

基于 GPS 的实时高动态高精度快速定位定姿算法研究

王慧中 *

(中国科学院上海技术物理研究所, 上海, 200083)

GPS 作为二十世纪导航领域的技术革命, 在国际范围内的军事、民用、商用和科学研究方面得到了广泛的应用, 成为全球信息技术的重要方面。其引发的定位、导航和测绘等领域的研究内容、设计方法等一系列新概念经过短短二十年的发展, 已经形成了独立的学科, 并且一定会在二十一世纪的前十年中得到进一步的完善和发展。美国建立 GPS 系统的初衷很大比重是为了军事目的, 其设置也明确分为军用和民用两种级别。随着各国各种用户对这一系统的依赖不断增强, 美国政府也逐渐放宽了其政策的限制, 但 GPS 无疑还是美国全球策略的一颗重要棋子, 也是其对一些国家和地区进行限制的一种手段。由于这一切背景, 我国一直无法获得高度 20 000m 和速度大于 200m/s 的接收机芯片, 这显然影响到 GPS 在我国航空、航天研究上的应用, 所以自主设计和研制高动态、高精度的 GPS 接收机是一件相当紧迫的任务。

目前国际上的 GPS 接收机大部分已经采用 OEM 板集成形式, 接收机结构从最初的单通道序贯时分多路模式发展到多通道并行模式, 从定位技术角度看也从单点定位、载波平滑伪距定位、码差分定位发展到广域差分定位、载波相位定位、载波差分定位等多种方法, 这些算法从整体上来讲解算速度更快, 功能更加强大, 而且其针对性很强, 对于不同应用要求, 可以灵活选择。为了配合国内开发和生产自主的 GPS 接收机硬件设备, 必须同时配备自主开发的接收机数据解算软件。高性能接收机所配备的软

件核心技术难度很大, 已掌握这种技术的国外各公司对此是严格保密的。因此, 研制开发具有自主知识产权的高性能接收机解算软件具有相当重要的现实意义。

直接使用 GPS 接收机处理得到的数据用于卫星定位, 从理论上讲精度是足够的, 但是以下两个方面的原因使我们无法一直使用如此高精度的数据: 第一, 接收机的高功耗使得卫星的能源无法长期供应, 而且接收机的高功耗会造成局部的高温, 这不但给热控系统带来了难题, 而且高温极有可能使接收机内部器件、电路寿命缩短, 导致系统失效; 第二, 接收机本身的使用寿命有限, 如果能尽量缩短 GPS 接收机的工作时间, 无疑给接收机的长寿命提供了保证, 也有利于整星的长寿命。因此比较合适的工作方式就是开机一段时间后, 关机数小时以减小能耗。这就是星上需要自主定轨能力的重要原因之一。

航天器的姿态测量目前常用的是各种敏感器以及惯性元件。随着小卫星技术的发展, 研究小而轻又能达到精度要求的姿态测量系统是一项十分迫切的任务。使用 GPS 就是一个很有前景的解决方法, 通过精确定位在航天器上的三个天线接受 GPS 信息, 并从中解算得到载体的姿态。这比传统的做法重量轻, 成本也更低, 并且性能依然可以得到保证。

1 相关 GPS 数据确定卫星轨道

GPS 作为一种发展了二十多年的技术, 其

* 2000 级硕士研究生

研究手段已经相当成熟,应用的领域也越来越多,呈多样性发展的趋势。自 1988 年起,美国导航学会 (ION) 每年都举办 GPS 年会,每次都吸引了世界各国各行业的 GPS 专家参会。会上除有涉及美国的 GPS 政策、GPS 系统的现状和将来的发展趋势、GPS 应用的理论和实践、GPS 用户设备和软件开发的最新进展等方面的众多论文发表外,也有世界各国和各地区组织的新的导航系统及其发展情况的介绍,还有各 GPS 软硬件生产厂商新产品的展示。在众多专业技术人员的努力下, GPS 获取数据的精度、稳定性和可靠性都有很大提高。

利用星载 GPS 观测技术进行轨道确定的研究工作,国外开始于 20 世纪 80 年代初期,目前应用相当广泛。比较有代表性的应用平台是 1992 年发射的海洋测高卫星 TOPEX,该卫星配备高动态的星载 GPS 接收机,再利用分布全球的十几个差分站得到的 GPS 卫星双频伪码,采用几何法和动力法相结合的手段,经过严密的事后定轨,TOPEX 卫星定轨的径向精度可达亚分米量级。这充分表明了利用星载 GPS 进行定轨的可行性、精密性和其未来发展的潜力。在高端 GPS 产品的开发中,国外的公司如 JAVAD、Ashtech 等具有较明显的优势。其中 JAVAD 公司开发的 JPSEuro 以及 JGG20 等 OEM 板,其定位数据(含 RTK)和原始数据的输出速率最大可达 20Hz; 1pps 和 N pps 的输出精度可达 20ns; 在 RTK 模式中,热启动首次定位时间小于 10s,可获得 cm 级定位精度。国内对该项定轨技术的起步较晚,虽然目前已经日益得到重视,但由于测量手段的限制,至今尚未形成一个较为系统的研究和应用过程。

GPS 卫星系统开始运行后一直采用 SA 政策,把其提供的数据按精度分为民用(C/A 码)和军用级(P 码),用不同的载波和编码方式发送,并且严格限制 P 码只供军方和特许用户使用。由于两种码的精度相差十倍左右,这一设定严重限制了一般用户对高精度实时定位的要求,研制发展纯民用的全球卫星导航定位系统

的呼声一直很强。迫于压力,美国政府于 2000 年 5 月正式关闭了 SA,经测定,关闭后民用定位也可以达到 10m 量级的精度,时间精度也有所提高,这无疑会减轻用户各种修正和改进措施负担。但是值得注意的是,SA 虽然关闭,但其控制权仍在美国手中,美国可以根据自己需要,随时加以实施。所以,对于应用于卫星导航这样需要高可靠度的项目,仍然有必要设计存在较大误差时定位数据修正的模型,以应付紧急情况。

近年来,我国在 GPS 方面作了很多应用性的研究,但一直处于依赖从国外进口产品和技术被动局面。“八五”、“九五”期间我国开展了高分辨率多维空间信息获取技术的研究,但就目前的研究水平和规模来看,与国外还有一定的差距。

国外于 20 世纪 90 年代初开展 GPS 定姿方面的研究工作,美国 1990 年开始利用全球定位系统(GPS)载波相位观测值进行姿态测量的研究工作,并在 92kg 的雷达标定小卫星(RADCAL)上携带 GPS 接收机 TANS VECTOR 进行姿态测量试验,其观测数据经后处理得到的星载 GPS 姿态精度约为 0.3° 。美国 Draper 实验室目前正在研究将星载 GPS、微陀螺(MIMU)、反力涡轮机和小型微带相位阵列天线的三轴稳定控制系统用于控制小卫星的对地定向上。另外,Texas 仪表公司及 Adroit 系统公司生产的实用 GPS 姿态确定系统在 GPS 载波相位解模糊方面常有某种缺陷,系统数据处理需要用额外天线才能瞬时解整数相位模糊,或者依靠 GPS 星座或用户设备的移动,这样使初始姿态求解推迟。Adroit 系统公司(ASI)为美国海岸警卫队和美国陆军开发出基于 GPS 的定姿技术。ASI 姿态确定利用单时刻的冗余测量值来获得瞬时姿态解,因而不需要初始化或恢复时间。

2 卫星 GPS 数据定位和定姿的技术难点

2.1 高动态环境给 GPS 数据接收带来的问题及解决方案

虽然 GPS 具有许多以往导航定位系统无法比拟的优点,但是与静态、中低动态环境相比,高动态环境使 GPS 信号产生了较大的多普勒频移,给接收机可靠捕获和跟踪信号带来了较大的困难。普通接收机在没有惯导系统速率辅助的条件下很难在高动态环境中可靠地工作。

高动态环境给 GPS 信号接收带来的困难总结起来有以下几个方面:

①高动态使得 GPS 载波信号产生较大的多普勒频移,若使用普通接收机的载波锁相环 PLL (通常用 Costas 环),要想保持锁定,就必须增加环路滤波器的带宽。这样就会使宽带噪声窜入,当噪声电平增大到超过环路门限时,就会导致载波跟踪环失锁。因为载波跟踪提供精确的距离变化率测量导航解,所以一旦失锁,就会丢失距离和距离变化率的估计值。若不增加载波锁相环的环路带宽,则载波多普勒频移常常会超过载波锁相环的捕捉带,无法保证对载波进行连续而可靠的捕获跟踪。

②高动态也使得 GPS 信号的副载波,也就是伪随机码产生动态时延,使得接收机的 DLL 码延时跟踪环容易失锁,而且码跟踪失锁后重新捕获需要很长时间,往往导致导航解发散。

③载波跟踪失锁也会使 50Hz 的调制数据无法正常恢复,相应的卫星星历也就无法获得。

从以上分析来看,解决高动态环境带来的问题,首要研究内容是如何提高在高动态环境中对多普勒频移的了解程度。调研和分析表明,多普勒频移可以通过惯性导航系统来提取,或是通过某些算法进行多普勒频移估计而掌握。

在初期研究中,可采用软件估计的方法来实现多普勒频移信息的获取。

在高动态环境下对多普勒频移估计算法研究开展最早也是最有成绩的是美国 JPL 实验室,该实验室曾研究过以下算法:

①近似最大似然估计 (MLE) 的跟踪与捕获算法,该算法是基于 N 个连续同相和正交采样值来对频率及其时间导数进行估计的。

②采用扩展卡尔曼滤波算法 (EKF),一种使用准最优递推估计接收的相位及频率跟踪算法进行载波跟踪。

③交叉自动频率控制环 (CPAKC),一种估计淹没于噪声中正弦信号频率并具有很好动态性能的简化的准最优算法。

④频率扩展卡尔曼滤波器 (FEKF),先对去除相位影响后的数据进行叉积,再进行低阶次 EKF 的频率估计算法。

在设计高动态 GPS 接收机时可权衡工作门限 (频率失锁概率在 10% 时的信噪比)、不同信噪比时的频率误差、算法复杂程度以及需求特点等因素,选择合适的载波捕获跟踪算法以满足接收机性能和数据处理复杂程度的要求。

对于小卫星系统,在估算精度差别不大的前提下,算法的复杂程度是应当予以考虑的因素,而且航天项目对系统的可靠性要求很高,EKF 滤波算法在这方面有一定的优势,它的结构简单,经过多年应用技术也比较成熟,而且跟踪精度也很高,完全有能力在卫星平台上实现多普勒频移的信息获取。

但是,EKF 滤波算法也存在很明显的问題,就是线性化误差会对滤波器的性能产生很大的影响,要想在国内外已有研究水平的基础上有所突破,就必须在这方面做文章,减小 EKF 算法的线性化误差。

2.2 快速定位算法与自主导航方案

对算法的要求不同是目前星上自主定轨与地面定轨最主要的差别。在地面站上对卫星的测轨算法基本上不受任何软硬件条件的限制,因此地面定轨精度主要是受到测量资料精度、力学模型精度的影响。而星上自主定轨算法则受到了诸多的限制。它比地面算法有更高的实时性要求,而且需要更加稳定可靠。其算法的复杂度和运算量还受到星载设备处理能力的限制。因此卫星自主定轨的精度不仅受到上述两项的限制,在相当大的程度上还受到算法精度的影响。

卫星自主定轨的主要目的是使卫星根据自己获得的测量数据自行确定轨道并进行轨道预

测, 由于星载设备的运算量、存储量等方面的能力有限, 现有的地基的测轨预报方法都无法直接应用到星载系统上。美国 JPL 和 CSR 利用 GPS 观测技术对 TOPEX 卫星定轨的径向精度已经可以达到 3cm, 但这是事后地面处理的结果, 实时星上是无法达到如此精度的。这就要求根据卫星及其轨道的具体特点做大量的分析、研究工作, 在保证测轨和预报一段时间内仍能满足所需的定轨精度要求的前提下, 尽可能缩减轨道测定、改进和预报软件的程序量和运算量。

星上自主测轨预报流程主要包含一个从测量数据到轨道根数的测轨过程和一个从测轨根数外推到指定时刻的卫星位置、速度数据的预报过程。

轨道改进和预报的精度主要取决于测量数据的精度、力学模型的精度以及算法模型的精度。在测量数据精度已经确定的情况下, 模型的简化就包括两个方面: 一是力学模型的简化, 即摄动计算过程的简化; 二是算法模型的简化, 即轨道改进过程的简化。

传统的摄动计算方法主要有分析方法和数值方法两大类, 数值方法采用高精度的力学模型和数值积分的方法, 在测量资料精度较高时可以得到较理想的定轨精度, 但数值方法的程序量庞大, 耗费的计算时间长。常用的分析方法一般只考虑一阶解, 定轨精度受到限制, 如果考虑到高阶解, 其程序量也将相当大。而卫星的自主定轨软件受星载处理设备的运算量、储存量的限制, 这使得无论数值方法还是程序相对较小的分析方法都无法直接应用于卫星。仅仅是考虑一阶分析摄动的完整程序的代码长度就在数百 K 字节的数量级, 而按照国内现有的技术水平, 分配给轨道计算的存储器容量均在几十 K 字节。这就要求根据卫星及其轨道的具体特点, 从力学模型入手, 做大量的简化工作, 当然同时还要保证测轨和预报的精度始终在容差允许范围内。

摄动计算简化的原则就是必须考虑到在所需的外推时间段内可能扩散至超出精度要求的

所有摄动, 而将对精度影响不大的摄动部分略去。目前已发射和研制中的小卫星大都采用近地近圆轨道(轨道高度 600km ~ 1500km, 轨道偏心率 0.001 左右)。针对这一类轨道, 初步制定了以下简化方案。

首先, 简化计算主要采用一阶分析摄动理论, 即在计算摄动时考虑到所有的一阶摄动项 (10^{-3} 量级, 包括长期项、长周期项和短周期项) 和二阶长期项 (10^{-6} 量级), 而忽略二阶以上的短周期项 (10^{-6} 量级) 和三阶以上的长期项 (10^{-9} 量级)。对于近地近圆轨道的卫星, 其一阶摄动项是由地球扁率引起的, 二阶摄动主要由地球形状(带谐项和田谐项)、大气阻力、日月引力、太阳辐射压力等引起的。

简化过程就是根据卫星及轨道的具体特点, 使得简化后的轨道改进、摄动计算及预报基本上仍然能够达到一阶分析摄动的精度。根据卫星功能的要求, 略去小于 10^{-5} 量级的各种摄动因素的影响, 定轨精度也大于 1×10^{-5} , 预报 200min 的误差为 10^{-4} 量级, 对于低轨道卫星约合 400m ~ 500m。这一数据是根据 SA 政策关闭之前的研究获得的, 现在 SA 政策已经取消, 初始定位数据的精度大大提高。在本课题中还将对力学模型的简化方法做进一步分析, 使其更符合近地近圆轨道的特点。这样, 预报时段的误差或者说连续保持容差范围内的预报时间长度都可以得到进一步的改善。

2.3 姿态确定方法的研究

GPS 测姿利用 GPS 信号的载波相位干涉原理, 测出两个近距天线之间信号到达时间差。利用这些时间差, 可以确定出哪一个天线更靠近 GPS 星座中每一颗卫星。利用相位差可计算出每一颗 GPS 卫星及天线基线之间的角度。然后将这一角度与每颗 GPS 卫星以及测姿系统的位置结合起来, 就可以计算出基线姿态。

GPS 姿态确定由载波相位干涉测量来完成, 从几个天线取出来自至少两颗卫星的相位测量值, 并进行比较计算出姿态。由于相位干

涉测量只能获得载波相位不足一周期的相位差值,所以在这一差值得到后, GPS 姿态确定的关键问题就是如何解算出整周模糊度,即一对 GPS 天线之间能嵌入的未知整载波周期数目。

通过分析载波相位确定载体姿态有单差和双差两种算法,目前的 GPS 姿态测量系统,其硬件多采用多个天线共用一个时钟基准的方式,软件采用相位单差观测方程,若有 n 个天线,观测 m 颗卫星,则有 $(n-1)m$ 个相位单差方程,而双差观测方程在站间单差的基础上,需选取基星后,再与其它卫星组成双差,形成 $(n-1)(m-1)$ 相位双差方程。单差无需考虑基星变换,在程序实现上比双差容易得多,而且解的强度也要比双差高。由于我们没有共用同一时钟多天线的 GPS 接收机,因此只能采用 3 台常规的 GPS 接收机,如果仍采用单差算法,各接收机之间的时钟偏差所带来的误差将无法接受,所以拟采用相位双差模型解算姿态。在后续的研究中,如果设备条件允许,可以在公用时钟的基础上,再进行单差法解算的试验。

因为相位测量只能测定其不足一个波长的部分,必然存在着整周不确定的问题。快速准确地解算整周模糊度是 GPS 载波相位姿态测量的关键。特别是应用于航天器姿态控制这样高动态的环境下,快速确定整周模糊度就显得更加重要,这也是 GPS 测姿的难点所在。国外 3DF ADU 的 GPS 姿态测量虽然实时性较好,但在初始时刻以及周跳发生时,需要用 $1s \sim 2s$ 的时间来确定其整周模糊数,因此不适合很高动态载体。

近几年出现了许多解算模糊度的方法,适合于静态定位典型的有 FARA 方法;适合于动态定位的方法又称为 OTF 方法,诸如双频伪距法、模糊度函数法 AFM、最小二乘搜索方法、LAMBDA 方法等。其中, LAMBDA 方法更有效。LAMBDA 方法主要特点是利用高斯整数变换即 Z 变换来构造搜索范围。但是,在快速定位中,如果当前观测数据不足以确定模糊度,就需要增加观测数据。这时, LAMBDA 方法就

要用已有的观测方程系数和新增加的观测方程系数来重新计算模糊度参数的协方差矩阵,然后再构造新的 Z 变换矩阵和搜索范围。如果观测方程个数比较多,并且要重复多次时,重新计算模糊度参数的协方差矩阵的计算量就特别大,费时,从而影响求解模糊度速度和工作的快速进行。为此,本文将提出一种新的快速模糊度求解方法。

经过各种方案的比较,设计中初步选定了 LAMBDA 方法。但是针对 LAMBDA 算法存在的问题,研究将在其基础上,提出新的整周模糊度快速求解算法。若解算整周模糊度满足显著性检验 (Ratio) 的门限值和序列有效性 (OVT) 检验,则作为确定性参数,此时状态向量中只有姿态参数和其速度项。而当模糊度难以确定,需要增加观测值时,不需要使用新旧观测值一并计算,而仅需补充由新观测值引起的残差变化量。相比 LAMBDA 算法,这样设计减少了计算时间,节省了存贮空间,从而提高了模糊度搜索的速度和可靠性。另外在软件设计时,还要充分考虑航天器的特殊性,针对卫星变化、周跳和粗差频繁发生的情况着重编制卫星变化模块,在周跳和粗差处理上,利用验后残差进行粗差判定的方法。

3 快速定位和定姿技术应用前景

GPS 定位技术的推广和发展是相当快的,我国在这方面起步较晚,现在市场主要被国外的产品占领。如果能够根据用户的需要开发一系列卫星导航数据接受和分析技术,一定会有很好的市场前景。

在军用方面,无论是飞机与航天器的导航跟踪所要求的高动态定位,还是实现“精确打击”所需要的精确定位, GPS 都无疑是目前最理想的解决方案,而且这方面的产品很难通过引进来获得,自主开发是必然的途径。民用方面,这一技术更是有广泛的应用前景。现代的城市规划和车辆管理、地质考察与勘测、精细农业管理、人员救生一直到建立完整的大型

的 GIS 数据库, 如果有 GPS 作为技术基础, 都可以做到事半功倍。

我国目前用陀螺、红外地球敏感器(简称红外)和太阳敏感器构成卫星的姿态测系统。陀螺和红外敏感器的可靠性关系到系统的成败。为了提高系统可靠性, 在原系统测量部件基础上增加全能姿态敏感器 GPS, 作为卫星高精度自主姿态确定系统的备份。这样, 当原系统测量部件出故障而失去姿态基准时, 姿态测系统可切换到 GPS 定姿, 进行全姿态捕获, 重建正常运行姿态。

小型和微小卫星可采用陀螺和 GPS 全能姿态敏感器组成最小定姿系统, 以降低研制成本和缩短研制周期。其中, 从惯性系统中可以引入 GPS 姿态测量的初值, 利用 GPS 定姿结果又可以约束陀螺漂移带来的误差增长。陀螺有漂移问题, GPS 接收机有失锁和模糊解问题, 而陀螺和 GPS 可互补各自不足。若陀螺故障, 通过 GPS 姿态信息获得三轴姿态角速度而代替陀螺。

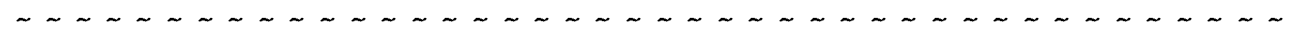
GPS 定姿接收机不像红外那样受扫描范围的限制, 没有视场和黑夜的限制, 也没有陀螺漂移的问题, 并且重量轻, 功耗小。它与太阳敏感器、红外和陀螺以及星上轨道计算部件组合在一起, 将具有更优良的技术性能指标和更高的可靠性。

最新趋势已明朗, GPS 定姿很可能成为国内外中高精度、高可靠卫星星载定姿系统的典型构型, 作为相对导航和定姿的标准化航天技术, 将在小型和微小型等卫星上得到广泛应用。

GPS 完全可以成为标准化定姿敏感器, 应加以充分重视。

参考文献

- [1] Roger C. Hayward, Demoz Gebre-Egziabher, J. David Powell, GPS-BASED ATTITUDE FOR AIRCRAFT, Department of Aeronautics & Astronautics, Stanford University, Stanford, CA94305.
- [2] Gang Lu, Development of a GPS Multi-Antenna System for Attitude Determination, Department of Geomatics Engineering, The University of Calgary, PhD Thesis, 1995. 1.
- [3] G. Lachapelle, G.Lu, Dynamic GPS Attitude Performance Using INS/GPS Reference, Presented at ION GPS'94, Salt Lake City, September 21-23, 1994.
- [4] ION GPS'2000, Session D1 and Session F5.
- [5] M. J. Unwin, M. K. Oldfield, S. Purivigraipong, ORBITAL DEMONSTRATION OF A NEW SPACE GPS RECEIVER FOR ORBIT AND ATTITUDE DETERMINATION, Surrey Space Centre, University of Surrey, Guildford, Surrey, UK.
- [6] Teunissen PJG., The least-squares ambiguity decorrelation adjustment: a method for fast GPS integer ambiguity estimation [j]., Journal of Geodesy, 1995, 70(1) : 65-82.
- [7] Joon. G. P., et, The Enhancement of INS Alignment Using GPS Measurement, PLANS'98: 534-539.
- [8] 文援兰, 王威, 刘新跃, 星载 GPS 几何法实时定轨有关问题的研究, 中国空间科学技术, 2001. 4.
- [9] 荆武兴, 崔乃刚, 巨涛, 基于高动态 GPS 接收机输出数据的卫星自主导航, 中国空间科学技术, 2000. 12.
- [10] Geoffrey Hazel, Stacey Smith, 瞬时 GPS 测姿试验: 解周期模糊度, 飞行器测控技术, 1997. 1.



简 讯

日本制成量子霍耳远红外光电探测器

人们获知调制掺杂 AlGaAs/GaAs 异质结具有探测远红外辐射的能力已经差不多有 20 年了, 但是将这项技术发展成一种窄带可调的高灵敏度光电探测器还只是最近的事。日本东京大学的研究人员最近制作了一

种叫做量子霍耳光电探测器的器件。经过测试评价, 他们发现, 在同样的温度下, 该器件的响应率是商售测辐射热计的 1 000 倍。

当研究人员将淀积在蓝宝石平板上的 NiCr 薄膜加热器用作一种可控制的远红外光源时, 发现在 4.2K 下该探测器的响应率高达 1.1×10^7 V/W, 而探测率高达 4.0×10^{13} cm.Hz^{1/2}/W。

□ 高国龙