



مثلبندی با استفاده از

تصاویر دوربینهای CCD^۱

TIMM OHLHOF

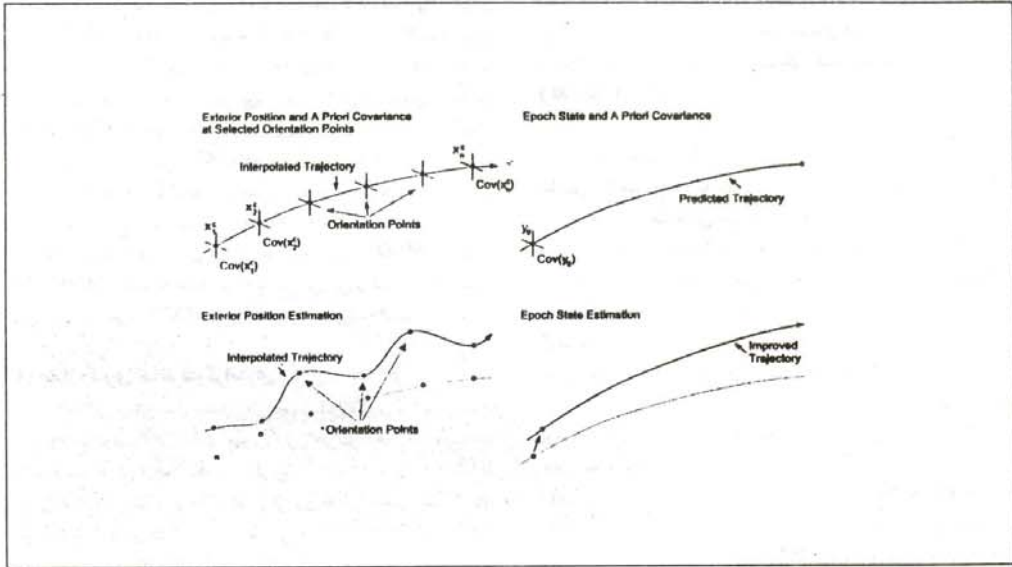
مهندس مسعود عابدی پشتیبری

نویسنده :

مترجم :

خلاصه

در ساختمان اکثر دوربینهای پیشرفته از آرایه‌های خطی CCD^۲ استفاده شده است. تصاویر استریو، همزمانی که سکوی^۳ دوربین در حرکت است برداشته می‌شوند. مدل ریاضی، برای اندازه‌گیری نقاط فتوگرامتری در تصویربرداری هوایی براساس چندجمله‌ایها^۴ می‌باشد، با توجه به اینکه در تصویربرداری فضایی شرطهای ۵ مداری نیز در نظر گرفته خواهد شد. نتایج شبیه‌سازی کامپیوتری^۶ برای اندازه‌گیری نقاط در بلوک اجستمنت همزمان^۷ بیانگر این است که با استفاده از پوششهای عرضی بیشتر بین استریپ‌ها (Strip(s) و بکارگیری استریپهای متقاطع نتایج بهتری حاصل خواهد شد. مزایای استفاده از دوربینهای CCD بررسی شده و مدل‌های ریاضی مناسب جهت اندازه‌گیری نقاط با دوربین هوایی MEOSS و دوربین فضایی MOMS-02 ارائه خواهد شد. نتایج برای دوربینهای تصویربردار MEOSS و MOMS-02، ۱ پیکسل (Pixel) و کمتر در حال مسطحاتی و ارتفاعی بدست آمد که صحت این دقتها با استفاده از نقاط کنترل مستقل مورد تأیید واقع شد.



نگاره (۱): مدل‌های هوایما (چپ) و فضاییما (راست) جهت بازسازی توجیه خارجی تصاویر CCD ← (Montenbruck et al., ۱۹۹۴ م).

۱) دوربینهای CCD

با ظهور تکنیک‌های پردازش رقومی تصویر^۸ در دهه گذشته، انقلابی در فتوگرامتری بوجود آمده است. با اینکه کسب داده‌های اولیه، به هر حال، به مقدار زیادی با دوربینهای حاوی فیلم می‌باشد، هنوز آرایه‌های دو بُعدی CCD^۹ به اندازه و قدرت مشابه فیلم در دسترس نبوده و احتمالاً در آینده نزدیک هم در دسترس نخواهند بود. سنجنده‌های خطی با قدرت تفکیک بالا مورد توجه فتوگرامتری هوایی و به خصوص فتوگرامتری فضایی می‌باشند. با توجه به اینکه تصویر رقومی مستقیماً اخذ شده و دوربین در حرکت بوده است تکنیکهای پردازش مناسب باید در نظر گرفته شود. در ساختمان اکثر دوربینهای پیشرفته از آرایه‌های خطی CCD استفاده شده است. تصاویر استریو همزمانی که دوربین در حال حرکت است برداشت می‌شود. دوربینهای CCD از قسمتهای مختلف زمین در زمانهای مشابه تصویربرداری می‌کند بنابراین با توجه به حرکت سگویی سنجنده، تصویر CCD قسمت مشابه‌ای از زمین در زمانهای مختلف می‌باشد. از دوربینهای CCD در چندساله اخیر در پروژه‌های هوایی و فضایی استفاده شده و از نظر یکبارگیری در کارهای اجرایی، مراحل اولیه را سپری می‌کنند. سیستمهای مهم و اصلی که بر مبنای دوربینهای CCD می‌باشند عبارتند از:

- Monocular Electro-Optical Stereo Scanner (MEOSS) (Lanzl 1986);
- Modular Optoelectronic Multispectral Scanner (MOMS-02) (Seige, Meissner 1993);
- Digital Photogrammetric Assembly (DPA) (Müller et al. 1994);
- High Resolution Stereo Camera (HRSC) (Neukum, Tarnopolsky 1990);
- Wide-Angle Optoelectronic Stereo Scanner (WAOSS) (Sandau, Bärwald 1994);
- Wide-Angle Airborne Camera (WAAC) (Eckardt 1995);
- Triplet Linear Scanner (TLS) (Murai et al. 1995).

TLS و WAAC, DPA, MEOSS در پروژه‌های هوایی و HRSC, MOMS-02 و WAOSS برای کاربردهای فضایی طراحی شده‌اند. هدف مشترک اصلی تمام پروژه‌ها، ادراک (تجزیه و تحلیل) و توسعه نرم‌افزاری برای یک زنجیره کامل پردازش فتوگرامتری دیجیتال



(مثلاً در هر ۱۰۰ سیکل) قرار دارند برآورد می‌شوند. در این حالت پارامترهای هر تصویر با معادلات چندجمله‌ای (مانند معادلات لاگرانژ^{۱۲}) و پارامترهای توجیه در همسایگی نقاط بدست خواهد آمد. (Ebner et al., ۱۹۹۲ م.)

مدل فوق به مقدار منطقی تعداد پارامترهای مجهول توجیه خارجی را کاهش داده و به نحو مطلوبی موقعیت^{۱۵} و وضعیت^{۱۶} سکوی دوربین هوایی را مشخص می‌کند. داده‌های موقعیت و وضعیت اولیه دوربین با استفاده از معادلات مشاهدات دفرانسیلی GPS و سیستم INS فرموله‌بندی شده و بدست می‌آید. خطاهای سیستماتیک مشاهدات موقعیت و وضعیت در پارامترهای استریپ یا بلوک مدوله شده و در نظر گرفته می‌شوند. به غیر از ۱۲ پارامتر اصلی که از مقادیر ثابت و ترمهای خطی زمان بدست می‌آیند دو پارامتر توجیه خارجی بایاس (Bias) و دریفت (Drift) که بیانگر موقعیت دوربین و وضعیت دوربین در نقطه توجیه انتخابی می‌باشند در نظر گرفته می‌شوند، بنابراین در معادلات هم خطی خواهیم داشت.

$$x^c(t) = x^c(t, X^c, b) \quad (2)$$

$$\theta(t) = \theta(t, \Theta, \beta) \quad (3)$$

$$u = u(x, x^c(t), \theta(t)) = u(t, x, X^c, b, \Theta, \beta) \quad (4)$$

که x^c و θ بردار موقعیت و وضعیت دوربین CCD در زمانهای t از آنجاییکه X^c و Θ موقعیت و وضعیت مشابه در نقاط توجیه I می‌باشند.

۲-۲) مدل ریاضی برای دوربینهای CCD فضایی

۲-۲-۱) شرطهای مداری

مدل هوایی که در بالا شرح داده شد برای موارد فضایی توجیه نمی‌شود برای اینکه پارامترهای موقعیت برآورد شده، برای نقاط توجیه بعدی در حالت قبل با مدل فیزیکی مسیر فضایی سازگاری ندارند. مدل ریاضی فوق در کاربردهای فضایی مورد استفاده قرار نمی‌گیرد.

برای فایز آمدن به این اشکال و مانع و حل این مسئله، در الگوریتم (Algorithm) باندل اجستمنت مدل دینامیکی قوی، که شرطهای مداری حرکت فضایی را تأمین می‌کند در نظر گرفته شده است. پارامترهای موقعیت دوربین x^c که با فواصل زمانی معینی برآورد شده‌بودند، اکنون با ۶ پارامتر از بردار وضعیت هر لحظه از فواصل زمانی مشاهدات^{۱۷} Y_0 و پارامترهای اضافی مدل نیرو P معاوضه شده‌اند. پارامترهای مدل نیرو P ممکن است شامل ضریب Drag، C_D و ضریب فشار تشعشع خورشید C_{β} شوند. نگاره ۱ نمایانگر تفاوت اصلی بین مدل‌های هوایی و فضایی می‌باشد. در مدل هوایی (چپ)، پارامترهای موقعیت، مستقل از عملکرد پروازی فضایی در نظر گرفته و فرض شده‌اند. که ممکن است یک مسیر غیرواقعی از

برای تصویر 3-line از داده‌های اولیه بدست آمده تا تولید مدل‌های رقمی زمین DTM و نقشه‌های ارتوایمِج (orthoimage) می‌باشد. در ذیل شرح مختصری درباره مدل ریاضی اندازه‌گیری نقطه ارایه شده است. با توجه به اینکه در دو حالت تصویربرداری هوایی و فضایی روشهای متفاوتی اتخاذ شده است، نتایج شبیه‌سازی کامپیوتری برای اندازه‌گیری نقاط با استفاده از دوربین HRSC در بلوک اجستمنت همزمان بیانگر این است که با استفاده از پوششهای عرضی بیشتر بین استریپها و بکارگیری از استریپهای متقاطع نتایج بهتری حاصل خواهد شد. و همچنین نتایج تستهای مختلف با دوربینهای تصویربرداری هوایی MEOS و فضایی MOMS-02 ارایه شده است. نهایتاً نتایج بررسی و شرایط لازم برای بکارگیری دوربینهای CCD در پروژه‌ها فرموله‌بندی شده است.

۲) اندازه‌گیری نقاط فتوگرامتری

در این بخش مدل ریاضی لازم جهت اندازه‌گیری و تعیین نقاط شرح داده شده است. در حالت تصویربرداری هوایی یک چند جمله‌ای پیشنهاد شده است، از آنجاییکه یک نگارش جدید که از محدودیتها و شرایط مداری استفاده می‌شود در حالت تصویربرداری فضایی پیشنهاد شده است، تعیین نقاط به طریق فتوگرامتری (نقطه‌یابی فتوگرامتریک) بر مبنای اصول باندل اجستمنت (Bundle adjustment) بوده و شامل تعیین نقاط هدف^{۱۸} و دوباره‌سازی توجیه خارجی تصاویر CCD می‌باشد. که آن یک وظیفه مرکزی با Y_0 در زنجیره پردازش فتوگرامتری ارایه می‌نماید که بر آن اساس نتیجه محاسبات پایه‌ریزی می‌شوند. معادلات هم خطی^{۱۱} به صورت ذیل می‌باشد.

$$u = u(x, x^c(t), \theta(t)) \quad (1)$$

فرموله نمودن رابطه‌ای بین مختصات تصویر مشاهده شده $u = (u_x, u_y)^T$ و مختصات Object Points، $x = (X, Y, Z)^T$ از نقطه p و پارامترهای مجهول توجیه خارجی $x^c = (X^c, Y^c, Z^c)^T$ و $\theta = (\xi, \eta, \beta)^T$ به ترتیب، از تصویر I_1 ، زوایای توجیه ξ و η و باید طوری انتخاب شوند که از فردها جلوگیری شده و معادلات قابل حل باشند. در فتوگرامتری هوایی، معمولاً زوایا حول محورهای X, Y, Z ^{۱۹} در ارتباط با یک سیستم مختصات توپوستریک^{۱۳} استفاده می‌شوند. در فتوگرامتری فضایی زوایای سه گانه Euler، با حرکت فضایی در طول مسیر نسبت دارند، به خوبی با سیستم مختصات جئوستریک مناسب‌اند.

۲-۱) مدل ریاضی برای دوربینهای CCD هوایی

کلاً، مدل ریاضی برای ساخت مجدد عناصر توجیه خارجی، باید از ۶ پارامتر مجهول برای هر تصویر 3-line عملاً استفاده شود. در هر حال اطلاعات کافی برای اندازه‌گیری تعداد زیادی از مجهولات وجود ندارد. پارامترهای توجیه خارجی فقط برای نقاط I_1 که در فواصل زمانی معینی



و مشتقات جزئی مورد نیاز در اجستمنت عبارتند از:

$$\frac{\partial u}{\partial y_0} = \frac{\partial u}{\partial x^c} \frac{\partial x^c}{\partial y_0} \quad (7)$$

$$\frac{\partial u}{\partial p} = \frac{\partial u}{\partial x^c} \frac{\partial x^c}{\partial p} \quad (8)$$

$$\frac{\partial u}{\partial \theta} = \frac{\partial u}{\partial \theta} \frac{\partial \theta}{\partial \theta} \quad (9)$$

ارتباط تقسیمات جزئی x^c با y_0 و p از معادلات متغیر θ که همزمان با معادله حرکت محاسبه می‌شوند بدست می‌آید. مفهوم مشتقات جزئی دستیابی به انحرافات معادلات هم خطی و فرمول انتروپله چندجمله‌ای می‌باشد.

۳- مثلث بندی بلوک با استفاده از شبیه سازی کامپیوتری

۳-۱) مأموریت MARS 96 و آزمایش دوربین HRSC

در این قسمت مثلث بندی با استفاده از شبیه سازی کامپیوتری با دوربین تصویربردار HRSC ارایه شده است. دوربین HRSC در سال ۱۹۹۶ م طراحی شده است و قرار بود در مأموریت سفر به سیاره مریخ داخل یک فضایی روسی قرار گیرد. مدار فضایی Mars 96 بیضی شکل با ارتفاع اوج ۲۲۰۰۰ کیلومتر و ارتفاع حضیض ۲۰۰ کیلومتر می‌باشد.

HRSC دوربینی تک لنز، شامل سه صفحه سنجنده مشابه در فاصله کانونی می‌باشد. که به ترتیب در جلو، استنادنا دیر^{۲۳}، و عقب قرار گرفته‌اند. هر صفحه شامل سه آرایه حساس CCD می‌باشد؛ (Thompson THX 7808)؛ و هر آرایه متشکل از ۵۱۸۴ عنصر حساس است. صفحه نادیر، CCD میانی در باند پانکروماتیک عمل می‌کند و دو آرایه دیگر کانالهای سبز و آبی می‌باشند. در صفحه جلویی آرایه خارجی در باند پانکروماتیک امکان تصویربرداری استریو را داده و آرایه پانکروماتیک دیگر برای اهداف فتومتریک^{۲۴} می‌باشد و آرایه میانی در باند فروسرخ عمل می‌کند. شرایط فوق برای صفحه عقبی نیز حکمفرما بوده و با این تفاوت که به جای باند فروسرخ از کانال ارجوانی استفاده شده است.

مشخصات دوربینهای ME05,HRSC و MOMS-02 در جدول ۱ درج شده است.

مراحل پردازش فتوگرامتری و آزمایش دوربینهای WAOSS,HRSC توسط Albers, ۱۹۹۳ م و Ebner, ۱۹۹۴ م؛ نقد و بررسی شده است.

دوربین HRSC در نزدیکترین نقطه حضیض عمل می‌کند، با اندازه پیکسل ۲۰-۱۲ متر. مثلث بندی بر مبنای تصاویر HRSC بلوک

دوره ششم، شماره بیست و یکم / ۵۹

آن نتیجه گیری شود. به هرحال، در مدل فضایی (راست)، بهره گیری از واقعیت که حرکت فضاپیما در طول یک مدار مسیریاب شده و تمامی موقعیتهای اسکنر (Scanner) غیر واقعی روی این مسیر، در وقتی است که بردار حالت Epoch فضاپیما برآورد شده است. برای بدست آوردن نتایج مناسب تر اطلاعات مسیر، گذر مسیر، گذر فضاپیما و همچنین مشاهدات GPS مشترکاً در محاسبات اجستمنت ترکیبی بکار گرفته می‌شوند. به علت پیچیدگی در محاسبات اندازه گیری مدار، برنامه کامپیوتری که مستقیماً در باند اجستمنت، این مسئله را در نظر گرفته باشد وجود ندارد. در عوض به صورت آماری مشاهدات GPS و مختصات تصویری مستقیماً با یکدیگر ترکیب شده و در محاسبات بکار گرفته می‌شوند. اطلاعات مورد استفاده در باند اجستمنت عبارتند از:

- مقادیر اولیه و ماتریس های کوریلانس y_0 و p ؛
- داده های مربوط به مسیر پرواز x^c تمام زمانهای تصویربرداری را پوشش می‌دهد؛
- مشتقات جزئی x^c با در نظر گرفتن y_0 و p .

داده های مسیر پرواز و مشتقات جزئی با تقریب چندجمله ایهای چیشف^{۱۹} ممکن است خلاصه شوند، فواید اصلی مدل فضایی به اختصار عبارت است از:

- استفاده کامل از داده های گذر GPS با روش مناسب آماری؛
- کاهش تعداد پارامترهای مجهول توجیه خارجی به منظور تثبیت حل معادلات نرمال کوچک^{۲۰} شده؛
- نتایج باند اجستمنت ترکیبی^{۲۱} بیان علمی موقعیت دوربین و مسیر حرکت ماهواره با استفاده از قوانین فیزیکی را تأیید می‌کند.
- با توجه به اینکه مدل دینامیکی لازم است تا رفتار وضعیت دوربین را پی در پی طی تصویربرداری تعیین کند استفاده از شرطهای وضعیت در باند اجستمنت مانند شرطهای مداری امکان پذیر نیست. در انتها باید خاطر نشان کرد که نقاط توجیه برای وضعیت فضاپیما در نظر گرفته می‌شوند.

۲-۲) مدل ریاضی

با در نظر گرفتن شرطهای مداری، موقعیت دوربین و مختصات تصویری، معادله بردار وضعیت ماهواره y_0 و پارامترهای اضافی p عبارت است از:

$$x^c(t) = x^c(t, y_0, p) \quad (5)$$

با توجه به فرمول فوق مختصات تصویری به صورت ذیل خواهد بود.

$$u = u(x, x^c(t), \theta(t)) \quad (6)$$

$$= u(t, x, y_0, p, \theta, \theta)$$



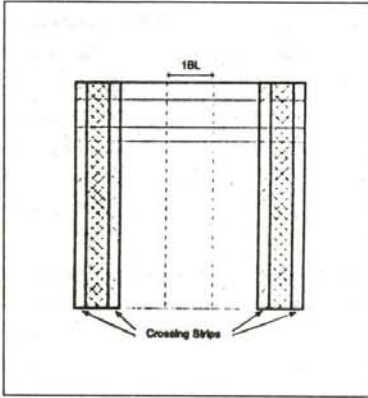
- تک استریپ (برای مقایسه):

- بلوکی شامل ۲ استریپ با پوشش عرضی % ۴۰=۹

- بلوکی شامل ۳ استریپ با پوشش عرضی % ۶۰=۹

- بلوکی شامل ۱۰ استریپ با پوشش عرضی % ۶۰=۹

- بلوکی شامل ۱۰ استریپ با پوشش عرضی % ۶۰=۹ و ۴ استریپ متقاطع.



نگاره (۲): طول استریپ‌ها ۵ برابر عرض هر استریپ (۵۱۰ کیلومتر) انتخاب شده است.

در حقیقت نقاط در ابتدا و انتهای هر استریپ در ۲ نقطه تصویر می‌شوند. در صورتی که در قسمت مرکزی هر استریپ نقاط در ۳ نقطه تصویر می‌شوند. سیستم مختصات در نظر گرفته شده کارترین XYZ می‌باشد، با این شرط که محور X در امتداد مسیر پرواز باشد. نقاط تصویری هر بلوک در شبکه‌ای به فواصل $AX=0/8$ کیلومتر و $AY=15/5$ کیلومتر و $Z=0$ کیلومتر به طور منظم در کنار یکدیگر قرار گرفته بودند. مختصات دستگاهی با فرض اینکه ارتفاع پرواز، ارتفاع ثابت ۳۰۰ کیلومتر است قرائت و محاسبه شد. مختصات دستگاهی بدون وابستگی ۲۵ و با انحراف استاندارد $2\mu m$ (پیکسل $0/28$) در نظر گرفته شدند. با فرض اینکه قرائتهای ژیرو (gyro) طی تصویر برداری دوربین HRSC منظم بوده است. مشاهدات وضعیت، برای نقاط توجیه با دقت نسبی ۴ در نظر گرفته شده بود. فاصله بین نقاط توجیه ۸۰۰ سطر (۱۰ کیلومتر) انتخاب و تمام موقعیتها با در نظر گرفتن شرطهای مداری مسیر پرواز در نظر گرفته شده بودند. در این قسمت از نقاط کنترل زمینی استفاده نشد. و سطح مینا با روش اجتمعت آزاد^{۲۶} با کمینه‌سازی ماتریس کواریانس، مختصات سرشکن شده بدست آمدند.

اجتمعت همزمان چند استریپ با پوشش مشترک را امکان پذیر می‌سازد. با توجه به اینکه تصویربرداری در ارتفاع حسیض صورت گرفته باشد. مثلث بندی، با استفاده از شبیه‌سازی کامپیوتری، دقت بدست آمده در برنامه مأموریت فضایی Mars 96 را تأیید می‌کند. شبیه‌سازی مشابه محلی منطقه‌ای و اندازه‌گیری نقاط با استفاده از تصاویر HRSC و WAOSS توسط Ohlhof، ۱۹۹۵ م، ارائه شده است.

MOMS-02	MEOSS	HRSC	پارامترهای سنجنده
DASA	DLR	DASA	سازنده
7(8)	3	9	تعداد آرایه‌های خطی CCD
660.0/2372	61.6	175.5	فاصله کانونی اسمی [mm] استریو/نادر
10.0	10.7	7.0	اندازه عناصر CCD [μm]
			تعداد پیکسل‌های حساس در آرایه
8304/5800	3236	5184	استریو/نادر
21.4	23.5	19.0	زاویه استریو
			پارامترهای تصویر بردار
شامل	هواپما	فضایما	حمل کننده دوربین
296	11.3 ^a	300 ^b	ارتفاع پرواز [km]
4.5/13.5	2.0 ^a	12.0 ^{bc}	قدرت تفکیک زمینی استریو/نادر [پیکسل m/p]
37/78	6.4 ^a	62 ^b	عرض تصویر برداری استریو/نادر [km]

جدول (۱): مشخصات فنی اسکنرهای استریو MOMS-02, MEOSS, HRSC

a: در پرواز آزمایشی

b: در ارتفاع حسیض

c: بدون اعوجاج در پیکسل‌ها

۳-۲) پارامترهای ورودی

محاسبات شبیه‌سازی کامپیوتری برای ۵ بلوک در حالتهای مختلف ذیل انجام شد.

۶۰ / دوره ششم، شماره بیست و یکم



متوسط در ۴/۳ استریپ وجود خواهد داشت. اگر بلوک شامل ۱۰ استریپ باشد به دقت‌های مسطحاتی ۴/۳ متر و ارتفاع ۱۱/۸ متر دست خواهیم یافت. استحکام هندسی ۲۷ بلوک و دقت در اندازه‌گیری نقاط به طور چشمگیری دقت‌ها را افزایش خواهد داد. با اضافه کردن ۴ استریپ متقاطع در اطراف بلوک (به نگاره ۴ رجوع شود)؛ هر نقطه زمینی در کمتر از سه استریپ وجود خواهد داشت و مقادیر rms در حالت مسطحاتی ۲/۴ متر (۰/۲ پیکسل) و ارتفاعی ۸/۹ متر (۰/۷ پیکسل) خواهد رسید.

۴) تست عملی دوربینهای تصویربرداری

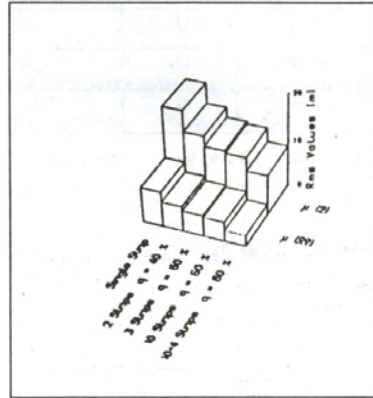
MOMS-02 و MEOSS

در این قسمت نتایج بدست آمده در محاسبات فتوگرامتری با استفاده از تصاویر هوایی و فضایی دوربینهای CCD ارایه شده است. تصاویر هوایی با استفاده از دوربین MEOSS و تصاویر فضایی با استفاده از دوربین MOMS-02 بدست آمده بود. به منظور کنترل کیفیت اندازه‌گیری نقاط، در هر پروژه نقاط کنترل به دو گروه، تقسیم‌بندی شدند.

● گروه اول شامل ۱۲ نقطه کنترل، سه نقطه در هر گوشه در منطقه‌ای به وسعت سه برابر منطقه تصویربرداری دوربین MOMS-02 و ۶ برابر منطقه تصویربرداری دوربین MEOSS بود. به منظور نمایش دقیق تر سطح مبنای جهانی؛

● گروه دوم شامل ۲۵ نقطه کنترل برای دوربین MEOSS و ۲۲ نقطه کنترل برای دوربین MOMS-02 بود با پراکندگی مناسب که به عنوان نقاط چک نیز از آنها استفاده شد.

نتایج rms فرضی و سرشکن شده برای تمام نقاط چک (Check Points) محاسبه شد. مقادیر فرضی از معکوس معادلات نرمال (Normal) با σ_0 اولیه بدست آمده در باندل اجستمنت محاسبه شده بود و مقادیر تجربی



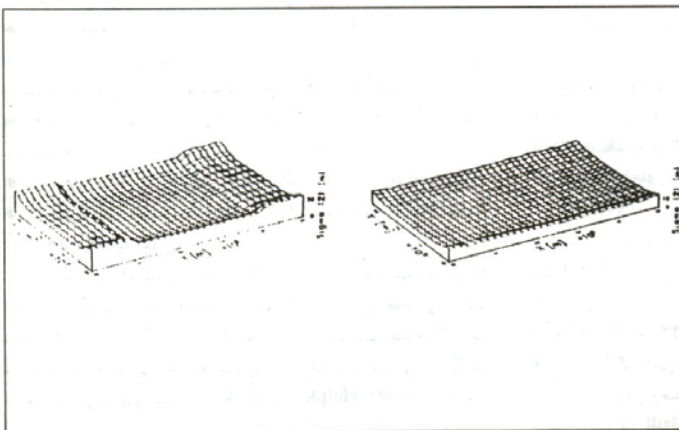
نگاره (۳)

۳-۳) نتیجه

جهت تحلیل نتایج مقادیر rms (مسطحاتی) μ_{xy} و μ_z (ارتفاعی) μ_z

انحراف استاندارد فرضی σ_x و σ_y و σ_z و تمام مختصات دستگامی سرشکن شده، محاسبه شده‌اند. مقادیر rms بیانگر دقت موضعی یا درونی اندازه‌گیری نقاط می‌باشد. در نگاره ۳ مقادیر rms برای ۵ بلوک در حالت‌های مختلف به صورت گرافیکی نمایش داده شده است. با افزایش پوشش عرضی بیشتر دقت نیز بهبود خواهد یافت.

در پوشش عرضی $q = 40\%$ هر نقطه در ۳/۲ استریپ به طور متوسط تصویر می‌شود و در پوشش عرضی $q = 60\%$ هر نقطه به طور



نگاره (۴)

انحراف استاندارد مختصات \bar{z}

سرشکن شده نقاط زمینی برای

۱۰ بلوک استریپ (راست)

بدون (چپ) و با (راست)

۴ استریپ اضافه متقاطع (HRSC).



MEOSS	(محدوده)	(فرضی)	(محاسبه شده)
μ_z	[m]	۱/۰	۱/۱
μ_y	[m]	۱/۰	۰/۹
μ_x	[m]	۳/۱	۲/۰

جدول (۲): مقادیر rms μ_x, μ_y, μ_z فرضی و محاسبه شده از ۴۵ نقطه چک

۴-۲) ارزیابی دوربین تصویر بردار فضایی MOMS-02
 دوربین MOMS-02 در دومین مأموریت آزمایشگاه فضایی آلمان در سال ۱۹۹۳ م به فضا پرتاب شد. سیستم اپتیکی MOMS-02 شامل یک مدول استریو و یک مدول چند بانده می باشد. سه لنز مدول استریو با یک آرایه CCD (Fairchild 191) سه مسیر استریو جابجایی شده با قدرت تفکیک مختلف را در اختیار می گذارند. آرایه CCD که در امتداد نادیر قرار گرفته (۴/۵ متراندازه زمینی پیکسل) شامل دو آرایه با ۶۰۰۰ عنصر حساس می باشد که مشترکاً با آرایه دیگر شامل ۸۳۰۴ عنصر حساس فعال در صفحه اپتیکی قرار گرفته اند. آرایه CCD دیگر مدول شامل ۵۸۰۰ عنصر حساس فعال (۱۳/۵ متراندازه زمینی پیکسل) می باشد. (به جدول ۱ رجوع شود). با در نظر گرفتن شرطهای مداری در باندل اجستمنت سه استریپ در غرب استرالیا (مدار شماره B ۷۵، mode ۱) با ۳۲۱۲۰ سطر و پوشش ۴۳×۷۸ کیلومتر مربع انتخاب شده بود.

باندل اجستمنت در سیستم مختصات ژئوسنتریک WGS 84 انجام شد. مانند حالت دوربین MEOSS حدود ۱۴۰۰۰ نقطه قرائت شد. در منطقه تحت پوشش ۷۹ نقطه کنترل با روش دیفرانسیلی GPS به دقت ۰/۱ متراندازه گیری شد که ۱۲ نقطه به عنوان نقاط کنترل زمینی و ۴۲ نقطه به عنوان نقاط چک در نظر گرفته شدند و مختصات دستگاهی این نقاط به صورت استریوسکوپی با استفاده از نرم افزار فتوگرامتری قرائت شد. طی مأموریت D2 داده های مسیری با استفاده از ماهواره TDRSS بدست آمد. اندازه گیری پارامترهای مسیر شماره 75B # بر مبنای اندازه گیری S ۹۰۰ باند داپلر با پوشش زمانی ۱۰ ثانیه در ۱۸۰ دقیقه انجام گرفت. انحراف استاندارد بردار وضعیت در هر لحظه ۳۰ متر بدست آمد. و با در نظر گرفتن نیروهای جداگانه دیگر بالغ بر ۵۰ متر شد؛ (Reigber, Braun, ۱۹۹۴ م).

مسئله مهم دیگر در این جا این است که زمان ثبت تصویر در کل بهتر از ۰/۵ ثانیه در مقیاس UTC نمی تواند باشد. شیفت زمانی حدود ۰/۵ ثانیه برابر حرکت ۳/۵ کیلومتر شاتل خواهد بود (۰/۵ ثانیه $7 \times$ کیلومتر بر ثانیه = ۳/۵ کیلومتر) (۱) با توجه به اینکه برای خطای زمانی در باندل اجستمنت الگوریتمی در نظر گرفته نشده است. از یک ماتریس وزن مناسب برای اجزای بردار وضعیت استفاده می شود تا در امتداد مسیر پرواز قرار گیرند. (Grill et al., ۱۹۹۵ م). به واسطه ثابت بودن زمان کسب

از مقایسه مختصات سرشکن شده و مختصات نقاط چک بدست آمد.

۴-۱) ارزیابی دوربین تصویر بردار MEOSS

در سال ۱۹۸۱ م مؤسسه تحقیقات فضایی آلمان (DLR) پیشنهاد کرد که دوربین MEOSS به همراه یک ماهواره هندی به فضا پرتاب شود. متأسفانه در اثر حادثه در پرتاب سفینه در سالهای ۱۹۸۸ م و ۱۹۹۳ م آزمایش دوربین MEOSS امکان پذیر نشد. تا سال ۱۹۸۹ میلادی که دومین پرواز آزمایشی صورت گرفت.

MEOSS دوربینی تک لنز با فاصله کانونی ۶۱/۶ میلی متر و شامل سه آرایه CCD می باشد که هر آرایه شامل ۳۲۳۶ عنصر حساس به اندازه $۱۰/۷ \mu m$ است. (به جدول ۱ رجوع شود). تصویربرداری طی آخرین پرواز آزمایشی، در ماه June سال ۱۹۸۹ م و بالای یک منطقه روستایی نزدیک Dorfen در حدود ۴۰ کیلومتری شرق شهر Munich انجام شد. سه استریپ، سه استریپ شرقی / غربی و سه استریپ دیگر، به صورت شمالی / جنوبی با پوشش عرضی ۵ الی ۶ برابر. باندل اجستمنت در سیستم مختصات توپوسنتریک انجام شد و مختصات تصویری و مختصات نقاط کنترل GCP و نقاط چک به صورت انوماتیک توسط کامپیوتر قرائت شد. (Heipke et al., ۱۹۹۴ م).

مختصات نقاط کنترل و نقاط چک با مثلث بندی هوایی از عکسهایی به مقیاس ۱:۱۵۰۰۰ بدست آمده بود. داده های موقعیت به وسیله GPS ثبت شده بود. همچنین سیستم INS اطلاعات وضعیت را در اختیار قرار می داد. فاصله مبنا در این تحلیل فاصله بیینه ۴۰ سطر یا ۸۰ متر فاصله پرواز یا ۰/۴۲ ثانیه زمان پرواز می باشد. داده های ذیل مشترکاً به همراه مشاهدات دیگر در باندل اجستمنت بکار گرفته می شوند.

- ۱۵۷۹۹ نقطه تصویری با دقت $\sigma = ۰/۲۵$ پیکسل؛
- مختصات تصویری ۱۲ نقطه کنترل زمینی GCP با دقت $\sigma = ۰/۴$ پیکسل؛
- مختصات تصویری ۴۵ نقطه چک با دقت $\sigma = ۰/۴$ پیکسل؛
- مختصات ۱۲ نقطه کنترل زمینی (Object coordinates of 12GCP) با دقتهای $\sigma_x = \sigma_y = \sigma_z = ۰/۳۳$ متر؛
- پارامترهای موقعیت ۴۲۳ نقطه توجیه با دقت های $\sigma_{\alpha} = \sigma_{\beta} = \sigma_{\gamma} = ۲۰$ متر؛
- پارامترهای وضعیت (θ, ϕ) در ۴۲۳ نقطه توجیه با دقت های $(\delta \alpha = \delta \beta = ۱۶۲)$ ثانیه کمانی.

جدول (۲) شامل مقادیر rms فرضی و محاسبه شده برای ۴۵ نقطه چک می باشد. انحراف استاندارد محاسبه شده مسطحانی ۱ متر (۰/۵ پیکسل) و ارتفاعی ۲ متر (۱ پیکسل) بدست آمد. اختلاف کم بین مقادیر فرضی و مقادیر محاسبه شده بیانگر صحت مدل ریاضی بکار گرفته شده است. ارزیابیهای بیشتر توسط Heipke et al., ۱۹۹۴ م؛ آرایه شده است.

می‌دهد. مدل ریاضی بکارگرفته شده در باندل اجستمنت بر مبنای چندجمله‌ایها می‌باشد (با در نظر گرفتن اینکه شرطهای مداری نیز در پرواز فضایی مدنظر خواهد بود). ارزیابی دوربینهای تصویربرداری MEOS و MOMS-02 نشان می‌دهد که به دقتهای کمتر از یک پیکسل در مسطحاتی و ارتفاعی دست خواهیم یافت. به منظور دستیابی به دقتهای کمتر از یک پیکسل با داشتن نقاط کنترل زمینی GCP یا بدون این نقاط شرایط ذیل را باید در نظر بگیریم.

- تعداد زیادی از نقاط قرائت شوند؛
- دقت مشاهدات موقعیت و وضعیت بالا باشد (GPS-Traking data-INS)؛
- دقت اندازه‌گیری زمان بین تصویر برداری و محاسبه مشاهدات وضعیت و موقعیت مدار بالا باشد؛
- از بلوکهای با پوشش عرضی بالاتر از $q > 60\%$ و استریپهای متقاطع استفاده کنیم. □

منابع

- 1) Albertz J., F. Scholten, H Ebner, C. Heipke and G. Neukum (1993): Two Camra Experiments on the Mars 94/96 Missions. GIS, Vol. 6, No. 4, pp. 11-16.
- 2) Braun C.v. and C.Reigber C.(1994): Space shuttle orbit determination using empirical force modelling of attitude maneuvers for the German MOMS - 02/D2 mission. Flight Mechanics and Estimation Theory Symposium, Goddard Space Flight Center, May 17-19, Greenbelt.
- 3) Ebner H., W. Kornus and T. Ohlhof (1994a): A simulation study on point determination for the MOMS - 02/D2 Space Project using an extended functional model. GIS, Vol. 7. No. 1, pp. 11-16.
- 4) Ebner H., T. Ohlhof and L. Tang (1994b): Eine Studie zur Bildzuordnung und Punktbestimmung im Rahmen der Mars 94-Mission. ZPF, Vol. 62, No. 2, pp. 57-71.
- 5) Eckardt A. (1995): The Performance of the new Wide Angle Airborne Camera (WAAC). Int. Arch. of Photogrammetry and Remote Sensing, Vol. 30, Part

اطلاعات (حدود ۱ دقیقه) رفتار پارامترهای P ثابت فرض می‌شود. اطلاعات وضعیت از قرائتهای ژیرو در سیستم کنترل ناوبری شاتل (IMU) ۲۹ بدست آمد. فاصله ۴۶۱۵ سطر یا مسافت پروازی ۶۲/۳ کیلومتر با زمان پرواز ۹/۱ ثانیه بین نقاط توجه به عنوان تست در نظر گرفته شده بود.

داده‌های ذیل به همراه مشاهدات دیگر در محاسبات بکار گرفته شد.

- مختصات تصویری ۱۳۹۵۹ نقطه با دقت $\sigma = 0/3$ (پیکسل)؛
- مختصات تصویری ۱۲ نقطه کنترل زمینی با دقت $\sigma = 0/5$ (پیکسل)؛
- مختصات تصویری ۲۲ نقطه چک با دقت $\sigma = 0/5$ (پیکسل)؛
- مختصات ۱۲ نقطه کنترل زمینی با دقتهای $\sigma_1 = 0/1$ و σ_2 و σ_3 متر؛
- اجزای برداری وضعیت Epoch با یک مانریس وزن 6×6 ؛
- پارامترهای وضعیت (σ_{θ}) در ۸ نقطه توجه با دقتهای $(\sigma_{\theta_1}, \sigma_{\theta_2}, \sigma_{\theta_3} = 0)$ ثانیه

MOMS - 02		(فرضی)	(محاسبه شده)
μ_x	[m]	۱۴/۹	۱۲/۴
μ_y	[m]	۱۵/۱	۱۲/۲
μ_z	[m]	۱۰/۲	۱۳/۰

جدول (۳): مقادیر Rms فرضی μ_x, μ_y, μ_z و بدست آمده از ۴۲ نقطه چک

در جدول ۳ مقادیر Rms فرضی و بدست آمده از ۴۲ نقطه چک ارایه شده است. مقادیر محاسبه شده بیانگر این است که دقت بدست آمده با تحلیل گرافیکی باقیمانده‌های نقاط چک نشاندهنده می‌شود که نتایج تحت تأثیر خطاهای سیستماتیک نبوده و در اثر اختلاف بین زمان تصویربرداری و کسب داده‌های مسیر پرواز، تصحیحات زیادی به اجزاء بردار وضعیت که آلوده به خطاهای مداری هستند، اعمال می‌شود. دقت مدار با استفاده از اطلاعات ماهواره TDRSS تا ۵۰ تا ۷۰ متر بدست آمده که نتایج را تا حدی می‌تواند بهبود بخشد. برای رسیدن به دقتهای فوق، نیاز به ثبت زمان با دقت حدود ۰/۱ میلی ثانیه زمانی یا بهتر می‌باشد. نتایج توسط (Grill et al., ۱۹۹۵ م)؛ و (Ohlhof, ۱۹۹۵ م)؛ مورد بحث و بررسی بیشتری قرار گرفته است.

(۵) نتیجه

دوربینهای CCD توانایی تصویربرداری استریو را دارند و اطلاعات کامل سه بعدی از سطح زمین از این نوع تصاویر بدست می‌آید، تحقیق در اندازه‌گیری نقاط با استفاده از شبیه‌سازی، رونداستفاده از تصاویر دوربینهای هوایی و فضایی را توسعه



15) Seige P. and D. Meissner D. (1993): MOMS-02: An advanced high resolution multispectral stereo scanner for Earth observation. GIS, Vol. 6, No. 1, pp.4-11.

پاورقی:

1) Block Triangulation using Three-line Images

توضیح: CCD مخفف کلمات Charged Coupled device (3-line cameras) است.

2) 3 linear CCD Sensor arrays

3) Platform

4) Polynomial

5) Constraint(s)

6) Computer simulations

7) Simultaneous block adjustment

8) Digital image processing

9) 2-D CCD arrays

10) Object Points

11) Collinearity equations

12) Roll, Pitch and Yaw angles

13) Topocentric object coordinate system

14) Lagrange Polynomials

15) Position

16) Attitude

17) Epoch

18) Solar radiation pressure coefficient

19) Chebyshev Polynomial

20) Reduced normal equations

21) Combined bundle adjustment

22) Variational equations

23) Nadir

24) Photometric

25) Uncorrelated

26) Free adjustment

27) Geometric strenght

28) Geocentric

29) Inertial measurement units (IMU)

5W1, pp. 26-29.

6) Gill E., O. Montenbruck, T. Ohlhof and M.Schmidhuber (1995): First results on shuttle orbit adjustment using MOMS-02 imagery. Proceedings of the International Space Dynamics Symposium, June 19-23, Toulouse.

7) Heipke C., W. Kornus and A. Pfannenstein (1994): The evaluation of MEOSS airborne 3-line scanner imagery - processing chain and results. Int. Arch. of Photogrammetry and Remote Sensing, Vol. 30. Part 4, pp. 239-250.

8) Lanzl F. (1986): The Monocular Electro-Optical Stereo Scanner (MEOSS) satellite experiment. Int. Archives of Photogrammetry and Remote Sensing, Vol. 26, Part 1, pp. 617-620.

9) Montenbruck O., E. Gill and T. Ohlhof (1994): A Combined Approach for Mars-94 Orbit Determination and Photogrammetric Bundle Adjustment. DLR-Forschungsbericht 94-13, 95p.

10) Müller F., O.Hofmann and A. Kaltenecker (1994): Digital Photogrammetric Assembly (DPS) point determination using airborne three-line camera imagery: practical results. Int. Arch. of Photogrammetry and Remote Sensing, Vol. 30, Part 3/2, pp. 592-598.

11) Murai S., Y. Matsumoto and X. Li (1995): Stereoscopic imagery with an airborne 3-line scanner (TLS). Int. Arch. of Photogrammetry and Remote Sensing, Vol. 30, Part 5W1, pp.20-25.

12) Neukum, G. and V. Tarnopolsky (1990): Planetary Mapping-The Mars Cartographic Data Base and a cooperative Camera Project for 1994. GIS, Vol. 3, No. 2, pp. 20-29.

13) Ohlhof T. (1995): Lokale, regionale und globale Punktbestimmung mit Bild-und Bahninformation der Mars 96-Mission. PhD thesis, Technical University Munich (in print).

14) Sandau R. and W.Bärwald (1994): A three-line wide-angle CCD stereo camera for Mars-94 mission. Int. Arch. of Photogrammetry and Remote Sensing, Vol. 30, Part 1, pp. 82-86.