



High Precision Remote Sensing Payload Alignment Procedure using Theodolite and Alignment Cube

Javad Haghshenas^{1*}, and Reza Sharifi Hafshejani ²

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

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

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

جواد حق شناس^{۱*} و رضا شریفی هفشجانی^۲

۱ و ۲- محموله‌های سنجشی، پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

ایمیل نویسنده مخاطب: j.haghshenas@isrc.ac.ir

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 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 تداخل سنجی [۶]، ردیاب لیزری [۵] و تئودولیت [۷-۹]، سه رویکرد اصلی از این روش‌ها هستند. روش تداخل سنجی 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 آزیموت 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

۲. کارشناسی ارشد

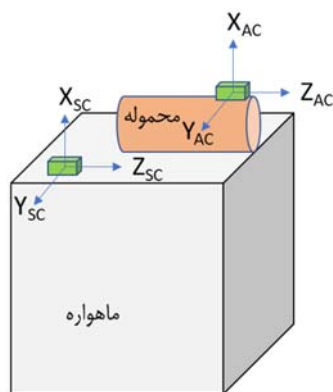
۱. استادیار (نویسنده مخاطب)

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 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 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:

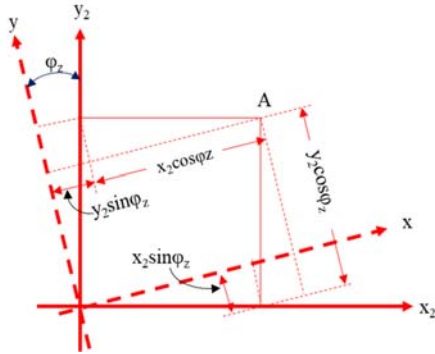
برسد. به دلیل وجود المان‌های اپتیکی مختلف در این روش، فرایند کالیبره کردن چیدمان بسیار دشوار بوده و رسیدن به چنین دقتی به سادگی میسر نیست [۵]. همان‌طور که گفته شد، روش دیگر استفاده از تئودولیت و مکعب همراستایی است. این ابزارها که در شکل ۱ قابل مشاهده هستند، در حوزه‌های گسترده‌ای از نقشه‌برداری و هواشناسی تا آزمون همراستایی ماهواره‌ها پس از جمع‌نهایی کاربرد دارند [۹-۷]. 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. تئودولیت و مکعب همراستایی

به‌عنوان مثال، می‌توان به‌انجام تست‌های همراستایی بافل تلسکوپ کروت^۴ 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 تجهیزات 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 جمع‌نهایی 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 تئودولیت و مکعب همراستایی ارائه شده است. لازم به ذکر است مکعب‌های همراستایی



شکل ۵. دوران به اندازه φ_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.

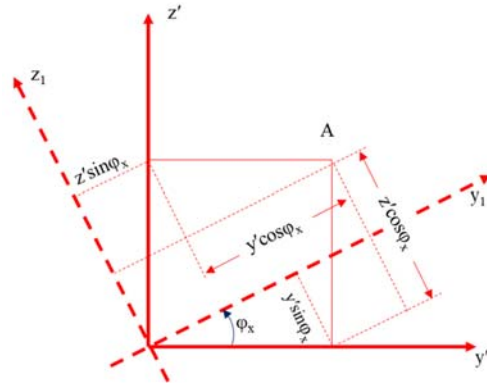
$$\begin{cases} x = m_{11}x' + m_{12}y' + m_{13}z' \\ y = m_{21}x' + m_{22}y' + m_{23}z' \\ z = m_{31}x' + m_{32}y' + m_{33}z' \end{cases} \quad (۷)$$

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

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

دوران حول محور X: دوران تحت زاویه φ_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:

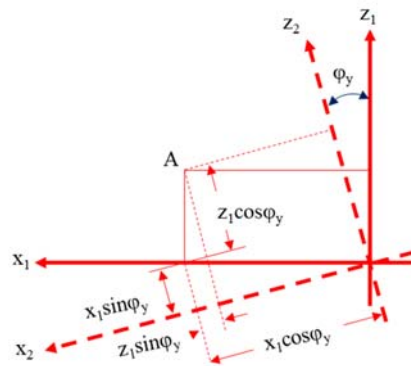
$$\begin{aligned} x_1 &= x' \\ y_1 &= y' \cos \varphi_x + z' \sin \varphi_x \\ z_1 &= -y' \sin \varphi_x + z' \cos \varphi_x \end{aligned} \quad (۱)$$



شکل ۳. دوران به اندازه φ_x حول محور X'

دوران حول محور Y: دوران تحت زاویه φ_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 φ_y حول محور Y_1

دوران حول محور Z: دوران تحت زاویه φ_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

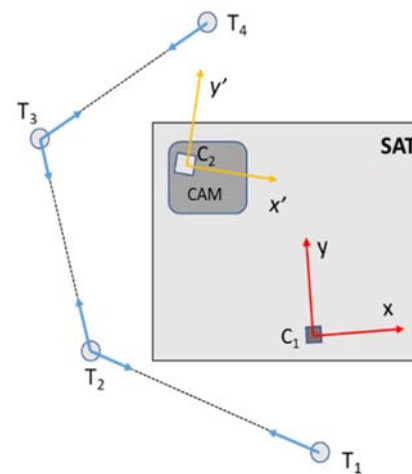
برقراری چیدمان تست

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

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



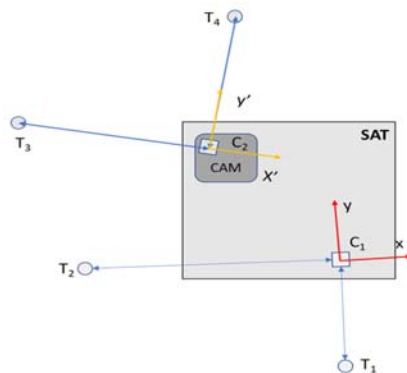
شکل ۶. چیدمان کلی تتودولیت ها و ماهواره

تشکیل دستگاه های مختصات

بعد از حصول اطمینان از موقعیت مناسب تتودولیت 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 تتودولیت 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 نشانه روی کنند که دو شرط زیر برآورده شوند:

۱. مرکز نشانگر تتودولیت بر مرکز مکعب منطبق باشد. مکعب های همراستایی در مرکز هر وجه دارای علامت (+) هستند. همچنین تتودولیت ها نیز دارای چنین علامتی در قسمت چشمی خود هستند. از این رو بسته به دقت تنظیم ارتفاع و چرخش زاویه ای تتودولیت می توان این دو نشان را بر یکدیگر منطبق کرد.
۲. بردار نرمال وجه مورد مشاهده مکعب، موازی با خط دید تتودولیت باشد. به این معنی که پرتو لیزر تتودولیت 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 (Φ)، در دستگاه مختصات کروی تعریف می‌شود و معمولاً به صورت زاویه افقی از مبدا شمال اندازه گیری می‌شود؛ به همین ترتیب، الویشن (ω) 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

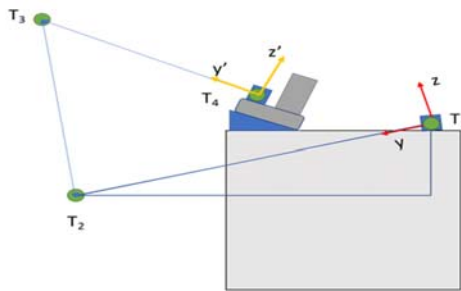
تئودولیت	زوایای مشاهده (الویشن، آزیموت)
T_1	$T_1 \rightarrow C_1: (\omega_{T1C1}, \Phi_{T1C1})$
T_2	$T_2 \rightarrow C_1: (\omega_{T2C1}, \Phi_{T2C1})$
	$T_2 \rightarrow T_3: (\omega_{T2T3}, \Phi_{T2T3})$
T_3	$T_3 \rightarrow T_2: (\omega_{T3T2}, \Phi_{T3T2})$
	$T_3 \rightarrow C_2: (\omega_{T3C2}, \Phi_{T3C2})$
T_4	$T_4 \rightarrow C_2: (\omega_{T4C2}, \Phi_{T4C2})$

تحلیل داده‌ها و استخراج ماتریس دوران

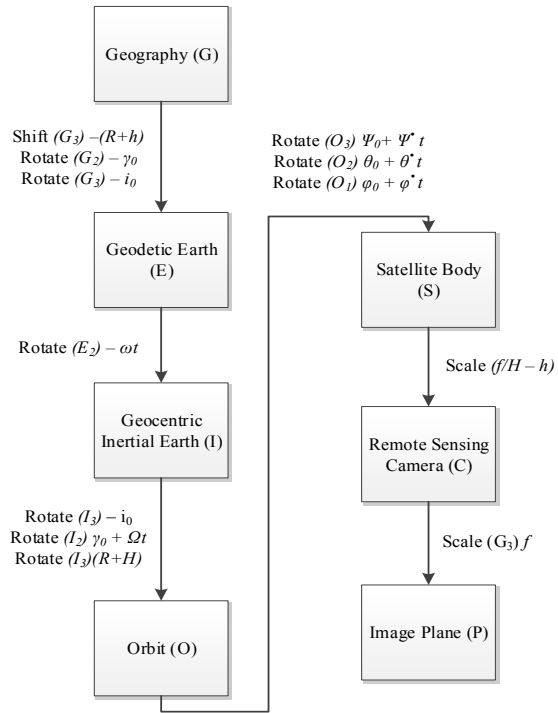
به کمک زوایای به‌دست‌آمده می‌توان ماتریس دوران دستگاه مختصات تجهیز به دستگاه مختصات ماهواره (MCAM.SAT) را با دقت چند ثانیه قوسی استخراج کرد. برای حصول این ماتریس باید زوایای دوران حول سه محور برای تجهیز نسبت به ماهواره استخراج شوند. نهایتاً به کمک این زوایا، عناصر ماتریس دوران قابل محاسبه هستند.

دوران حول محور X

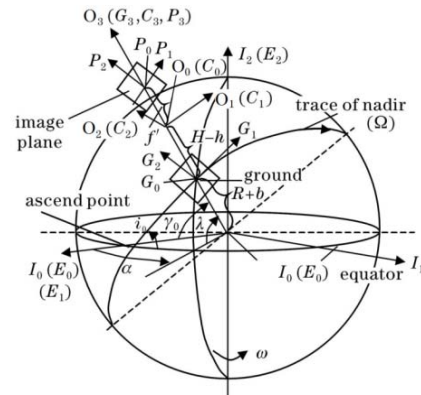
نمای صفحه Y-Z ماهواره و دوربین در شکل ۹ نمایش داده شده است. زاویه نصب دوربین جهت نمایش بهتر به صورت اغراق‌آمیز ترسیم شده است.



شکل ۱۰. نمای صفحه Y-Z



شکل ۸. فلوچارت تبدیل دستگاه‌های مختصات جغرافیایی به دستگاه تصویر



شکل ۹. پارامترهای کلی تبدیل دستگاه‌های مختصات

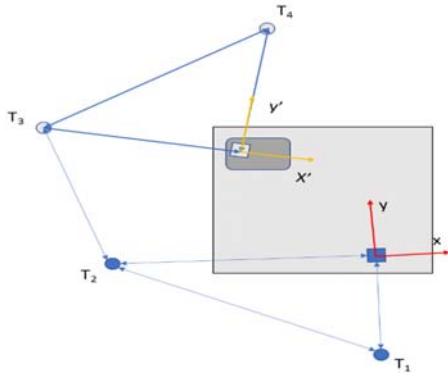
اخذ داده‌های تست

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

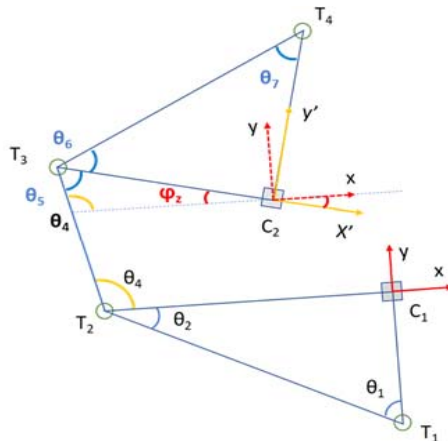
تصویر زیر چیدمان را در صفحه X-Y نشان می دهد



شکل ۱۴. نمای صفحه X-Y

زوایای θ_4 و θ_5 زوایای آزیموت تئودولیت های T_2 و T_3 هستند که به کمک آن ها می توان زاویه یا همان دوران حول محور Z را به دست آورد.

$$\begin{aligned} \theta_4 &= \omega_{T_2 T_3} \\ \theta_5 &= \omega_{T_3 T_2} \\ \varphi_Z &= 180 - \omega_{T_2 T_3} - \omega_{T_3 T_2} \end{aligned} \quad (12)$$



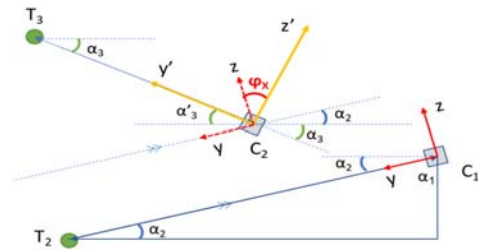
شکل ۱۵. نمای هندسی از صفحه X-Y

ماتریس دوران

به کمک سه زاویه φ_x ، φ_y و φ_z که از روابط (۱۰)، (۱۱) و (۱۲) قابل حصول هستند، ضرایب دوران، رابطه (۸)، و در نتیجه ماتریس دوران M_{CAMSAT} ، رابطه (۹)، محاسبه می شود. از این رو مختصات محموله تصویربرداری در دستگاه مختصات بدنه ماهواره با دقت چند ثانیه قوسی استخراج می شود.

اگر مجموعه در صفحه Y-Z به صورت هندسی، شکل ۱۱، دیده شود آنگاه زوایای α_2 و α_3 همان زوایای الویشن تئودولیت های T_2 و T_3 هستند که به کمک آن ها می توان زاویه φ_x یا همان دوران حول محور X را به دست آورد.

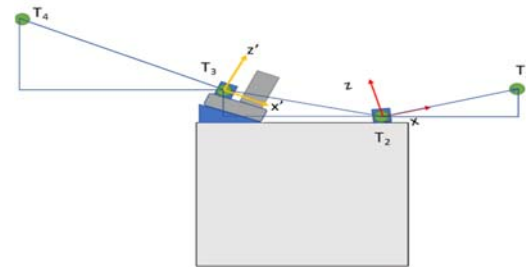
$$\begin{cases} \alpha_2 = \phi_{T_2 C_1} \\ \alpha'_3 = -\alpha_3 = -\phi_{T_3 C_2} \\ \varphi_x = \alpha'_3 + \alpha_2 = -\phi_{T_3 C_2} + \phi_{T_2 C_1} \end{cases} \quad (10)$$



شکل ۱۱. نمای هندسی از صفحه Y-Z

دوران حول محور Y

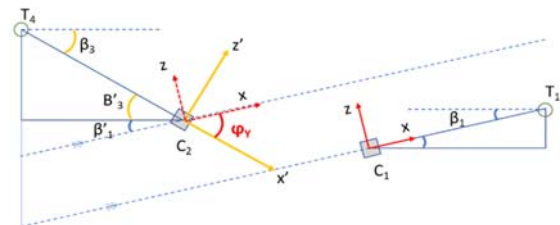
در تصویر زیر نمای صفحه Y-Z ماهواره و تجهیز مورد بررسی نمایش داده شده است.



شکل ۱۲. نمای صفحه X-Z

زوایای β_1 و β_3 همان زوایای آزیموت تئودولیت های T_1 و T_4 هستند که به کمک آن ها می توان زاویه φ_y یا همان دوران حول محور Y را به دست آورد.

$$\begin{cases} \beta_1 = \phi_{T_1 C_1} \\ \beta'_3 = \beta_3 = \phi_{T_4 C_2} \\ \beta'_1 = \beta_1 \\ \varphi_y = \beta'_3 + \beta'_1 = \phi_{T_4 C_2} + \phi_{T_1 C_1} \end{cases} \quad (11)$$



شکل ۱۳. نمای هندسی از صفحه X-Z

- 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. McMann, 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.

نتیجه گیری

در این مقاله روال همراستایی و اندازه گیری دقت نهایی نصب یک محموله سنجشی بر روی یک ماهواره عملیاتی با استفاده از چهار تئودولیت و دو مکعب همراستایی ارائه شد. با توجه به کاربرد گسترده تئودولیت ها و موجود بودن آن ها در بازار داخلی و همچنین هزینه بسیار پایین مکعب های همراستایی در مقایسه با دقت آن ها، می توان از این روال به عنوان مرجعی جهت سنجش همراستایی تجهیزاتی که الزامات دقیقی جهت نصب بر روی ماهواره ها دارند، در فرآیند نهایی AIT بهره برد.

تعارض منافع

هیچ گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [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

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/)

