

基于数据与时码分离存储的遥测时码修正方法研究

张志国,王红萍,徐洪洲

(91550 部队, 辽宁 大连 116023)

摘要:针对遥测设备失锁段落时码散乱、时码和数据的对应关系不正确的问题,提出了基于数据与时码分离存储的遥测时码修正方法。该方法利用帧计数线性递增的特点,修正了异常帧计数和时码,解决了遥测数据和时码不了一一对应的问题。实测结果表明,该方法解决了异常时码对数据配时的影响,增加了特征时刻遥测数据可用量,可提高遥测数据事后处理精度。

关键词:遥测时码;帧计数;修正;分离

本文引用格式:张志国,王红萍,徐洪洲.基于数据与时码分离存储的遥测时码修正方法研究[J].兵器装备工程学报,2019,40(1):61-63.

Citation format:ZHANG Zhiguo,WANG Wei,XU Hongzhou. Research on Telemetry Time Code Correction Method Based on Separate Storage of Data and Time[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering,2019,40(1):61-63.

中图分类号:TJ760.6

文献标识码:A

文章编号:2096-2304(2019)01-0061-03

Research on Telemetry Time Code Correction Method Based on Separate Storage of Data and Time

ZHANG Zhiguo, WANG Wei, XU Hongzhou

(The No. 91550th Troop of PLA, Dalian 116023, China)

Abstract: In order to solve the problem that the correspondence between time code and data is not correct when the telemetry equipment is out of lock, the method of telemetry time code correction based on the separate storage of data and time code was proposed. This method used the feature of linear increase of frame count to correct abnormal frame count and time code, which solves the problem that the telemetry data and the time code do not correspond one by one. The measured results show that this method solves the impact of abnormal timing code on data timing and increases the available telemetry data at the characteristic time, which can improve the post-processing accuracy of telemetry data.

Key words: telemetry time; frame count; correction; separate

某型遥测设备记录遥测信息时分为数据和时码两个信息流分别存储,两种信息之间存在一一对应关系。但在实际任务中,当被测目标处于出水、点火等特征段时,由于受到水裙、火焰的干扰,信号接收质量比较差。在此特征段落时码存在散乱现象,时码和数据的一一对应关系受到影响,具体表现有整秒跳、配时未在遥测数据完整帧对应位置等问题,当多站数据合成全程数据时,造成时码散落段的数据丢失,

而此特征段落的数据往往对分析被测目标的技术状态比较重要,特别是当飞行试验出现故障时^[1-2]。针对时码修正,GJB2238A—2005遥测数据处理给出了时间检查方法,利用帧周期进行前后两点时间纠错,但此方法只适用于数据与时码同步存储,无法解决在数据与时码分离存储条件下的时码修正。对于多站时统不一致问题,目前国内通用的做法是舍弃时统不一致的数据,不进行时码修正。本文以遥测帧计数

收稿日期:2018-10-05;修回日期:2018-11-16

基金项目:国家自然科学基金项目(61703408)

作者简介:张志国(1977—),男,高级工程师,主要从事遥测数据处理研究,E-mail:zhangzg602544@163.com。

为信息参考基准,确定检测模型和修正模型,并分析实测数据验证方法的合理性及有效性。

1 遥测时码修正方法

1.1 异常帧计数修正

以帧计数为参考基准,修正时码的关键是要首先获得准确的遥测帧计数。遥测帧计数是弹上设备产生的,和其他被测参数一起安排在遥测数据帧结构中^[3],一般在不同的副帧波道中同时传输两路备保。帧计数由高、低两个字节构成,取值范围为0~65 535,其特点是线性递增的^[4]。

在地面遥测设备接收数据时,由于存在干扰情况,接收到的帧计数有可能是错误的^[5]。在这种情况下,需要对其进行修正(本文不考虑由于弹上帧计数本身工作异常而造成的帧计数错误,在这种情况下,帧计数是分段连续的,无法实现比对修正)。在一帧数据中帧计数传输两遍,有两个信息源可供相互比较,再利用帧计数本身线性递增的特点,可以实现帧计数的修正。具体方法是:

首先比较两路帧计数的高位,相同的话认为是正确的,如果不同,再和前后两点帧计数的高位比较,由于帧计数高位每隔256个帧周期才向上加1,变化比较缓慢,也就说这三点应存在如下关系:前点帧计数高位 \leq 当前帧计数高位 \leq 后点帧计数高位,通过此关系比较容易得到当前帧计数高位的值。

然后比较两路帧计数的低位,相同的话认为是正确的,如果不同,再和前后两点帧计数的低位比较,前后三点应存在如下关系:前点帧计数低位 $<$ 当前帧计数低位 $<$ 后点帧计数低位,同时用三点的时间差和帧计数低位差进行比较,得到帧计数的低位。

异常帧计数修正结构流程图如图1所示。

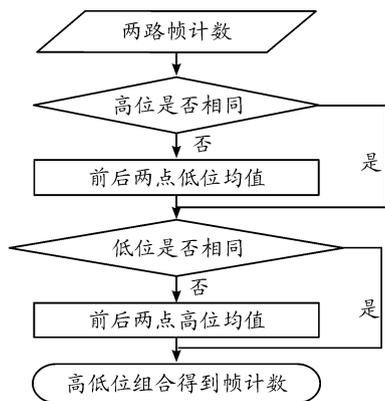


图1 异常帧计数修正结构流程

1.2 单站时码修正

通过对已有实测遥测时码数据进行处理分析,统计其异常情况,特别是对处于锁定与失锁临界点的数据进行了重点分析,以下两种情况可以进行时码修正^[6]:1)数据结构完整,但是帧同步码出现的位置没有在帧长度的整倍数上,此时,

时码与数据对应关系不正确;2)数据结构完整,帧同步码出现的位置在帧长度的整倍数上,但是对应的时码错误,满足不了配时精度。针对这两种情况,分别提出了不同的解决方案。

1) 帧同步码未在整帧位置出现的情况

1个帧长的遥测数据块对应16个字节的时码。其中,数据由被测目标产生并发送,时码由遥测接收设备的时码器按帧周期自动生成^[7]。但在实际任务中,当遥测接收设备由失锁转为锁定状态时,完整帧结构的帧同步码没有出现在帧长的整倍数上,造成时码和数据的一一对应关系受到影响。

遥测设备接收数据时是逐帧存储,当其处于失锁状态时也向数据文件写入,只是帧结构是紊乱的。通过对大量实测遥测数据进行分析,确定在此状态下数据和时码存在如下关系:设 n =当前帧同步码位置/帧长,则其对应的时码必为 T_{n-1} 、 T_n 、 T_{n+1} 中的一个。这样就把帧同步码未在整帧位置出现的情况转化为帧同步码在整帧位置出现的情况,只不过其对应的时码有可能有三组,再根据帧计数进行选取或者修正。

2) 帧同步码位置正确、时码异常的情况

首先,对帧计数进行修正,得到正确的帧计数,再将BCD时码转换成相对时。以数据质量好的一段所对应的时间为基准,对与帧计数对应的所有时间源码进行前向修正及后向修正;每修好一个时间,即以该时间为基准继续修正;并根据“|时间差| $<$ 时间误差范围”判断修正结果是否达到要求^[8]。单站时码修正结构流程图如图2所示。

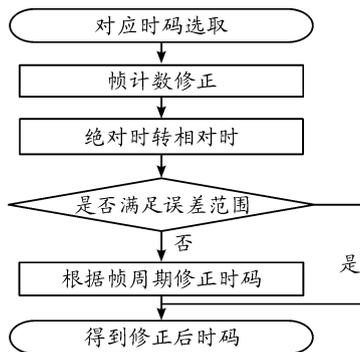


图2 单站时码修正结构流程

1.3 多站时码不一致修正

当多站数据合成全程数据时,如果某站时码和其他站时码不一致,会造成该站数据无法合入到全程数据中去,实现不了全程拼接^[9,10]。因此,必须对该站时码进行修正。

首先,对该站数据进行帧计数修正、单站时码修正,保证其相对时是正确的;然后,与其他站相同帧计数的时码进行比较,计算时间差;将该站所有时码加上时间差,得到修正后的时码。

多站时码不一致修正结构流程图如图3所示。

2 算例与分析

某次飞行试验,遥测帧周期为8 ms,在580~680 s段落,

遥测误码率较高,数据接收质量较差。原始帧计数如图 4 所示,存在大量的毛刺野值,经过异常帧计数修正后如图 5 所示,曲线光滑无毛刺,异常帧计数得到了修正,时码修正前与帧计数时间差如图 6 所示,存在最大约 15 ms 的多个异常时码,时码修正后与帧计数时间差如图 7 所示,所有时间差不超过 0.8 ms,满足了数据处理精度要求。同时,通过修正帧同步码未在整帧位置出现的情况,数据向前多处理 26 个点,共计 208 ms,提高了遥测数据处理完整性。

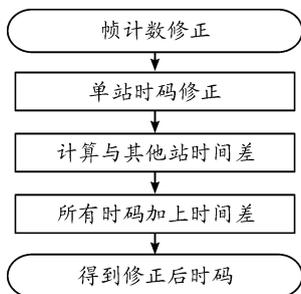


图 3 多站时统不一致修正结构流程

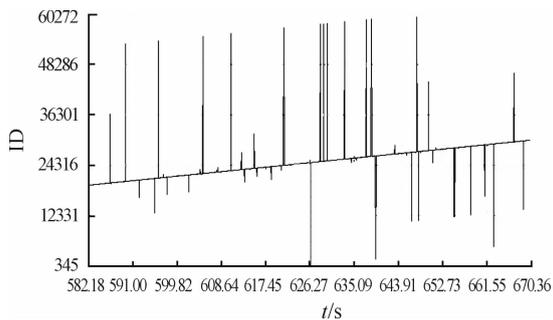


图 4 帧计数修正前

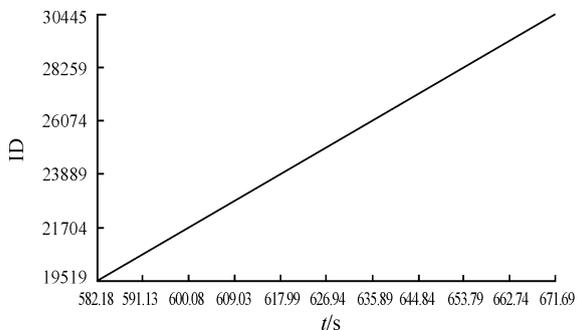


图 5 帧计数修正后

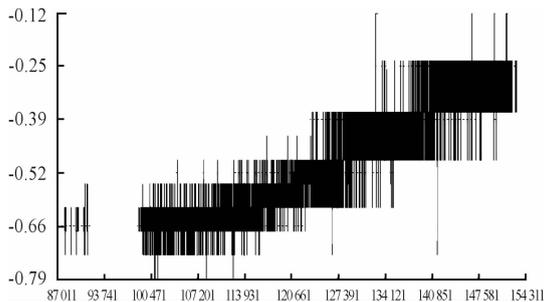


图 7 时码修正后与帧计数的时间差

3 结论

基于数据与时码分离存储的遥测时码修正方法,以遥测帧计数为信息参考基准,首先进行异常帧计数修正,然后进行单站时码修正,最后进行多站时统不一致修正。该方法无需考虑遥测设备的更新换代,具有很强的通用性。实测数据表明,该方法解决了异常时码对数据配时的影响,增加了特征时刻遥测数据可用量,可用于遥测数据事后处理。

参考文献:

- [1] 朱学锋. 多测站遥测原始数据精准对接方法[J]. 战术导弹技术, 2011(6): 112 - 115.
- [2] 赵圣占, 杨若红. 多测站遥测数据处理方法的研究与应用[J]. 仪器仪表用户, 2014(2): 48 - 50.
- [3] 吕楠, 畅春华, 李强. 遥测数据的丢帧分析与融合研究[J]. 战术导弹技术, 2014(4): 32 - 37.
- [4] 刘亚南, 陈雷, 常树龙, 等. 遥测数据融合软件的设计与实现[J]. 现代电子技术, 2012, 35(4): 136 - 138.
- [5] 李艳, 罗钧旻. 航天器遥测数据可信度分析与研究[J]. 国外电子测量技术, 2008, 27(6): 7 - 8.
- [6] 石睿, 冯玉洁, 张建学, 等. 通用遥测数据 B 码修补软件的设计与实现[J]. 现代电子技术, 2011, 34(14): 38 - 40.
- [7] 吴旻, 何鸣, 王皓, 等. 高精度 IRIG - B 码对时解码板: 中国[P]. 102624391A. 2012 - 08 - 01.
- [8] 吕治国. 智能化多站遥测数据处理系统[J]. 遥测遥控, 2017, 38(4): 9 - 19.
- [9] 贾振华, 许晓冬, 吕德东, 等. 基于 IRIG - B 码的测控时间系统的设计[J]. 电子设计工程, 2017, 25(12): 77 - 80.
- [10] 吴坤. 弹药靶场实验用的时统系统技术研究[D]. 太原中北大学, 2009.

图 6 时码修正前与帧计数的时间差

一种适应机动目标的新型闭路制导方法

李志国,周 华,王宇航,李天任

(中国运载火箭技术研究院,北京 100076)

摘要:针对弹道导弹打击空中机动目标的中制导需求,在传统的闭路制导需用速度解算过程中,引入目标运动信息,提出了一种适应机动目标的新型闭路制导方法。通过对典型运动工况的仿真分析,验证了新型闭路制导作为打击空中机动目标的中段制导方法,该方法可有效提高制导精度,实现对末制导的精确交班。

关键词:闭路制导;机动目标;中制导;制导精度

本文引用格式:李志国,周华,王宇航,等.一种适应机动目标的新型闭路制导方法[J].兵器装备工程学报,2019,40(1):64-67.

Citation format:LI Zhiguo,ZHOU Hua,WANG Yuhang, et al. New Guided Method of Close-Loop Guidance for Moving Target[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering,2019,40(1):64-67.

中图分类号:TJ765

文献标识码:A

文章编号:2096-2304(2019)01-0064-04

New Guided Method of Close-Loop Guidance for Moving Target

LI Zhiguo, ZHOU Hua, WANG Yuhang, LI Tianren

(China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: Aiming at the guidance requirement of ballistic missile against maneuvering air target, a new type of closed-loop guidance method was proposed by introducing the target movement information in the process of calculating required velocity of traditional closed-loop guidance. Through the simulation of typical conditions, it is proved that the new type of closed-loop guidance can be used as the midcourse guidance to the maneuvering air target, which can improve the midcourse guidance accuracy and realize the accurate handover to the terminal guidance.

Key words: closed-loop guidance; maneuvering target; midcourse guidance; guidance accuracy

闭路制导作为一种有效的显式制导方法,已在弹道导弹打击固定目标中成功应用,并使弹道导弹的制导方法误差提高到百米左右,大大改善了导弹的命中精度^[1-3]。随着我国周边海域及空域安全形势日益严峻^[4],有学者提出了利用“弹道导弹+空空导弹”相结合的方案,对相关海域及空域的敌方高价值目标进行高精度打击的设想^[5]。该方案利用弹道导弹初中制导及机动能力,将空空导弹推送到末制导交班点,再利用空空导弹的末制导能力,实现对移动目标的超远程、高精度打击^[6]。目前,在采用上述方案进行空中机动目标精确打击研究中,适应中末交接班的中制导方法国内外尚

无相关研究报导^[7]。本文针对此需求,在传统的闭路制导方法基础上引入目标运动信息,提出一种适应机动目标的新型闭路制导方法。通过仿真计算,新方法能够有效修正目标机动造成的位置偏差,提高中制导精度,实现对末制导的精确交班。

1 新型闭路制导原理

传统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)和地面固定目标的位置进行制导,利用需要

速度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^[8]。

为了适应打击机动目标的需求,需要有效修正目标机动带来的偏差^[9],将目标的运动信息补偿到需用速度迭代制导解算中,即以运动目标在导弹剩余飞行时间内飞行的最终位置点为一个假想的虚拟目标,应用传统的闭路制导方法实现对假想目标的打击。

图1为椭圆弹道轨迹及远地点角示意图。

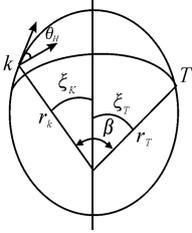


图1 椭圆弹道轨迹及远地点角示意图

解算过程如下:

1) 考虑目标运动,确定 t_k 时刻发惯系中导弹位置到目标点的经度差 $\lambda_{KT,i}^A$

$$\lambda_{KT,i}^A = \lambda_{OT} + \dot{\lambda}_T t_{f,i} - \lambda_{OK,i}^A + (t_k + t_{f,i})\Omega$$

式中: λ_{OT} 为地球上初始目标点与发射点之间的经度差; $\lambda_{OK,i}^A$ 为 t_k 时刻导弹与发惯系中发射点的经度差; $\dot{\lambda}_T$ 为目标运动引起的经度变化率; $t_{f,i}$ 为由此关机飞行至目标点的所需时间; Ω 为地球旋转角速度。

2) 考虑目标运动,确定 t_k 时刻飞行器位置到落点的射程角

$$\beta_i = \arccos(\sin\phi_k \sin(\phi_T + \dot{\phi}_T t_{f,i}) +$$

$$\cos\phi_k \cos(\phi_T + \dot{\phi}_T t_{f,i}) \cos\lambda_{KT,i}^A)$$

式中: ϕ_k 为 t_k 时刻弹下地点心纬度; ϕ_T 为 t_k 时刻目标地心纬度; $\dot{\phi}_T$ 为目标运动引起的纬度变化率。

3) 当前速度倾角的确定

速度倾角可以是给定值或者由最小能量弹道确定。最小能量弹道确定的弹道倾角如下:

$$\theta_{H,i} = \frac{1}{2} \arctan \frac{\sin\beta_i}{\frac{r_K}{r_T} - \cos\beta_i}$$

4) 根据椭圆弹道性质确定半半径

$$p_i = \frac{r_T(1 - \cos\beta_i)}{1 - \frac{r_T}{r_K}(\cos\beta_i - \sin\beta_i \tan\theta_{H,i})}$$

式中: r_T 为目标点至地心的距离; r_K 为当前点至地心的距离。

5) 根据椭圆弹道性质,确定当前点的远地点角

$$\xi_{K,i} = \arctan \left(\frac{\tan\theta_{H,i}}{1 - \frac{r_K}{p_i}} \right)$$

6) 根据椭圆弹道性质,由当前点的远地点角及射程角,确定目标点的远地点角

$$\xi_{T,i} = \xi_{K,i} + \beta_i$$

7) 确定椭圆弹道的偏心率

$$e_i = \frac{1 - \frac{p_i}{r_K}}{\cos\xi_{K,i}}$$

8) 确定目标点的远地点偏角

$$E_{T,i} = 2 \arctan \left[\sqrt{\frac{1+e_i}{1-e_i}} \tan \frac{\xi_{T,i}}{2} \right]$$

9) 确定当前点的远地点偏角

$$E_{K,i} = 2 \arctan \left[\sqrt{\frac{1+e_i}{1-e_i}} \tan \frac{\xi_{K,i}}{2} \right]$$

10) 根据开普勒定理,确定从当前时刻按照椭圆弹道飞行至目标点所需时间

$$t_{f,i+1} = \frac{1}{\sqrt{fM}} \left(\frac{p_i}{1-e_i} \right)^{3/2} [E_{T,i} - E_{K,i} + e_i(\sin E_{T,i} - \sin E_{K,i})]$$

综上,考虑目标运动补偿后需用速度的迭代计算公式如下:

$$\left\{ \begin{array}{l} \lambda_{KT,i}^A = \lambda_{OT} + \dot{\lambda}_T t_{f,i} - \lambda_{OK,i}^A + (t_k + t_{f,i})\Omega \\ \beta_i = \arccos(\sin\phi_k \sin(\phi_T + \dot{\phi}_T t_{f,i}) + \cos\phi_k \cos(\phi_T + \dot{\phi}_T t_{f,i}) \cos\lambda_{KT,i}^A) \\ \theta_{H,i} = \frac{1}{2} \arctan \frac{\sin\beta_i}{\frac{r_K}{r_T} - \cos\beta_i}, \text{最小能量} \\ \theta_{H,i} = \text{给定值} \\ p_i = \frac{r_T(1 - \cos\beta_i)}{1 - \frac{r_T}{r_K}(\cos\beta_i - \sin\beta_i \tan\theta_{H,i})} \\ \xi_{K,i} = \arctan \left(\frac{\tan\theta_{H,i}}{1 - \frac{r_K}{p_i}} \right) \\ \xi_{T,i} = \xi_{K,i} + \beta_i \\ e_i = \frac{1 - \frac{p_i}{r_K}}{\cos\xi_{K,i}} \\ E_{T,i} = 2 \arctan \left[\sqrt{\frac{1+e_i}{1-e_i}} \tan \frac{\xi_{T,i}}{2} \right] \\ E_{K,i} = 2 \arctan \left[\sqrt{\frac{1+e_i}{1-e_i}} \tan \frac{\xi_{K,i}}{2} \right] \\ t_{f,i+1} = \frac{1}{\sqrt{fM}} \left(\frac{p_i}{1-e_i} \right)^{3/2} [E_{T,i} - E_{K,i} + e_i(\sin E_{T,i} - \sin E_{K,i})] \end{array} \right.$$

其中 i 为迭代次数。当 $|p_{i+1} - p_i| < \varepsilon$ 时, 迭代结束, 取 $\beta = \beta_{i+1}, p = p_{i+1}, \theta_H = \theta_{H,i+1}$, 然后由下式求出该点需要速度的大小 v_R :

$$v_R = \frac{\sqrt{fM}}{r_k \cos \theta_H} \sqrt{p}$$

2 仿真验证

以空中定高定向匀速运动目标为例, 不考虑再入气动影响, 选取如表 1 所示 3 种工况, 对新型闭路制导方法进行仿真验证。仿真计算时, 假设导弹可以精确测量目标的运动信息, 且不考虑测量误差。仿真结果如图 2~图 4 及表 2 所示。

表 1 制导开始时刻目标运动参数

运动方向	经纬度/ (°)	速度大小/ (m · s ⁻¹)	高度/ km
工况 1 射面内与 导弹运动 方向相同	(40.567 7, 0)	250	10
工况 2 垂直射面	(40.567 7, 0)	250	10
工况 3 射面内与 导弹运动 方向相反	(40.567 7, 0)	250	10

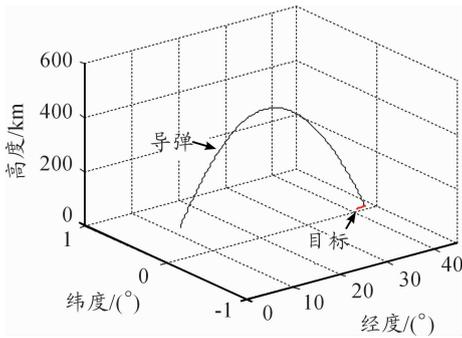


图 2 工况 1 弹道曲线

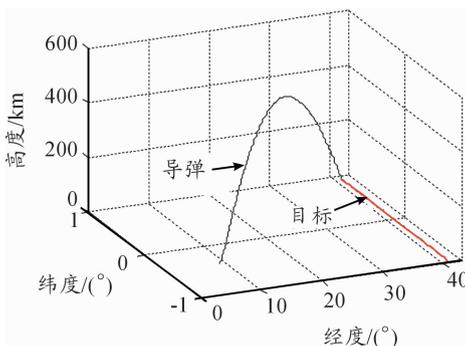


图 3 工况 2 弹道曲线

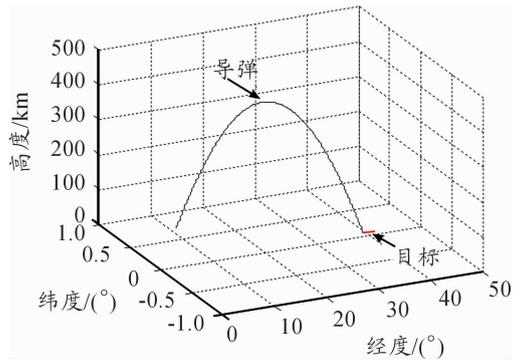


图 4 工况 3 弹道曲线

表 2 制导精度对比

	最小弹目距离/km	
	传统闭路制导	新型闭路制导
工况 1	206	2.04
工况 2	206	3.16
工况 3	206	2.16

由图 2~图 4 的弹道曲线可知, 3 种工况下, 导弹的飞行弹道都完成与运动目标轨迹的交汇。由此可见, 新型闭路制导方法作为打击空中机动目标的中段制导方法, 可修正目标机动造成的影响, 对导弹进行有效导引。

对比两种制导方法的仿真结果, 由表 2 可以发现传统制导方法在需用速度迭代解算时, 没有考虑目标运动的影响, 制导精度差, 最小弹目距离约为 206 km (由目标运动引起)。新型闭路制导在需用速度迭代解算时, 考虑了目标运动的影响, 最小弹目距离为 2.04 km。由此可见, 在精确获得目标运动信息的前提下, 该方法可以有效地提高对运动目标打击的制导精度。

另外需要说明的是, 表 2 中采用新型闭路制导方法的最小弹目距离在 3 种仿真工况中有差别, 主要是因为仿真计算中, 发动机关机指令是在需用速度小于指定阈值时发出, 该阈值在仿真中不能完全精确到零。本次仿真采用的阈值为 0.5 m/s, 3 种仿真工况关机时, 残留的需用速度不一致, 因此造成最小弹目距离有差别。

在仿真中发现, 虽然目标的运动速度相同, 但是由于目标的运动方向不同, 其解算出的初始需用速度也相差较大, 最终的推进剂消耗也相差较大。工况 1: 目标在射面内与导弹同方向运动, 初始需用速度 82.82 m/s, 推进剂消耗 11.19 kg; 工况 2: 目标垂直导弹射面运动, 初始需用速度 291.5 m/s, 推进剂消耗 52.04 kg; 工况 3: 目标在射面内与导弹相反方向运动, 初始需用速度 80.42 m/s, 推进剂消耗 10.27 kg。具体见图 5、图 6 所示。

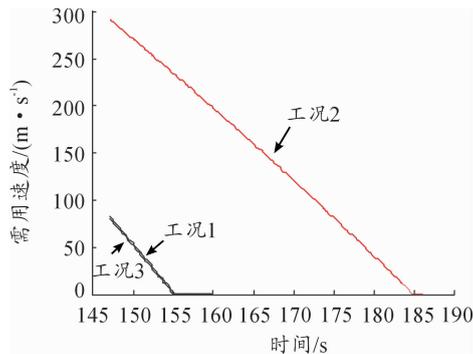


图5 需用速度曲线

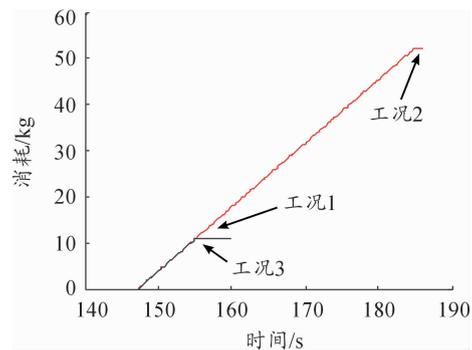


图6 推进剂消耗曲线

3 结束语

针对“弹道导弹+空空导弹”打击空中机动目标的中制导需求,在传统闭路制导方法基础上引入目标运动补偿,提出了一种适应于机动目标的新型闭路制导方法,该方法在需用速度解算过程中,考虑了导弹关机后惯性飞行时间内目标运动偏移。通过对3种典型运动工况的仿真分析,可以看出在打击机动目标的中段制导中采用新型闭路制导方法,有效修正了目标机动造成的影响,提高了中制导精度,实现了对末制导的精确交班。本文的仿真分析是基于导弹可以精确测量目标运动信息的假设条件,而实际飞行过程中导弹远距离获取的目标运动信息存在一定偏差,会对制导精度造成一

定影响。另外,导弹飞行过程中受大气随机干扰、地球扁率等影响也会造成制导精度的下降^[10],后续需开展针对各种干扰进行补偿的研究,以进一步提高制导精度。

1) 新型闭路制导有效修正了目标运动造成的影响,提高了制导精度;

2) 目标运动速度大小相同的情况下,目标运动方向对制导影响越大,改进后的闭路制导方法修正能力越强。目标运动方向垂直导弹射面,对制导需求相对较大,目标运动方向在导弹射面,对制导需求相对较小。

参考文献:

- [1] 陈世年. 控制系统设计[M]. 北京: 宇航出版社, 1996.
- [2] 肖龙旭. 地地导弹弹道与制导[M]. 北京: 宇航出版社, 2003.
- [3] 王继平, 王明海, 杨建明. 一种新的闭路制导导引方法[J]. 航天控制, 2007, 25(5): 58-78.
- [4] 苏纪娟, 吴永亮, 朱庆明. 我国海洋安全挑战及机遇[J]. 国防科技工业, 2015(6): 42-44.
- [5] 樊会涛, 张蓬蓬. 空空导弹面临的挑战[J]. 航空兵器, 2017(2): 3-7.
- [6] 王勇, 张艳, 白辰, 等. 吸气式高超声速飞行器制导与控制方法综述[J]. 兵器装备工程学报, 2017, 38(4): 72-76.
- [7] 孟克子, 周获. 多约束条件下的最优中制导律设计[J]. 系统工程与电子技术, 2016, 38(1): 116-122.
- [8] 廖洪昌, 陈奇昌, 王明海, 等. 远程弹道导弹闭路制导方法建模与仿真[J]. 弹箭与制导学报, 2006, 26(2): 363-366.
- [9] 袁俊超, 张小宽, 刘铭, 等. 目标机动对导引头中末制导交班影响研究[J]. 现代雷达, 2017, 39(7): 7-11.
- [10] 王宗强, 吴燕生, 张兵, 等. 主动段扰动引力对闭路制导的影响分析[J]. 飞行力学, 2017, 35(5): 62-65.

(责任编辑 周江川)