

## برآورد کمترین مربعات بایاس داده‌های واقعی فاصله‌یابی بین زوج ماهواره GRACE و تولید نسخه جدیدی برای فایل‌های KBRL1B-X براساس مشاهدات GPS

حسن هاشمی فراهانی<sup>۱</sup> و علیرضا آردلان<sup>۲\*</sup>

<sup>۱</sup> دانشجوی دکتری ژئودزی، گروه مهندسی نقشه‌برداری، قطب مهندسی نقشه‌برداری و مقابله با سوانح طبیعی، پردیس دانشکده‌های فنی، دانشگاه تهران، ایران  
<sup>۲</sup> دانشیار گروه مهندسی نقشه‌برداری، قطب مهندسی نقشه‌برداری و مقابله با سوانح طبیعی، پردیس دانشکده‌های فنی، دانشگاه تهران، ایران

(دریافت: ۸۵/۱۲/۷، پذیرش نهایی: ۸۷/۷/۲)

### چکیده

یکی از کمیت‌های مشاهداتی مهم در مأموریت گرانی‌سنجی ماهواره‌های GRACE تصویر اختلاف شتاب جاذبه بین زوج ماهواره گرانی‌سنجی GRACE-1 و GRACE-2 بر امتداد واصل بین دو ماهواره است. به‌کارگیری این کمیت مشاهداتی در حکم مقدار مرزی در مدل‌سازی محلی و منطقه‌ای میدان گرانی زمین، اطلاعات ارزشمندی را به منظور برآورد صحیح طول‌موج‌های کوتاه تا متوسط میدان جاذبه زمین به دست می‌دهد. یکی از پارامترهایی که به منظور تولید این داده‌های واقعی مأموریت گرانی‌سنجی ماهواره‌های GRACE نیاز است، "فاصله بین دو ماهواره"  $\rho$  است که می‌توان مقدار بایاس دار آن  $\rho_0$  را در هر لحظه مشاهداتی، در مجموعه فایل‌هایی موسوم به KBRL1B-X یافت. وجود بایاس نامعلوم در مقدار مشاهداتی  $\rho$ ، مشکل اساسی، به‌کارگیری داده مرزی پیش‌گفته است که از اثر ابهام فاز در مشاهدات فاصله‌یابی بین زوج ماهواره ناشی می‌شود. این موضوع کاربران داده‌های واقعی گرانی‌سنجی ماهواره‌های GRACE را مجبور به محاسبه  $\rho$  در هر لحظه مشاهداتی از راه مؤلفه‌های بردار موقعیت دو ماهواره می‌کند. در این محاسبات، با توجه به اهمیت داده مرزی یاد شده در مسائل مقدار مرزی ژئودزی فیزیکی، پیشنهادی به منظور برآورد کمترین مربعات بایاس نامعلوم در مقدار مشاهداتی  $\rho$  با استفاده از اندازه‌گیری‌های سامانه GPS ارائه شده، که منتج به معرفی نسخه جدیدی برای داده‌های فاصله‌یابی بین دو ماهواره، عاری از بایاس پیش‌گفته می‌شود.

واژه‌های کلیدی: گرانی‌سنجی ماهواره‌ای، GRACE، فاصله بین دو ماهواره، KBRL1B-X، بایاس نامعلوم، ابهام فاز

## Least square estimation of the bias of the measured distance between the two GRACE satellites and production of a new KBRL1B-X files versions based on GPS observations

Hashemi-Farahani, H<sup>1</sup>. and Ardalan, A. A<sup>2</sup>.

<sup>1</sup>Ph.D. student of Geodesy, Department of Surveying and Geomatics Engineering, Center of Excellence in Surveying Engineering and Disaster Prevention, University of Tehran, Iran

<sup>2</sup>Associate Professor, Department of Surveying and Geomatics Engineering, Center of Excellence in Surveying Engineering and Disaster Prevention, University of Tehran, Iran

(Received: 26 Feb 2007, Accepted: 23 Sep 2008)

### Abstract

Gravity Recovery and Climate Experiment (GRACE) satellite gravimetry mission launched in March 2002 based on its twin gravimetric satellites makes application of both High-Low (HL) and Low-Low (LL) gravimetric techniques possible. The LL is based on Satellite-to-Satellite Tracking (SST) via the one way two frequencies K-Band-Ranging between the two GRACE satellites. As a result of combination of LL and HL structures

via geodesy community following gravity observables are developed: (1) Potential Difference between the two GRACE satellites based on Line of Sight (LOS) velocity using energy integral method. (2) Projection of the gravitational acceleration difference of the two GRACE satellites along the LOS, using LOS acceleration. The latter observable which can provide finer details is one of the important observation quantities of the GRACE mission. Application of this observable as a boundary data for local and regional modeling of the Earth's gravity field provides valuable information about short and medium wavelength spectrums of the field. One of the necessary parameters for the production of this boundary data from the GRACE satellite gravimetry mission is the "inter-satellite range  $\rho$ " with the bias  $\rho_b$ , which can be obtained from KBRL1B-X data files with 0.2 Hz rate. The unknown bias of  $\rho$ , caused by phase ambiguity of the observed distance between the two GRACE satellites, is the main problem facing the application of the aforementioned information as boundary data. This issue has forced the GRACE data user's community to compute  $\rho$  at its epoch of observations from the position vectors of the two satellites, which off course has much less accuracy than the K-band measuring distance instrument. Considering the importance of the range measurement  $\rho$  as boundary data for the gravimetric boundary value problems, in this paper we have offered a least squares based method for the estimation of the unknown bias  $\rho_b$  based on onboard GPS measurements.

Our method is based on the following steps: (1) Application of LL-SST data of GRACE mission and removal of the associated systematic errors. (2) Computation of the bias of the inter-satellite range and its accuracy via the difference between measured biased distance  $\rho$  and the distance computed from GPS derived position vectors of the two satellites. (3) Detection of the occurred cycle slips within the inter-satellite range  $\rho$  from the jumps in the computed biases for the consequent epochs of observations, and determination of time spans without cycle slip. (4) Computation of the range biases from the weighted mean of the computed bias for every time span without cycle slip. (5) Computation of bias free distances for every KBR observation epoch using the estimated bias from the previous step. (6) Replacing the computed bias free ranges in the original KBRL1B-X data files. Our numerical computations show that the computed bias free range based on our aforementioned method is much more accurate than direct application of the GPS derived position vectors. Besides the longer the time span without cycle slip the more accurate estimation of bias can be obtained. Finally, using the proposed method in this paper a new version of KBRL1B-X file bias free inter-satellite range observations for the time period 2002-2006 is computed.

**Key words:** Satellite gravimetry, GRACE, Inter-satellite distance, KBRL1B-X, Unknown bias, Ambiguity resolution

## ۱ مقدمه

ارتفاع مداری پایین نسبت به چند ماهواره تعیین موقعیت ژئودتیک با ارتفاع مداری بالا) و LL (Low-Low) (ردیابی دو ماهواره گرانیسنجی با ارتفاع مداری پایین نسبت به یکدیگر) با موفقیت وارد مرحله اجرایی شد. در این مأموریت مطابق با ساختار HL-SST، هر یک از زوج ماهواره گرانیسنجی، دارای ارتفاع مداری

در مارس ۲۰۰۲ مأموریت گرانیسنجی ماهواره‌ای GRACE (Gravity Recovery And Climate Experiment) شامل دو ماهواره گرانیسنجی مشابه، مبتنی بر فن "ردیابی ماهواره به ماهواره" (Satellite-to- SST) (Satellite Tracking) با ساختاری تلفیقی از دو آرایش (High-Low) HL (ردیابی یک ماهواره گرانیسنجی با

نسبتاً پایین (Low) هستند که با ماهواره‌های سامانه تعیین موقعیت ژئودزی با ارتفاع مداری بالا (High)، به منظور محاسبه بردار موقعیت و بردار سرعت هر یک از زوج ماهواره جاذبی، مرتبط هستند. این آرایش وجه تسمیه High-Low را برای این ساختار مشخص می‌کند. مأموریت گرانی‌سنجی ماهواره‌ای CHAMP (CHALLENGING Mini-satellite Payload) اولین پروژه‌ای بود که با این ساختار در ژوئیه ۲۰۰۰ با موفقیت پرتاب شد (رایگبر و همکاران، ۱۹۹۶). همچنین مأموریت GRACE مطابق با ساختار LL-SST شامل دو ماهواره گرانی‌سنجی مشابه، موسوم به GRACE-1 و GRACE-2 با ارتفاع مداری پایین از سطح زمین است، که در یک مدار به دنبال یکدیگر در حرکت‌اند. در این فن، زوج ماهواره گرانی‌سنجی GRACE در ساختار LL به یک سامانه فاصله‌یابی بین ماهواره‌ای، مجهز است که فاصله بین دو ماهواره، تغییرات زمانی و نرخ تغییرات زمانی آن را اندازه‌گیری می‌کند. این لینک اندازه‌گیری بین دو ماهواره گرانی‌سنجی، علت نام‌گذاری Low-Low را برای این ساختار مشخص می‌کند. فکر استفاده از فن LL-SST در تعیین میدان گرانی زمین را اولین بار ولف (۱۹۶۹) حدود ۴۰ سال پیش از نگارش مقاله حاضر، مطرح ساخت. با استفاده از داده‌های جمع‌آوری شده به کمک این ساختار می‌توان میدان جاذبه زمین را با استفاده از تغییرات سرعت و شتاب دو ماهواره که مستقیماً با تغییرات میدان جاذبه زمین در موقعیت دو ماهواره جاذبی، متناسب است، تعیین کرد (ولف، ۱۹۶۹). مأموریت GRACE اولین طرح گرانی‌سنجی ماهواره‌ای است که با ساختار LL-SST با موفقیت پرتاب و وارد فاز اجرایی شد. پیشتر مأموریت گرانی‌سنجی ماهواره‌ای GRAVITATIONAL GRAVSAT (SATellite Mission) (پیسکانه و یولیویس، ۱۹۸۰) و همچنین مأموریت گرانی‌سنجی Geopotential GRM (Research Mission) (کیتینگ و همکاران، ۱۹۸۶)

پروژه‌هایی بودند، که به منظور تحقق مفهوم LL-SST با خصوصیاتی بسیار مشابه GRACE برای تعیین طول‌موج‌های کوتاه تا متوسط میدان جاذبه زمین در اواخر دهه ۱۹۷۰ و اوایل دهه ۱۹۸۰ پیشنهاد شدند، با این حال هرچند هرگز به مرحله اجرایی نرسیدند (گارسیا، ۲۰۰۲). در مأموریت GRACE، مطابق با ساختار LL-SST یکی از کمیت‌های مشاهداتی مهم به منزله مقدار مرزی در مدل‌سازی جهانی و منطقه‌ای میدان گرانی زمین، عبارت است از: "تصویر اختلاف شتاب جاذبه بین زوج ماهواره گرانی‌سنجی بر امتداد واصل بین آنها" که حاوی اطلاعات ارزشمندی به منظور برآورد صحیح طول‌موج‌های کوتاه تا متوسط میدان جاذبه زمین است (سیبر، ۲۰۰۳). یکی از پارامترهایی، که به منظور تولید این داده مرزی نیاز است، "فاصله بین دو ماهواره" است که از راه یک سامانه فاصله‌یابی مایکروویو به کمک فاز موج حامل با دقت بسیار زیادی، مشاهده می‌شود. مشکل موجود در این ارتباط، وجود یک بایاس نامعلوم در مقدار مشاهداتی برای این پارامتر است، که بدین لحاظ این مشاهده را "فاصله بایاس‌دار" می‌نامند. این بایاس نامعلوم، ناشی از اثر ابهام فاز (phase-ambiguity) در فاصله‌یابی بین زوج ماهواره است و مقدار آن پس از هر بار وقوع پدیده جهش فاز (cycle-slip) تغییر می‌کند. این موضوع، کاربران داده‌های واقعی GRACE را در هر لحظه مشاهداتی، وادار به محاسبه فاصله بین زوج ماهواره گرانی‌سنجی، از راه مؤلفه‌های بردار موقعیت دو ماهواره در آن لحظه می‌سازد، که دقت بسیار کمتری نسبت به دقت فاصله بایاس‌دار (فاصله مشاهده شده به کمک سامانه فاصله‌یابی)، فراهم می‌کند. در این مقاله، پیشنهادی به منظور برآورد کمترین مربعات بایاس نامعلوم در مقدار مشاهداتی فاصله بین دو ماهواره، در هر بازه زمانی بدون جهش فاز، ارائه شده، که منتهی به معرفی مقادیر عاری از بایاس پیش‌گفته برای داده‌های فاصله‌یابی بین دو ماهواره

(NASA) و مرکز هوا فضا آلمان (DLR) محقق شده است. هدف اصلی این مأموریت، جمع‌آوری داده‌های جاذبی مورد نیاز در مطالعات جهانی میدان جاذبه زمین و تغییرات زمانی آن است. همچنین جمع‌آوری داده‌های مورد نیاز به منظور عملی ساختن تحقیقاتی در زمینه تأثیر شکست وردسپهری و یونسپهری روی علامت‌های GPS به‌مثابه هدف جانبی این مأموریت معرفی شده است. در بخش فضایی این مأموریت، مطابق با ساختار LL-SST زوج ماهواره GRACE-1 و GRACE-2 به دنبال یکدیگر در یک مدار تقریباً قطبی، به فاصله تقریبی  $220 \pm 50$  km و با ارتفاع مداری 300 km تا 500 km نسبت به هم در حرکت‌اند (کیم، ۲۰۰۰). عمر اسمی این زوج ماهواره با توجه به ارتفاع نسبتاً پایین آن حدود شش سال پیش‌بینی شده است (کیس و همکاران، ۲۰۰۴). جدول ۱ مشخصات کپلری زوج ماهواره GRACE-1 و GRACE-2 و شکل ۱ نحوه شکل‌گیری مدارهای یک روزه آنها را نشان می‌دهد.

جدول ۱. المان‌های کپلری زوج ماهواره GRACE.

GRACE-2	GRACE-1	المان
6876.9926	6876.4816	نصف قطر اصلی (کیلومتر)
0.00049787	0.00040989	خروج از مرکزی
89.024592	89.025446	میل (درجه)
354.442784	354.447149	بُعد نقطه گرهی صعودی (درجه)
316.073923	302.414244	آرگومان پریجی (درجه)
67.044158	80.713591	بی‌هنجاری متوسط (درجه)



شکل ۱. مدارهای یک‌روزه GRACE (شکل از: شریفی، ۲۰۰۴).

با دقت زیادی می‌شود. روش به کار رفته در این تحقیق مبتنی بر مراحل زیر است: (۱) به‌کارگیری داده‌های واقعی ساختار LL-SST در مأموریت GRACE و تصحیح خطاهای سامانمند موجود. (۲) محاسبه بایاس موجود در داده‌های فاصله‌یابی بین زوج ماهواره گرانی‌سنجی، به همراه دقت آن در هر مشاهده، از راه تفاضل فاصله بایاس‌دار از فاصله محاسبه شده به کمک بردار موقعیت زوج ماهواره از مشاهدات GPS. (۳) کشف پدیده جهش‌فاز از راه مقایسه بایاس محاسبه شده (در مرحله قبل) در هر دو مشاهده متوالی و تشخیص بازه‌های زمانی بدون جهش‌فاز. (۴) محاسبه مقدار میانگین برای بایاس در هر بازه زمانی بدون جهش‌فاز و دقت آن در حکم برآوردی از کمترین مربعات در بازه زمانی یادشده. (۵) محاسبه فاصله بدون بایاس در هر لحظه مشاهداتی از راه تفاضل بایاس برآوردشده از فاصله بایاس‌دار مشاهداتی در آن لحظه. (۶) معرفی نسخه جدید داده‌های فاصله‌یابی عاری از بایاس نامعلوم.

با این مقدمه به تشریح مأموریت گرانی‌سنجی ماهواره‌ای GRACE به همراه کمیت‌های مشاهداتی می‌پردازیم. در بخش سوم مشاهده از نوع تصویر اختلاف شتاب جاذبه بین زوج ماهواره گرانی‌سنجی بر امتداد واصل بین دو ماهواره به همراه نقش آن در مطالعات میدان گرانی زمین، ارائه می‌شود. در بخش بعدی، پیشنهاد نگارندگان مقاله، به منظور برآورد کمترین مربعات بایاس نامعلوم موجود در داده‌های فاصله‌یابی بین زوج ماهواره ارائه و نسخه جدید این اطلاعات معرفی خواهد شد. بحث و بررسی نتایج حاصل و دستاوردهای تحقیق، پایان‌بخش مقاله حاضر خواهد بود.

## ۲ مشاهدات GRACE - داده‌های واقعی

مأموریت گرانی‌سنجی ماهواره‌ای GRACE در قالب طرحی مشترک بین سازمان ملی هوا فضا آمریکا

بسامدی (بسامدهای L1 و L2)، ۲۴ کاناله سامانه GPS موسوم به بلک-جک (Black-Jack) نصب شد، که ویژگی مهم این نوع گیرنده‌ها، استحکام زیاد در مقابل مقاومت هوا است. با استفاده از مشاهدات این سامانه و همچنین اندازه‌گیری‌های سامانه SLR، بردار موقعیت و بردار سرعت هر دو ماهواره با دقت بالایی محاسبه و در اطلاعات ارائه شده برای این مأموریت، با توان تفکیک زمانی 1/60 هرتز درج می‌شوند. مشاهدات سامانه GPS به صورت تفاضلی دوگانه فاز موج حامل عاری از یونسپهر (L3) بین ماهواره‌های GPS، زوج ماهواره گرانی‌سنجی GRACE و یک ایستگاه زمینی جمع‌آوری شده، که برای توضیحات بیشتر در این خصوص می‌توان به (تپلی و همکاران، ۲۰۰۵) رجوع کرد. یکی از مزیت‌های جانبی مهم ساختار LL-SST، امکان جمع‌آوری مشاهدات تفاضلی GPS بین زوج ماهواره گرانی‌سنجی است (شریفی، ۲۰۰۶). به منظور حذف اثر شتاب‌های غیر جاذبی (شتاب‌های مزاحم در بررسی‌های میدان گرانی، نظیر شتاب‌های ناشی از نیروهای غیر پایستار مانند اصطکاک جوئی، فشار تابش‌های خورشیدی و اثرهای گرمایی)، هر یک از زوج ماهواره گرانی‌سنجی GRACE، به یک شتاب‌سنج سه‌محوری دقیق، موسوم به شتاب‌سنج سوپر-استار (Super-Star) در مرکز جرم خود مجهز است. توان تفکیک زمانی اندازه‌گیری‌های این حس‌گر، 60 هرتز و دقت داده‌های آن در حدود  $4 \times 10^{-12} \text{ m.s}^{-2}$  است (هان و همکاران، ۲۰۰۳). این شتاب‌سنج سه‌محوری، شتاب‌های غیر جاذبی را در یک دستگاه مختصات وابسته به ماهواره ثبت می‌کند. به منظور انتقال بردار شتاب‌های غیر جاذبی به دستگاه مختصات وابسته به زمین (دستگاه مختصات لختی)، هر یک از زوج ماهواره گرانی‌سنجی GRACE، به یک حس‌گر استار-کمرا (Star-Camera) مجهز شده، که در قالب عرضه پارامترهای چهارگان (quaternion) پارامترهای

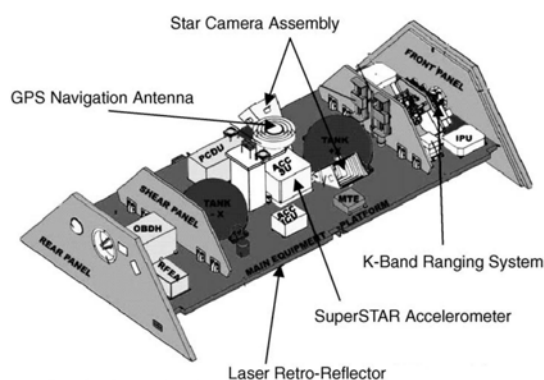
فاصله نسبی بین زوج ماهواره گرانی‌سنجی، با یک سامانه فاصله‌یابی میکروویو (microwave) در باند K موسوم به سامانه KBR (K-Band Ranging) از راه اندازه‌گیری دو فاصله یک‌طرفه با نرخ نمونه‌برداری 10 هرتز مشاهده می‌شود. هر کدام از این فواصل یک‌طرفه با مقایسه فاز تولید شده در یک ماهواره، با فاز دریافت شده از ماهواره دیگری به دست می‌آید. مشاهدات فاصله‌یابی در این حس‌گر، به طور هم‌زمان با دو علامت میکروویو در باند K با بسامد 24 گیگاهرتز و در باند Ka با بسامد 32 گیگاهرتز صورت می‌گیرد. ترکیب مشاهدات در دو باند بسامدی، برآورد دقیقی از میزان خطای ناشی از تأخیر یونسپهری را به دست می‌دهد (کیم، ۲۰۰۰). نکته مهم این است که کمیت مشاهداتی در این حس‌گر، به دلیل وجود ابهام فاز دارای یک بایاس نامعلوم است، که بعد از هر بار بروز جهش‌فاز، مقدار آن دستخوش تغییر می‌شود. بدین لحاظ مقدار مشاهداتی حس‌گر KBR موسوم به فاصله بایاس‌دار (biased-range) است. دستاورد مقاله حاضر، عرضه پیشنهادی به منظور برآورد دقیق این بایاس در داده‌های واقعی مأموریت GRACE است. به منظور محاسبه تغییرات زمانی فاصله بین زوج ماهواره گرانی‌سنجی موسوم به نرخ فاصله (range-rate) و نرخ تغییرات زمانی آن موسوم به شتاب فاصله (range-acceleration)، میانگین اندازه‌گیری‌های جمع‌آوری شده روی فواصل زمانی ۱۰ ثانیه‌ای محاسبه می‌شود. در نهایت داده‌های این حس‌گر مشتمل بر فاصله، نرخ فاصله و شتاب فاصله بین زوج ماهواره گرانی‌سنجی، با توان تفکیک زمانی 0.2 Hz فراهم می‌شود (کیس و همکاران، ۲۰۰۴). انحراف معیار گزارش شده برای فاصله اندازه‌گیری شده بین دو ماهواره گرانی‌سنجی در حد  $10 \mu\text{m}$  و دقت مورد انتظار در ارتباط با نرخ فاصله در حد  $0.1 \mu\text{m.s}^{-1}$  برآورد شده است (هان و همکاران، ۲۰۰۳). همچنین روی هر یک از زوج ماهواره گرانی‌سنجی، یک گیرنده دو

در کنار سامانه GPS در مأموریت GRACE، باعث شده که این طرح ترکیبی از دو ساختار LL و HL باشد. شکل ۳ این آرایش تلفیقی را نمایش می‌دهد.

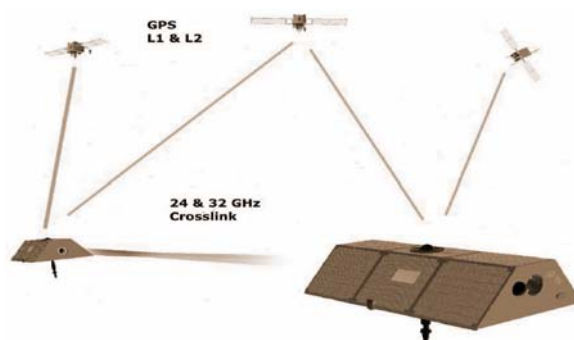
با تلفیق داده‌های جمع‌آوری شده در ساختار LL و HL می‌توان انواع جدیدی از کمیت‌های مشاهداتی را درحکم داده مرزی عرضه کرد، که عبارت‌اند از: (۱) اختلاف پتانسیل جاذبه بین زوج ماهواره با استفاده از کمیت سرعت خط دید  $\dot{\rho}$ ، از راه روش انتگرال انرژی حرکت (بیاهامر، ۱۹۶۸) و (۲) تصویر اختلاف شتاب جاذبه بین زوج ماهواره بر امتداد LOS با استفاده از کمیت

انتقال بردار یکه را از دستگاه مختصات وابسته به ماهواره به دستگاه مختصات لختی، با توان تفکیک زمانی 60 هرتز مهیا می‌کند (جکلی، ۲۰۰۱). در شکل ۲ موقعیت حس‌گرهای یادشده در یکی از زوج ماهواره گرانی‌سنجی GRACE نشان داده شده است (رایگبر و همکاران، ۲۰۰۵). علاقمندان به جزئیات بیشتر مأموریت GRACE می‌توانند به منابعی نظیر (هان، ۲۰۰۳؛ رایگبر و همکاران، ۲۰۰۵ و رومل و همکاران، ۲۰۰۲) مراجعه کنند.

به کارگیری سامانه فاصله‌یابی بین ماهواره‌های KBR



شکل ۲. حس‌گرهای تک ماهواره گرانی‌سنجی GRACE (شکل از: رایگبر و همکاران، ۲۰۰۵).



شکل ۳. آرایش فضایی GRACE. تلفیقی از دو ساختار LL و HL (شکل از: <http://podaac.jpl.nasa.gov/grace>).

میدان گرانی زمین بیشتر مورد توجه محققان قرار گرفته است (هان و همکاران، ۲۰۰۳). به‌منزله نمونه‌هایی از کاربرد این مقدار مرزی، با استفاده از داده‌های شبیه‌سازی شده ساختار LL-SST برای مدل‌سازی جهانی میدان جاذبه زمین و همین‌طور تعیین ژئوئید درحکم مصداقی از مدل‌سازی محلی میدان گرانی، می‌توان به مراجع (هاجلا، ۱۹۷۴؛ گارسیا، ۲۰۰۲؛ رومل و همکاران، ۲۰۰۲؛ رومل، ۱۹۸۰؛ هان، ۲۰۰۳؛ هان و همکاران، ۲۰۰۳؛ شریفی، ۲۰۰۴ و کلر و شریفی، ۲۰۰۵) اشاره کرد. همچنین نمونه‌هایی از مطالعات صورت گرفته با استفاده از داده‌های واقعی مأموریت GRACE با به‌کارگیری این مقدار مرزی، که منتهی به تولید مدل ژئوپتانسیلی برای میدان جاذبه زمین شده، عبارت‌اند از مراجع (رایگبر و همکاران، ۲۰۰۳؛ تپلی و همکاران، ۲۰۰۳؛ رایگبر و همکاران، ۲۰۰۵ و تپلی و همکاران، ۲۰۰۵) که همگی در دو مرکز مهم تولید مدل‌های ژئوپتانسیلی یعنی NASA در امریکا و GFZ در آلمان محاسبه شده‌اند. نقطه شروع به منظور محاسبه داده مرزی از نوع "تصویر اختلاف شتاب جاذبه بین زوج‌ماهوره گرانی سنجی بر امتداد خط دید" معادله (۱) بوده که مشاهدات ساختار LL-SST ( $\rho$ ،  $\dot{\rho}$  و  $\ddot{\rho}$ ) را با مشاهدات ساختار HL-SST ( $r_1$ ،  $r_2$ ،  $\dot{r}_1$  و  $\dot{r}_2$ ) مرتبط می‌سازد (سیبر، ۲۰۰۳).

شتاب خط دید  $\ddot{\rho}$  (ولف، ۱۹۶۹). پردازش اطلاعات جاذبی زوج ماهواره مأموریت GRACE با JPL صورت گرفته که محصول نهایی موسوم به داده‌های Level-1B است (وو و همکاران، ۲۰۰۴). جدول ۲ این داده‌ها را به تفکیک به همراه محتوای اطلاعاتی هر یک از آنها معرفی می‌کند (کیس و همکاران، ۲۰۰۴). همان‌طور که دیده می‌شود، توان تفکیک زمانی داده‌های درج شده در فایل‌های اطلاعاتی یکسان نیست، که این موضوع کاربران داده‌های واقعی GRACE را وادار به انتخاب داده‌ها بر اساس کمترین توان تفکیک زمانی (۱/۶۰ هرتز) می‌کند.

### ۳ مقدار مرزی از نوع: تصویر اختلاف شتاب جاذبه بین زوج ماهواره گرانی سنجی بر امتداد LOS

در میان دو نوع داده مرزی ذکر شده در بخش قبل، "تصویر اختلاف شتاب جاذبه بین زوج ماهواره گرانی سنجی بر امتداد خط دید"، نسبت به "اختلاف پتانسیل جاذبه بین زوج‌ماهوره" جزئیات بیشتری از میدان جاذبه را دریافت کرده و به طول‌موج‌های کوتاه‌تری از میدان جاذبه زمین حساس است (هان، ۲۰۰۳). از این جهت، تصویر اختلاف شتاب جاذبه بین زوج‌ماهوره بر امتداد خط دید، به‌منزله مقدار مرزی، به منظور مدل‌سازی

جدول ۲. مشخصات داده‌های جاذبی GRACE تولید شده با JPL (کیس و همکاران، ۲۰۰۴).

توان تفکیک زمانی (هرتز)	محتوای اطلاعات	نوع داده	
		GNV1B-B	GNV1B-A
1 / 60	بردار موقعیت $\mathbf{r}$ و سرعت $\dot{\mathbf{r}}$ زوج ماهواره گرانی سنجی 1 (A) و 2 (B) در دستگاه مختصات وابسته به زمین به همراه دقت آنها	GNV1B-B	GNV1B-A
60	بردار شتاب‌های غیر جاذبی زوج ماهواره گرانی سنجی 1 (A) و 2 (B) در دستگاه مختصات وابسته به ماهواره	ACC1B-B	ACC1B-A
60	پارامترهای دوران (المان‌های کوآرتنین) بردار شتاب‌های غیر جاذبی زوج ماهواره گرانی سنجی 1 (A) و 2 (B) از دستگاه مختصات وابسته به ماهواره به دستگاه مختصات لختی	SCA1B-B	SCA1B-A
0.2	فاصله بایاس دار بین زوج‌ماهوره $\rho$ ، سرعت خط دید $\dot{\rho}$ و شتاب خط دید $\ddot{\rho}$	KBR1B-X	

ماهواره‌های گرانی‌سنجی، که با شتاب‌سنج سه‌محوره نصب شده در هریک از زوج‌ماهواره ثبت می‌شوند. همچنین  $g_1$  و  $g_2$  بردارهای شتاب جاذبه وارد شده بر هر یک از زوج‌ماهواره‌اند.

$$\Delta \ddot{r} = \ddot{r}_2 - \ddot{r}_1 = \Delta g + \Delta a \quad (۴)$$

در این رابطه  $\Delta a = a_2 - a_1$  اختلاف شتاب‌های غیر جاذبی بین زوج‌ماهواره و  $\Delta g = g_2 - g_1$  اختلاف شتاب جاذبه بین زوج‌ماهواره گرانی‌سنجی است. با جاگذاری (۴) در (۲) به معادله (۵) می‌رسیم، که درحکم معادله مشاهده‌ی اساسی در مأموریت GRACE با ساختار تلفیقی HL و LL، در نظر گرفته می‌شود (سیبر، ۲۰۰۳).

$$e_{12}^T \Delta g = \ddot{\rho} + \frac{\dot{\rho}^2}{\rho} - \frac{\|\Delta \dot{r}\|^2}{\rho} - e_{12}^T \Delta a \quad (۵)$$

در معادله (۵)  $e_{12}^T \Delta g$  تصویر اختلاف شتاب جاذبه بین زوج‌ماهواره ثقل‌سنجی بر امتداد خط دید است که به منزله یکی از مقادیر مرزی مهم در مدل‌سازی جهانی و منطقه‌ای میدان گرانی زمین در نظر گرفته می‌شود. همان‌طور که از معادله (۵) بر می‌آید، در ساختار LL-SST می‌توان میدان جاذبه زمین را با استفاده از تغییرات سرعت و شتاب نسبی زوج‌ماهواره گرانی‌سنجی نسبت به یکدیگر (که مستقیماً متناسب است با تغییرات میدان جاذبه زمین در موقعیت دو ماهواره) تعیین کرد (ولف، ۱۹۶۹).

#### ۴ پیشنهادی برای برآورد بایاس نامعلوم در داده‌های

##### فاصله‌یابی سامانه KBR

یکی از پارامترهایی که به منظور محاسبه مقدار مرزی از نوع "تصویر اختلاف شتاب جاذبه بین زوج‌ماهواره بر امتداد خط دید" ( $e_{12}^T \Delta g$ ) در معادله (۵) مورد نیاز است، فاصله بین زوج‌ماهواره گرانی‌سنجی  $\rho$  است که مقدار بایاس‌دار آن  $\rho_b$  با سامانه فاصله‌یابی مایکروویو KBR به کمک ثبت فاز امواجی مایکروویو در باند K با دقت بسیار زیادی، مشاهده شده و مقدار آن را می‌توان در هر لحظه

$$\begin{aligned} \langle \ddot{r}_2 - \ddot{r}_1, r_2 - r_1 \rangle &= \dot{\rho}^2 + \rho \ddot{\rho} - \langle \dot{r}_2 - \dot{r}_1, \dot{r}_2 - \dot{r}_1 \rangle \\ &= \dot{\rho}^2 + \rho \ddot{\rho} - \|\Delta \dot{r}\|^2 \end{aligned} \quad (۱)$$

در این رابطه  $\rho$  طول خط دید،  $\dot{\rho}$  نرخ زمانی فاصله (سرعت خط دید) و  $\ddot{\rho}$  نرخ تغییرات زمانی فاصله (شتاب خط دید) است. همچنین  $r_1$  و  $r_2$  بردارهای موقعیت زوج‌ماهواره،  $\dot{r}_1$  و  $\dot{r}_2$  بردارهای سرعت زوج‌ماهواره‌اند که با استفاده از تلفیق مشاهدات سامانه‌های GPS و SLR به دست می‌آیند. همچنین  $\ddot{r}_1$  و  $\ddot{r}_2$  بردارهای شتاب زوج‌ماهواره شامل مجموع شتاب‌های جاذبی و غیر جاذبی وارد به مرکز جرم ماهواره‌اند. در رابطه (۱) فاصله زوج‌ماهواره  $\rho$ ، عاری از بایاس نامعلوم فرض شده است. در معادله (۱)  $\Delta r = r_2 - r_1$  اختلاف بردارهای موقعیت،  $\Delta \dot{r} = \dot{r}_2 - \dot{r}_1$  اختلاف بردارهای سرعت و  $\Delta \ddot{r} = \ddot{r}_2 - \ddot{r}_1$  اختلاف بردارهای شتاب زوج‌ماهواره گرانی‌سنجی‌اند. در اینجا اندیس 1 به ماهواره تعقیب‌کننده (Trailing Satellite) و اندیس 2 به ماهواره پیشرو (Leading Satellite) نسبت داده شده است. با تقسیم دو طرف معادله بر  $\rho$ ، به مقدار اختلاف شتاب بین زوج‌ماهواره در امتداد خط دید می‌رسیم، که در معادله (۲) آمده است. در این رابطه  $e_{12} = \Delta r / \rho$  بردار یکه در امتداد خط دید است.

$$\langle \Delta \ddot{r}, e_{12} \rangle = \ddot{\rho} + \frac{\dot{\rho}^2}{\rho} - \frac{\|\Delta \dot{r}\|^2}{\rho} \quad (۲)$$

بردارهای شتاب زوج‌ماهواره  $\ddot{r}_1$  و  $\ddot{r}_2$  شامل مجموع شتاب‌های جاذبی و غیر جاذبی وارد بر مرکز جرم دو ماهواره هستند. بنابراین می‌توان بردارهای  $\ddot{r}_1$  و  $\ddot{r}_2$  را به صورت روابط زیر نوشت.

$$\begin{aligned} \ddot{r}_1 &= a_1 + g_1 \\ \ddot{r}_2 &= a_2 + g_2 \end{aligned} \quad (۳)$$

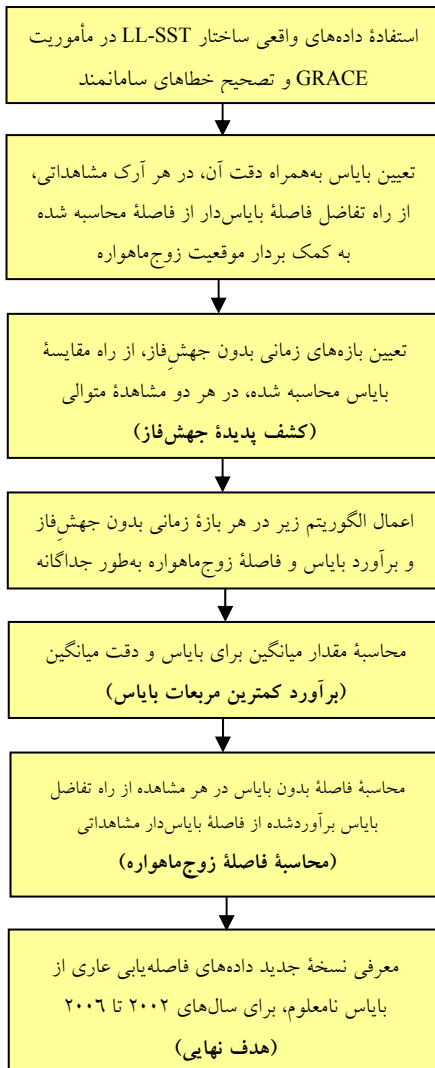
در روابط (۳)  $a_1$  و  $a_2$  عبارت‌اند از: مجموع همه شتاب‌های غیر جاذبی (شتاب‌های مزاحم در مدل‌سازی میدان گرانی زمین) وارد بر مرکز جرم هر یک از زوج



قابل محاسبه خواهند بود.

$$b = \rho_b - \sqrt{(x_2 - x_1)^2 + (y_2 - y_1)^2 + (z_2 - z_1)^2} \quad (۷)$$

$$\sigma_b^2 = \sigma_{\rho_b}^2 + \frac{1}{\rho_b^2} \left\{ (x_2 - x_1)^2 (\sigma_{x_1}^2 + \sigma_{x_2}^2) + (y_2 - y_1)^2 (\sigma_{y_1}^2 + \sigma_{y_2}^2) + (z_2 - z_1)^2 (\sigma_{z_1}^2 + \sigma_{z_2}^2) \right\} \quad (۸)$$



شکل ۴. الگوریتم پیشنهادی برآورد بایاس نامعلوم.

مشاهداتی، در مجموعه فایل‌های تولید شده با JPL موسوم به KBRL1B-X یافت (وو و همکاران، ۲۰۰۴). وجود بایاس نامعلوم در مقدار مشاهداتی فاصله بین زوج ماهواره گرانی‌سنجی، مشکل اساسی برای محاسبه و به‌کارگیری داده مرزی  $e_{12}^T \Delta g$  است. اگر میزان بایاس نامعلوم را با  $b$  نشان دهیم، می‌توان معادله (۶) را برای وضوح بیشتر نوشت.

$$\rho_b = \rho + b \quad (۶)$$

وجود بایاس نامعلوم، ناشی از اثر ابهام فاز یا تعداد دوره‌های صحیح مجهول، در فاصله‌یابی بین زوج ماهواره گرانی‌سنجی است و مقدار آن پس از هر بار وقوع پدیده جهش‌فاز تغییر می‌کند. در این مقاله با توجه به اهمیت داده مرزی یادشده در مسائل مقدار مرزی ژئودزی در حوزه میدان گرانی، پیشنهادی به منظور برآورد کمترین مربعات بایاس نامعلوم در مقدار مشاهداتی  $\rho_b$  با استفاده از مشاهدات سامانه GPS ارائه شده است، که به معرفی مقادیر عاری از بایاس پیش‌گفته برای داده‌های فاصله‌یابی بین زوج ماهواره گرانی‌سنجی با دقت زیاد منجر می‌شود. روش پیشنهادی به صورت خلاصه در فلوچارت شکل ۴ نشان داده شده است.

محاسبه بایاس نامعلوم در داده‌های فاصله‌یابی بین زوج ماهواره گرانی‌سنجی، به همراه دقت آن برای هر مشاهده، از راه تفاضل فاصله مشاهداتی سامانه KBR (فاصله بایاس‌دار) از فاصله محاسباتی به کمک بردار موقعیت زوج ماهواره (به‌دست آمده از اندازه‌گیری‌های GPS)، قدم اول در فلوچارت ارائه شده در شکل ۴ است. مشاهده فاصله‌یابی با سامانه KBR را در نظر می‌گیریم و با فرض اینکه  $\{x_1, y_1, z_1\}$  و  $\{x_2, y_2, z_2\}$  مؤلفه‌های بردار موقعیت زوج ماهواره GRACE-1 و GRACE-2 در دستگاه لختی، در لحظه مشاهداتی باشند، در این‌صورت میزان بایاس نامعلوم  $b$  در فاصله مشاهداتی و واریانس آن  $\sigma_b^2$  به ترتیب از روابط (۷) و (۸)

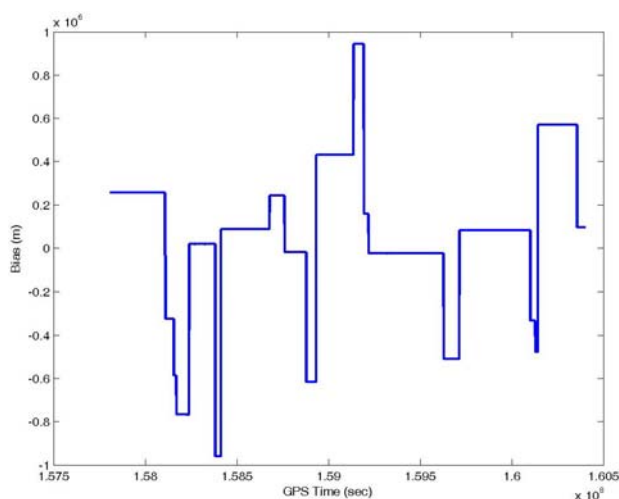
GPS از 157,809,600 تا 160,401,540 را نشان می‌دهد، که حاکی از زمان و تعداد دفعات جهش‌فاز در این بازه زمانی است.

لازم به ذکر است که لحظه ثبت مشاهدات در فایل‌های داده Level-1B، به صورت زمان GPS- (GPS- Time) درج شده است. زمان GPS در پروژه GRACE به صورت تعداد ثانیه‌های طی شده از تاریخ ژولی ۲۰۰۰ (JD2000) مطابق با ساعت ۱۲ در سامانه زمان هم‌تراز شده جهانی UTC در اول ژانویه ۲۰۰۰ تعریف شده است. این نحوه تعریف زمان GPS با تعریف زمان GPS در سایر مأموریت‌ها که به صورت تعداد ثانیه‌های طی شده از ساعت صفر UTC در ششم ژانویه ۱۹۸۶ بوده، متفاوت است (کیس و همکاران، ۲۰۰۴).

در حس گر KBR به منظور حذف خطای یون‌سپهری از روی مشاهدات فاصله‌یابی، از ترکیب دو سیگنال مایکروویو  $Ka$  ( $f_1 = 32 \text{ GHz}$ ) و  $K$  ( $f_2 = 24 \text{ GHz}$ ) از راه ایجاد موج عاری از یون‌سپهر  $L_3$  صورت می‌گیرد. بسامد موج عاری از یون‌سپهر  $f_{L_3}$  در این حالت برابر است با رابطه زیر (لاشاپل و کانون، ۱۹۸۶).

در رابطه (۸)  $\sigma_{\rho_b} = 10 \mu\text{m}$  انحراف معیار فاصله بایاس دار بوده (کیس و همکاران، ۲۰۰۴) و  $\{\sigma_{x_1}, \sigma_{y_1}, \sigma_{z_1}\}$  و  $\{\sigma_{x_2}, \sigma_{y_2}, \sigma_{z_2}\}$  انحراف معیار مؤلفه‌های بردار موقعیت GRACE-1 و GRACE-2 هستند، که به ترتیب برای زوج ماهواره گرانی‌سنجی در داده‌های GNV1B-A و GNV1B-A درج شده‌اند. بدین ترتیب می‌توان میزان بایاس نامعلوم  $b$  را برای هر مشاهده به همراه دقت آن به دست آورد.

بایاس پیش‌گفته، ناشی از اثر ابهام فاز در فاصله‌یابی بین زوج ماهواره است و مقدار آن معمولاً روی مرزهای یک‌روزه در اثر قطع سیگنال بین زوج ماهواره، تغییر می‌کند. بنابراین کشف پدیده جهش‌فاز و تعیین بازه‌های زمانی بدون جهش‌فاز، قدم بعدی محاسبات است، که از راه مقایسه بایاس محاسبه شده در هر دو مشاهده متوالی قابل اجرا خواهد بود. بدین ترتیب که، اگر اختلاف بایاس محاسبه شده طی دو مشاهده متوالی، بزرگ‌تر از طول موج سیگنال مورد استفاده در فاصله‌یابی باشد، به معنی جهش‌فاز و قطع سیگنال تلقی می‌شود. شکل ۵ نمودار تغییرات مقدار بایاس طی ۳۰ روز در اوت ۲۰۰۲ از زمان



شکل ۵. تغییرات میزان بایاس نامعلوم در اثر جهش‌فاز، طی بازه زمانی ۳۰ روزه از زمان GPS 157,809,600 تا 160,401,540

در ادامه، به منظور وضوح بیشتر، یک بازه زمانی یک‌روزه بدون جهش‌فاز را طی زمان GPS از 157,809,600 تا 157,895,940 و همچنین یک بازه زمانی ۱۰ روزه با تعدادی جهش‌فاز را طی زمان GPS از 157,809,600 تا 158,673,540 را در نظر گرفته، محاسبات اشاره شده در بالا را برای این دو بازه زمانی به انجام رساندیم و نتایج حاصل را در قالب شکل‌های ۶ تا ۹ و جدول‌های ۳ تا ۵ ارائه خواهیم کرد. شکل ۶ مقدار عددی بایاس‌های محاسباتی در هر لحظه مشاهداتی را در مقابل مقدار عددی برآورد کمترین مربعات بایاس و شکل ۷ دقت بایاس‌های محاسباتی را در مقابل دقت بایاس برآورد شده در بازه زمانی یک‌روزه (عاری از جهش‌فاز) ارائه می‌کند. فاصله مشاهداتی سامانه KBR، فاصله محاسباتی به کمک مشاهدات سامانه GPS به همراه دقت آن، بایاس محاسباتی به همراه دقت آن در هر لحظه مشاهداتی، طی بخشی از بازه زمانی یک‌روزه، از زمان GPS 157,809,600 تا 157,811,940 در جدول ۳ ارائه شده و در جدول ۴ مقدار عددی بایاس برآورد شده به همراه دقت آن در این بازه زمانی ارائه شده است. سپس فاصله محاسبه شده بین زوج‌ماهواره در محاسبات تحقیق حاضر به همراه دقت آن با استفاده از برآورد کمترین مربعات بایاس، در زمان‌های مشاهداتی جدول ۳ ارائه شده است. در نهایت، شکل ۸ تغییرات مقدار عددی بایاس نامعلوم در اثر تعدادی جهش‌فاز در یک بازه زمانی ۱۰ روزه مشتمل بر جهش‌فاز را طی زمان GPS از 157,809,600 تا 158,673,540 نشان داده و شکل ۹ دقت بایاس‌های محاسباتی را به همراه دقت بایاس برآورد شده، در این بازه زمانی ارائه می‌کند.

## ۵ بحث و نتیجه‌گیری

یکی از مقادیر مرزی مهم در فن LL-SST در بررسی میدان گرانی زمین و تغییرات زمانی آن، عبارت است از:

$$f_{L_3} = \frac{f_2^3 - f_1^3}{f_2^2 - f_1^2} = 42.29 \text{ GHz} \quad (9)$$

بنابراین می‌توان طول‌موج عاری از یونسپهر  $\lambda_{L_3}$  را از طریق رابطه (۱۰) به دست آورد، که به منظور بررسی تغییرات مقدار عددی بایاس در هر دو مشاهده متوالی برای کشف پدیده جهش‌فاز مورد استفاده قرار می‌گیرد. در این رابطه  $c$  سرعت نور است که مقدار عددی آن را می‌توان در (مک کارتی و پیتیت، ۲۰۰۳) برابر با  $299,792,458 \text{ ms}^{-1}$  یافت.

$$\lambda_{L_3} = \frac{c}{f_{L_3}} = 0.7 \text{ cm} \quad (10)$$

پس از تشخیص بازه‌های زمانی بدون جهش‌فاز، می‌توان مقدار میانگین بایاس‌های محاسباتی در هر بازه زمانی بدون جهش‌فاز را به همراه دقت میانگین، در حکم برآوردی از کمترین مربعات برای مقدار بایاس در بازه زمانی پیش‌گفته از راه روابط (۱۱) و (۱۲) برآورد کرد.

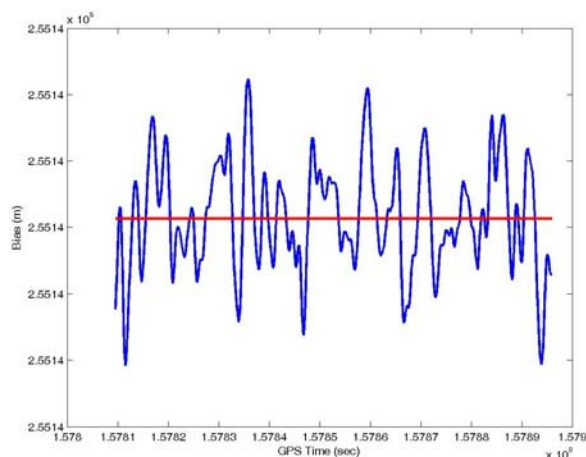
$$\hat{b} = \frac{1}{n} \sum_{t=t_1}^{t_2} b(t) \quad (11)$$

$$\sigma_{\hat{b}} = \frac{1}{n} \sqrt{\sum_{t=t_1}^{t_2} \sigma_{b(t)}^2} \quad (12)$$

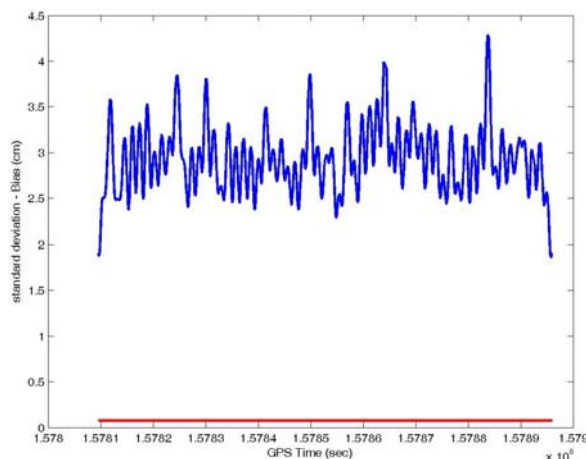
در روابط (۱۱) و (۱۲)  $t$  زمان مشاهداتی و  $n$  تعداد مشاهدات در بازه زمانی بدون جهش‌فاز است. در نهایت می‌توان با استفاده از روابط (۱۳) و (۱۴) فاصله بدون بایاس در هر لحظه مشاهداتی را از راه تفاضل بایاس برآورد شده، از فاصله مشاهداتی با سامانه KBR محاسبه کرد، که بدین ترتیب می‌توان، نسخه جدیدی را برای فایل‌های داده‌های فاصله‌یابی KBR1B-X عاری از بایاس نامعلوم، با دقت زیادی عرضه کرد.

$$\rho(t) = \rho_b(t) - \hat{b} \quad (13)$$

$$\sigma_{\rho(t)} = \sqrt{\sigma_{\rho_b(t)}^2 + \sigma_{\hat{b}}^2} \quad (14)$$



شکل ۶. بایاس‌های محاسباتی  $b$  (آبی) و بایاس برآورد شده  $\hat{b}$  (سرخ) در یک بازه زمانی یک‌روزه، عاری از جهش‌فاز طی زمان GPS از 157,809,600 تا 157,895,940.



شکل ۷. دقت بایاس‌های محاسباتی  $\sigma_b$  (آبی) و دقت بایاس برآورد شده  $\sigma_{\hat{b}}$  (سرخ) در یک بازه زمانی یک‌روزه، عاری از جهش‌فاز از زمان GPS 157,809,600 تا 157,895,940.

جدول ۳. فاصله مشاهداتی سامانه KBR، فاصله محاسباتی با سامانه GPS به همراه دقت آن، بایاس محاسباتی به همراه دقت آن در هر لحظه مشاهداتی در بخشی از بازه زمانی یک‌روزه طی زمان GPS از 157,809,600 تا 157,811,940.

زمان GPS (ثانیه)	فاصله مشاهداتی با سامانه KBR (متر)	فاصله محاسباتی به کمک سامانه GPS (متر)	دقت فاصله محاسباتی به کمک سامانه GPS (سانتی‌متر)	بایاس محاسباتی (متر)	دقت بایاس محاسباتی (سانتی‌متر)
157809600	492482.192819349	237346.737411293	1.8979	255135.455408056	1.8979
157809660	492583.28913082	237447.831587016	1.877	255135.457543804	1.877
157809720	492688.459462257	237552.999699191	1.8762	255135.459763066	1.8762
157809780	492797.071712408	237661.609647363	1.8952	255135.462065045	1.8952
157809840	492908.483102373	237773.018623736	1.9333	255135.464478637	1.9333

## ادامهٔ جدول ۳.

157809900	493021.997052505	237886.530051522	1.9907	255135.467000983	1.9907
157809960	493136.937974484	238001.468408561	2.0648	255135.469565923	2.0648
157810020	493252.665046073	238117.192957637	2.1467	255135.472088436	2.1467
157810080	493368.539030557	238233.064390675	2.2286	255135.474639881	2.2286
157810140	493483.931881272	238348.454729511	2.305	255135.477151761	2.305
157810200	493598.161359386	238462.681783976	2.3731	255135.47957541	2.3731
157810260	493710.63054449	238575.148811346	2.4313	255135.481733143	2.4313
157810320	493820.707475978	238685.223990603	2.4744	255135.483485374	2.4744
157810380	493927.835653972	238792.350820412	2.5	255135.48483356	2.5
157810440	494031.566125559	238896.080413766	2.5097	255135.485711793	2.5097
157810500	494131.498399223	238996.01234024	2.5099	255135.486058982	2.5099
157810560	494227.208341393	239091.722654803	2.5092	255135.48568659	2.5092
157810620	494318.29134142	239182.806826016	2.5079	255135.484515404	2.5079
157810680	494404.434275998	239268.951594303	2.5054	255135.482681695	2.5054
157810740	494485.340338993	239349.860180128	2.5045	255135.480158865	2.5045
157810800	494560.820617483	239425.343670096	2.5104	255135.476947387	2.5104
157810860	494630.718784386	239495.245529948	2.5282	255135.473254438	2.5282
157810920	494694.922313297	239559.452985932	2.5547	255135.469327365	2.5547
157810980	494753.328481304	239617.863269949	2.5875	255135.465211355	2.5875
157811040	494805.875849338	239670.414889777	2.6267	255135.460959561	2.6267
157811100	494852.523378555	239717.066784569	2.6746	255135.456593986	2.6746
157811160	494893.274419033	239757.822022929	2.7349	255135.452396104	2.7349
157811220	494928.154893932	239792.706177698	2.806	255135.448716233	2.806
157811280	494957.193603846	239821.74802071	2.8841	255135.445583136	2.8841
157811340	494980.415405367	239844.97240772	2.9665	255135.442997647	2.9665
157811400	494997.873712978	239862.432717153	3.0525	255135.440995825	3.0525
157811460	495009.64258949	239874.203018933	3.1451	255135.439570558	3.1451
157811520	495015.823711251	239880.384961754	3.2408	255135.438749497	3.2408
157811580	495016.532116479	239881.093578314	3.332	255135.438538164	3.332
157811640	495011.92372634	239876.484778885	3.4138	255135.438947455	3.4138
157811700	495002.132041528	239866.692027389	3.4837	255135.440014139	3.4837
157811760	494987.221958656	239851.780444994	3.5396	255135.441513662	3.5396
157811820	494967.2784093	239831.835166597	3.5744	255135.443242703	3.5744
157811880	494942.380487298	239806.935262533	3.5833	255135.445224764	3.5833
157811940	494912.576749363	239777.129262769	3.565	255135.447486594	3.565

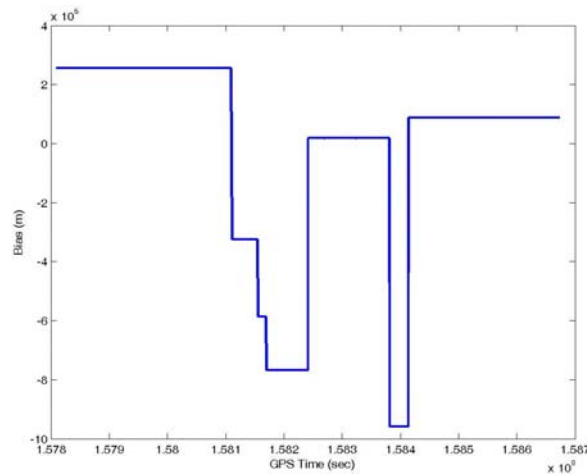
جدول ۴. بایاس برآورد شده به همراه دقت آن در بازهٔ زمانی یک‌روزه طی زمان GPS از 157,809,600 تا 157,895,940 از راه میانگین بایاس‌های محاسباتی.

مقدار عددی	پارامتر
255135.482592139	بایاس برآورد شده (متر)
0.079308	دقت بایاس برآورد شده (سانتی‌متر)
1362	تعداد مشاهدات در بازهٔ زمانی بدون جهش‌فاز

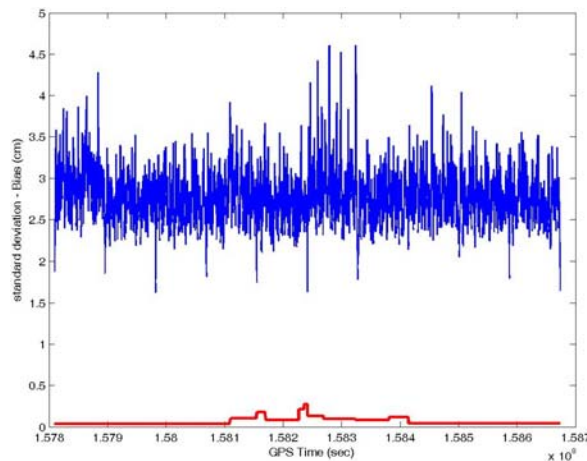
جدول ۵. مقدار محاسبه شده برای فاصله زوج ماهواره در محاسبه‌های تحقیق حاضر به همراه دقت آن در بخشی از بازه زمانی یکروزه طی زمان GPS از

157,809,600 تا 157,811,940.

زمان GPS (ثانیه)	فاصله برآورد شده در محاسبات (متر)	دقت فاصله محاسباتی (سانتی‌متر)
157809600	237346.71022721	0.079314
157809660	237447.806538682	0.079314
157809720	237552.976870118	0.079314
157809780	237661.589120269	0.079314
157809840	237773.000510234	0.079314
157809900	237886.514460366	0.079314
157809960	238001.455382345	0.079314
157810020	238117.182453935	0.079314
157810080	238233.056438418	0.079314
157810140	238348.449289133	0.079314
157810200	238462.678767247	0.079314
157810260	238575.147952351	0.079314
157810320	238685.224883839	0.079314
157810380	238792.353061833	0.079314
157810440	238896.08353342	0.079314
157810500	238996.015807084	0.079314
157810560	239091.725749254	0.079314
157810620	239182.808749281	0.079314
157810680	239268.951683859	0.079314
157810740	239349.857746854	0.079314
157810800	239425.338025345	0.079314
157810860	239495.236192247	0.079314
157810920	239559.439721158	0.079314
157810980	239617.845889166	0.079314
157811040	239670.3932572	0.079314
157811100	239717.040786416	0.079314
157811160	239757.791826894	0.079314
157811220	239792.672301793	0.079314
157811280	239821.711011707	0.079314
157811340	239844.932813228	0.079314
157811400	239862.39112084	0.079314
157811460	239874.159997352	0.079314
157811520	239880.341119112	0.079314
157811580	239881.04952434	0.079314
157811640	239876.441134201	0.079314
157811700	239866.649449389	0.079314
157811760	239851.739366517	0.079314
157811820	239831.795817162	0.079314
157811880	239806.897895159	0.079314
157811940	239777.094157224	0.079314



شکل ۸. تغییرات مقدار بایاس نامعلوم در مشاهدات فاصله‌یابی KBR در اثر بروز پدیده جهش‌فاز، در بازه زمانی ۱۰ روزه طی زمان GPS از 157,809,600 تا 158,673,540.



شکل ۹. دقت بایاس‌های محاسباتی (آبی) و دقت بایاس برآورد شده (سرخ) در بازه زمانی ۱۰ روزه، شامل تعدادی جهش‌فاز طی زمان GPS از 157,809,600 تا 158,673,540.

محاسبه این فاصله (در هر تاریخ مشاهداتی) به کمک بردار موقعیت زوج ماهواره (حاصل از مشاهدات GPS) می‌کند، که دقت بسیار پایین‌تری را نسبت به دقت فاصله مشاهداتی KBR نتیجه می‌دهد. بر این اساس، در این تحقیق، پیشنهادی به منظور رفع این مشکل از راه برآورد کمترین مربعات بایاس یادشده، ارائه و با استفاده از آن، فاصله بین دو ماهواره در هر لحظه مشاهداتی از راه تفاضل

تصویر تفاوت جاذبه بین زوج ماهواره بر امتداد LOS. مشکل موجود برای تولید این کمیت با استفاده از داده‌های واقعی GRACE که در پایگاه داده سازمان ملی هوا فضای امریکا در <http://podaac.jpl.nasa.gov/grace> قابل دسترسی است، وجود بایاس نامعلوم در مقدار مشاهداتی برای فاصله بین دو ماهواره با سامانه KBR است. این موضوع کاربران اطلاعات واقعی GRACE را وادار به

- recovery of  $5^\circ$  mean gravity anomalies from ATS-6/GEOS-3 satellite-to-satellite range-rate observation. Rep. 276. Department of Geodetic Science, The Ohio State University, Columbus.
- Han S.-C., 2003, Efficient Global Gravity Determination from Satellite-to-satellite Tracking (SST). Report # 467 Ohio State University, Columbus Ohio. 43210-1275.
- Han, S.-C., Jekeli, C., and Shum, C. K., 2003, Static and temporal gravity field recovery using grace potential difference observables. *Advances in Geosciences* 1:19-26, European Geosciences Union 2003.
- Jekeli, C., 1998, An Analysis of Geopotential Difference Determination from Satellite-to-Satellite tracking. The 2<sup>nd</sup> joint meeting of the International Gravity Commission and International Geoid Commission, 7-12, September, Trieste, Italy.
- Jekeli, C., 1999, The determination of gravitational potential differences from satellite-to-satellite tracking. *Celest. Mech. Dyn. Astr.*, **75**, 85-101.
- Jekeli, C., 2001, *Inertial Navigation Systems with Geodetic Applications*, Walter de Gruyter GmbH, second edition, ISBN 3-11-015903-1.
- Keller, W., and Sharifi, M. A., 2005, Satellite Gradiometry using a satellite pair. *J. Geodesy*, **78**, 544-557.
- Keating, T. P., Taylor P., Kahn W., and Lerch, F., 1986, *Geopotential Research Mission, Science, Engineering, and Program Summary*, NASA TM-86240.
- Kim, J., 2000, *Simulation Study of A Low-Low Satellite-to-Satellite Tracking Mission*. Ph.D. Thesis, University of Texas.
- Lachapelle, G., and Cannon, E., 1986, Single and dual frequency GPS results for baselines of 10 to 500 km, *The Canadian Surveyor*, **40**(2), 173-183.
- McCarthy D. D., and Petit, G., 2003, *IERS Conventions, International Earth Rotation and Reference Systems Service (IERS)*.
- Pisacane V. L., and Yionoulis, S. M., 1980, Recovery of Gravity variations from Satellite-to-Satellite tracking, The Johns Hopkins University, Applied Physics Laboratory Laurel Maryland.
- Reigber, C., Rizos, C., Bosch, W., Balmino, G., and Moynot, B., 1983, An improved GRIM3 Earth gravity field (GRIM3B). Presented at XVIII General Assembly of IUGG/IAG, Hamburg 1983.
- Reigber, C., 1988, *Lecture Notes on Gravity Field*
- فاصله بایاس‌دار در آن لحظه از بایاس برآورد شده، محاسبه شده است که دقت بسیار بیشتری را ایجاد می‌کند. همان‌طور که در شکل ۹ ملاحظه می‌شود، انحراف معیار مقدار محاسبه شده برای فاصله بین زوج ماهواره با استفاده از پیشنهاد نگارندگان مقاله، نسبت به محاسبه این کمیت از راه بردار موقعیت به مراتب کوچک‌تر است. همچنین از این شکل نتیجه می‌شود که هر چه بازه زمانی عاری از جهش فاز طولانی‌تر باشد، برآورد دقیق‌تری برای بایاس نامعلوم به دست می‌دهد. در نهایت با استفاده از پیشنهاد مطرح شده در این مقاله، نسخه جدیدی برای داده‌های فاصله‌یابی موجود در فایل‌های KBRL1B-X، عاری از بایاس نامعلوم، طی سال‌های ۲۰۰۲ تا ۲۰۰۶ آماده شده که در پایگاه داده آزمایشگاه ژئودزی گروه مهندسی نقشه‌برداری دانشگاه تهران قابل دستیابی است.
- تشکر و قدردانی**
- بدینوسیله از پشتیبانی مالی دانشگاه تهران در انجام این تحقیق طی طرح پژوهشی شماره ۸۱۵۱۰۰۷/۱/۰۶ تشکر و قدردانی می‌شود.
- منابع**
- Bjerhammer, A, 1968, *On Gravity*. Royal institute of Technology, Geodesy Division, Stockholm.
- Case, K., Krusinga, G. L. H., and Wu S.-C., 2004, *GRACE Level 1B Data Product User Handbook*. Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, JPL D-22027.
- Fischell, R. E., and Pisacane, V. L., 1978, A drag-free lo-lo satellite system for improved gravity field measurements, In: *Proceedings of the 9th GEOP Conference*, Department of Geod. Sci. Rep. 280, Ohio State University, Columbus, 213-220.
- Garcia, R. V., 2002, *Local Geoid Determination from GRACE mission*. Report #460 Ohio State University, Columbus Ohio. 43210-1275.
- Hajela, D. P., 1974, *Improved procedure for the*



- GeoInformatics, University of Stuttgart.
- Tapley, B., Chambers, D. P., Bettadpur, S., and Ries J. C. 2003, Large scale ocean circulation from the GRACE GGM01 geoid, *Geophys. Res. Lett.* **30**(22), 2163, doi: 10.1029/2003GL018622.
- Tapley, B., Ries, J., Bettadpur, S., Chambers, D., Cheng, M., Condi, F., Gunter, B., Kang, Z., Nagel, P., Pastor, R., Pekker, T., Poole, S., and Wang, F., 2005, GGM02-An improved Earth gravity field model from GRACE, *J. Geodesy.*, **79**, 467-478.
- Wolf, M., 1969, Direct measurements of the Earth's gravitational potential using a satellite pair. *J. Geophys. Res.*, **74**(22), 5295-5300.
- Wu S.-Ch., Kruizinga, G., and Bertiger, W., 2004, Algorithm Theoretical Basis Document for GRACE Level-1B Data Processing V1.1, Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, JPL D-27672.
- Recovery from Satellite Tracking Data, International Summer School of Theoretical Geodesy, Assisi Italy.
- Reigber, C., King, Z., König, R., and Schwintzer, P., 1996, CHAMP, A minisatellite mission for geopotential and atmospheric research, Spring AGU Meeting, Baltimore, May.
- Reigber, C., Schmidt, R., Flechtner, F., König, R., Meyer, U., Neumayer, K.-H., Schwintzer, P., and Zhu, S. Y., 2003, First GFZ GRACE Gravity Field Model EIGEN-GRACE01S, <http://op.gfz-potsdam.de/grace/results>.
- Reigber, Ch., Schwintzer, P., Neumayer, K.-H., Barthelmes, F., König, R., Förste, Ch., Balmino, G., Biancale, R., Lemoine, J.-M., Loyer, S., Bruinsma, S., Perosanz, F., and Fayard, T., 2003, The CHAMP-only Earth Gravity Field Model EIGEN-2. *Adv. Space Res.*, **31**(8), 1883-1888, 2003 (doi: 10.1016/S0273-1177(03)00162-5).
- Reigber, Ch., Jochmann, H., Petrovic, S., Schwintzer, P., Barthelmes, F., Neumayer, K.-H., König, R., Förste, Ch., Balmino, G., Biancale, R., Lemoine, J.-M., Loyer, S., Perosanz, F., 2004, Earth Gravity Field and Seasonal Variability from CHAMP, In: Reigber Ch., Schwintzer P., Wickert J. (eds.), *Earth Observation with CHAMP-Results from Three Years in Orbit*, Springer, Berlin, 25-30.
- Reigber, C., Schmidt, R., Flechtner, F., König, R., Meyer, U., Neumayer, K., Schwintzer, P., and Zhu, S. Y., 2005, An Earth gravity field model complete to degree and order 150 from GRACE: EIGEN-GRACE02S. *J. Geodyn.*, **39**, 1-10.
- Rummel, R., 1980, Geoid heights, geoid height differences, and mean gravity anomalies from low-low satellite-to-satellite tracking, an error analysis, Report No.306, Dept. of Geod. Sci., Ohio State University, Columbus.
- Rummel, R., Balmino, G., Johannessen, J., Visser, P., and Woodworth, P., 2002, Dedicated gravity field missions and aims. *J. Geodyn.*, **33**, 2-20.
- Seeber, G., 2003, *Satellite Geodesy*, Walter de Gruyter GmbH, second edition, ISBN 3-11-017549-5.
- Sharifi, M. A., 2004, *Satellite Gradiometry using a satellite pair*. Submitted in conformity with the fulfillment of conditions to commence the PhD studies, Department of Geodesy and GeoInformatics, University of Stuttgart.
- Sharifi, M., A., 2006, *Satellite to Satellite Tracking in the Space-wise Approach*, Ph.D. thesis, Department of Geodesy and