

# High Precision Remote Sensing Payload Alignment Procedure Using Theodolite and Alignment Cube

Javad Haghshenas<sup>1\*</sup> and Reza Sharifi Hafshejani<sup>2</sup>

1. Assistant Professor, Remote Sensing Payload Group, Satellite Research Institute (SRI), Iranian Space Research Center (ISRC), Tehran, Iran
2. M.Sc. Remote Sensing Payload Group, Satellite Research Institute (SRI), Iranian Space Research Center (ISRC), Tehran, Iran

\*Corresponding Author's E-mail: [j.haghshenas@isrc.ac.ir](mailto:j.haghshenas@isrc.ac.ir)

## Abstract

*In this paper, a step-by-step laboratory procedure for performing a satellite's payload's alignment measurement is presented. Four highly accurate theodolites are used along with two or more alignment corner cube to accurately extract the final attitude. Theodolites are arranged around the satellite in such a way that they have a clear direct view of the alignment cubes mounted on the payload and the satellite. Two theodolites should point to the payload's alignment cube and the other two theodolites must point to the satellite's alignment cube. Each theodolite must see at least one other theodolite, directly. Finally, by forming the coordinates systems of the payload and satellite in the theodolites coordinate system along with using the coordinate transfer matrices, the payload alignment correction matrix will be extracted in detail. The total method accuracy is within the order of few arc seconds.*

**Keywords:** Remote sensing satellite, Optical alignment, Theodolite, Alignment cube

## 1. Introduction

Alignment is one the most basic concepts in the process of AIT for many space products [1-4]. As the performance of a remote sensing payload is strictly depends on the installation and final integration performance, it is always necessary to extract the equipment's installation angles with an accuracy of a few seconds based on the requirements.

The most accurate methods for measuring alignment matrix are optical-based methodologies. So far, various optical methods have been developed by researchers to perform the alignment process [2, 5]. Interferometric methods [6], laser tracker [5] and theodolite [9] are three main approaches of these methods. The interference method is used for systems which require very high alignment accuracy. Based on Toland et al., (2004) the best accuracy of this method is about 0.36 arcsec for the azimuth direction and 0.23 arcsec for the elevation direction [2]. On the other hand, this method is difficult to setup, which is time and cost consuming. So it is not recommended for applications that do not require such a precision. In 2007, Berg et al., proposed a method based

on laser tracker to measure the alignment parameters of optical components with the accuracy of up to 2 arcsec. Due to many different optical elements in this method, the final calibrating process is very difficult which will affect the final accuracy [5]. As mentioned, another method is to use theodolites. These tools are used in a wide range of fields from mapping and meteorology to satellite alignment [7-9]. These tools have also been used in the alignment measurements of various satellites' equipment such as star trackers, which require high installation accuracy [10].

In a satellite, accurate measurement of the alignment attitude of equipment such as star sensors, gyroscopes, imaging payloads and antennas are very important. After final AIT, the exact orientation of the imaging payload must be extracted in satellite coordinate system. Finally, the transfer matrix of the payload to satellite body coordinate should be presented with very high accuracy.

## 2. Methodology

The basis of this method is to extract the normal vectors of different instruments and transform them into a



### COPYRIGHTS

© 2023 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [the Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).

### How to cite this article:

J. Haghshenas and R. Sharifi Hafshejani, "High Precision Remote Sensing Payload Alignment Procedure Using Theodolite and Alignment Cube," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 16, No. 1, pp. 1-9, 2023 (in Persian), <https://doi.org/10.30699/jsst.2023.1404>.

reference coordinate. The following conventional coordinate systems can be used for an integrated satellite; Alignment Cube coordinates system (AC), Instrument Coordinate system (IC), Satellite body Coordinate system (SC) (Figure 1)

We also used the conventional transformation matrix mathematics from literatures.

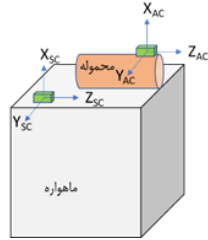


Figure 1. Coordinate systems definitions

In general, the test procedure can be divided into three steps; setup arrangement, organize the coordinate systems, measuring and data gathering.

The main components of this setup are: four theodolites, two alignment cubes and the satellite. The setup should be in such a way that each theodolite has a direct seeing of the respective cubes. As illustrated in figure 2, Theodolites T1 and T2 point to C<sub>SAT</sub> and Theodolites T3 and T4 also point to C<sub>Eq</sub>. It is also necessary for the T2 and T3 theodolites to see each other clearly.

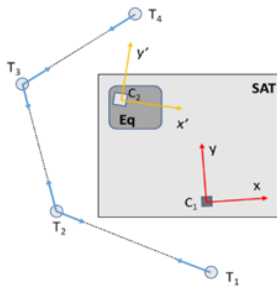


Figure 2. General setup configuration.

The data gathering procedure is as follows: each theodolite must once point to the cube face and then to the adjacent theodolites. Each pointing will results the angles of azimuth and elevation. In this configuration, a total of 20 data (10 elevation data and 10 azimuth data) should be obtained.

Table 1. Theodolite pointing arrangement

Theodolite	Observed angles (Az, El)
T <sub>1</sub>	T <sub>1</sub> →C <sub>1</sub> : (ω <sub>T1C1</sub> , φ <sub>T1C1</sub> )
	T <sub>1</sub> →T <sub>2</sub> : (ω <sub>T1T2</sub> , φ <sub>T1T2</sub> )
T <sub>2</sub>	T <sub>2</sub> →T <sub>1</sub> : (ω <sub>T2T1</sub> , φ <sub>T2T1</sub> )
	T <sub>2</sub> →C <sub>1</sub> : (ω <sub>T2C1</sub> , φ <sub>T2C1</sub> )
	T <sub>2</sub> →T <sub>3</sub> : (ω <sub>T2T3</sub> , φ <sub>T2T3</sub> )
T <sub>3</sub>	T <sub>3</sub> →T <sub>2</sub> : (ω <sub>T3T2</sub> , φ <sub>T3T2</sub> )
	T <sub>3</sub> →C <sub>2</sub> : (ω <sub>T3C2</sub> , φ <sub>T3C2</sub> )
	T <sub>3</sub> →T <sub>4</sub> : (ω <sub>T3T4</sub> , φ <sub>T3T4</sub> )
T <sub>4</sub>	T <sub>4</sub> →T <sub>3</sub> : (ω <sub>T4T3</sub> , φ <sub>T4T3</sub> )
	T <sub>4</sub> →C <sub>3</sub> : (ω <sub>T4C3</sub> , φ <sub>T4C3</sub> )

### 3. Results and Discussion

Based on the obtained angles, the transform matrix of the equipment coordinate system to the satellite coordinate system (MEq.SAT) can be extracted with a few seconds accuracy, upon the accuracy of the theodolites.

### 4. Conclusions

In this paper, the alignment procedure of an imaging payload which is installed on an operational remote sensing satellite is presented. The presented method is used four theodolites along with two alignment cubes. Due to the widespread use of theodolites and their availability in the market, as well as the very low cost of alignment cubes compared to their accuracy, this procedure can be used as a reference for measuring the alignment of equipment that has precise requirements for installation on satellites in the final AIT process.

### 5. References

- [1] O. Reading, "Precision Surveying For The 33 GeV Synchrotron At Brookhaven National Laboratory," in Tr. Mezhdunar. Konf. po Uskoritelyam, Dubna, u963, 1964, no. BNL-7203: Brookhaven National Lab., Upton, NY.
- [2] R. W. Toland, D. Leviton, and S. Koterba, "Theoferometer for high-accuracy optical alignment and metrology," in Space Systems Engineering and Optical Alignment Mechanisms, 2004, vol. 5528, pp. 305-315: SPIE.
- [3] R. Krishna, "Improved pointing accuracy using high-precision theodolite measurements," in GOES-8 and Beyond, 1996, vol. 2812, pp. 199-209: International Society for Optics and Photonics.
- [4] M. Samaan, et. al., "On-Ground Calibration and Optical Alignment for the Orion Optical Navigation Camera," Dynamical Systems Symposium, 2018, no. JSC-E-DAA-TN55364.
- [5] J. H. Burge, et.al., "Use of a commercial laser tracker for optical alignment," SPIE in Optical system alignment and tolerancing, 2007, vol. 6676, p. 66760:.
- [6] A. M. Korzun, et.al., "Theoferometer for the construction of precision optomechanical assemblies," in Optomechanical Technologies for Astronomy, 2006, vol. 6273, p. 6: 27326 .
- [7] A. E. Wetmore, "Handheld Theodolite Concept," Army Research Lab Adelphi Md Computational And Information Sciences Directorate 2011.
- [8] D. Avram, et.al., "Surveying theodolite between past and future," J. Young Sci, vol. 4, 2016.
- [9] P. Sekulic, S. B. Gregory, S. L. Hegwer, A. Ferayorni, and F. Woeger, "DKIST visible broadband imager alignment in laboratory: first results," in Ground-based and Airborne Instrumentation for Astronomy VI, 2016, vol. 9908, pp. 1576-1589: SPIE.
- [10] L. Haomiao, W. Wei, and W. Bile, "Research on theodolite auto-collimation technique based on visual image analysis," in 2017 IEEE 2nd Information Technology, Networking, Electronic and Automation Control Conference (ITNEC), 2017, pp. 150-153: IEEE.

# آزمون همراستایی دقیق محموله ماهواره سنجشی با استفاده از تئودولیت و مکعب همراستایی

جواد حق شناس<sup>۱\*</sup> و رضا شریفی هفشجانی<sup>۲</sup>

پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

\*ایمیل نویسنده مخاطب: [j.haghshenas@isrc.ac.ir](mailto:j.haghshenas@isrc.ac.ir)

## چکیده

در این مقاله، یک روال گام به گام آزمایشگاهی برای اجرای آزمون همراستایی دوربین ماهواره سنجشی ارائه شده است. برای استخراج دقیق وضعیت نهایی از چهار تئودولیت با دقت بهتر از دو ثانیه قوسی استفاده شده است. تئودولیت‌ها به گونه‌ای در اطراف ماهواره چیده می‌شوند که به مکعب‌های همراستایی نصب شده بر روی محموله و ماهواره دید مناسب داشته باشند. دو تئودولیت به سمت مکعب همراستایی نصب شده روی محموله و دو تئودولیت دیگر به سمت مکعب همراستایی نصب شده روی ماهواره نشانه می‌روند. نهایتاً، با انتقال مختصات محموله تصویربرداری به دستگاه مختصات ماهواره، به کمک چیدمان تئودولیت و مکعب، همراستایی دوربین با دقتی از مرتبه چند ثانیه قوسی به دست می‌آید.

واژه‌های کلیدی: ماهواره، همراستایی، دوربین، تئودولیت، مکعب همراستایی

## علائم و اختصارات

AC	Alignment Cube Coordinate
IC	Instrument Coordinate
SC	Satellite Coordinate
T	Theodolite
C	Alignment Cube
SAT	Satellite
AIT	Assembly, Integration and Test
CCD	Charge-Coupled Device
Eq	Equipment

## مقدمه

همراستایی<sup>۳</sup> از جمله مفاهیم اساسی در فرایند تجمیع و تست بسیاری از تجهیزات به‌شمار می‌رود [۱-۴]. هرگاه عملکرد نهایی یک سیستم وابستگی بیشتری به وضعیت زوایای نصب تجهیزات داشته باشد این اهمیت فزونی می‌یابد، تا جایی که گاهی لازم است زوایای نصب

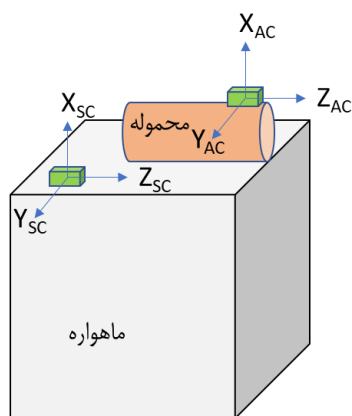
تجهیزات با دقتی در حد چند ثانیه قوسی و حتی بهتر نسبت به یک دستگاه مختصات مرجع استخراج شوند. دقیق‌ترین روش‌ها جهت اندازه‌گیری زوایای نصب، روش‌های اپتیکی هستند. روش‌های اپتیکی مختلفی تاکنون جهت انجام فرایند همراستایی توسط محققان توسعه داده شده‌اند [۲، ۵]؛ روش‌های مبتنی بر تداخل‌سنجی [۶]، ردیاب لیزری [۵] و تئودولیت [۷-۹]، سه رویکرد اصلی از این روش‌ها هستند. روش تداخل‌سنجی در فرایند همراستایی قطعاتی که نیاز به دقت نصب بسیار بالایی دارند استفاده می‌شود؛ تولد و همکاران در سال ۲۰۰۴ نشان دادند با استفاده از این روش می‌توان به خطای متوسط اندازه‌گیری از مرتبه ۰/۳۶ ثانیه قوسی برای راستای آزمایش و ۰/۲۳ ثانیه قوسی برای راستای الویشن رسید [۲]. این روش، علاوه بر چیدمان دشوار، مستلزم صرف وقت و هزینه زیادی است از این رو برای کاربردهایی که نیاز به چنین دقتی ندارند توصیه نمی‌شود. در سال ۲۰۰۷ برگ و همکاران روشی مبتنی بر استفاده از ردیاب لیزری تجاری جهت تست همراستایی قطعات اپتیکی ارائه دادند. دقت این روش می‌تواند تا ۲ ثانیه قوسی

می‌توانند ابعادی به کوچکی چند میلی متر و وزنی چند گرمی داشته باشند. همچنین، سازنده تجهیز از ابتدا با علم به انجام تست همراستایی، موقعیت مناسبی را برای نصب مکعب همراستایی در نظر می‌گیرد.

## تعاریف و فرمول‌بندی ریاضی

اساس این روش بر استخراج بردارهای نرمال دستگاه‌های مختلف و تبدیل آن‌ها به یک دستگاه مرجع است. برای یک ماهواره جمع شده که آماده انجام تست همراستایی است می‌توان دستگاه‌های مختصات قراردادی زیر را تعریف کرد.

- دستگاه مختصات مکعب همراستایی (AC): این دستگاه مختصات مربوط به مکعب همراستایی است و روی تجهیز<sup>۵</sup> مورد تست قرار گرفته است. دو وجه از این مکعب در تشکیل دستگاه مختصات به کار برده می‌شوند. این مکعب یک قطعه اپتیکی با پنج وجه آینه‌ای است که دقت تعامد اضلاعش در حد ثانیه قوسی است.
- دستگاه مختصات تجهیز مورد تست (IC): این دستگاه مختصات در مرکز جرم تجهیز مورد تست قرار گرفته است. در مورد محموله تصویربرداری، محور Z این دستگاه در راستای دید آشکارساز قرار دارد. همچنین شایان ذکر است که سازنده محموله تصویربرداری ضمن قرار دادن یک مکعب همراستایی روی بدنه دوربین، می‌بایست ماتریس انتقال دستگاه مختصات تجهیز به دستگاه مختصات مکعب همراستایی را ارائه دهد.
- دستگاه مختصات ماهواره (SC): این دستگاه مختصات با مکعب همراستایی نصب شده روی بدنه ماهواره تعریف می‌شود. از دو وجه این مکعب می‌توان برای تعیین این دستگاه مختصات بهره برد.



شکل ۲. دستگاه مختصات ماهواره و محموله تصویربرداری

از آنجاکه اساس این روش بر تبدیل دستگاه‌های مختصات است، در ادامه به ارائه روابط مربوط به دوران حول محورهای مختصات پرداخته می‌شود:

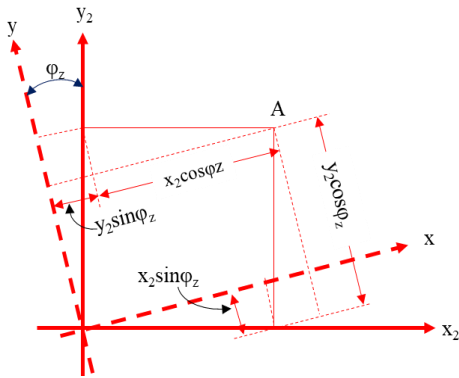
برسد. به دلیل وجود المان‌های اپتیکی مختلف در این روش، فرایند کالیبره کردن چیدمان بسیار دشوار بوده و رسیدن به چنین دقتی به سادگی میسر نیست [۵]. همان‌طور که گفته شد، روش دیگر استفاده از تتودولیت و مکعب همراستایی است. این ابزارها که در شکل ۱ قابل مشاهده هستند، در حوزه‌های گسترده‌ای از نقشه‌برداری و هواشناسی تا آزمون همراستایی ماهواره‌ها پس از جمع‌بندی نهایی کاربرد دارند [۷-۹]. از این ابزارها در تست‌های همراستایی تجهیزات مختلف سیستم‌های فضایی که نیاز به دقت نصب بالا دارند نیز بهره برده شده است [۱۰، ۱۱].



شکل ۱. تتودولیت و مکعب همراستایی

به‌عنوان مثال، می‌توان به‌انجام تست‌های همراستایی بافل تلسکوپ کروت<sup>۴</sup> در آزمایشگاه خدمات فضایی آژانس فضایی اروپا، مونتاژ ماهواره‌های GF2 و GF4 و تست همراستایی حسگر ستاره پروژه GPM اشاره کرد [۱۰، ۱۲، ۱۳].

در یک ماهواره، اندازه‌گیری دقیق وضعیت همراستایی تجهیزاتی مانند حسگر ستاره، ژيروسکوپ، محموله‌های تصویربرداری، آنتن‌ها و بسیاری از تجهیزات دیگر از اهمیت بالایی برخوردار است [۱۳، ۱۴]. بعد از اتمام مرحله جمع ماهواره، طی فرایند تست همراستایی باید مختصات دقیق محموله تصویربرداری در دستگاه مختصات ماهواره با دقت بالا استخراج شود؛ و نهایتاً ماتریس انتقال محموله تصویربرداری از دستگاه محموله به دستگاه ماهواره با دقت بسیار بالا ارائه شود. اهمیت دقت ارائه این ماتریس برای محموله تصویربرداری از آن جهت است که عدم قطعیت چند دقیقه قوسی در ماتریس انتقال می‌تواند باعث بروز خطایی در حد چند کیلومتر در نشانه‌روی محموله تصویربرداری به سمت موقعیت زمینی مورد نظر شود که درجای خود عملکرد کلی ماموریت را کاهش خواهد داد. از این رو باید روال آزمون ارائه شود که بعد از نصب محموله تصویربرداری بر روی ماهواره و جمع‌بندی نهایی آن، بتوان این ماتریس انتقال را با دقت مناسبی استخراج کرد. در پژوهش حاضر روشی جهت استخراج ماتریس انتقال دستگاه محموله تصویربرداری به دستگاه ماهواره با استفاده از تتودولیت و مکعب همراستایی ارائه شده است. لازم به ذکر است مکعب‌های همراستایی



شکل ۵. دوران به اندازه  $\varphi_z$  حوله محور  $Z_2$

با استفاده از معادلات بالا می‌توان رابطه زیر را بین دستگاه مختصات بدنه ماهواره (XYZ) و دستگاه مختصات محموله تصویربرداری (X'Y'Z') برقرار کرد:

$$\begin{aligned} x &= x'(\cos \varphi_y \cos \varphi_z) \\ &+ y'(\sin \varphi_x \sin \varphi_y \cos \varphi_z + \cos \varphi_x \sin \varphi_z) \\ &+ z'(-\cos \varphi_x \sin \varphi_y \cos \varphi_z + \sin \varphi_x \sin \varphi_z) \end{aligned} \quad (۴)$$

$$\begin{aligned} y &= x'(-\cos \varphi_y \sin \varphi_z) \\ &+ y'(-\sin \varphi_x \sin \varphi_y \sin \varphi_z \\ &+ \cos \varphi_x \cos \varphi_z) \\ &+ z'(\cos \varphi_x \sin \varphi_y \sin \varphi_z + \sin \varphi_x \cos \varphi_z) \end{aligned} \quad (۵)$$

$$\begin{aligned} z &= x'(\sin \varphi_y) + y'(-\sin \varphi_x \cos \varphi_y) \\ &+ z'(\cos \varphi_x \cos \varphi_y) \end{aligned} \quad (۶)$$

در رابطه (۸) عناصر ماتریس انتقال از دستگاه X'Y'Z' به دستگاه XYZ قابل مشاهده هستند. رابطه (۹) این ماتریس را نشان می‌دهد.

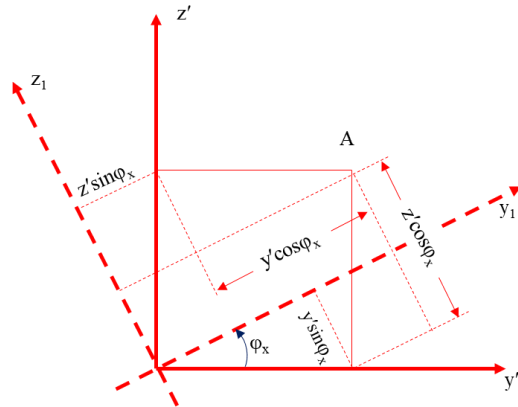
$$\begin{cases} x = m_{11}x' + m_{12}y' + m_{13}z' \\ y = m_{21}x' + m_{22}y' + m_{23}z' \\ z = m_{31}x' + m_{32}y' + m_{33}z' \end{cases} \quad (۷)$$

$$\begin{cases} m_{11} = \cos \varphi_y \cos \varphi_z \\ m_{12} = \sin \varphi_x \sin \varphi_y \cos \varphi_z + \cos \varphi_x \sin \varphi_z \\ m_{13} = -\cos \varphi_x \sin \varphi_y \cos \varphi_z + \sin \varphi_x \sin \varphi_z \\ m_{21} = -\cos \varphi_y \sin \varphi_z \\ m_{22} = -\sin \varphi_x \sin \varphi_y \sin \varphi_z + \cos \varphi_x \cos \varphi_z \\ m_{23} = \cos \varphi_x \sin \varphi_y \sin \varphi_z + \sin \varphi_x \cos \varphi_z \\ m_{31} = \sin \varphi_y \\ m_{32} = -\sin \varphi_x \cos \varphi_y \\ m_{33} = \cos \varphi_x \cos \varphi_y \end{cases} \quad (۸)$$

$$M_{CAM.SAT} = \begin{bmatrix} m_{11} & m_{21} & m_{31} \\ m_{12} & m_{22} & m_{32} \\ m_{13} & m_{23} & m_{33} \end{bmatrix} \quad (۹)$$

دوران حول محور X: دوران تحت زاویه  $\varphi_x$  حول این محور در شکل ۳ نمایش داده شده است. مختصات نقطه A بعد از اولین چرخش حول این محور به قرار زیر است:

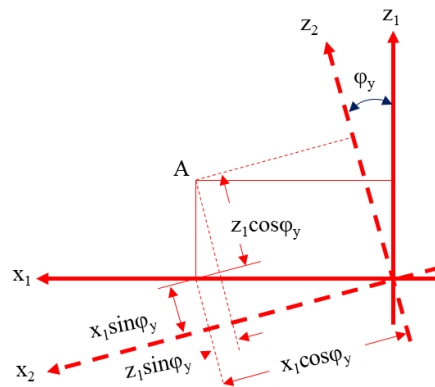
$$\begin{aligned} x_1 &= x' \\ y_1 &= y' \cos \varphi_x + z' \sin \varphi_x \\ z_1 &= -y' \sin \varphi_x + z' \cos \varphi_x \end{aligned} \quad (۱)$$



شکل ۳. دوران به اندازه  $\varphi_x$  حول محور  $X'$

دوران حول محور Y: دوران تحت زاویه  $\varphi_y$  حول محور Y در شکل ۴ نمایش داده شده است. مختصات نقطه A پس از دومین دوران حول این محور به قرار زیر است:

$$\begin{aligned} x_2 &= -z_1 \sin \varphi_y + x_1 \cos \varphi_y \\ y_2 &= y_1 \\ z_2 &= z_1 \cos \varphi_y + x_1 \sin \varphi_y \end{aligned} \quad (۲)$$



شکل ۴. دوران به اندازه  $\varphi_y$  حول محور  $Y_1$

دوران حول محور Z: دوران تحت زاویه  $\varphi_z$  حول محور Z در شکل ۵ نمایش داده شده است. مختصات نقطه A پس از دومین دوران حول این محور به قرار زیر است:

$$\begin{aligned} x &= x_2 \cos \varphi_z + y_2 \sin \varphi_z \\ y &= -x_2 \sin \varphi_z + y_2 \cos \varphi_z \\ z &= z_2 \end{aligned} \quad (۳)$$



## روال گام به گام آزمون

به طور کلی، روال انجام تست را می توان به سه مرحله تقسیم کرد:

مرحله اول: برقراری چیدمان تست

مرحله دوم: تشکیل دستگاه های مختصات

مرحله سوم: اخذ داده

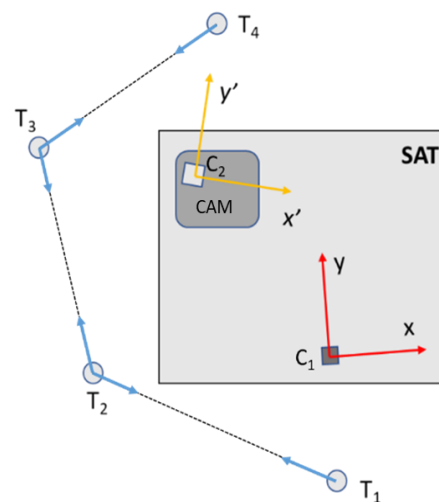
### برقراری چیدمان تست

اجزای اصلی چیدمان تست شامل چهار تئودولیت، دو مکعب همراستایی با دقت بالا و ماهواره تجمیع هستند. چیدمان باید به گونه ای باشد که هر کدام از تئودولیت ها به مکعب های مربوطه دید داشته باشند. همان طور که در شکل ۶ مشخص است، تئودولیت های  $T_1$  و  $T_2$  به سمت مکعب همراستایی نصب شده روی بدنه ماهواره ( $C_1$  یا  $C_{SAT}$ ) و تئودولیت های  $T_3$  و  $T_4$  نیز به سمت مکعب همراستایی نصب شده روی بدنه تجهیز ( $C_2$  یا  $C_{CAM}$ ) نشانده روی می کنند. همچنین لازم است جهت انتقال دستگاه مختصات تجهیز به ماهواره، تئودولیت های  $T_2$  و  $T_3$  به یکدیگر دید داشته باشند.

جهت اجرای بهینه چیدمان تست و افزایش سرعت آزمون، ضروری است به نکات زیر نیز توجه شود:

۱. ارتفاع تئودولیت ها حتی المقدور هم ارتفاع مکعب های همراستایی تنظیم شود.

۲. اگر آزمایشگاه انجام تست در برابر ارتفاعات ایزوله نیست، فاصله تئودولیت ها تا ماهواره در کمترین حالت ممکن بگونه ای باشد که شرط مربوط به دیدن مکعب های مربوطه برقرار باشد. در صورت وجود ارتفاع مکانیکی، هرچه فاصله تئودولیت از ماهواره بیشتر باشد، فرایند تعیین دقیق دستگاه های مختصات سخت تر شده و خطای اندازه گیری بالا خواهد رفت.



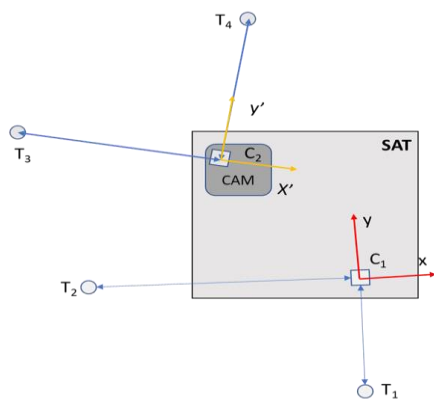
شکل ۶. چیدمان کلی تئودولیت ها و ماهواره

### تشکیل دستگاه های مختصات

بعد از حصول اطمینان از موقعیت مناسب تئودولیت ها (به گونه ای که هم قادر به دیدن وجه مکعب مربوطه باشند و هم در خط دید یکدیگر قرار گیرند)، می توان دستگاه مختصات ماهواره را به کمک  $T_1$  و  $T_2$  و دستگاه مختصات تجهیز را به کمک  $T_3$  و  $T_4$  تشکیل داد. لازم به ذکر است که در کل فرایند موقعیت مکعب های همراستایی کاملاً ثابت است و تئودولیت ها نیز بعد از استقرار تنها حرکت زاویه ای دارند.

جهت تعیین دستگاه مختصات ماهواره، همان طور که در شکل ۷ مشخص است، باید  $T_1$  و  $T_2$  به دو ضلع مکعب به گونه ای نشانده روی کنند که دو شرط زیر برآورده شوند:

۱. مرکز نشانگر تئودولیت بر مرکز مکعب منطبق باشد. مکعب های همراستایی در مرکز هر وجه دارای علامت (+) هستند. همچنین تئودولیت ها نیز دارای چنین علامتی در قسمت چشمی خود هستند. از این رو بسته به دقت تنظیم ارتفاع و چرخش زاویه ای تئودولیت می توان این دو نشان را بر یکدیگر منطبق کرد.
۲. بردار نرمال وجه مورد مشاهده مکعب، موازی با خط دید تئودولیت باشد. به این معنی که پرتو لیزر تئودولیت بعد از انعکاس از مکعب، منطبق بر پرتو فرودی باشد (شکل ۷).



شکل ۷. دستگاه های مختصات ماهواره و تجهیز

پس از تشکیل دستگاه مختصات دقیق ماهواره و محموله بصورت مجزا، امکان استخراج ماتریس تبدیل محموله-ماهواره فراهم خواهد بود.

دقت شود که پس از تشکیل ماتریس دقیق انتقال از صفحه CCD در محموله تصویربرداری به دستگاه مختصات بدنه ماهواره، امکان نگاشت صفحه آشکارساز از محموله به دستگاه مختصات جغرافیایی زمین، از طریق ماتریس های انتقال به دستگاه مداری، دستگاه مختصات اینرسی و دستگاه مختصات ژئودتیک، مطابق فلوجارت شکل ۸ فراهم خواهد بود. خواننده علاقمند جهت جزئیات بیشتر به مقاله [15] ارجاع داده می شود.

مشاهده شود. هرگاه هر دو تئودولیت به این صورت به یکدیگر نگاه کنند، در اصطلاح گفته میشود که تئودولیت‌ها به سمت یکدیگر نشانه‌روی کرده اند. دقت این نشانه‌روی نیز به دقت دوران تئودولیت در راستاهای آزیموت و الویشن وابسته است. آزیموت ( $\Phi$ )، در دستگاه مختصات کروی تعریف می‌شود و معمولاً به صورت زاویه افقی از مبدا شمال اندازه گیری می‌شود؛ به همین ترتیب، الویشن ( $\omega$ ) زاویه بین جسم و افق محلی ناظر است. در اینجا، مبدا اندازه‌گیری (صفر آزیموت و الویشن) حالتی است که در آن تئودولیت به مکعب هم‌راستایی نشانه‌روی می‌کند.

جدول ۱. جهت نشانه‌روی تئودولیت‌ها

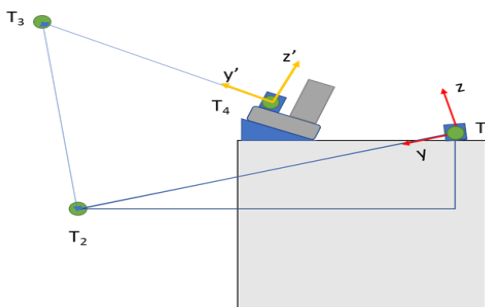
تئودولیت	زوایای مشاهده ( الویشن، آزیموت)
$T_1$	$T_1 \rightarrow C_1: (\omega_{T_1C_1}, \phi_{T_1C_1})$
$T_2$	$T_2 \rightarrow C_1: (\omega_{T_2C_1}, \phi_{T_2C_1})$
	$T_2 \rightarrow T_3: (\omega_{T_2T_3}, \phi_{T_2T_3})$
$T_3$	$T_3 \rightarrow T_2: (\omega_{T_3T_2}, \phi_{T_3T_2})$
	$T_3 \rightarrow C_2: (\omega_{T_3C_2}, \phi_{T_3C_2})$
$T_4$	$T_4 \rightarrow C_2: (\omega_{T_4C_2}, \phi_{T_4C_2})$

### تحلیل داده‌ها و استخراج ماتریس دوران

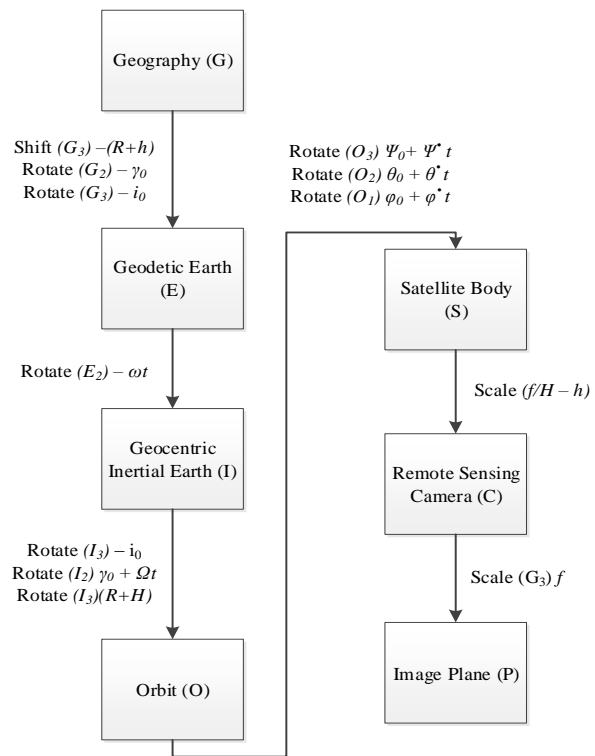
به کمک زوایای به‌دست آمده می‌توان ماتریس دوران دستگاه مختصات تجهیز به دستگاه مختصات ماهواره  $(M_{CAM,SAT})$  را با دقت چند ثانیه قوسی استخراج کرد. برای حصول این ماتریس باید زوایای دوران حول سه محور برای تجهیز نسبت به ماهواره استخراج شوند. نهایتاً به کمک این زوایا، عناصر ماتریس دوران قابل محاسبه هستند.

### دوران حول محور X

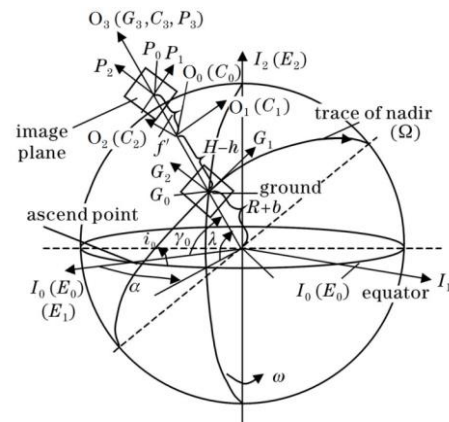
نمای صفحه Y-Z ماهواره و دوربین در شکل ۹ نمایش داده شده است. زاویه نصب دوربین جهت نمایش بهتر به صورت اغراق‌آمیز ترسیم شده است.



شکل ۱۰. نمای صفحه Y-Z



شکل ۸. فلوچارت تبدیل دستگاه‌های مختصات جغرافیایی به دستگاه تصویر



شکل ۹. پارامترهای کلی تبدیل دستگاه‌های مختصات

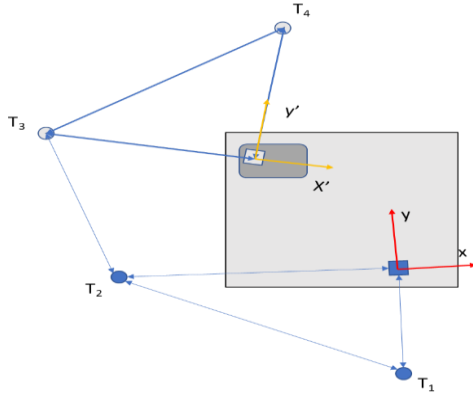
### اخذ داده‌های تست

روال اخذ داده به این صورت است که هر تئودولیت یک مرتبه باید به وجه مکعب روبروی خود و یک مرتبه به تئودولیت مجاور خود نشانه‌روی کند و در هر نشانه‌روی، زوایای آزیموت و الویشن را استخراج کند. در این روش مجموعاً ۲۰ داده (۱۰ داده الویشن و ۱۰ داده آزیموت) حاصل می‌شود؛ با این حال در این روش تنها ۶ داده مشخص شده در جدول ۱ مورد نیاز هستند.

نشانه‌روی تئودولیت‌ها به یکدیگر به این صورت است که از چشمی هر تئودولیت باید علامت (+) در ورودی اپتیک تئودولیت مجاور

### دوران حول محور Z

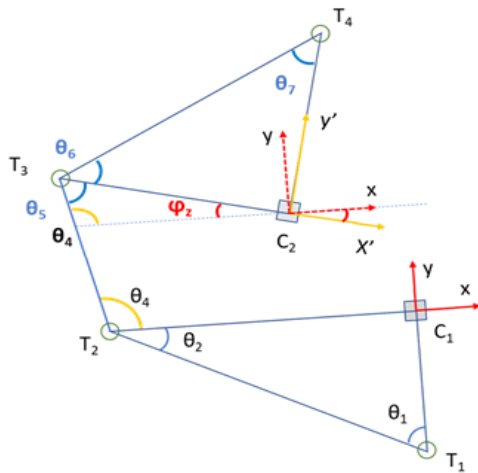
تصویر زیر چیدمان را در صفحه X-Y نشان می‌دهد



شکل ۱۴. نمای صفحه X-Y

زوایای  $\theta_4$  و  $\theta_5$  زوایای آزیموت تئودولیت‌های  $T_2$  و  $T_3$  هستند که به کمک آن‌ها می‌توان زاویه یا همان دوران حول محور Z را به دست آورد.

$$\begin{aligned} \theta_4 &= \omega_{T_2T_3} \\ \theta_5 &= \omega_{T_3T_2} \\ \varphi_Z &= 180 - \omega_{T_2T_3} - \omega_{T_3T_2} \end{aligned} \quad (12)$$



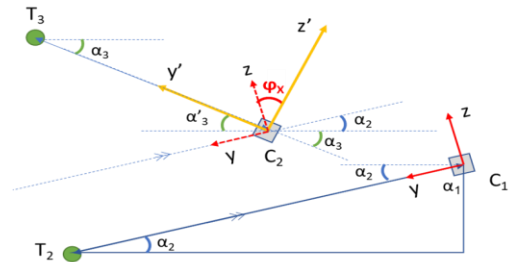
شکل ۱۵. نمای هندسی از صفحه X-Y

### ماتریس دوران

به کمک سه زاویه  $\varphi_x$ ,  $\varphi_y$  و  $\varphi_z$  که از روابط (۱۰)، (۱۱) و (۱۲) قابل حصول هستند، ضرایب دوران، رابطه (۸)، در نتیجه ماتریس دوران  $M_{CAM.SAT}$ ، رابطه (۹)، محاسبه می‌شود. از این رو مختصات محموله تصویربرداری در دستگاه مختصات بدنه ماهواره با دقت چند ثانیه قوسی استخراج می‌شود.

اگر مجموعه در صفحه Y-Z به صورت هندسی، شکل ۱۱، دیده شود آنگاه زوایای  $\alpha_2$  و  $\alpha_3$  همان زوایای الویشن تئودولیت‌های  $T_2$  و  $T_3$  هستند که به کمک آن‌ها می‌توان زاویه  $\varphi_x$  یا همان دوران حول محور X را به دست آورد.

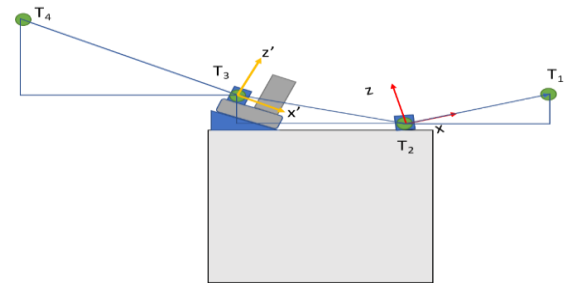
$$\begin{cases} \alpha_2 = \Phi_{T_2C_1} \\ \alpha'_3 = -\alpha_3 = -\Phi_{T_3C_2} \\ \varphi_x = \alpha'_3 + \alpha_2 = -\Phi_{T_3C_2} + \Phi_{T_2C_1} \end{cases} \quad (10)$$



شکل ۱۱. نمای هندسی از صفحه Y-Z

### دوران حول محور Y

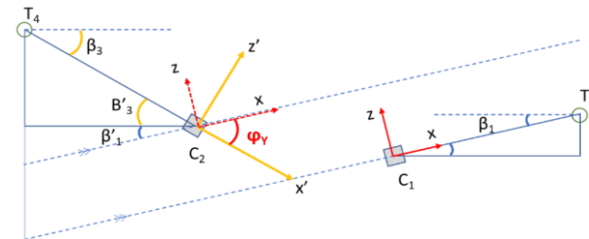
در تصویر زیر نمای صفحه Y-Z ماهواره و تجهیز مورد بررسی نمایش داده شده است.



شکل ۱۲. نمای صفحه X-Z

زوایای  $\beta_1$  و  $\beta_3$  همان زوایای آزیموت تئودولیت‌های  $T_1$  و  $T_4$  هستند که به کمک آن‌ها می‌توان زاویه یا همان دوران حول محور Y را به دست آورد.

$$\begin{cases} \beta_1 = \Phi_{T_1C_1} \\ \beta'_3 = \beta_3 = \Phi_{T_4C_2} \\ \beta'_1 = \beta_1 \\ \varphi_y = \beta'_3 + \beta'_1 = \Phi_{T_4C_2} + \Phi_{T_1C_1} \end{cases} \quad (11)$$



شکل ۱۳. نمای هندسی از صفحه X-Z



## نتیجه گیری

در این مقاله روال همراستایی و اندازه‌گیری دقت نهایی نصب یک محموله سنجشی بر روی یک ماهواره عملیاتی با استفاده از چهار تئودولیت و دو مکنب همراستایی ارائه شد. با توجه به کاربرد گسترده تئودولیت‌ها و موجود بودن آن‌ها در بازار داخلی و همچنین هزینه بسیار پایین مکنب‌های همراستایی در مقایسه با دقت آن‌ها، می‌توان از این روال به‌عنوان مرجعی جهت سنجش همراستایی تجهیزاتی که الزامات دقیقی جهت نصب بر روی ماهواره‌ها دارند، در فرآیند نهایی AIT بهره برد.

## تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

## مراجع

- assemblies," in *Optomechanical Technologies for Astronomy*, vol. 6273, pp.683-693, SPIE, 2006.
- [7] A. E. Wetmore, *Handheld Theodolite Concept*, Army Research Lab Adelphi Md Computational and Information Sciences Directorate, 2011.
- [8] D. Avram, I. Bratosin, and D. Ilie, "Surveying theodolite between past and future," *J. Young Sci*, vol. 4, 2016.
- [9] P. Sekulic, S. B. Gregory, S. L. Hegwer, A. Ferayorni, and F. Woeger, "DKIST visible broadband imager alignment in laboratory: first results," in *Ground-based and Airborne Instrumentation for Astronomy VI*, vol. 9908, pp. 1576-1589: SPI, 2016.
- [10] L. Haomiao, W. Wei, and W. Bile, "Research on theodolite auto-collimation technique based on visual image analysis," in *2017 IEEE 2nd Information Technology, Networking, Electronic and Automation Control Conference (ITNEC)*, pp. 150-153, IEE, 2017.
- [11] J. S. Choi, and In-G. Kim, "A Study on Satellite Alignment Measurements Accuracy Improvement," *Journal of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol.48, No.12, pp.987-995, 2020.
- [12] F. R. A. Tavares, "Corot Baffle: Development, Alignment and Testing Activities," presented at the Environmental Testing for Space Programmes, Noordwijk, The Netherlands, 12-14 June, 2007 .
- [13] S. Hetherington, D. Osgood, J. McMan, V. Roberts, J. Gill, and K. McLean, "Optical alignment of the global precipitation measurements (GPM) star trackers," in *Optical System Alignment, Tolerancing, and Verification VII*, vol. 8844, pp.36-51, SPIE, 2013.
- [14] H.-E. Kang, J.-B. Song, H.-s. Yang, and H. Kihm, "Measurement of primary-mirror vertex coordinates for a space camera by using a computer-generated hologram and a theodolite," *Korean Journal of Optics and Photonics*, vol. 28, no. 4, pp. 146-152, 2017.
- [15] J. Haghshenas, "Effects of Satellite Platform's vibrations on the image quality of a remote sensing payload: system level design and challenges ," in *Optical System Design, Optical Design and Engineering VI*, vol. 9626, pp. 720-733. SPIE , 2015.
- [1] O. Reading, "Precision Surveying For The 33 GeV Synchrotron At Brookhaven National Laboratory," in *Tr. Mezhdunar. Konf. po Uskoritelyam, Dubna, u963*, 1964, no. BNL-7203: Brookhaven National Lab., Upton, NY, 1964.
- [2] R. W. Toland, D. Leviton, and S. Koterba , "Theoferometer for high-accuracy optical alignment and metrology," in *Space Systems Engineering and Optical Alignment Mechanisms*, vol. 5528, pp. 305-315: SPIE, 2004.
- [3] R. Krishna, "Improved pointing accuracy using high-precision theodolite measurements," in *GOES-8 and Beyond*, vol. 2812, pp. 199-209, SPIE, 1996.
- [4] M. Samaan, S. Lockhart, G. Holt, and H. Mamich, "On-Ground Calibration and Optical Alignment for the Orion Optical Navigation Camera," in *John L. Junkins Dynamical Systems Symposium*, no. JSC-E-DAA-TN55364, 2018.
- [5] J. H. Burge, P. Su, C. Zhao, and T. Zobrist, "Use of a commercial laser tracker for optical alignment," in *Optical system alignment and tolerancing*, vol. 6676, pp. 132-143 SPIE, 2007.
- [6] A. M. Korzun, R. W. Toland, R. G. Ohl, V. Holmes, and L. R. Worrel, "Theoferometer for the construction of precision optomechanical