

# 基于虚拟目标点的闭路制导方法误差分析<sup>\*</sup>

许章凯<sup>1</sup>, 石磊<sup>2</sup>, 董承博<sup>1</sup>, 武健<sup>1</sup>

(1. 第二炮兵工程学院, 西安 710025; 2. 96656 部队, 北京 101400)

**摘要:**对基于虚拟目标点的闭路制导方法的误差进行研究,从虚拟目标的位置计算、导弹导引方法、制导方程使用等3个方面造成的误差进行理论分析,并通过仿真计算对3个方面的误差进行验证,最后通过某型导弹的飞行仿真计算了小扰动下闭路制导的方法误差。

**关键词:**闭路制导;方法误差;仿真计算

**中图分类号:**Π761.3

**文献标识码:**A

**文章编号:**1006-0707(2009)09-0060-03

基于虚拟目标点的闭路制导是一种先进的显示制导方法,它的方法误差比较小,在闭路制导的计算过程中,为了减少弹上计算装置的计算量,对某些制导方程作了简化处理,势必影响制导的精确性,产生方法误差也是不可避免的。对闭路制导的方法误差的影响因素进行分析,是提高闭路制导的精度的一项有效工作。

并将引起的偏差列于表2。

表1

干扰	射程偏差/ ( $L \cdot m^{-1}$ )	横向偏差/ ( $H \cdot m^{-1}$ )
0	1 480.5	9 857.8
	1 434.6	9 901.6
	1 557.6	9 785.3
	1 478.9	9 857.2
	1 487.9	9 861.6
	1 462.6	9 863.0
	1 502.1	9 876.7

表2

干扰						
$/(L \cdot m^{-1})$	-46	77	-2	7	-18	22
$/(H \cdot m^{-1})$	44	-72	1	4	5	19

## 1 虚拟目标位置误差

确定虚拟目标位置时,在对再入阻力影响的修正过程中,由于导弹在主动段运动中各点的需要速度不同,再入速度和倾角均在变化中,因而各点的再入影响也不同,这就要求在计算需要速度过程中每次都加入再入阻力影响。但是这样处理的计算量是很大的,实际处理过程中,再入阻力的影响是按关机点对应之再入阻力影响考虑,只计算1次关机点对应的再入阻力影响。并因实际的关机点在标准弹道的关机点附近摄动,而采用了标准关机点参数对应的再入阻力影响。显然这样就不可避免的产生了方法误差,影响了导弹的命中精度。

在对地球引力扁率影响的修正过程中,主动段不同点的需要速度对应的地球引力扁率影响是不同的,实际处理中,采用的是对标准弹道关机点处需要速度对应的地球引力扁率影响进行修正。这样就产生了扁率修正误差。现将射程为 \* \* \* \*公里 1 组结果列于表 1。

其中:干扰 0 表示没有干扰的标准弹道;干扰 表示 +5%的秒耗量偏差;干扰 表示 -5%的秒耗量偏差;干扰 为发动机推力偏斜 15°;干扰 为弹的质心横移为 8 mm;干扰 为纵风(1%概率风场);干扰 为横风(1%概率风场)。若各种干扰弹道的扁率影响均按标准弹道的扁率影响进行修正,

由表 2 可见,按照标准弹道的扁率影响进行修正,其扁率修正的最大误差为 77 m。在通常情况下,扁率修正误差小于 100 m 被认为是允许的。欲达到更高的精度,可在发射前按标准弹道修正地球引力的扁率影响,同时求出此项偏差对关机点位置的偏导数。再根据实际关机位置与标准关机位置之差,对扁率影响的差额部分进行修正。

需要速度实际上是要求根据实际目标实时的考虑地球扁率和再入阻力影响求取的。采用虚拟目标的概念只是为了简化对需要速度的计算,而利用虚拟目标求需要速度本质上就是一种近似,所以产生方法误差是必然的。

\* 收稿日期:2009-06-25

作者简介:许章凯(1986—),男,江西赣州人,硕士研究生,主要从事飞行器设计研究。

## 2 导引方法的误差

实际中采用对关机点需要速度预测的导引方法,是因为在实际导引过程中,导弹的位置和时间不断变化,导致其对应的需要速度也在不断的变化.所以,对关机点的需要速度进行预测,然后按预测的需要速度计算速度增量,使得速度增量有一提前量,以便于适应导弹位置和速度的变化,让导弹的实际速度更快地导引至需要速度.这种导引方法虽在关机点附近能取得好的导引效果,但其中却存在一个明显的问题:预测的需要速度与当前的实际速度并不在同一位置点上,因而求得的速度增量就失去了原来的意义.

按“使 $\dot{v}$ 与 $V_{ga}$ 一致”的准则进行导引,前提是在大推力的情况下.在小推力的前提条件下,如果按该准则进行导引,就达不到好的导引效果.并且还有一种情况可能无法避免:速度增量的方向与导弹的加速度方向平行,而位置却不在同以弹道平面内.在这种情况下,使用该准则便不能进行导引了.

此外在关机点附近, $V_{ga}$ 接近于零时, $V_R$ 的微小变化就会使 $V_{ga}$ 的方向变化很大,即导弹有很大的转动角速度,为避免此现象的发生,在临近关机的一段小的时间区间内取姿态为常值,即 $\dot{c} = \ddot{c} = 0$ ,这实际上是对不稳定状态的回避,容易产生误差.

## 3 制导方程简化处理的误差

首先在地球引力加速度分量 $g_x, g_y, g_z$ 展成 $x, y, z$ 的级数的过程中,忽略了 $\left(x/a_E\right)^4, \left(y/a_E\right)^4$ 等相应的高阶项,从而产生简化处理误差.

可以通过计算知道,这样产生的误差不是很大.假定关机点坐标 $x, y$ 均为 $3 \times 10^5$  m,则在关机点处 $g_x, g_y, g_z$ 的计算误差大约为 $6 \times 10^{-5} \text{ m/s}^2$ .由于 $x, y$ 可近似看作时间 $T$ 的二次函数,于是 $g_x, g_y, g_z$ 的计算误差可看作 $T$ 的三次函数,故在整个主动段 $g_x, g_y$ 的平均计算误差约为

$$1/9 \times 6 \times 10^{-5} \text{ m/s}^2 = 2/3 \times 10^{-5} \text{ m/s}^2$$

若关机时间 $t_k$ 为150 s,则主动段终点速度误差将达

$$150 \text{ s} \times 2/3 \times 10^{-5} \text{ m/s}^2 = 1 \times 10^{-3} \text{ m/s}^2$$

位置误差为0.15 m左右.

其次,主动段微分方程的线性化也会产生方法误差.在主动段微分方程的线性化的推导中,对非线性进行了线性化处理,并且在求转移矩阵及有关的积分时,均忽略了高阶项.所有忽略的高阶项都与计算步长有关.显然步长越小,精度越高.表3列出了使用相同引力公式时分别用递推公式和数值积分方法所计算的某1条主动段弹道关机点参数偏差的绝对值.

从表3可以看出,递推公式误差随步长增大而增大,在

实际应用中我们可取步长为1/8至1/10 s其精度就足够了.

除此之外还有弹上计算机或者计算装置进行进算时产生的舍入误差,当然这不属于方法误差的范畴,但在计算方法误差的过程中,包括了这项误差.

表3

参数偏差	步长/s		
	1/8	1/16	1/32
$V_x$	0.000 04	0.000 02	0.000 01
$V_y$	0.000 13	0.000 07	0.000 04
$V_z$	0.000 07	0.000 04	0.000 02
$x$	0.09	0.020	0.010
$y$	0.04	0.010	0.003
$z$	0.01	0.002	0.003

## 4 仿真计算

方法误差是由于制导方案的不完善产生的.通常时在制导系统以外的干扰作用下而产生的.方法误差的计算要求解干扰弹道,在这里只考虑起飞重量偏差、发动机推力偏差、秒耗量偏差、推力线偏斜、风干扰、比推力偏差、压力偏差、程序角偏差和重心偏差共9种主要干扰的影响.解算不加任何干扰求出在制导系统作用(关机与导引)下的零干扰弹道,并求出落点位置作为标准射程的落点,再分别加入以上9种干扰,严格来说要进行蒙特卡洛仿真求其落点偏差分布,实际处理时,正负取实际中可能的最大偏差值分别解算干扰弹道,分别求出干扰作用下的落点位置与标准落点之差,取其绝对值大者,定义为该干扰引起的方法误差.由于干扰的分布规律是符合正态分布的,而且各干扰是互相独立的,故总的方法误差可以按平方和开方求得.附表为射程为\* \* \* \*公里的某型弹道导弹使用闭路制导的制导方式后加入小干扰的误差数据,结果表明在小扰动情况下闭路制导的横法向偏差都较小.

## 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):17-20.
- [2] 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.
- [3] 肖龙旭.地地导弹弹道与制导[M].北京:宇航出版社,2003.
- [4] 程国采.弹道导弹制导方法与最优控制[M].长沙:国防科技大学出版社,1987.

附表

干扰量	级数	偏差	干扰正负	纵向偏差/ m	横向偏差/ m
起飞重量偏差/ N	一级	2.52 %	正	73.23	- 26.45
	二级	2.22 %	负	- 80.12	- 86.32
发动机推力偏差/ N	一级	0.63 %	正	- 30.56	- 8.48
	二级	1.08 %	负	38.59	- 0.68
秒耗量偏差/ (N s <sup>-1</sup> )	一级	2.43 %	正	- 60.45	- 47.91
	二级	4.48 %	正	- 43.56	- 32.34
法向推力偏斜偏差/ (°)	一级	25	正	52.01	17.75
	二级	23	负	- 60.23	- 17.12
横向推力偏斜偏差/ (°)	一级	25	正	15.49	- 206.12
	二级	23	负	- 21.02	208.89
纵向风偏差/ (m s <sup>-1</sup> )	主动段	30	正	- 58.42	2.17
			负	48.52	- 1.13
比推力偏差/ s	一级	1.53 %	正	- 4.55	- 0.01
	二级	1.42 %	负	- 3.88	0.02
压力偏差/ (N m <sup>-2</sup> )	主动段	10 %	正	- 33.45	- 0.32
			负	32.44	- 1.78
程序角偏差/ (°)	一级	0.155	正	83.22	60.89
	二级	0.445	负	- 100.20	- 55.78
重心偏差/ m	一级	0.043	正	- 1.83	0.04
	二级	0.031	负	- 2.24	- 0.01
方法误差	—	—	—	227.42	324.22

(上接第 59 页)则可断定导致陀螺仪 T2 的 X 通道故障的故障模式为陀螺 T2 故障。

通过以上分析可以知道,从发现故障到确定故障源,总共对 14 个信号进行了检测,明显减少了检测时间,大大缩小诊断范围,提高了诊断效率,实现了故障的快速定位。

## 5 结束语

在深入分析惯性测量组合组成、工作原理以及标定方法的基础上,利用标定信息分通道建立故障树,与建立整个系统的故障树相比,建树更为简便,故障搜索效率更高。具体案例分析表明,基于标定信息的故障树分析方法是惯

性测量组合故障诊断的一种有效方法。

## 参考文献:

- [1] 史定华,王松瑞.故障树分析技术方法和理论[M].北京:北京师范大学出版社,1993.
- [2] 胡昌华,许化龙.控制系统故障诊断与容错控制的分析与设计[M].北京:国防工业出版社,2001.
- [3] 杨定新,陶利民.捷联惯导系统电路故障诊断的故障树分析法[J].航空电子技术,1999(5):32-36.
- [4] 周海京,遇今.故障模式、影响及危害性分析与故障树分析[M].北京:航空工业出版社,2003.