

远程弹道导弹闭路制导方法建模与仿真^{*}

廖洪昌¹, 陈奇昌², 王明海¹, 李军营²

(1 第二炮兵工程学院, 西安 710025; 2 第二炮兵装备研究院, 北京 100085)

[摘要] 在文献[1]的基础上提出了建立虚拟目标点矩阵来计算需要速度的方法, 简化了需要速度计算模型, 推导了速度倾角计算公式, 采用改变速度倾角来改变需要速度的方式, 对导弹进行调姿以达到能量管理的目的, 在此基础上分别建立了主动段和末修段闭路制导模型, 并通过仿真计算验证该模型是正确的。

[关键词] 闭路制导; 能量管理; 虚拟目标点矩阵; 需要速度; 速度倾角

[中图分类号] TJ765.3 [文献标识码] A

Modeling and Simulation of Closed-loop Guidance Method of Long Range's Ballistic Missile

LIAO Hong-chang¹, CHEN Qi-chang², WANG Ming-hai¹, LI Jun-ying²

(1 The Second Artillery Engineering College, Xi'an 710025, China;

2 The Equipment Institute of the Second Artillery, Beijing 100085, China)

Abstract: Based on literature[1], a method of calculating the required velocity by setting up matrix of dummy aim is put forward, so that the model of calculating the required velocity is predigested, the formulation of the velocity obliquity calculating is presented, and the purpose of adjusting stance of missile to manage energy of the missile by the way of changing the velocity obliquity to change the required velocity is achieved. Based on these, the close-loop models of the boost phase and the revise phase are both set up, and lastly, the simulation shows that these models are correct.

Key words: closed-loop guidance; energy managing; matrix of dummy aim; required velocity; velocity obliquity

1 引言

影响导弹精度的因素归结起来可以分为制导误差和非制导误差, 而制导误差又可分为制导工具误差和制导方法误差。到目前为止, 已经有许多减小导弹工具误差的研究成果和工程方法, 工具误差已经减小至一定数量级, 要继续减小工具误差难度已经很大, 而通过改变制导模型、减小方法误差以达到提高导弹精度的目的相比容易得多, 闭路制导方法就是其中一种有效的提高导弹精度的制导方法。闭路制导计算量比较大, 但是随着计算机技术的突破, 同时在保证精度前提下简化闭路制导计算模型, 减小弹上计算量, 使闭路制导方法成为可能, 并在工程上得到了应用。在此, 文中对闭路制导方法进行了探讨并建立了相应的模型, 利用闭路制导方法实现调姿能量管理。

文中的思想是对导弹进行能量管理, 使能量耗尽时达到关机条件。为了消耗多余的能量, 需要调节导弹飞程序角。根据文献[1], 飞程序角可通过需要速度求取, 如果使需要速度满足关机时能量耗尽这一条件, 便可达到能量管理的目的。

根据文献[1], 在速度倾角 θ 给定时可以迭代计算出需要速度, 而 θ 角可以根据需要进行选取, 那么, 计算选取适当的 θ 角, 使导弹按照利用 θ 角计算出的需要速度关机时能量耗尽, 便可达到能量管理的目的。

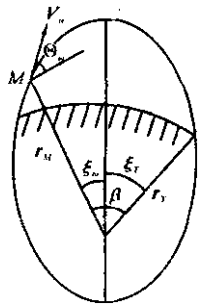


图1 闭路制导椭圆轨道示意图

2 需要速度计算

2.1 虚拟目标点矩阵

如图1所示, M 为导弹某时

^{*} 收稿日期: 2005-12-26

作者简介: 廖洪昌(1982-), 男, 硕士研究生, 研究方向: 导航、制导与控制。

刻位置, T 为虚拟目标点位置, r_M 为 M 点地心矢径, r_T 为虚拟目标点地心矢径。

根据文献[1],通过标准弹道,可以求取虚拟目标点相关参数:虚拟目标点地心矢径大小 r_T 、虚拟目标点地心纬度 φ_T ,虚拟目标点与发射点经度差 λ_{MT} 。

由这些参数可以计算虚拟目标点地心矢径:
 $r_T = r_T A B_\omega C_T(i, j, k)^T$
其中, A 为发射点惯性坐标系间与空间惯性坐

$$M_T = \begin{bmatrix} M_3 \cos B_0 \cos A_0 & -M_1 \sin B_0 \cos A_0 + M_2 \sin A_0 & M_2 \sin B_0 \cos A_0 + M_1 \sin A_0 \\ M_3 \sin B_0 & M_1 \cos B_0 & -M_2 \cos B_0 \\ -M_3 \cos B_0 \sin A_0 & M_1 \sin B_0 \sin A_0 + M_2 \cos A_0 & -M_2 \sin B_0 \sin A_0 + M_1 \cos A_0 \end{bmatrix}$$
$$\begin{bmatrix} M_1 \\ M_2 \\ M_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \varphi_T \cos \lambda_{MT} \\ \cos \varphi_T \sin \lambda_{MT} \\ \sin \varphi_T \end{bmatrix}$$

M_T 即为虚拟目标点矩阵, A_0 、 B_0 分别为瞄准方位角和发射点纬度, T_f 为发射点到虚拟目标点飞行时间,通过迭代计算可以求取。

2.2 需要速度迭代计算

发射点到虚拟目标点飞行时间 $T_f = t_M + t_f$, t_M 为从发射点到 M 点的飞行时间。

虚拟目标点矢径可表示为:

$$\begin{bmatrix} r_{Tx0} \\ r_{Ty0} \\ r_{Tz0} \end{bmatrix} = \frac{1}{r_T} \begin{bmatrix} r_{Tx} \\ r_{Ty} \\ r_{Tz} \end{bmatrix} = M_T \begin{bmatrix} 1 \\ \cos(\omega_e T_f) \\ \sin(\omega_e T_f) \end{bmatrix}$$

M 点单位矢径分量可表示为: $(r_{Mx0}, r_{My0}, r_{Mz0})^T = \frac{1}{r_M} (r_{Mx}, r_{My}, r_{Mz})^T$

应用几何知识可得, t_M 时刻导弹位置到虚拟目标点的射程角为:

$$\beta = \arccos(r_{Mx0} r_{Tx0} + r_{My0} r_{Ty0} + r_{Mz0} r_{Tz0})$$

取导弹在 t_M 时刻速度倾角为 θ_M ,根据椭圆弹道理论可得椭圆弹道的半通径为:

$$p = \frac{r_T (1 - \cos \beta)}{1 - \frac{r_T}{r_M} (\cos \beta - \sin \beta \tan \theta_M)}$$

M 点远地点角为: $\xi_M = \arctan\left(\frac{\tan \theta_M}{1 - r_M/p}\right)$

目标点 T 远地点角为: $\xi_T = \beta + \xi_M$

椭圆偏心率为: $e = \left(1 - \frac{p}{r_M}\right) / \cos \xi_M$

M 点远地点偏角为:

$E_M = 2 \arctan\left(\sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \tan \frac{\xi_M}{2}\right)$

标系转换矩阵^[2]; B_ω 为空间惯性坐标系与空间直角坐标系间转换矩阵^[2]; C_T 为空间直角坐标系与地心大地直角坐标系间转换矩阵^[2]。

通过矩阵计算,上式又可写成:

$$\begin{bmatrix} r_{Tx} \\ r_{Ty} \\ r_{Tz} \end{bmatrix} = r_T M_T \begin{bmatrix} 1 \\ \cos(\omega_e T_f) \\ \sin(\omega_e T_f) \end{bmatrix}$$

其中:

目标点 T 远地点偏角为:

$$E_T = 2 \arctan\left(\sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \tan \frac{\xi_T}{2}\right)$$

$$\Delta E = E_T - E_M$$

椭圆弹道长半轴为: $a = \frac{p}{1 - e^2}$

根据开普勒定理,从 t_M 时刻按照椭圆弹道到虚拟目标点飞行时间为:

$$t_f = \frac{a^{3/2}}{\sqrt{f_M}} [\Delta E + e(\sin E_T - \sin E_M)]$$

迭代上述公式,满足 $|t_{fi} - t_{fi-1}| < \text{允许值}$ 时,按下式计算需要速度:

$$V_R = \frac{r_T - [1 - \frac{a}{r_M} (1 - \cos \Delta E)] r_M}{t_f - \sqrt{\frac{a^3}{f_M}} (\Delta E - \sin \Delta E)}$$

式中: t_f 的初值通过标准弹道求取。

3 主动段闭路制导

主动段闭路制导通过主动段关机点需要进行制导,按 3.2 中所述迭代求取关机点需要速度。

3.1 关机点矢径计算

为了使导弹在关机时按照标准弹道预先的计算,将能量耗尽,取主动段关机点矢径分量为:

$$\begin{bmatrix} r_{kx} \\ r_{ky} \\ r_{kz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_{xu} \\ r_{yu} \\ r_{zu} \end{bmatrix} + \left(\begin{bmatrix} V_{xu} \\ V_{yu} \\ V_{zu} \end{bmatrix} + \frac{1}{2} \begin{bmatrix} g_{xu} \\ g_{yu} \\ g_{zu} \end{bmatrix} \Delta t_k \right) \Delta t_k + \Delta S_k \begin{bmatrix} u_{ux} \\ u_{uy} \\ u_{uz} \end{bmatrix}$$
$$r_k = \sqrt{r_{kx}^2 + r_{ky}^2 + r_{kz}^2}$$

关机点单位矢径分量为：

$$(r_{kx0}, r_{ky0}, r_{kz0})^T = \frac{1}{r_k}(r_{kx}, r_{ky}, r_{kz})^T$$

其中, r_{kx}, r_{ky}, r_{kz} 为导弹关机点相对于发射点惯性坐标系地心矢径分量; $r_{xi}, r_{yi}, r_{zi}, V_{xi}, V_{yi}, V_{zi}$ 导弹当前点相对发射点惯性坐标地心矢径分量和速度分量; $\Delta t_k = \bar{T}_k - t$, t 为导弹至当前点飞行时间, \bar{T}_k 为额定关机点时间, 通过标准弹道求取; $\Delta S_k = \bar{S}_{W_g} - S_{W_g} - W_{ag} \Delta t_k$, \bar{S}_{W_g} 为额定视距, 通过标准弹道求取, S_{W_g}, W_{ag} 为当前点视距和视速度; u_{ux}, u_{vy}, u_{uz} 通过迭代求取, 取初值为 $(u_{ux}, u_{vy}, u_{uz})^T = (\cos\varphi, \sin\varphi, 0)^T$, 迭代计算公式为: $(u_{ux}, u_{vy}, u_{uz})^T = (W_{gx}/W_g, W_{gy}/W_g, W_{gz}/W_g)^T$, W_{gx}, W_{gy}, W_{gz} 为 W_g 在惯性坐标系下的分量, W_g 为待增视速度。

3.2 能量管理

导弹剩余能量用视速度表示为: $\Delta W_k = \bar{W}_{ag} - W_{ag}$, \bar{W}_{ag} 为额定视速度, 通过标准弹道求取。

相对于迭代出的关机点需要速度, 导弹待增速度为: $V_g = V_R - V_a$ 。

由此可得待增视速度为: $W_g = V_g - g_a \Delta t_k$ 。

由于各种干扰的存在, 按迭代求出的关机点需要速度关机还有部分剩余能量, 假设为 ΔW_s , 显然 ΔW_s 可由下式进行计算:

$$\Delta W_s = \Delta W_k - |W_g|$$

3.3 速度倾角与程序角计算

(1) 速度倾角计算

曲线 MN 是需要速度随速度倾角 θ 变化得速度矢端曲线, 即零射程偏差线, 以 ΔW_k 为半径, V_a 端点为圆心画圆(对于非最大射程来说, 该圆必与 MN 有交点或切点), 与 MN 相交于 C、D 两点, 若以需要速度 V'_R 关机, 即可达到能量耗尽。 V_R 是以预先选定的速度倾角 θ_0 求取的需要速度, V_R 与 V'_R 之间的速度倾角存在 $\Delta\theta$ 的偏差。由图 2 可知, $\Delta\theta$ 是关于 ΔW_s 的函数, 由于 $\Delta\theta$ 是小量, 可以认为 ΔW_s 是 V_R 矢端点到 D 在 MN 上的长度, 如图 2 所示。

那么 $\Delta\theta$ 可以写成 $\Delta\theta = \Delta W_s / |V_R|$, 这样计算模型较为简单, 但计算精度稍差。若要更精确地计算, 考虑到曲线拟合理论任何曲线都可以表示为幂函数的线性组合, 将 $\Delta\theta$ 拟合成 ΔW_s 的幂函数进行计算。经过计算, 忽略高阶项后, 速度倾角 θ 的正切值可以表示为: $\tan\theta = \tan\theta_0 + A_w \Delta W_s + B_w \Delta W_s^2$, A_w, B_w 为修正系数。

(2) 程序角计算

导引控制按导弹纵轴与待增视速度方向一致的原则实施, 由此进行推导可得导弹的姿态方向就是待增视速度的方向, 因此俯仰、偏航程序角计算公式为:

$$\varphi = \arctan(W_{gy}/W_{gx})$$

$$\psi = \arcsin(W_{gz}/W_g)$$

需要注意的是, 为了避免导弹转动角度过大, 对程序角需要限制其最大和最小值, 同时为了避免主动段关机后导弹仍有较大的角速度, 给末修带来困难, 在主动段关机前, 还需保持一段定轴飞行。

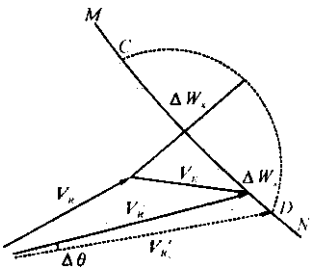


图 2 速度倾角计算原理

4 末修段闭路制导

4.1 需要速度计算

由于需要速度迭代计算量较大, 因此在进入末修后需要速度计算可以先进行大步长计算, 在大步长计算时按照 2.2 中需要速度进行迭代计算, 同时计算 $dV_R, dV_R = (V_{Ri} - V_{Ri-1})/\tau$, τ 为制导周期。

在接近关机点时, 转入小步长计算, 在小步长计算段, 需要速度计算公式改变为:

$$V_{Ri} = V_{Ri-1} + \tau \cdot dV_R$$

4.2 关机特征量、关机点矢径、程序角与速度倾角计算

(1) 当导弹当前速度与需要速度一致或相差很小时关机, 可取关机特征量为:

$$V_{gxy} = \sqrt{(V_{Rx} - V_{ax})^2 + (V_{Ry} - V_{ay})^2}$$

具体的关机方案参考文献[1], 这里不再详细叙述。

(2) 末修段闭路制导关机点矢径取当前矢径: $r_k = r_a$

(3) 程序角计算

$$\varphi = \arctan[(V_{Ry} - V_{ay})/(V_{Rx} - V_{ax})]$$

$$\psi = \arctan[(V_{Rz} - V_{az})/|V_{gxy}|]$$

(4) 速度倾角计算

速度倾角计算取当前点速度倾角: $\theta = \arcsin[(V_a \cdot r_a)/(|V_a| |r_a|)]$ 。

5 仿真结果

为验证该方法的有效性及其对导弹精度的影响,按照上面所建模型进行仿真计算。分别对射程为 7 500km 和 3 000km 弹道,按摄动制导方法和闭路制导方法计算了因方法误差与工具误差所引起的纵向偏差 ΔL 与横向偏差 ΔH 。计算结果如表 1 所示。

表 1 计算结果					
	射程 L	方法误差(m)		工具误差(m)	
		ΔL	ΔH	ΔL	ΔH
摄动制导	7 500	640.47	722.76	3 266.16	3 937.44
	3 000	124.09	281.18	1 614.24	1 833.004
闭路制导	7 500	52.84	37.76	1 505.52	1 806.624
	3 000	49.26	16.72	1 216.2	1 323.36

注:方法误差计算了发动机秒耗量偏差、比冲偏差和起飞质量偏差,工具误差计算了加速度表偏差和瞄准偏差。

从表 1 可以看出,闭路制导方法的方法误差

(上接第 362 页)

没有大的波动,趋于稳定,即截断到 40 阶而忽略高阶项引起的截断误差已经很小了。因此有理由将阶数截断至 40 阶,这样即满足了精度要求,又减少了计算量,实现了快速计算。可见当取到一定的阶数时,由于扰动引力造成的落点偏差有一定的稳定性。一般的,对于其它型号的导弹,总可以找到这样的阶数 N ,满足通过 N 阶以后计算的扰动引力造成的落点偏差具有一定的稳定性。

4 结论

文中用球谐函数法计算了弹道导弹的被动段扰动引力,分析了扰动引力引起的落点偏差,考虑到被动段弹道占全弹道近 90%,主要对被动段扰动引力和扰动引力引起的落点偏差进行了仿真计算。分析了球谐函数取到一定阶数时

和工具误差比摄动制导方法小很多,即闭路制导方法的制导误差比摄动制导方法小很多,尤其在射程为 7 500km 时,闭路制导方法的制导误差比摄动制导方法小 2km 以上。

6 结论

从表 1 的仿真计算结果可以看出,使用文中所建闭路制导模型之后导弹精度有很大提高,尤其是射程较大时,导弹精度提高较大,可见该闭路制导模型正确,对提高导弹精度有效。

[参 考 文 献]

[1] 李连仲. 远程弹道导弹闭路制导方法研究[J]. 系统工程与电子技术,1980,(4).
[2] 张毅,等. 弹道导弹弹道学[M]. 北京:国防科技大学出版社,1999.
[3] 张金槐,等. 远程火箭精度分析与评估[M]. 北京:国防科技大学出版社,1994.

扰动引力计算的稳定性,通过仿真计算可知,扰动引力计算稳定性时,落点偏差计算也能保持一定的稳定性。这样即能够保证截断误差满足要求,又能缩短计算时间。

由于各型号导弹的被动段弹道类似,所以文中给出的分析方法可用于各种型号的导弹的扰动引力分析。当然,对于主动段弹道的分析方法是类似的,只要将相应的项加到主动段弹道方程即可。

[参 考 文 献]

[1] 张毅,杨辉耀,李俊莉. 弹道导弹弹道学[M]. 长沙:国防科技大学出版社,1999.
[2] 张金槐,等. 远程火箭精度分析与评估[M]. 长沙:国防科技大学出版社,1995.
[3] 茹家欣. 地球引力场扰动及其对火箭制导精度的影响[A]. 航天控制制导精度分析技术文集[C]. 1991.