

高轨飞行器主动段双向测控陆基导航方案

孙立达, 叶翔, 温渊, 刘伟, 张丹丹

(上海卫星工程研究所, 上海 201109)

摘要: 高轨飞行器主动段飞行过程中, 倒置 GPS 导航等传统陆基导航方案存在资源需求高、导航精度差等问题。研究了地天地双向测控(TT&C)陆基导航方案和天地天双向测控陆基导航方案, 建立了时序分析模型, 阐述了天地天双向测控陆基导航方案的定位数据使用延迟约为地天地双向测控陆基导航方案的 1/2。通过理论分析推导和仿真验证, 对比了不同陆基导航方案的资源需求、导航精度及位置速度准确度。结果表明: 双向测控陆基导航方案相比传统陆基导航方案对地面站资源需求少, 导航精度高, 且天地天双向测控陆基导航方案的位置速度准确度更高。

关键词: 高轨飞行器; 地天地双向测控陆基导航; 天地天双向测控陆基导航; 定位数据使用延迟; 导航精度和准确度

中图分类号: TN 927; V 448

文献标志码: A

DOI: 10.19328/j.cnki.2096-8655.2021.02.008

Bidirectional TT&C Ground-Based Navigation Schemes for High-Orbit Aircrafts in Boost Phase

SUN Lida, YE Xiang, WEN Yuan, LIU Wei, ZHANG Dandan

(Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109, China)

Abstract: In order to solve the problems of high resource demand and poor navigation precision in traditional ground-based navigation schemes such as inverse-global positioning system (GPS) during geostationary orbit (GEO) or geostationary transfer orbit (GTO) powered phase, the ground-space-ground bidirectional telemetry tracking and command (TT&C) navigation scheme and the space-ground-space bidirectional TT&C navigation scheme are studied, and a time series analysis model is established. It is demonstrated that the delay of positioning data in the space-ground-space bidirectional TT&C navigation scheme is about half of that in the ground-space-ground bidirectional TT&C navigation scheme. Through theoretical analysis and simulation verification, the resource demand and navigation precision and accuracy of different ground-based navigation schemes are compared. The results show that bidirectional TT&C ground-based navigation schemes require less ground station resources and have higher navigation precision. Moreover, the space-ground-space bidirectional TT&C navigation scheme shows higher navigation accuracy.

Key words: high-orbit aircraft; ground-space-ground bidirectional telemetry tracking and command (TT&C) ground-based navigation; space-ground-space bidirectional TT&C ground-based navigation; positioning data delay; navigation precision and accuracy

0 引言

飞行器导航方案有很多, 常见的有天文导航方案(利用天体基准导航)^[1]、惯性导航方案(利用自身惯性导航)^[2]和无线电导航方案(利用无线电信号导航)。无线电导航又可分为天基导航和陆基导航两

类。天基导航主要是指通过全球定位系统(GPS)等导航卫星获取定位数据进行导航, 其主要适用于 3 000 km 以下的低轨飞行器^[3-7]。而高轨飞行器(高轨火箭等)主动段速度快、轨道高, 受制于导航星数、信号强度、卫地几何构型等因素, 天基导航精度

收稿日期: 2020-08-04; 修回日期: 2020-09-23

作者简介: 孙立达(1989—), 男, 硕士研究生, 工程师, 主要研究方向为卫星测控与数传技术。

差,因此,需要陆基导航发挥作用。目前传统的陆基导航为倒置 GPS 导航,但精度不高,且需要 4 站才能定位导航,使用受限,亟需开展其他陆基导航研究。

现有文献中的导航方案,几乎均未完整阐述其他陆基导航的实施方案和针对高轨飞行器主动段提高定位精度的实现方法。文献[8]阐述了陆基导航的发展和应用。文献[9-10]提出了一种天基、陆基和捷联惯性的组合导航方案。文献[11-12]阐述了陆基导航中倒置 GPS 导航的工作原理。文献[13-14]分析了 3 站定位和 4 站定位的精度,但均未分析定位数据的使用延迟和具体应用条件。针对上述背景,本文对高轨飞行器主动段陆基导航进行研究。

1 传统陆基导航

陆基导航系统是指在地面布设多个站,采用多站测量方式的定位导航系统。最常见的陆基导航方式为倒置 GPS 导航,其示意图如图 1 所示。

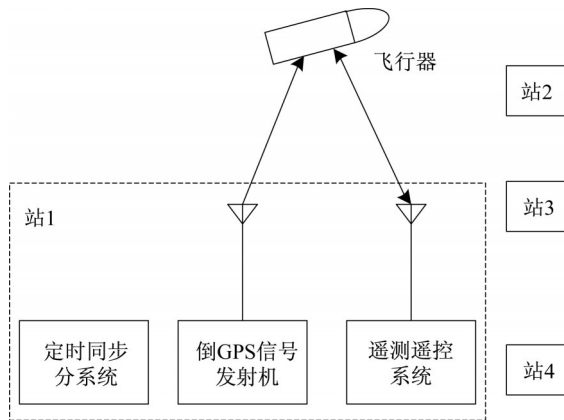


图 1 倒置 GPS 导航示意图

Fig.1 Principle of inverted GPS navigation

倒置 GPS 导航与 GPS 导航原理类似,将 GPS 系统的接收机看作被测目标,4 颗导航星看作 4 个地面站。由 4 个地面站发射时间信号,被测目标分别测量信号从地面站到被测目标的传播时间,获得距离,并联合多个距离方程,解算出自身的三维位置和速度,从而利用该位置速度修正轨道,实现导航。

与天基导航比较,倒置 GPS 导航的地面部分成本低,灵活性大,便于隐蔽,且地面站站址可以精确确定,事先装订到接收机内或插在导航电文中传送

给飞行器,省掉天基导航中根据导航电文解算导航星实时位置的计算,实现较容易。地面站间共用时钟,易实现高精度时钟同步,时间同步精度可以达到微秒量级以上^[15]。

针对高轨飞行器主动段的导航任务,尽管倒置 GPS 系统相比天基导航具有优势,但其至少需要 4 站才能进行定位导航,资源需求高,亟需其他陆基导航作为补充。双向测控陆基导航即是与倒置 GPS 完全不同的陆基导航方式,其通过双向测量获得距离,只需 3 站即可定位,且导航精度高。

2 双向测控陆基导航

根据转发功能是在地面站还是飞行器实现来划分,双向测控陆基导航有两种实现方式:地天地双向测控导航和天地天双向测控导航。地天地双向测控导航适用于目前测控地面站和飞行器应答的工作方式,天地天双向测控将地面站和飞行器应答机的功能对调。

2.1 地天地双向测控导航

2.1.1 基本原理

地天地双向测控导航是地面发信号到飞行器,经飞行器转发再传回地面实现双向测控,地面站解算出定位数据并将其传回飞行器用于导航。

以扩频非相干测量为例,其原理框图如图 2 所示。

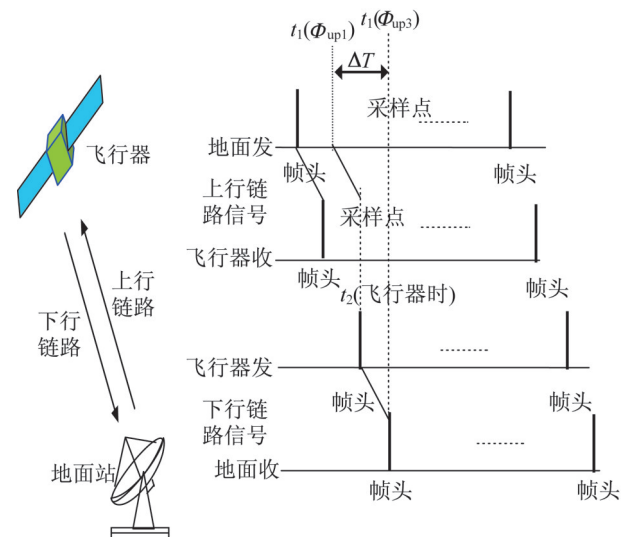


图 2 地天地双向测控导航原理框图

Fig.2 Principle of the ground-space-ground bidirectional TT&C navigation scheme

地面站使用高精度时钟,将上行测量帧发送到飞行器;飞行器接收到上行帧后解扩、解调和帧同步^[16],再利用自身形成的下行测量帧同步头对收到的上行帧采样,提取接收码相位 Φ_{up1} 和飞行器上时间,并采样上行伪多普勒值等测量信息,将这些信息放入下行测量帧送至地面。

地面接收到下行帧后,利用解调出的下行帧同步头对自身形成的上行测量帧采样,提取发射码相位 Φ_{up2} 和地面时间,并采样下行多普勒值等测量信息。

地面对飞行器传来的 Φ_{up1} 、伪多普勒、飞行器上时间和地面测得的 Φ_{up2} 、伪多普勒、地面时间进行计算求得距离速度。令 R_{PN} 为伪码速率, $\sigma_g(t)$ 为地面时钟误差函数,则可得双向传输时延 $\Delta\tau$,乘以光速 c 即可得到双向路程。同时由于地面时钟采用的是原子钟,短稳指标比较高,测量标志往返时间又比较短(小于0.5 s),所以测量过程中的时钟不稳定性可以忽略不计,可得

$$\Delta\tau = t_3 - t_1 = \frac{\Phi_{up2} - \Phi_{up1}}{R_{PN}(1 + \sigma_g(t))} \approx \frac{\Phi_{up2} - \Phi_{up1}}{R_{PN}} \quad (1)$$

$$L = \Delta\tau c \approx \frac{(\Phi_{up2} - \Phi_{up1})c}{R_{PN}} \quad (2)$$

式中: L 为双程距离,常规情况下,默认上行距离和下行距离相同,可得单程距离为

$$R_{up}(t_B) = R_{down}(t_2) = \frac{1}{2} \Delta\tau c = \frac{(\Phi_{up2} - \Phi_{up1})c}{2R_{PN}} \quad (3)$$

地面中心站根据多个地面站建立距离方程组解算得到飞行器定位数据,根据多普勒测量信息得到定速数据,并将该定位定速数据及下行帧中解调出的下行采样时刻(即测距时刻)组帧至下一个上行测量帧。应答机解调出该上行帧数据后,在飞行器上数管计算机——中央终端单元(CTU)的秒脉冲到达时刻,将定位定速数据和下行采样时刻传至CTU。CTU根据该位置速度和估算的上注延迟,进行当前时刻位置速度的推算补偿,并将补偿后的位置速度与其他方式(如惯导、倒置GPS导航)得到的位置速度根据精度进行加权处理,从而得到精确的飞行器位置和速度,修正当前轨道,实现组合导航。

2.1.2 定位数据使用延迟

飞行器下行采样时刻对应的定位定速数据传

至CTU利用,历经时间延迟,在CTU进行组合导航时(一般为CTU整秒时刻采样位置速度)需估算出该延迟,以便推算出实时的飞行器位置和速度。由于飞行器收发信号时刻与CTU整秒时刻存在节拍随机性,因此,使用延迟存在最大/最小值。

1) 使用延迟最大值。

地天地双向测控导航数据使用延迟最大值时序分析模型如图3所示。飞行器应答机收时刻恰好在整秒时刻之后时,使用延迟最大。

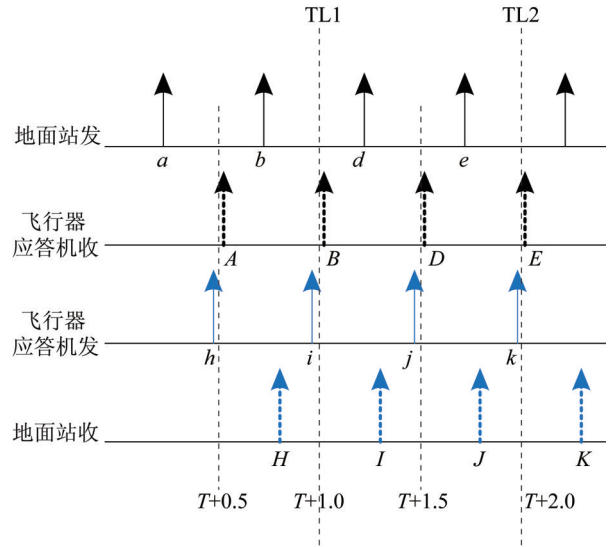


图3 地天地双向测控导航数据使用延迟最大值时序分析模型

Fig.3 Time series analysis model for the maximum delay of ground-space-ground bidirectional TT&C navigation scheme

TL2是CTU送出的秒脉冲采样时,此时的应答机缓存区的定位定速数据为应答机D时刻接收的地面上行帧d发出的信息,即地面H时刻接收的应答机发下行h时刻的飞行器位置和速度。从应答机h时刻发出下行帧到TL2时刻定位定速数据被CTU利用来组合导航,时间延迟为

$$hH + Hd + dD + D_{TL2} \quad (4)$$

式中: hH 为下行帧传输时延; dD 为上行帧传输时延,存在 $hH \approx dD = R/c$; R 为地面上注站与飞行器的距离; Hd 为地面组帧及上行帧发出前等待时延,最大为帧频0.5 s; D_{TL2} 为应答机缓存区数据等待CTU整秒采样的时延,应答机缓存区更新频率与帧频一致,约为0.5 s,即 D_{TL2} 最大为0.5 s。因此,定位数据使用延迟最大为 $1 + 2R/c$ 。

2) 使用延迟最小值。

地天地双向测控导航数据使用延迟最小值时序分析模型如图 4 所示。飞行器应答机收时刻恰好在整秒时刻之前时,使用延迟最小。

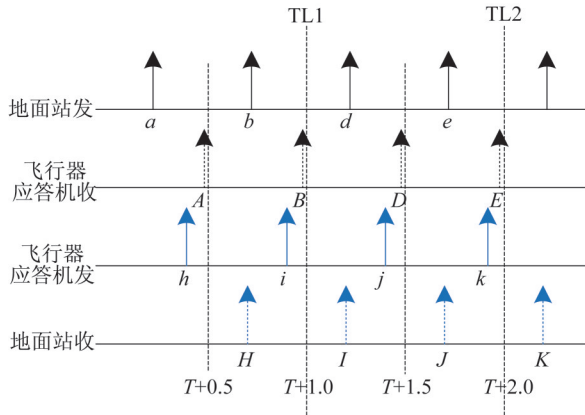


图 4 地天地双向测控导航数据使用延迟最小值时序分析模型

Fig.4 Time series analysis model for the minimum delay of ground-space-ground bidirectional TT&C navigation scheme

TL2 是 CTU 送出的秒脉冲采样时,此时的应答机缓存区的定位定速数据为应答机 E 时刻接收的地面上行帧 e 发出的信息。即地面 J 时刻接收的应答机发下行 j 时刻的飞行器位置和速度。从应答机 j 时刻发出下行帧到 TL2 时刻定位定速数据被 CTU 利用来组合导航,时间延迟为

$$jJ + Je + eE + E_TL2 \quad (5)$$

式中: jJ 为下行帧传输时延; eE 为上行帧传输时延,存在 $jJ \approx eE = R/c$; Je 为地面组帧及上行帧发出前等待时延,最小约为 0 s; E_TL2 为应答机缓存区数据等待 CTU 采样的时延,若缓存区刚更新就被 CTU 整秒采样,则最小约为 0 s。因此,定位数据使用延迟最小为 $2R/c$ 。

综上,定位数据使用延迟时间范围为 $(2R/c, 1 + 2R/c)$ 。

2.2 天地天双向测控导航

2.2.1 基本原理

天地天双向测控导航即是飞行器发信号到地面站,经地面站转发再传回飞行器实现双向测控,飞行器解算出定位数据用于导航,原理框图如图 5 所示。

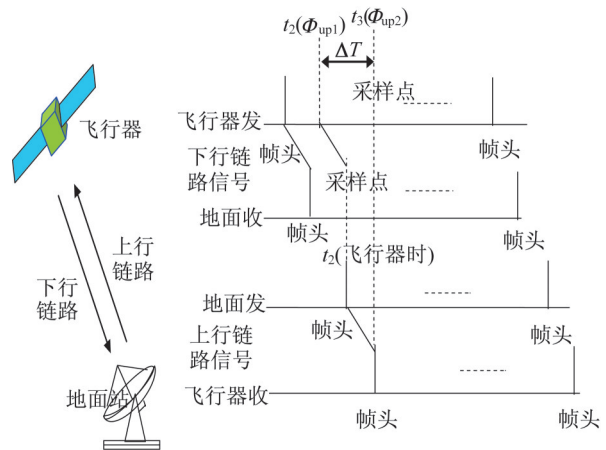


图 5 天地天双向测控导航原理框图

Fig.5 Principle of the space-ground-space bidirectional TT&C navigation scheme

飞行器使用高精度时钟,将下行测量帧发送到地面站。地面站接收到下行帧后,利用自身形成的上行帧同步头对收到的下行帧采样,提取接收码相位 Φ_{up1} 和地面站时间,并采样下行多普勒值等测量信息,将这些信息实时放入上行测量帧发送至飞行器。

飞行器接收到上行测量帧后,利用提取的上行帧同步头对自身形成的下行测量帧采样,提取发射码相位 Φ_{up2} 和飞行器时间,并采样上行多普勒值等测量信息。

与地天地双向测控类似,飞行器建立距离方程组解算得到定位数据,根据多普勒得到定速数据,在 CTU 的秒脉冲来临时刻,将定位定速数据和地面时间采样值传至 CTU。CTU 根据该位置速度和估算的上注延迟,进行位置速度的推算补偿,并与其他方式实现组合导航。

2.2.2 定位数据使用延迟

地面站上行采样时刻对应的飞行器定位定速数据传至 CTU 利用,历经时间延迟,在 CTU 进行组合导航时(一般为 CTU 整秒时刻采样位置速度)需估算出该延迟,以便推算出实时的飞行器位置和速度。由于飞行器收发信号时刻与 CTU 整秒时刻存在节拍随机性,因此,使用延迟存在最大/最小值。

1) 使用延迟最大值。

天地天双向测控导航数据使用延迟最大值时序分析模型如图 6 所示。飞行器应答机收时刻恰好

在整秒时刻之后时,使用延迟最大。

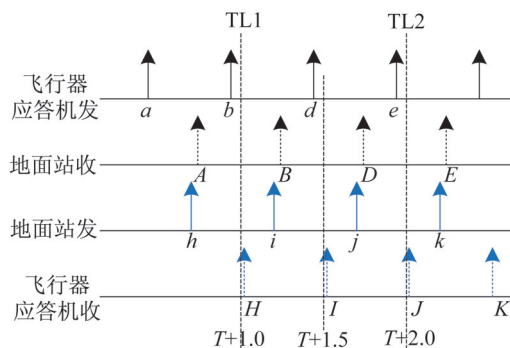


图6 天地天双向测控导航数据使用延迟最大值时序分析模型

Fig.6 Time series analysis model for the maximum delay of the space-ground-space bidirectional TT&C navigation scheme

TL2是CTU送出的秒脉冲采样时,此时的应答机缓存区的定位定速数据为应答机I时刻接收的地面上行帧*i*发出时刻的飞行器位置和速度。从地面站*i*时刻发出上行帧到TL2时刻定位定速数据被CTU利用来组合导航,最大时间延迟为

$$iI + I_{TL2} \quad (6)$$

式中: iI 为上行帧传输时延,存在 $iI = R/c$; I_{TL2} 为应答机解算和缓存区数据等待CTU采样的时延,应答机缓存区更新频率与帧频一致,约为0.5 s,即 I_{TL2} 最大为0.5 s。因此,定位数据使用延迟最大为 $0.5 + R/c$ 。

2) 使用延迟最小值

天地天双向测控导航数据使用延迟最小值时序分析模型如图7所示。飞行器应答机收时刻恰好在整秒时刻之前时,使用延迟最小。

TL2是CTU送出的秒脉冲采样时,此时的应答机缓存区的定位定速数据为应答机J时刻接收的地面上行帧*j*发出时刻的飞行器位置和速度。从地面站*j*时刻发出上行帧到TL2时刻定位定速数据被CTU利用来组合导航,最小时间延迟为

$$jJ + J_{TL2} \quad (7)$$

式中: jJ 为上行帧传输时延,存在 $jJ = R/c$; J_{TL2} 为应答机解算和缓存区数据等待CTU采样的时延,若缓存区刚更新就被CTU采样,则 J_{TL2} 最小为0 s。因此,定位数据使用延迟最小为 R/c 。

综上,定位数据使用延迟时间范围为 $(R/c, 0.5 + R/c)$ 。

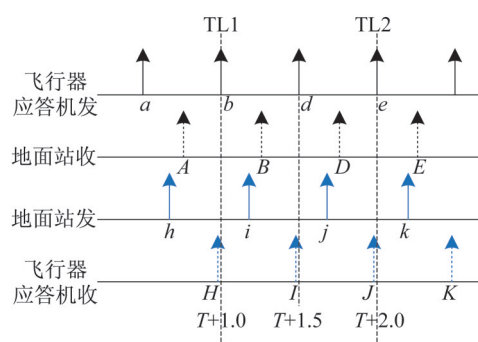


图7 天地天双向测控导航数据使用延迟最小值时序分析模型

Fig.7 Time series analysis model for the minimum delay of the space-ground-space bidirectional TT&C navigation scheme

2.3 应用条件分析

1) 地天地为地面站解算出定位定速数据再上传,天地天是飞行器解算出定位定速数据。

2) 地天地测量解算得出的是飞行器发出下行帧时刻对应的飞行器位置和速度,天地天测量解算得出的是地面发出上行帧时刻对应的飞行器位置和速度。

3) 地天地定位数据使用延迟大,天地天定位数据使用延迟小,同样条件下,天地天定位数据使用延迟约为地天地的1/2。

4) 地天地要求地面站使用高精度时钟,保证地面站收发间隔内时钟稳定性好,天地天要求飞行器采用高精度时钟,保证飞行器收发间隔内时钟稳定性好。

3 对比与分析

3.1 资源需求对比

地天地和天地天双向测控导航,虽然收发形式不同,但原理一致,精度一致。下文将两者统一称作双向测控导航,分析资源需求。

定义地面站坐标为 (X_i, Y_i, Z_i) ,飞行器坐标为 (X_d, Y_d, Z_d) ,飞行器到地面站实际距离为 R_i ,飞行器到地面站测量得到的伪距为 ρ_i , ρ 与 R_i 之间差值为 L ,则各站可分别建立如下距离方程:

$$\sqrt{(X_d - X_i)^2 + (Y_d - Y_i)^2 + (Z_d - Z_i)^2} = \rho_i \quad (8)$$

$$R_i = \rho_i - L$$

式中: (X_d, Y_d, Z_d) 为未知量; ρ_i 为测量量; (X_i, Y_i, Z_i) 为已知量。

1) 双向测控导航。

对于双向测控,以扩频为例,伪距是码相位差值,其测量过程与绝对时间无关,伪距其包括空间实际距离和零值。此时 $L = c\tau$, τ 为测控应答机零值和地面站零值之和。每个地面站在出厂之前,其零值均会调整到某个标准延时附近;而应答机出厂和使用前也要进行零值标定,并在与地面站的测控对接试验中验证应答机和地面站的零值,因此, τ 为已知量。从而方程中共有 (X_d, Y_d, Z_d) 3个未知数,只需3个地面站即可求解,即3站定位便可导航。

2) 倒置GPS导航。

对于倒置GPS导航,伪距 ρ 是信号接收时间与信号发射时间之差乘以真空光速,其中,发射时间通过周内时计算,接收时间直接从GPS接收机时钟上读出,两者均是绝对时间。因此,倒置GPS系统无需考虑零值,只需将零值引起的时延全部折成接收机的钟差 δt_u 这一个未知量,即 $L = \delta t_u$ 。有4个未知数 $(X_d, Y_d, Z_d, \delta t_u)$,需要4个地面站,即需4站定位才能导航。

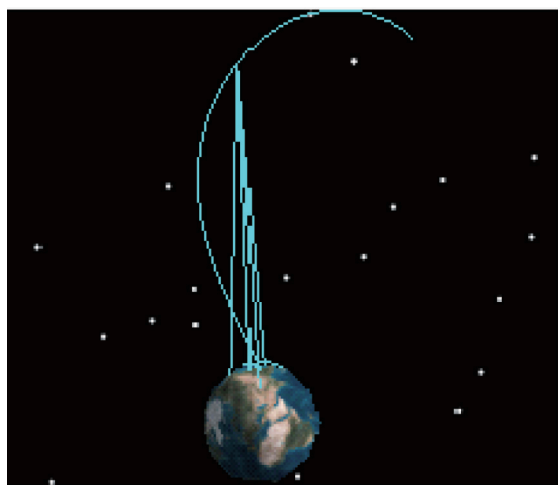
综上,双向测控导航方案相比倒置GPS导航方

案,在需求上少1个地面站,由于地面站布站资源有限,且每个地面站的天线数量有限,因此,双向测控导航方案使用更灵活,更便于推广。

3.2 导航精度对比

定位误差=精度因子(DOP)×测距误差。倒GPS和双向测控的测距误差可做到相同精度,在布站相同的情况下,定位误差主要取决于不同的DOP值。双向测控属于3站定位,倒GPS属于4站定位。参考文献[10]理论分析指出,在相同布站条件下,“至少3站定位”方案的DOP值比“至少4站定位”方案的DOP值要小。如果双向测控方案增加为4个地面站,即是增加了对位置的约束,也提高了 (X_d, Y_d, Z_d) 解算精度,从而提高导航精度。因此,可得出结论,双向测控导航相比倒置GPS导航定位误差小,导航精度高。

分别对倒置GPS导航和双向测控导航的定位精度因子进行仿真。设定飞行器轨道高度为36 000 km地球同步轨道,4个地面站位于喀什、三亚、佳木斯、渭南。STK软件仿真的高轨飞行器主动段轨迹如图8所示。



(a) 主动段三维轨迹



(b) 主动段二维轨迹

图8 高轨飞行器主动段轨迹

Fig.8 High-orbit aircraft track in the boost phase

空间位置精度因子(PDOP)对比如图9所示,高程精度因子(VDOP)对比如图10所示,水平位置精度因子(HDOP)对比如图11所示。仿真表明,高轨飞行器主动段从发射到入轨,随着时间推移,飞行器高度升高后,两种方案的DOP值均产生相同趋势变化,但在相同时刻的坐标点,“双向测控”方案

的PDOP值、VDOP值和HDOP值均为“倒置GPS”方案的1/6至1/7。根据定位误差=DOP值×测距误差,可知相同测距误差条件下,“双向测控”方案的定位误差比“倒置GPS”方案的定位误差要小,从而证明了双向测控导航精度要优于倒置GPS导航精度。

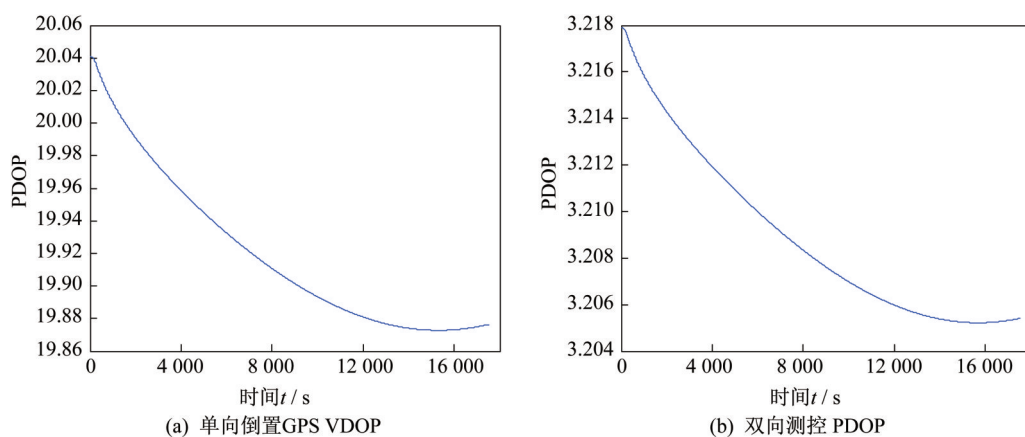


图 9 高轨飞行器主动段倒置 GPS 与双向测控 PDOP 对比

Fig.9 Comparison of the PDOP results obtained by the inverted GPS and bidirectional TT&C ground-based navigation schemes

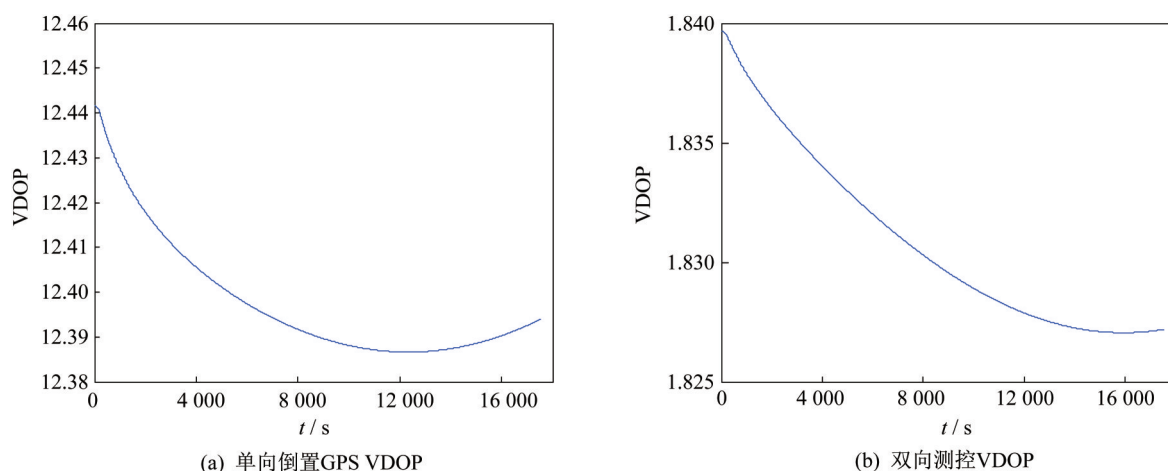


图 10 高轨飞行器主动段倒置 GPS 与双向测控 VDOP 对比

Fig.10 Comparison of the VDOP results obtained by the inverted GPS and bidirectional TT&C ground-based navigation schemes

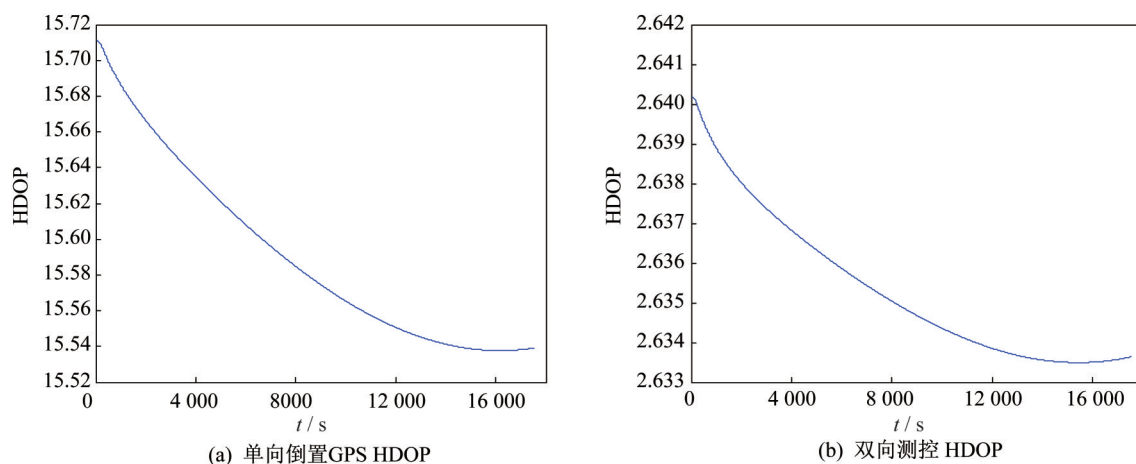


图 11 高轨飞行器主动段倒置 GPS 与双向测控 HDOP 对比

Fig.11 Comparison of the HDOP results obtained by the inverted GPS and bidirectional TT&C ground-based navigation schemes

3.3 位置与速度的准确度对比

精度反映的是测量值与平均值的离散程度,而准确度反映的是测量值与真实值的符合程度。由于定位数据上传使用延迟内,飞行器的位置和速度均在变化,为了使飞行器CTU更准确地根据测量解算的位置速度估算出导航数据接收时刻的飞行器真实位置和速度,需尽可能减少数据使用延迟,使推算补偿的误差最小化。

地天地测量解算得出的是飞行器发出下行帧时刻对应的飞行器位置和速度,天地天测量解算得出的是地面站发出上行帧时刻对应的飞行器位置和速度;地天地定位数据使用延迟大,天地天定位数据使用延迟小,同样条件下,天地天定位数据使用延迟约为地天地的1/2。采用天地天双向测控方案定位数据使用延迟为 $(R/c, 0.5 + R/c)$,仅为地天地双向测控方案数据使用延迟的1/2,由此可知,同样飞行器位置速度变化条件下,天地天双向测控导航推算接收时刻的飞行器真实位置和速度准确度更高。

天地天双向测控导航方案要求飞行器采用高精度时钟,保证飞行器收发间隔内时钟稳定性好。近年来,高精度的星载铷钟、铯钟在轨飞行经历越来越多,经历了充分的空间环境考核,其长期频率稳定性和短期频率稳定性均可达到地面时钟同样的精度水平,可靠性也大大提高。因此,可以展望,未来一定时期内,位置速度准确度低的地天地双向测控导航方案将逐步转向位置速度准确度更高的天地天双向测控导航方案,天地天双向测控陆基导航方案会有更广阔的应用场景。

4 结束语

本文针对高轨飞行器主动段飞行过程,从分析倒置GPS导航方案着手,研究了资源需求少、导航精度高的双向测控陆基导航方案。以地天地双向测控导航方案为基础,提出了天地天双向测控导航方案。首次分析了两种测控导航方案的定位数据使用延迟,并对比了应用条件。最后通过理论推导和仿真验证,在资源需求、导航精度、位置速度准确度等方面,对不同陆基导航方案进行了对比分析:双向测控导航方案对地面站资源需求少,导航精度高。其中,位置速度准确度更高的天地天双向测控导航方案有广阔应用前景,可为陆基导航提供新思

路。但本文未定量分析天地天双向测控导航方案数据使用延迟内位置速度准确度的提高量,因此,后续将进一步细分位置速度的不同变化情况,定量分析数据使用延迟对于位置速度准确度的影响。

参考文献

- [1] 李佳宁,李杨,林海森,等.基于光学/脉冲星的木星探测转移段自主组合导航[J].上海航天,2020,37(4):1-9.
- [2] 邱伟,王立扬,司成,等.SINS/GNSS卡尔曼滤波组合导航技术在运载火箭上应用研究[J].上海航天,2016,33(增刊1):66-70.
- [3] 谢钢.GPS原理与接收机设计[M].北京:电子工业出版社,2011:96-113.
- [4] 刘健,曹冲.全球卫星导航系统发展现状与趋势[J].导航定位学报,2020,8(1):1-8.
- [5] 强明辉,李志龙.北斗卫星导航系统定位精度分析[J].舰船电子工程,2019,39(2):38-40,46.
- [6] 梁尔涛,张伟,施伟璜,等.基于低轨卫星增强的非差高精度导航定位技术与在轨试验验证[J].上海航天,2019,36(1):16-22.
- [7] 李冰,刘蕾,王猛.GEO卫星GNSS导航在轨长期性能验证与分析[J].上海航天,2017,34(4):133-143.
- [8] 李刚,鲜勇,王明海.陆基定位系统发展与应用综述[J].传感器与微系统,2010,29(2):1-4.
- [9] 王勋,王新龙,车欢.一种捷联惯性/GPS/陆基容错复合导航方案设计[J].航空兵器,2015(5):11-17.
- [10] 陈展,王欣.惯性/星光组合导航系统在临近空间高超声速飞行器上的应用研究[J].飞航导弹,2020(4):90-95.
- [11] 王海军,王泽民,李斐.InverseGPS技术在飞行器定位中应用方案分析[J].全球定位系统,2005(2):6-9.
- [12] MORITA J, HASEGAWA T. The inverse gps based positioning system using 2.4 GHz band radio signals: system design and fundamental experiments [C]// 2006 IEEE Intelligent Transportation Systems Conference. Washington D. C., USA: IEEE Press, 2006:788-792.
- [13] 赵建华,金宏.地面站导航定位系统定位方案的选择[J].导弹与航天运载技术,2008(5):11-13.
- [14] 王丹丹,王小军,陈小军,等.陆基导航三站定位与四站定位Pdop值分析[J].航天控制,2009,27(5):15-19.
- [15] 于淼,陈杰,窦丽华,等.一种新的倒GPS基站间的时钟同步方法[J].系统工程与电子技术,2009,31(7):1710-1714.
- [16] 赵江,杨文革,程艳合.异地对接测距方法研究[J].遥测遥控,2014,35(5):67-72.