

弹道导弹与飞机的惯性导航算法对接初探

王勇刚¹, 王志军², 张文杰¹

(1. 红峰控制有限公司, 孝感 432000; 2. 科工集团九部, 武汉 430040)

摘要: 根据工程需要, 分析了大气层内飞行器与弹道导弹之间的惯性导航差异。在飞机捷联惯导算法的基础上进行改进以适应弹道导弹的特殊要求。利用弹道导弹实际飞行的数据, 通过地面编程计算证实, 改进后的导航算法能够适应这2类武器的双重需要, 且导航精度一致。

关键词: 弹道导弹; 飞机; 惯性导航; 对接

中图分类号: U666.1

文献标志码: A

文章编号: (2012)03-011-5

The research of fusion between ballistic missiles and aircrafts in strapdown inertial navigation algorithms

WANG Yong-gang¹, WANG Zhi-jun², ZHANG Wen-jie¹

(1. The Hongfeng Co., Xiaogan 432000, China;

2. The 9th Designing of China Aerospace Science Industry Corp., Wuhan 430040, China)

Abstract: Based on the engineering application, the difference of stripdown inertial navigation algorithms between the ballistic missiles and the aircrafts is analysed; Based on the algorithm for the aircrafts, some of the formulas are changed to make the need of ballistic missiles. According to the data of the ballistic missile flying test, the improved algorithm program is used to calculate the navigation process; the result proves that the new stripdown inertial navigation algorithm is suited to the two kinds of weapons.

Key words: ballistic missile; aircraft; inertial navigation; fusion

引言

弹道导弹和飞机、飞航导弹等虽然同属飞行器, 但它们的飞行和导航方式差异很大。

对于弹道导弹而言, 由于它飞行时必须冲出大气层, 且具有飞行速度快、飞行时间短、落点精度高等特点。根据这些特点, 人们并未将它的惯性导航拆分为一个独立的技术层面, 而是将它与制导技术融为一体考虑; 这样带来的优点是技术层面得到简化, 减少了误差来源, 有利于导弹命中的精度提高。

大气层内飞行的飞机、飞航导弹等武器的惯性导航情况相对复杂。首先, 它们不能像弹道导弹那

样通过发射阵地完成精确对准等准备工作; 其次, 它们大多飞行速度慢、飞行时间长; 第三, 飞行过程中为了应对来自地面等外部突发情况, 以及飞机要便于飞行员观察和操纵等原因, 其导航参数大多要求相对当地地理坐标系输出; 第四, 这类飞行器不可能像弹道导弹那样以考虑发射点和落点之间的关系为主, 即使在攻击目标时也不可能使用弹道导弹那样的制导律。

随着武器的发展, 人们对弹道导弹机动打击能力的要求日益提高, 而对飞机、飞航导弹等武器的超高空超高速飞行能力也寄予厚望, 其终极目标是实现近地空间内飞行器空天一体化。

收稿日期: 2012-04-30;

修回日期: 2012-05-30

作者简介: 王勇刚(1974—), 男, 硕士, 工程师, 现从事惯性组合导航技术工作。

1 捷联惯导算法的差异分析

1.1 弹道导弹的捷联惯导算法特点

弹道导弹的捷联惯导算法最大特点是其惯性导航坐标系为发射惯性坐标系;导航解算过程中不考虑飞行器相对地球表面某一参考点的变化,不分离地球自转等因素的影响,相关误差在制导律和弹道参数装订中消除;重力加速度影响及分离计算精度高;在发射点处的对准精度较高,等等。

1.2 飞机、飞航导弹的捷联惯导算法特点

飞机、飞航导弹的捷联惯导算法特点是其导航坐标系为当地地理坐标系,即飞行过程中导航坐标系是变化的;导航过程中必须实时解算出飞行器所在位置的当地水平面,及时处理位置角速率和地球自转带来的误差影响;导航时间长,高度通道发散快,重力加速度误差处理粗略,往往需要加高度表抑制其发散速度过快的不足。此外,它的初始对准,一般是自对准或传递对准,对准精度一般要求不高等等。

2 捷联惯导算法改进的方面

2.1 算法改进的基础

改进捷联惯导算法的目的在于使弹道导弹和飞机、巡航导弹能够共用一套算法。

本文从灵活性、机动性、适应性以及未来武器发展趋势等方面考虑,确认以飞机、飞航导弹所用的导航算法为基础进行改进。

2.2 坐标体系的选取

改进的惯性导航所用导航坐标系为当地地理坐标系,坐标定义为符合 GJB1188A 的北东下地理坐标系;体坐标系也是符合 GJB1188A 的前右下坐标系。

对于弹道导弹所用的发射惯性坐标系,可以分解为发射时刻的当地地理游移坐标系、地固坐标系与惯性坐标系的组合。

2.3 初始对准方面的改进

弹道导弹初始准时,通常是在发射阵地上利用光学瞄准系统进行寻北,结合利用自身的加速度计进行调平以完成初始对准任务,即光学辅助对准。飞机等通常采用无外部辅助的自对准方式,即利用自身惯性导航设备敏感到的地球自转角速度和重力加速度信息完成初始对准任务。相比较而言,航空领域内利用的自对准方式适应性更强。

但是,受国内惯性导航设备精度、对准处理方

式以及制造成本等因素的影响,目前的飞机自对准精度大多低于弹道导弹的光学辅助对准精度,而且对准时间也相对较长。以捷联式惯性导航为例,两种对准的差异可用如下公式解释。

$$\dot{P} = P_o \left(\frac{\omega_B}{2} + \frac{d_B}{2} \right) - \frac{\Omega}{2} oP \quad (1)$$

公式(1)中, P 表示一个导航坐标系到弹体坐标系的四元数, Ω 为地面发射坐标系的旋转角速度, ω_B 为弹体坐标系转动的角速度, d_B 为陀螺漂移。

对准时,若 d_B 较大,利用飞机的自对准方式计算出的对准精度就会很低;但如果利用光学辅助对准,那么它会抑制 d_B 带来的误差,对准精度也大幅度很高,一般可达20"以上。尽管随着国内惯性导航设备精度的提高, d_B 的影响会日益降低,光学辅助对准最终会被淘汰;但是目前使用光学辅助对准技术还是比较现实的选择。

本算法的改进将视情况使用这2种对准方式。在目前实际条件下选择光学辅助对准,未来武器发展方案中利用无外部辅助的自对准方式,但新的自对准算法将使用快速 KALMAN 滤波技术。

2.4 地球自转与位置角速度分量处理的改进

弹道导弹的导航解算并不处理这些分量。但当利用当地地理坐标系作为导航坐标系时,地球自转分量和位置角速率分量成为了误差源,需要予以消除。

飞机、飞航导弹在处理相关的位置角速率时,由于是长航时飞行,高度误差带来的位置角速率误差可以忽略,一般并不精确处理。但当相关计算用于弹道导弹这样飞行器时,位置角速率要精确处理。更改的变化可以用公式(2)表示,

$$\int (\omega_{ie}^n + \omega_{en}^n) = \int F(C_n^i, V, \dot{V}, h, \dot{h}, R_0, L, \dot{L}) dt \quad (2)$$

其中, ω_{ie}^n 、 ω_{en}^n 为地球自转角速度和位置角速度在导航坐标系内的矢量表示; V , h , R_0 , L 为飞行速度、海拔高度、地球半径和当地地理纬度,与飞机的导航解算公式含义一样,不同之处在于 R_0 在飞行一段距离后也要进行更新计算; C_n^i , \dot{V} , \dot{h} , \dot{L} 分别为飞行过程中单位积分时间段内导航坐标系姿态阵的变化量、速度变化量、高度变化量以及纬度变化量。因为在弹道导弹的飞行条件下,惯性导航解算时这些误差已经不能忽略。

2.5 经纬度、高度计算的改进

为适应弹道导弹高速飞行、垂直通道剧烈变

化、落点精度要求高的状况,首先要精确处理垂直通道。

以导弹发射点在赤道上为例,如果仍按原来的计算方法处理,那么当导弹飞至 45° 纬度高空时,每上升1000m,高度计算误差就会增大414m。因此,改进经纬度、高度参数的计算,必须先从高度通道误差开始处理,纬度圈、卯酉圈、长半轴、短半轴、导航节点前后的高度差影响都要计算在内。

经纬度计算要考虑每一次导航迭代计算过程中的高度误差影响,以及由此带来的重力、离心力等影响。

2.6 参考椭球的参数处理计算

通常情况下,弹道导弹如果射程不太远,地球的参考模型无需准确计算。但当其导航方式转为当地地理坐标为基准时,参考椭球不准确意味着导航坐标系本身建立的误差就很大;如果把地球模型处理为圆球并与WGS-84坐标系作对比,1000km内就会带来进50m的误差。

为此,本次算法改进时,是将参考椭球统一到WGS-84坐标系下,并将参数按发射惯性坐标系转地固坐标系,再转当地地理坐标系的方法处理,确保转换计算误差不小于1m。

2.7 重力加速度、离心力计算处理

弹道导弹完全要靠惯导设备保证高度通道的精度,尽量抑制垂直通道发散的最有效措施就是精确处理重力加速度数值。在此基础上改进的重点就是以当地发射点处的精确测量值为准递推处理重力加速度的数值变化和影响。假如导弹在当地切平面内的飞行速度接近第一宇宙速度,离心力会与重力加速度相互抵消。因此,高速飞行时的离心力不得忽略。

2.8 导航计算节点的改进

导航计算过程实际上是在近似模型基础上,在保证精度的条件下反复迭代计算的过程。为保证精度,要该每次导航节点内的一次递推过程为二次迭代计算过程,以提高导航计算模型的精确度。

2.9 射前加速度计误差的处理

射前处理加速度计误差是提高精度的重要手段之一;原因是弹道导弹飞行速度快,飞行时间一般较短,加速度计的影响最明显。若条件允许,可以借鉴飞机的在线标定技术进行改进。

3 仿真计算的情况

3.1 仿真计算的方法

作为验证算法可行性的手段;本次仿真计算以某弹道导弹飞行打靶的遥测数据为准进行对比计算。由于导弹在飞行过程中可以实时得到卫星导航(GNSS)的精确定位数据;对比验证时就以这些GNSS定位数据作为参考基准,时间不同步带来的误差采用线性拟合差值的办法消除;另一个参考基准就是实际打靶的落点偏差。改进导航算法的输入参数为遥测数据中的惯组输出参数。

3.2 对准计算的情况

对准是导航开始的第一步。对比验证时,一种方法是利用光学瞄准+发射前100s静态调平计算出初始姿态角,即常规的弹道导弹初始对准;另一种计算方法是利用无光学瞄准辅助的快速KALMAN滤波算法对准。

对比2组计算结果,发现由于发射前导弹的静态数据长度还不到2min, KALMAN滤波算法的对准误差比常规的弹道导弹初始对准误差大 $3'47''$ 。这表明无光学瞄准辅助的快速KALMAN滤波算法对准算法不能满足弹道导弹发射需要。

3.3 导航计算节点改进的计算对比结果

本次导航计算不但在每个计算节点内迭代计算了2次,而且也将导航计算节点压缩到20ms;作为验证高度通道影响的一种方案,并未精确处理重力加速度、离心力和加表误差。对比时,本次仿真方法是将GNSS数据转换到椭球坐标系下对比位移差值。结果如图1、2所示。

从本次计算结果看,导弹在飞行不到5min的时间内,经度位移误差接近180m,纬度误差接近60m,高度方向误差达6000m;从误差变化的趋势看,相关误差量都在迅速增加。

该计算结果带来的推论是,如果利用飞机的导航算法改进,但不精确处理与加速度有关的误差,将不能适应弹道导弹的实用要求。

3.4 对加速度计算精确改进后的计算结果

与上节仿真计算相比,本次计算在处理重力加速度分量上采用消去Z向加表的零位误差、重力加速度公式的差异造成的差值,采用先计算位移增量再计算速度增量的办法迭代计算2次重力加速度值的办法;并将离心力粗略计算处理;计算后将GNSS的数据转换到椭球坐标系下对比位移差值。

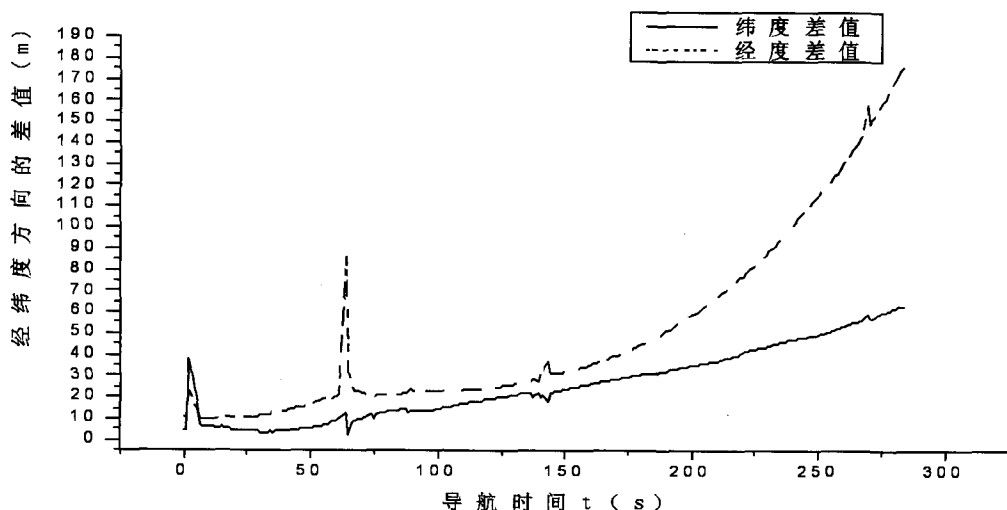


图1 经纬度与GNSS的输出差值

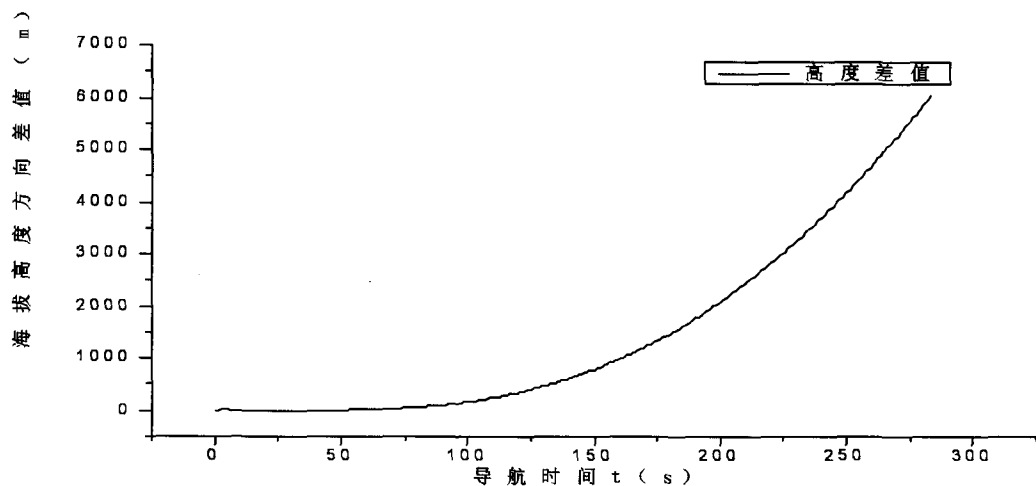


图2 高度与GNSS的输出差值

经过上述算法改进,仿真计算结果如图3、4所示。

从本次计算结果看,经度的位移误差已经小于18m,纬度的位移误差已经小于15m;但高度方向误差呈弧形变化,末端误差小于-23m。从变化趋势看,相关误差呈缩小趋势。由于实际飞行的数据在导弹再入大气层后已经中断,如果进行导航精度变化趋势递推,假定导弹在第300s落地,落点圆概率误差(CEP)应小于15m。

在图3、4中,可以明显看到导弹飞行过程中经纬度误差出现大的毛刺状误差变化值,事后证明它们是与导弹的点火、关机、修正时刻相对应的。对于高度通道,其误差变化趋势呈抛物线状,对比弹

道导弹和飞机对重力加速度处理方式的不同,可以确定它与离心力处理误差过于粗糙,且实际重力加速度与理论重力加速度差异太大有关。

4 结论和建议

从利用实际打靶飞行试验的数据仿真计算表明;改进的导航算法是有效的、可行的。这种改进算法的意义在于,如果弹道导弹使用该导航算法,不但可以保证精度,而且能够实现弹道导弹的全程机动飞行,实现真正意义上的机动飞行而非变轨飞行。从算法的软件编程角度看,由于相关改进和转换采用了递推计算,计算量相对较小;如果进一步优化,非常适合用于实战。

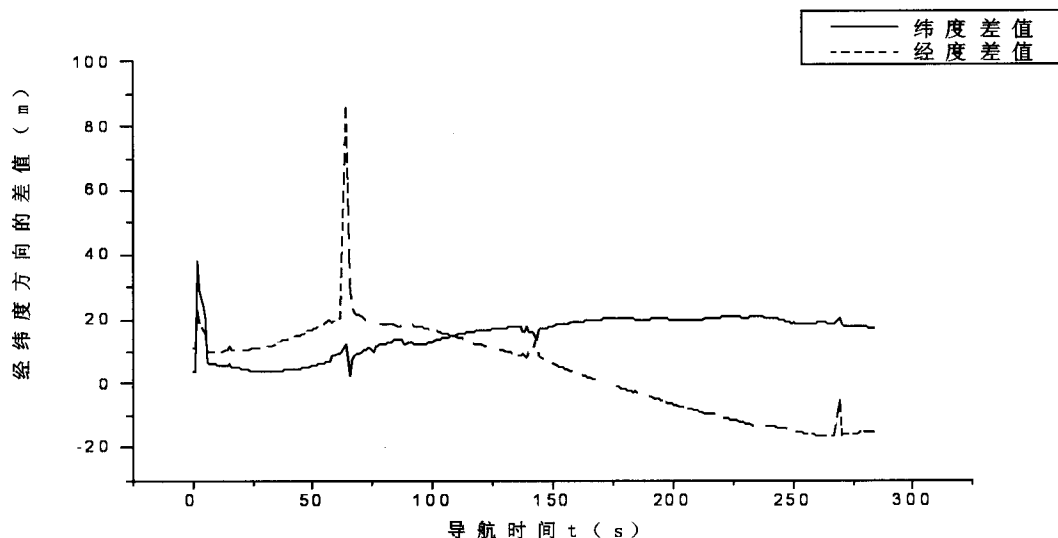


图3 经纬度与GNSS的输出差值

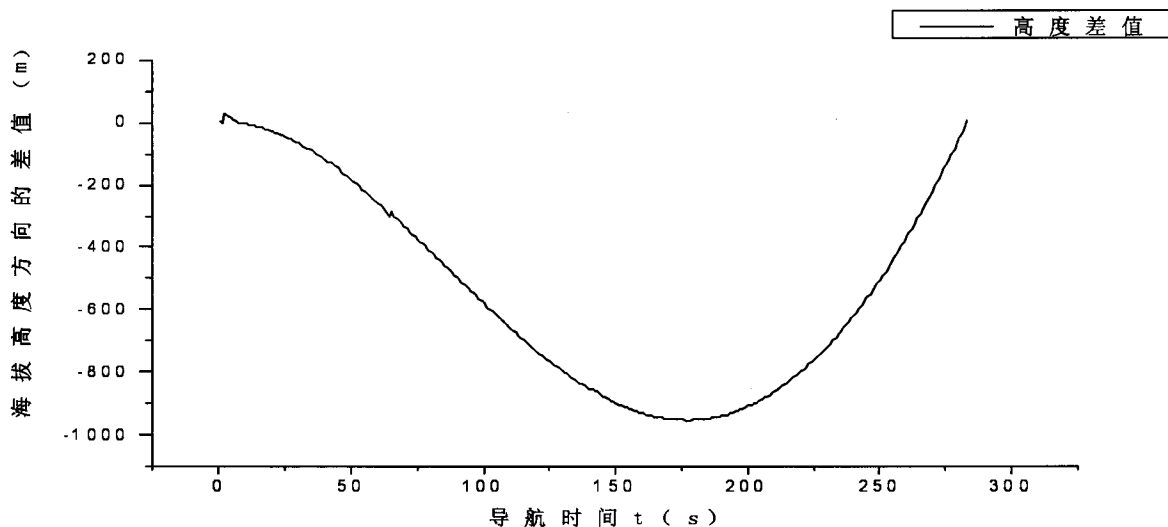


图4 高度与GNSS的输出差值

该算法的不足之处在于,它是在短程弹道导弹飞行数据基础上验证和改进的,整个飞行距离的地球弧面跨度不足 10° ;假如利用远程或洲际弹道导弹的飞行数据进行验证,会不会有新的误差源出现,相关因素是否需要进一步精确计算处理等,都需要进一步分析和试验。

从实战角度讲,弹道导弹改为这种导航方式后,相应的制导、稳定、总体技术也要变化和改进,实现真正的空天一体化飞行和机动进攻还需要其它相关课题做深入研究。

参考文献

- [1] 秦永元,张洪钺,汪叔华.卡尔曼滤波与组合导航原理[M].西北工业大学出版社,2004.
- [2] 陈世年 李连仲 王京武等.导弹与航天丛书 固体弹道导弹系列 控制系统设计[M].北京 中国宇航出版社,2005.
- [3] 秦永元.惯性导航[M].北京 科学出版社,2006.
- [4] 陆元九 等.导弹与航天丛书 液体弹道导弹与运载火箭系列 惯性器件(下)[M].北京 中国宇航出版社,2005.
- [5] David H. Titterton, John L. Weston. Strapdown Inertial Navigation Technology[M].