离公式^[8], 有:

$$3.9\sqrt{h} = R \arccos(\sin\varphi_m \sin\varphi_t + \cos\varphi_m \cos\varphi_t \cos(\lambda_m - \lambda_t)) \quad (11)$$

式中: h 为大型水面舰艇雷达天线高度, m ; φ_m 、 λ_m 分别为某时刻导弹的经纬度坐标; R 为地球半径, km 。式中右侧球面距离是按照地球球体第一近似体模型计算所得。

实际上, 以当今世界主流巡航导弹的制导过程来看, 末制导爬高攻击时的高度动辄万米, 理论视距范围将达数百千米, 这对于发现水面大型目标是极为有利的。

4 系统评价与仿真算例

4.1 系统评价

在测角制导设计中, 天体高度角作为一个中间量由计算获得, 摆脱了传统天文导航对于地平基准

的依赖, 极大地提高了制导系统的适用性。在实际制导的过程中, 只要正确实现天体识别和跟踪, 制导系统就会在制导角的不断修正下将导弹导向目标。

关于制导精度, 这里只研究巡航阶段实际数据与理论推导的差异。根据国内外公开的数据, 多数巡航导弹巡航阶段的误差最大不超过 2%, 对应 1 000 km 上 20 km 的推算误差; 由于天文参照系属于无穷远参照系, 按照公式(6)的计算结果, 在这个误差范围内制导角至多产生 1.5° 的偏离, 对应 1 000 km 巡航距离上 8 km 的制导误差。而根据 3.2.3 节的分析, 这个级别的误差完全可以在末制导段得到纠正。

表 1 为几种巡航制导手段的制导特点对比^[8-9] (制导距离均为 1 000 km)。

表 1 不同制导方式对比

Tab.1 Contrast for different guidance ways

Guidance means	Inertial navigation	Terrain contour matching	GPS	Future pure celestial
Accuracy and features	Less than 100 m, expensive	Only for land use	Less than 50 m, susceptible to interference	8 km, low cost, independent

由表可见, 单纯天文制导手段虽然误差较大, 但适合于掠海飞行制导, 且误差能被有效消化, 是对海上大目标打击的有效制导手段。

4.2 仿真算例

受实际装备条件限制, 仅用数学仿真的手段给出一个算例, 说明导航手段理论上的可行性。

设在 2013 年 3 月 21 日世界时 0 时, 导弹位于北纬 30°, 东经 120°, 以音速巡航飞行, 末制导开机距离 50 km; 目标位于北纬 30°, 东经 150°, 航向 310, 航速 30 节; 导航天体为太阳, 则在 T 时刻, 制导角、天体高度和天体方位角可分别近似表示为^[9]:

$$\alpha = \arccos(\cos H \cos(1.9 - A_1))$$

$$H = \arcsin\left(0.86 \cos\left(\frac{4+T}{12} \pi\right)\right)$$

$$A_1 = \arcsin\left(\sin\left(\frac{4+T}{12} \pi\right) \sec H\right) \quad (12)$$

以公式(12)中三组方程为计算根据, 用 Matlab 软件进行计算机仿真, 可得如图 5 所示的制导角曲线。

从图中可以看出, 当世界时在 2 时左右时, 制导角达到最小值, 然后再逐渐增大。需要指出的是, 导

弹天体的选择最好具有一定高度限制,否则易产生较大的折光差。当满足末制导攻击条件时,巡航制导结束,制导角停止计算。

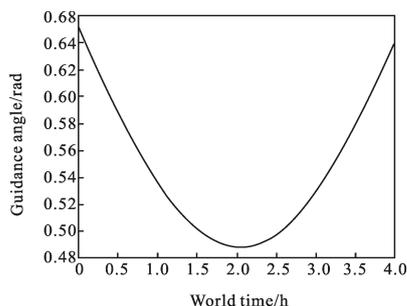


图 5 制导角仿真计算结果曲线

Fig.5 Navigating angle curve in the simulation

5 结 论

基于天文测角的远程反舰导弹巡航制导方法是一种全新的尝试,它可以基本脱离对于惯性导航设施的依赖,减轻了自重,降低了造价,精度上也能满足要求。从仿真运行的情况来看,制导角是连续变化的,符合巡航制导实际需要。该方法如能有机会进入导弹的设计应用领域,将会大大拓展天文导航的军事应用空间,突显其军事经济价值。

参考文献:

[1] Atkinson D, Agnew J, Miller M. The B-2 navigation system

[C]//Aerospace and Electronics Conference, IEEE, 1993: 345-354.

- [2] Kaplan George H. Determining the position and motion of a vessel from celestial observations[J]. *Navigation Journal of the Institute of Navigation*, 1995, 42(4): 631-648.
- [3] Wang Anguo, Jia Chuanying, Sun Peng. Precise apparent position calculation of star in navigation [J]. *Journal of Traffic and Transportation Engineering*, 2004, 4 (4): 117-120. (in Chinese)
- [4] Hu Dingjun, Zhao Ke, Zhang Qian. A study on the angle measurement for a new electronic navigation sextant[J].*Ship Engineering*, 2011(S2): 17-19. (in Chinese)
- [5] Wang Guiru, Liu Qiang. Anew algorithm of calculating the apparent place of fixed star [J]. *Applied Science and Technology*, 2006, 33(2): 36-39. (in Chinese)
- [6] Psiaki Mark L. Autonomous orbit determination for two spacecraft from relative position measurements [J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 1999, 22(2): 305-312.
- [7] Yuan Zihuai, Qian Xingfang. Control Flight Mechanics and Computer Simulation[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2001: 139-174. (in Chinese)
- [8] Han Zipeng. Projectile and Rocket Exterior Ballistics [M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2008: 113-116. (in Chinese)
- [9] Liebe C C, Gromov K, Meller D M. Toward a stellar gyroscope for spacecraft attitude determination[J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2004, 27(1): 91-99.