

新型弹道导弹闭环制导研究

车梦虎¹ 葛耀林²

1. 海军潜艇学院研究生队, 山东青岛 266071

2. 海军 91913 部队装备处, 辽宁大连 116041

摘 要 分析了潜射弹道导弹摄动制导的基本原理及存在的主要缺点, 进而介绍了某新型弹道导弹应用的闭环制导原理, 推导出了计算需要速度的迭代公式, 介绍了能量管理的概念, 总结了闭环制导的优点。最后, 简要介绍了星光/惯性组合制导方式在设计下一代弹道导弹制导系统中的应用前景。

关键词 摄动制导 闭环制导 需要速度 星光/惯性组合制导

Research of Closed-Loop Guidance Law in One New Ballistic Missile

Che Meng-hu¹, Ge Yao-lin²

1. Navy Submarine Academy, Qingdao 266071, China

2. Unit 91913 of Navy, Dalian 116041, China

Abstract: This paper analyses the delta guidance law and its disadvantages of submarine-based ballistic missile, introduces the closed-loop guidance law in the design of one new ballistic missile, deduces the key iterative formula in the calculation of need velocity, introduces the conception of energy management and summarizes the advantages of closed-loop guidance law. At last, the paper brings forward the future application of the stellar/inertial integrated guidance law in the design of next generation ballistic missile.

Keywords: Delta Guidance Law, Closed-Loop Guidance Law, Need Velocity, Stellar/Inertial Integrated Guidance Law.

1 引言

某型弹道导弹是上世纪八十年代末试验定型并装备部队的潜对地战略导弹。因当时计算机技术的制约, 特别是计算速度的限制, 该型导弹采用了摄动制导原理。这种制导方式对中近程弹道导弹来说, 引起的落点偏差并不大。但对于远程固体导弹, 如果作用在导弹上的干扰较大, 则实际飞行弹道偏离标准弹道较大, 使关机点的参数偏差较大, 超出了 Taylor 展开的线性范围, 若再用摄动制导将造成较大的落点偏差。另外, 摄动制导的射前诸元计算比较复杂。为克服这些缺点, 在某新型潜基战略弹道导弹设计中, 制导系统采

用了闭环制导原理。这种制导系统虽然对弹上计算机要求稍高, 但射程偏差小, 射前诸元计算简单。

2 摄动制导

2.1 摄动制导基本思想及缺点

摄动制导就是确定一条从发射点至目标点的标准弹道, 采用了一个工程上可实现的基本假定, 即弹上控制系统能保证导弹质心在标准弹道附近小偏差范围内运动, 这样可选择某时刻为特征点(通常是关机点), 将实际弹道在标准弹道附近展开 Taylor 级数, 取一阶项进行研究, 导弹的射程偏差就可用实际飞行参数与标准飞行参数之差构成的线性函数来逼近。

车梦虎:(1977 年~),男,海军潜艇学院研究生队硕士研究生,主要从事潜射弹道导弹效能分析和管理方面的研究工作。
E-mail: chemenghu@sina.com

用摄动理论建立的导弹射程偏差线性展开式可表示为:

$$\Delta L = \frac{\partial L}{\partial V_{zk}} \Delta V_{zk} + \frac{\partial L}{\partial V_{yk}} \Delta V_{yk} + \frac{\partial L}{\partial V_{zk}} \Delta V_{zk} + \frac{\partial L}{\partial X_k} \Delta X_k + \frac{\partial L}{\partial Y_k} \Delta Y_k + \frac{\partial L}{\partial Z_k} \Delta Z_k + \frac{\partial L}{\partial T_k} \Delta T_k \quad (1)$$

式中, ΔL 为导弹纵向射程偏差, $\frac{\partial L}{\partial X_k}$ 、 $\frac{\partial L}{\partial V_{yk}}$ 、

$\frac{\partial L}{\partial V_{zk}}$ 、 $\frac{\partial L}{\partial X_k}$ 、 $\frac{\partial L}{\partial Y_k}$ 、 $\frac{\partial L}{\partial Z_k}$ 、 $\frac{\partial L}{\partial T_k}$ 为射程偏导数, 它们

可由标准关机弹道点运动参数算出, ΔV_{zk} 、 ΔV_{yk} 、 ΔV_{zk} 、 ΔX_k 、 ΔY_k 、 ΔZ_k 、 ΔT_k 为关机点飞行参数偏差。由于关机方程中的射程偏导数、标准弹道飞行参数等大量计算工作可在导弹设计阶段和发射前射击诸元准备过程中完成, 从而大大减少了弹上计算机的工作负担。

2.2 摄动制导的缺点

(1) 关机方程没有考虑射程偏差展开式中二阶以上的各项, 当导弹主动飞行时间长、射程增大、或重要在导弹上的干扰较大, 实际飞行弹道偏离标准弹道大, 特别是考虑地球扁率和地球自转等因素的影响, 都会使关机点的参数偏差较大, 产生较大的制导误差。表 1 列出两组数据以供比较。可以看出, 远程导弹的误差系数较中程导弹的几乎大一个数量级。

(2) 欲保证关机方程的计算精度或摄动理论的建立, 制导系统必须保证实际弹道不致于偏离标准弹道太远, 以便不超出 Taylor 级数展开的线性范围, 换句话说, 摄动制导对标准弹道依赖太高, 对导弹完成多种任务及突防十分不利。

(3) 导弹发射之前要进行大量复杂射击诸元参数计算, 限制了武器系统的机动性能和战斗性能。

横向射程 误差系数	$L=10000\text{Km}$	$L=2000\text{Km}$
$\partial L/\partial V_{zk}$	5000~6000 秒	595~928 秒
$\partial L/\partial V_{yk}$	1500~2500 秒	485~707 秒
$\partial L/\partial V_{zk}$	100~200 秒	25~49 秒
$\partial L/\partial X_k$	1~2	1.05~1.1
$\partial L/\partial Y_k$	2~10	1.3~1.5
$\partial L/\partial Z_k$	0.1~0.5	0.13~0.11

3 闭路制导

3.1 闭路制导基本思想

所谓闭路制导是指导弹与目标点构成的制导

闭合回路, 闭路制导问题就是导弹与目标点相碰交会控制问题。从原理上讲, 这种制导方法的误差最小。闭路制导是在导航计算的基础上, 根据导弹当前状态(位置、速度)和目标位置进行制导, 利用需要速度的概念将导弹当前位置和目标位置联系起来, 需要速度是假定导弹在当前的位置上关机, 经自由段飞行和再入段飞行而命中目标所应具有的速度。

3.2 闭路制导的流程及原理方框图

闭路制导首先要进行导航计算, 即用弹上测速装置和计算机实时解算导弹的实际速度和位置, 然后以导弹当前状态(位置、速度)为起始条件, 以导弹落到目标位置即射程偏差为零为终端指标, 重新预测导弹飞行的需要速度, 并形成制导指令, 对导弹进行导引和控制, 消除对终端条件的偏差。当达到需要速度时, 即认为终端偏差满足制导任务要求的指标, 发出指令关闭发动机, 战斗部准确命中目标。

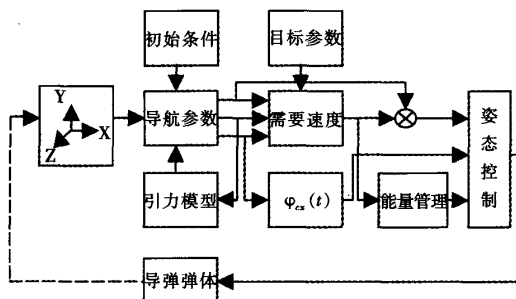


图 1 闭路制导原理方框图

3.3 需要速度的确定

如图 2 所示, 所谓需要速度就是求解导弹在当前点 K(位置矢量 r_k) 以最小能量自由飞行到目标点 T(位置矢量 r_T) 所需要具有的速度矢量 V_k , 这是与求解关机点与目标点两点间的非线性边值有关的问题。求解某一点的需要速度, 需解自由飞行段弹道和再入段弹道, 并且要通过迭代计算才能确定。

导航计算通常是在发射惯性坐标系内进行的, 其飞行过程中任一点 K(飞行时间 t_k) 的速度、位置是相对于发射惯性坐标系的, 目标点 T 是与地球固联的, 它是随地球旋转的。考虑地球旋转时的需要速度必须用迭代算法来确定。

3.4 规定速度倾角时需要速度的确定

迭代公式如下:

$$\begin{aligned}
\lambda_{KT,j}^A &= \lambda_{OT} - \lambda_{OK,j}^A + (t_k + T_{f,j})\Omega \\
\beta_j &= \arccos(\sin\phi_K \sin\phi_T + \cos\phi_K \cos\phi_T \cos\lambda_{KT,j}^A) \\
\theta_{H,j} &= \frac{1}{2} \arctg \left[\frac{\sin\beta_j}{\frac{r_K}{r_T} - \cos\beta_j} \right] \\
p_j &= \frac{r_T(1 - \cos\beta_j)}{1 - \frac{r_T}{r_K}(\cos\beta_j - \sin\beta_j \operatorname{tg}\theta_{H,j})} \\
\xi_{K,j} &= \arctg \left[\frac{\operatorname{tg}\theta_{H,j}}{1 - \frac{r_K}{p_i}} \right] \\
\xi_{T,j} &= \beta_j + \xi_{K,j} \\
e_j &= (1 - \frac{p_j}{r_K}) / \cos\xi_{K,j} \\
\gamma_{T,j} &= 2 \arctg \left[\sqrt{\frac{1+e_j}{1-e_j}} \operatorname{tg} \frac{\xi_{T,j}}{2} \right] \\
\gamma_{K,j} &= 2 \arctg \left[\sqrt{\frac{1+e_j}{1-e_j}} \operatorname{tg} \frac{\xi_{K,j}}{2} \right] \\
t_{ij+1} &= \frac{1}{\sqrt{fM}} \left(\frac{p_j}{1-e_j} \right)^{\frac{3}{2}} [\gamma_{T,j} - \gamma_{K,j} + e_j(\sin\gamma_{T,j} - \sin\gamma_{K,j})]
\end{aligned} \quad (2)$$

当 $|p_{j+1} - p_j| < \varepsilon$ 时, 结束迭代, 取 $\beta = \beta_j + 1, p = p_{j+1}$, $\theta_H = \theta_{H,j+1}$, 然后求出需要速度 $V_R = \frac{\sqrt{fM}}{r_k \cos\theta_H} \sqrt{p}$, V_R 与 r_k 所在平面与当地子午面夹角 α^\wedge 可由下式确定。

$$\begin{cases} \sin\alpha^\wedge = \cos\phi_T \cdot \frac{\sin\lambda_{KT}^A}{\sin\beta} \\ \cos\alpha^\wedge = (\sin\phi_T - \cos\beta \sin\phi_K) / (\sin\beta \cos\phi_K) \end{cases} \quad (3)$$

ϕ_i 为目标点的地心纬度, λ_{OT} 为地球上目标点 T 与发射点 O 之间的经差, 角 α^\wedge, θ_H 给定了 V_R 的方向。

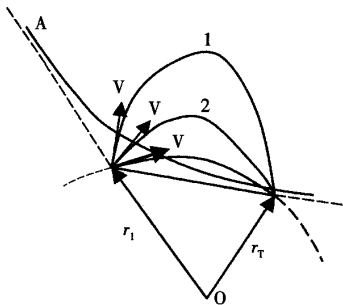


图2 需要速度随倾角变化图

3.5 将 V_R 投影到发射惯性坐标系

3.4 节推出了需要速度的大小 V_R 、方位 α^\wedge 和倾角 θ_H 的计算公式, 因为制导计算是在发射惯性坐标系内进行的, 因此, 需将 V_R 转换为发射坐标系各轴上的投影 V_{Rx} 、 V_{Ry} 、 V_{Rz} 。

首先, V_R 在当地北天东坐标系内可写成:

$$V_R = V_R (\cos\theta_H \cos\alpha^\wedge \quad \sin\theta_H \quad \cos\theta_H \sin\alpha^\wedge) \begin{bmatrix} e_{xn} \\ e_{yn} \\ e_{zn} \end{bmatrix} \quad (3)$$

而根据方向余弦定义有 $\begin{bmatrix} e_{xn} \\ e_{yn} \\ e_{zn} \end{bmatrix} = C_1^n \begin{bmatrix} e_x \\ e_y \\ e_z \end{bmatrix}$, 所以有:

$$\begin{aligned}
V_R &= V_R (\cos\theta_H \cos\alpha^\wedge \quad \sin\theta_H \quad \cos\theta_H \sin\alpha^\wedge) C_1^n \begin{bmatrix} e_x \\ e_y \\ e_z \end{bmatrix} \\
&= (V_{Rx} \quad V_{Ry} \quad V_{Rz}) \begin{bmatrix} e_x \\ e_y \\ e_z \end{bmatrix} \quad (4)
\end{aligned}$$

$$\begin{cases} V_{Rx} = (pF_{11}^f + qr_x^o + lF_{31}^f) V_R \\ V_{Ry} = (pF_{12}^f + qr_y^o + lF_{32}^f) V_R \\ V_{Rz} = (pF_{13}^f + qr_z^o + lF_{33}^f) V_R \end{cases} \quad \text{其中 } \begin{cases} p = \frac{\cos\theta_H \cos\alpha^\wedge}{\cos\phi_K} \\ q = \sin\theta_H \\ l = \frac{\cos\theta_H \sin\alpha^\wedge}{\cos\phi_K} \end{cases} \quad (5)$$

3.6 能量管理

固体火箭发动机推力终止的方法是在发动机的顶部安装几个反向喷管, 关机时使反向喷管开启, 产生反向推力。当正反推力平衡时, 实现推力终止。当发动机壳体采用碳纤维或有机纤维缠绕制造时, 在顶部安装反向喷管时, 生产工艺有一定困难。同时, 若不安装反向喷管, 可以减少结构质量, 增加装药量从而提高发动机的质量比, 增加导弹的有效射程。因此, 有些新型战略导弹道导弹的各级发动机采用了耗尽关机的方案。

能量管理就是在导弹飞行过程中需要不断地、准确地预测出弹道的多余能量, 并通过调整弹道和姿态将多余能量耗散, 以便关机时刻正好满足命中目标所需的状态参数 V_k 、 r_k 、 t_k 指标, 即达到需要速度 V_R 的要求值。由图 3 可以直观地得到一个关系式:

$$\Delta W = \int_{t_0}^t (1 - \cos\varphi(\tau)) W \dot{\tau} \quad (6)$$

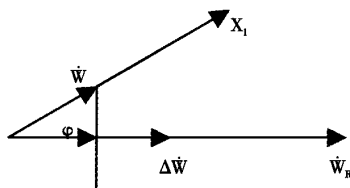


图3 姿态变化与能量损失关系图

(下转第 68 页)

如果遗传算法中的参数终止代数 T 设大一些, 优化的效果会更好一些。采用遗传算法对权

重值进行优化是一种很好的方法。

6 结论

目前, 还没有一种确定航迹规划代价函数权重值的方法, 只能根据给定的权重值进行航迹规划, 这样往往很难得到代价尽可能低的航迹。本文提出的利用遗传算法对代价函数权重值进行优化的方法很好地解决了这一问题, 可以得到优化之后的权重值。以优化之后的权重值进行航迹规划, 可以得到代价更小的航迹, 从而可以使巡航导弹的突防能力得到进一步提高。

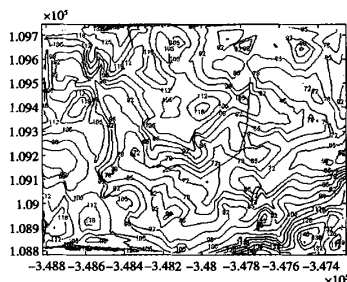


图 1 优化之后的航迹

参考文献

- [1] Asseo J. Terrain Following/Terrain Avoidance Path Optimization Using the Method of Steepest Descent. IEEE NEACON, 1988, 1128~1136.
- [2] 李春华, 郑昌文, 周成平 等. 一种三维航迹快速搜索方法[J]. 宇航学报, 2002, 23(3): 13~17.
- [3] 闵昌万, 袁建平. 军用飞行器航迹规划综述[J]. 飞行力学, 1998, 16(4): 14~19.
- [4] 周 明, 孙树栋. 遗传算法原理及应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 1996(6): 11~28.

(2005-08-24 日收)

(上接第 45 页)

上式表明了由于姿态角 φ 变化, 在期望轴 \dot{W}_R 上造成的能量损失 ΔW 。这说明, 只要导弹在飞行过程中不断准确地预测出发动机耗尽时刻尚有多少多余能量 ΔW , 然后按照上式求解出需要改变多大的姿态角 φ , 以便消耗掉多余的能量。

3.7 闭路制导的优点

(1) 闭路制导不依赖于标准弹道, 有利于增强弹道导弹的突防性和实现多种任务。

(2) 落点偏差比摄动制导的弹道导弹精度高得多。仿真计算表明, 按照闭路制导方法进行导引和关机, 其落点偏差只有几十米。

(3) 关机点附近导弹姿态变化平稳。实际仿真计算表明, 采用闭路制导, 可以达到燃料消耗的准最佳, 计算简单, 关机点附近参数变化平稳。

(4) 闭路制导的射击诸元计算量要比摄动制导少得多。主要是虚拟目标的确定及满足弹头再入要求的弹道倾角的确定。

(5) 采用闭路制导的导弹在瞄准一个目标时, 可向正负十几度范围内的目标进行射击, 且能保证精度。

4 结束语

无论摄动制导还是闭路制导均是惯性制导的范畴。惯性测量元件(比如加速度表、积分陀螺仪等)的测量精度直接影响导弹的命中精度。在提高惯性测量元件精度的同时, 为了提高导弹的精度, 我们还应该发展复合制导系统。如星光/惯性制导、GPS 制导+惯性制导、图像匹配制导等。特别是使用星光/惯性组合制导提高导弹命中精度时, 由于导弹的末助推段已处在大气层外的真空中, 只要星光敏感器有较宽的视野, 就不必对惯性元件以及潜艇惯性导航系统提出苛刻的精度要求。在目前, 我国惯性技术尚不先进的条件下, 发展星光/惯性组合制导技术应成为一种方向。

参考文献

- [1] 陈世年 等编著. 控制系统设计[M]. 宇航出版社, 1996, 6.
- [2] 马瑞萍 等编. 导弹制导技术[M]. 海军潜艇学院出版社, 2003, 6.
- [3] 姚 奕, 朱凤歧, 洪桢启 编著. 潜射导弹飞行控制原理[M]. 海军潜艇学院出版社, 2000, 11.
- [4] 杨 军 主编. 导弹控制系统设计原理[M]. 西北工业大学出版社, 1997.
- [5] Y. Yam, D. L. Mingori, Stability of a Spinning Axisymmetric Rocket with Dissipative Internal Mass Motion, Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1997, 20(2): 306~311. (2005-12-14 日收)