امکان سنجی طراحی و ساخت سنجنده های تلفیقی در ایران

سید یاسر محسنی زنوزی(دانشجوی کارشناسی ارشد فتوگرامتری)
Email: mohseniz@sina.kntu.ac.ir
دکتر محمد جواد ولدان زوج(عضو هیات علمی دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی)
Email: valadanzouj@kntu.ac.ir
دکتر محمود رضا صاحبی(عضو هیات علمی دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی)
Email: sahebi@kntu.ac.ir
دکتر مسعود ورشوساز (عضو هیات علمی دانشگاه خواجه نصیرالدین طوسی)
Email: varshosazm@kntu.ac.ir
تهران – خیابان ولیعصرتقاطع میرداماد- دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی- دانشکده مهندسی نقشه برداری

چکیده

با توجه به روند رو به رشد کشور در زمینه های مختلف و نیاز روز افزون به اطلاعات و داده های مختلف و از طرفی با توجه به کم هزینه بودن تصاویر و اطلاعات ماهواره ای نسبت به تصاویر هوایی و امکان جلوگیری از اتلاف منابع ملی بررسی امکان طراحی سنجنده در ایران امری ضروری می باشد. سنجنده های تلفیقی نوعی از سنجنده ها می باشند که در آنها از چندین سنجنده با کاربردهای مختلف استفاده شده است و می توانند اهداف گوناگونی را برآورده سازند. از طرفی با توجه به هزینه های بالای طراحی و ساخت سنجنده، می توان با استفاده از این سنجنده ها در یک ماموریت فضایی اهداف مختلفی را دنبال نمود و هزینه ساخت مجزای سنجنده ها را نیز کاهش داد. در این راستا لازم است تا بررسی شود که برای ساخت سنجنده ها چه نکاتی بایستی مد نظر گرفته شود. از آنجایی که موارد متعددی که از جمله آنها نیاز های نقشه برداری است باید لحاظ شود، سنجنده مورد نظر باید به گونه ای طراحی گردد که ضمن بر آورده ساختن نیازهای ساخت، نیاز های کاربران مختلف از جمله نقشه برداری را به بهترین وجهی جوابگو باشد.در این راستا در این مقاله ابتدا مراحل مختلف یک ماموریت فضایی بررسی گردیده و سپس مراحل مختلف ساخت سنجنده ارائه شده است. با توجه به این مراحل، مرحله طراحی مدار سنجنده فضایی مورد بررسی قرار گرفته و در نهایت با توجه به ویژگیهای سنجنده های تلفیقی یک نمونه طراحی مدار سنجنده بر اساس سنسورهای قابل تهیه از بازار جهانی از جمله سنسورهای شرکت *Kodak* با قدرت تفکیک های مختلف ارائه گردیده است. با توجه به عدم دسترسی به تکنولوژی های نوین در عرصه ساخت *CCD* و مکانیزم داخلی سنجنده و سیستمهای پرتاب در کشورمان، این موارد نیازمند مطالعات تخصصی تر و بیشتری از جانب کارشناسان مربوطه می باشد. در ضمن از آنجاییکه در طراحی و ساخت سنجنده، تکنولوژی های مختلف و تخصصهای متفاوتی درگیر می شوند، روند طراحی و ساخت سنجنده نیازمند یک مدیریت منسجم و کارآمد بین گروه های مختلف متخصص در این زمینه در ایران می باشد.

کلمات کلیدی : طراحی، سنجنده تلفیقی، فتوگرامتری، سنجش از دور، امکان سنجی

۱- مقدمه

ماموریتهای فضایی محدوده وسیعی را از ارتباطات تا اکتشاف و کاوشهای نجومی را از مرحله ساخت سنجنده تا دفن آن در فضا شامل می شود. هیچ پردازشی به تنهایی نمی تواند کلیه احتمالهای ممکن را بررسی کند. مهمترین محدودیت در این زمینه هزینه می باشد، لذا باید طوری عمل شود که هم کمترین هزینه را تحمیل کند و هم بیشترین دست آورد را از ماموریت ارائه دهد.

طراحی و آنالیز در این زمینه یک روش تکرار می باشد که رفته رفته نیازها و روشهای رسیدن به هردو را بهبود می بخشد. لذا مراحل کلی ارائه شده در جدول (۱) باید برای طراحی هر ماموریت فضایی تکرار گردد. بطور کلی طراحی یک ماموریت فضایی دارای چهار مرحله اصلی شامل یازده مرحله فرعی می باشد[3] که در جدول(۱) ارائه شده است.

ابتدا لازم است تا هدف و لزوم انجام ماوریت تعیین گردد که این کار بوسیله نیاز سنجی های مختلف از کاربران نهایی و استفاده کنندگان از نتایج این ماموریت انجام می شود. سپس بر اساس این اهداف و نیاز سنجی های انجام شده مشخصات فنی و مفهومی ماموریت تعیین می گردد. پس از تعییین این مشخصات باید یکسری ارزیابی هایی از قبیل میزان سودمندی روش، میزان هزینه و میزان کارایی وامکان عملی شدن ماموریت صورت پذیرد. مرحله بعدی تعیین ملزومان و تجهیزات لازم برای اجرای ماموریت می باشد. مراحل مختلف تعیین ملزومات جهت طراحی ماموریت فضایی نیز بطور کلی عبارتند از[3]:

۱.شناسایی و تعیین کاربر محصول
۲. شناسایی تقدم اهداف و نیازهای کاربر برای انجام ماموریت
۳. تعیین محدودیتهای داخلی و خارجی
٤. ترجمه و تبدیل نیازهای کاربر بصورت خصوصیات عملیاتی و مشخصات سیستم
۵. ترجمه و تبدیل خصوصیات عملیاتی به مشخصات فنی (پایه ی سیستم فیزیکی)
٦. استفاده از نمودارهای بلوکی بیان کننده رابطها و روابط بین سخت افزار، نرم افزار و داده در سطح سیستم
۷. تفکیک نیازمندیهای عملیاتی برای سطوح پایین تر (سطوح معرف اجزای سیستم) با استفاده از نمودار مرحله قبل
۸. تکرار مراحل فوق به منظور تست مفروضات انجام شده و تطبیق سطوح بالاتر نیازمندیها و مراحل پیاده سازی شده عملیاتی

جدول(۱) – مراحل مختلف طراحی و آنالیز ماموریت فضایی

روند عمومی	مرحله
تعیین هدف	۱ – تعیین قیود و اهداف کلی
	۲ – تخمین کمی نیازها و ملزومات ماموریت
تعیین مشخصات ماموریت	۳– تعیین مفاهیم ماموریت پیشنهادی (ساختار ارتباطی ، انتقال داده، کنترل و...)
	٤– تعیین ساختار ماموریت پیشنهادی(سیستم زمینی و ماهواره ای)
	٥– تعیین راه اندازهای سیستم برای هر کدام
	٦– تعیین ویژگی ساختار و مفاهیم ماموریت
ارزیابی ماموریت	۷– شناسایی نیازمندی های اساسی
	۸– ارزیابی سودمندی ماموریت
	۹– تعیین مفاهیم کلی ماموریت (طرح مبنا)
تعیین ملزومات	۱۰– تعیین ملزومات سیستم
	۱۱– تخصیص ملزومات به اجزای سیستم

با توجه به ملزومات، نیازها، اهداف و مشخصات تعیین شده برای ماموریت، سنجنده مورد نظر طراحی می گردد. البته این در صورتی است که هدف اصلی یا فرعی ماموریت، کسب اطلاعات مختلف از زمین یا فضا باشد. مراحل ساخت یک سنجنده با دید کلی شامل موارد مختلفی می باشد. از آنجمله می توان به طراحی مدار، طراحی تجهیزات مورد نیاز و اندازه آنها، طراحی فضاپیما، ساخت و تست سنجنده، طراحی ریز سیستم ها، طراحی ساختار ارتباطی، طراحی سیستم زمینی، طراحی سیستم کامپیوتر ماهواره و سیستمهای پرتاب و برآورد هزینه اشاره نمود.

برای هر کدام از بخشهای مختلف در طراحی و ساخت سنجنده نیاز به متخصصین و تکنولوژیهای خاصی می باشد. از تخصصهایی که در مرحله طراحی و ساخت سنجنده می تواند مطرح باشد، می توان به متخصصین الکترونیک و مکانیک در زمینه طراحی سیستمهای کنترل سنجنده اشاره نمود. همچنین می توان از متخصصین فیزیک اپتیک در زمینه طراحی سیستمهای اپتیکی سنجنده، متخصصین مخابرات در زمینه طراحی سیستمهای ارتباطی، متخصصین فتوگرامتری و سنجش از دور در زمینه طراحی سیستمهای برداشت سنجنده و پردازش و کالیبراسیون داده ها و متخصصین طراحی صنعتی در زمینه طراحی سیستم منسجم برای سنجنده نیز نام برد.

از طرفی اطلاعات مکانی یکی از نیازهای اساسی جهت تصمیم گیری دانش مدار به منظور توسعه پایدار می باشد. همچنین با توجه به مقرون به صرفه بودن و پوشش وسیع تر تصاویر ماهواره ای، استفاده از تصاویر و اطلاعات ماهواره ای جایگاه ویژه ای یافته است[1]. همچنین به دلیل عدم امکان دسترسی همیشگی به اطلاعات و تصاویر تولید شده توسط سایر کشورها، نیاز به عدم وابستگی تولید اطلاعات از دیگران وجود دارد. در این راستا لازم است امکان طراحی و ساخت چنین سنجنده های در داخل کشور مورد بررسی قرار گیرد. بدین منظور لازم است تا بررسی شود که برای ساخت سنجنده ها علاوه بر موارد فوق چه نکاتی بایستی مد نظر گرفته شود.

از آنجایی که موارد متعددی باید لحاظ شود که از جمله آنها نیاز های نقشه برداری است، سنجنده مورد نظر باید به گونه ای طراحی شود که ضمن بر آورده ساختن نیازهای ساخت، نیاز های کاربران نقشه برداری را به بهترین وجهی جوابگو باشد. لذا در مراحل مختلف طراحی سنجنده باید از نظرات این کارشناسان استفاده شده و نیازهای آنها بعنوان یکی از کاربران اصلی سنجنده در طراحی نهایی سنجنده مد نظر قرار گیرد. از اینرو در مراحل طراحی، مدار ماهواره به گونه ای طراحی می گردد که پاسخگوی دقت های درخواستی و همچنین امکانات موجود باشد.

در این مقاله ابتدا مراحل مختلف یک ماموریت فضایی بررسی گردیده و سپس مراحل مختلف ساخت سنجنده ارائه شده است. همچنین متخصصین مورد نیاز که در طراحی و ساخت سنجنده می توانند تاثیرگذار باشند معرفی شده است و متخصصین موجود در کشور با توجه به نیاز طراحی و ساخت سنجنده و امکانات کشور بررسی گردیده است. با توجه به مراحل مختلف ساخت سنجنده، مرحله طراحی مدار سنجنده فضایی مورد بررسی قرار گرفته و در نهایت با توجه به ویژگیهای سنجنده های تلفیقی یک نمونه طراحی مدار سنجنده با توجه به سنسورهای قابل تهیه از بازار جهانی از جمله سنسورهای *Kodak* با قدرت تفکیک های مختلف ارائه گردیده است[5]. با توجه به عدم دسترسی به تکنولوژی های نوین در عرصه ساخت *CCD*[1] و مکانیزم داخلی سنجنده و سیستمهای پرتاب در کشورمان، این موارد نیازمند مطالعات تخصصی تر و بیشتری از جانب کارشناسان مربوطه می باشد.

با توجه به اینکه اصلی ترین کاربران تصاویر و اطلاعات تولید شده جامعه نقشه برداری است و اینکه تهیه و تولید اطلاعات مکانی که جزء اساسی ترین نیاز های کشور است، جهت مدیریت دانش مدار و توسعه پایدار مبتنی بر دانش، در سطوح مختلف تصمیم گیری مطرح است. لذا در مراحل طراحی وساخت سنجنده نیاز است تا از نظرات و پیش نهادات متخصصین این بخش نیز استفاده گردد تا اطلاعات و تصاویر تولید شده توسط سنجنده طراحی شده بتواند متناسب با نیازهای کشور باشد. از آنجاییکه رشته های فتوگرامتری و سنجش از دور اصلی ترین استفاده کنندگان این تصاویر و اطلاعات در زمینه تولید اطلاعات مکانی و تفسیری می باشند و می توانند کاربردهای مختلفی از این تصاویر و اطلاعات را ارائه دهند، از اینرو حضور این متخصصین در مراحل مختلف طراحی و ساخت سنجنده، لازم و ضروری خواهد بود. در ادامه اجزا و مولفه های مختلف ماموریت فضایی ارائه شده است.

۲- اجزا و مولفه های ماموریت فضایی

به منظور ایجاد یک سکوی فضایی چند ماموریتی یا تلفیقی می توان ساختار ماموریت فضایی را به چند جزء اصلی تقسیم نمود. بدین صورت که همه سنجنده ها روی یک مجموعه فضایی قرار داده شوند و قابلیتهای پردازشی بر روی مجموعه فضایی دیگر قرار گیرد و با استفاده از قابلیتهای ارتباطی و لینکهای ارتباطی مختلف موجود، اطلاعات تولید شده منتقل گردد. پیشنهاد دیگر ممکن است این باشد که از چندین سنجنده سبک و کم هزینه استفاده گردد که در هر کدام یک عمل جداگانه و مجزا انجام گیرد و در نهایت اطلاعات و نتایج مستقیما بوسیله

[1] - *Charge Coupled Device*

تجهیزات زمینی کاربر، تلفیق و ترکیب شوند. بطور کلی اغلب، هدف نهایی رسیدن به نیازهای کاربر با ریسک کمتر و هزینه کمتر می باشد.

سازمانها و برنامه ریزان مختلف، اجزای مختلفی برای ماموریت فضایی خود تعیین می کنند ولی این اجزا اغلب در هر ماموریت فضایی وجود دارد[3].

- **هدف ماموریت**[۲] چیزی است که باید بوسیله سکوی فضایی سنجش[۳] شود مانند میزان رطوبت، دمای جو، فشار هوا برای ماموریتهای فضایی یا انواع گیاهان، آب، ساختار زمین شناختی برای ماموریتهای سنجش زمین یا هدایت موشکی برای اهداف نظامی. برای ماموریتهای ارتباطی و ناوبری هدف، مجموعه ای از تجهیزات روی زمین یا روی فضاپیمای دیگر می باشد که می تواند شامل ترمینالهای ارتباطی و تجهیزات گیرنده برای ناوبری GPS یا تجهیزات دیگر کاربران باشد.

- **سکو**[٤] شامل سخت افزار و نرم افزاری است که موضوع و هدف را سنجیده یا با آن تعامل دارد. در واقع سکو، محموله ، لوازم و تجهیزات یک ماموریت است (مجموعه دوربین و سیستمهای نوری و تصویری). برای هر سکو پارامترهای مدار، سیستم حفظ وضعیت، سیستم تولید انرژی، دستورات، مدیریت داده، ساختار مناسب و سیستم کنترل دما توسط سیستمهای فرعی ماهواره تامین می گردد. سیستمهای تصویر برداری مختلفی با توجه به هدف ماموریت و نیاز کاریران طراحی می گردد که در ادامه به برخی از آنها اشاره شده است[2].

۱. سیستم برداشت نقطه ای : در این نوع سیستم برداشت بصورت نقطه ای می باشد. بدین معنی که در هر لحظه تصویربرداری یک نقطه برداشت می شود
۲. سیستم برداشت خطی : در این نوع سیستم سنجنده هر بار یک خط را برداشت می نماید که به دو صورت pushbroom و whiskbroom می باشد. در حالت pushbroom جهت برداشت خط عمود بر جهت حرکت سنجنده می باشد ولی در حالت whiskbroom جهت برداشت خط عمود بر جهت حرکت ماهواره می باشد.
۳. سیستم برداشت سطحی : در این نوع سیستم نیز در هر لحظه برداشت، سنجنده یک آرایه سطحی برداشت می نماید. شکل زیر حالتهای مختلف برداشت را نشان می دهد.
٤. **سیستم های فعال**[٥] **ماکروویو:**[8] در این سیستمها منبع تولید انرژی خود سنجنده می باشد. عمده این سیستمها، سیستمهای تصویر برداری راداری[٦] هستند. سنجنده های راداری با ارسال امواج رادیویی عوارض را آشکار و فاصله خود تا آنها را اندازه گیری میکنند. تصویربرداری در

---

[2] - *Subject of Mission*
[3] - *Sense*
4- Payload
[5] - *Active*
[6] - *Radar*

این سیستمها مثل سیستمهای pushbroom می باشد. این تصویر دو بعدی در دو جهت به نامهای آزیموت[۷] (جهت پرواز) و رنج[۸] (عمود بر جهت پرواز) تشکیل می گردد.

- **سیستم پرتاب**[۹] شامل ساختمان پرتاب، وسیله پرتاب و مراحل مختلف دیگری مانند آماده سازی سکو و اتصال تجهیزات و امکانات پشتیبانی زمینی می باشد که به منظور قرار دادن ماهواره در مدار مورد استفاده قرار می گیرد.

- **مدار**[۱۰] یا مسیر پرتاب همان مسیر حرکت ماهواره می باشد. بطور معمول یک مدار استقرار، یک مدار انتقال و یک مدار نهایی ماموریت تعریف می شود. همچنین ممکن است یک مدار برای پایان عمر ماهواره و منهدم کردن آن در نظر گرفته شود. مدار ماموریت عمدتا همه اجزای ماموریت را تحت تاثیر قرار می‌دهد و گزینه های زیادی را برای تعامل و سازگازی بین اجزای مختلف و ساختار ماموریت ایجاد می کند.

- **ساختار ارتباطی**[۱۱] مجمو عه ای از مولفه هایی می باشد که ارتباطات، دریافت فرمانها و نیازهای کنترلی را تامین می کند که مستقیما به مقدار و زمان انتقال داده مانند اعداد و موقعیت، قابلیت دسترسی و توانایی ارتباط سیستمهای فضایی و زمینی بستگی دارد.

- **سیستم زمینی**[۱۲] شامل ایستگاههای متحرک و ثابت در مناطق مختلف زمین می باشد که بوسیله ارتباطات مختلف داده ای و سیستمهای مختلف انتقال داده به یکدیگر مربوط می باشند. با استفاده از این ایستگاهها می توان ماهواره های مختلف را ردیابی نمود و دستورات مختلف را ارسال کرده و داده ها و اندازه گیری های مختلف را دریافت نمود. همچنین می توان اطلاعات مورد نظر را به کاربران مختلف در سطح زمین ارسال نمود.

- **مجموعه عملیاتی ماموریت**[۱۳] شامل افراد، سخت افزار و نرم افزارهایی است که ماموریت، مفاهیم مختلف ماموریت را انجام می دهند که مجموعه ای از محافظین، اپراتورها و روشها و انتقال داده را در بر می‌گیرد. این بخش وظیفه کنترل ماهواره و ایجاد ارتباط بین بخش زمینی و ماهواره را بر عهده دارد.

---

[7] - *Azimuth*
[8] - *Range*
[9] - *Launch System*
[10] - *Orbit*
[11] - *Communication Architecture*
[12] - *Ground System*
[13] - *Mission Operations*

۳- سنجنده های تلفیقی

سنجنده های تلفیقی نوعی از سنجنده ها می باشند که در آنها از چندین سنجنده با کاربردهای مختلف استفاده شده است و می توانند اهداف گوناگونی را برآورده سازند. از طرفی با توجه به هزینه های بالای طراحی و ساخت سنجنده، می توان با استفاده از این سنجنده ها در یک ماموریت فضایی اهداف مختلفی را دنبال نمود و هزینه ساخت مجزای سنجنده ها را نیز کاهش داد[3].

به منظور ایجاد یک سکوی فضایی چند ماموریتی یا تلفیقی می توان ساختار ماموریت فضایی را به چند جزء اصلی تقسیم نمود. بدین صورت که همه سنجنده ها روی یک مجموعه فضایی قرار داده شوند و قابلیتهای پردازشی بر روی مجموعه فضایی دیگر قرار گیرد و با استفاده از قابلیتهای ارتباطی و لینکهای ارتباطی مختلف موجود، اطلاعات تولید شده منتقل گردد. پیشنهاد دیگر ممکن است این باشد که از چندین سنجنده سبک و کم هزینه استفاده گردد که در هر کدام یک عمل جداگانه و مجزا انجام گیرد و در نهایت اطلاعات و نتایج مستقیما بوسیله تجهیزات زمینی کاربر، تلفیق و ترکیب شوند. بطو کلی اغلب هدف نهایی رسیدن به نیازهای کاربر با ریسک کمتر و هزینه کمتر می باشد.

این نوع سنجنده ها شامل سنجنده های مختلفی می باشند که بسته به نوع کاربرد سنجنده شامل ترکیبی از این سنجنده ها می باشد. از سنجنده هایی که بصورت ترکیبی و در کنار هم استفاده می شوند می توان به دوربینهای با قدرت تفکیک مختلف، سیستمهای SAR ، ارتفاع سنجها و طیف سنجها مختلف مانند مولتی اسپکترال ها و هایپر اسپکترال ها اشاره نمود[2,3]. سیستم ارتباطی این سنجنده ها اغلب شامل دوباند X و S می باشند که از X-band جهت ارسال اطلاعات از سنجنده به ایستگاه زمینی و از S-band جهت دریافت اطلاعات از ایستگاه زمینی استفاده می گردد.

مشخصات برخی از سنجنده های تلفیقی در جدول(۲) آورده شده است[2,4,6,7]. همانطوریکه در ستون مربوط به نوع مدار مشخص است اغلب این سنجنده ها دارای یک مدار دایروی می باشند. همچنین اغلب این سنجنده های دارای زاویه میلی نزدیک به ۹۸ درجه بوده و اغلب دارای مدار قطبی می باشند. ارتفاع متوسطی که این نوع سنجنده ها دارند در حدود ۷۰۰ تا ۸۰۰ کیلومتر مربع می باشد که با پریود حدود ۱۰۰ دقیقه در مدار خود حرکت می کنند و همچنین دارای وزن ۲ تا ٤ تن می باشند.

جدول (۲) – مشخصات برخی از ماهواره های تلفیقی

Satellite	orbit	Inclination (deg)	perigee Height (km)	Apogee Height (km)	Period (min)	Mass (kg)
ADEOS/RIS	Sun-synchronous , near circular	98.625	789	804.6	100.8	3560
ADEOS-2	Sun-synchronous , circular	98.62	802.9	802.9	100.1	3700
ALOS	Sun-synchronous , circular	98.16	691.65	692.65	98.51	3750
ENVISAT	Sun-synchronous , circular	98.55	800	800	100.6	8140
ERS-1	Sun-synchronous , near circular	98.52	782	785	100	2384
ERS-2	Sun-synchronous , circular	98.52	780	780	100	2516

٤- امکانات و توانمندی های طراحی و ساخت سنجنده در ایران

با توجه به مطالب ذکر شده در بخشهای قبل و مراحل مختلف طراحی سنجنده و ویژگیهای مختلف سنجنده های تلفیقی به منظور طراحی و ساخت سنجنده در ایران، با توجه به مراحل مختلف طراحی سنجنده، نیاز است تا موارد مختلفی در کشور مورد بررسی قرار گیرد. یکی از این موارد تکنولوژیهای مورد نیاز جهت ساخت سنجنده می باشد. در این مرحله نیاز است تا تکنولوژیهای مورد نیاز برای طراحی یک سنجنده بررسی گردد. تکنولوژیهایی مانند ساخت سنسورهای CCD و رادار ، ساخت بدنه سنجنده، کنترل عملکرد سنجنده، سیستمهای ارتباطی، سیستمهای کنترل زمینی، سیستمهای کالیبراسیون و ایستگاههای گیرنده زمینی.

یکی از پیش نیاز های طراحی و ساخت سنجنده وجود متخصصین مورد نیاز در کشور می باشد، لذا وجود این متخصصین و میزان توانایی آنها باید مورد بررسی قرار گیرد. مورد بعدی نیاز ها و ملزومات جهت رسیدن به چنین هدفی می باشد لذا باید یک نیازسنجی از کاربران مختلف سنجنده انجام گیرد تا نوع اطلاعات مورد نیاز و اهداف آن مشخص گردد. از طرفی هر نوع فعالیت جدید در هر زمینه ای نیاز به جلب نظر مسئولین سیاستگذار دارد و لازم است تا مسئولین با کاربردها و نتایج و سودمندی چنین کاری آشنا یی بیشتری پیدا کنند. همچنین مراکز فعال در زمینه طراحی و ساخت سنجنده در کشور باید شناسایی و حمایت گردند تا بتوانند با یکدیگر تعامل سازنده ای داشته و روند رو به رشدی را طی نمایند. پس از تعیین اهداف و نیاز ها و ملزومات طراحی و ساخت سنجنده و جلب حمایت مسئولین نیاز است تا تجهیزات مورد نیاز جهت طراحی و ساخت سنجنده فراهم گردد. این تجهیزات یا باید خریداری شوند و یا اینکه تکنولوژی ساخت آنها در کشور فراهم گردد. توجه به این نکته که غالبا در ساخت ماهواره های مختلف، چندین کشور مشارکت دارند، ضروری است. تکنولوژیهایی مانند ساخت بدنه سنجنده و خود سنجنده و CCD های مورد نیاز، در ساخت سنجنده مورد استفاده قرار می گیرند. در ادامه به نقش ژئوماتیک بخصوص فتوگرامتری و سنجش از دور در طراحی مدار و سیستم برداشت پرداخته شده است.

٥- جایگاه ژئوماتیک در طراحی مدار و سیستم برداشت

با توجه به اینکه اصلی ترین کاربران تصاویر و اطلاعات تولید شده جامعه نقشه برداری است و اینکه تهیه و تولید اطلاعات مکانی که جزء اساسی ترین نیاز های کشور است، جهت مدیریت دانش مدار و توسعه پایدار مبتنی بر دانش، در سطوح مختلف تصمیم گیری مطرح است. لذا در مراحل طراحی وساخت سنجنده نیاز است تا از نظرات و پیشنهادات متخصصین این بخش نیز استفاده گردد تا اطلاعات و تصاویر تولید شده توسط سنجنده طراحی شده بتواند متناسب با نیازهای کشور باشد. از آنجاییکه رشته های فتوگرامتری و سنجش از دور اصلی ترین استفاده کنندگان این تصاویر و اطلاعات در زمینه تولید اطلاعات مکانی و تفسیری می باشند و می توانند کاربردهای مختلفی از این تصاویر و اطلاعات را ارائه دهند، از اینرو حضور این متخصصین در مراحل مختلف طراحی و ساخت سنجنده، لازم و ضروری خواهد بود. همچنین با توجه به اینکه ارائه یک مدل پیشنهادی نیاز به کار مطالعاتی گسترده ای دارد و همچنین در کلیه مراحل بایستی نحوه پاسخگویی به نیاز کاربران مد نظر قرار گیرد،

لذا صرفا بر اساس پیشرفتهای تکنولوژیکی و فنی در جهان و بحث امکان خریداری یا ساخت تجهیزات، این نمونه پیشنهاد شده است.

با توجه به نیاز گسترده به تصاویر ماهواره ای در بخشهای مختلف، یک سیستم تصویر برداری بصورت پانکروماتیک با رزولوشن مناسب نیاز می باشد. از طرفی با توجه به اینکه سنجنده تلفیقی کاربردهای مختلفی دارد، لذا یک سنجنده SAR می تواند به همراه سنجنده تصویر برداری مورد استفاده قرار گیرد. از طرفی از آنجاییکه اغلب این سیستمها دارای تکنولوژی پیچیده ای می باشند و نحوه عملکرد آنها طوری است که قدرت تفکیک آنها به ارتفاع ماهواره بستگی نداشته باشد، لذا فقط پارامترهای مداری بر اساس نیازها و قدرت تفکیک CCD مورد استفاده برای سیستم تصویر برداری و اندازه و حجم سنجنده، محاسبه و پیشنهاد شده است. به منظور طراحی سنجنده CCD های مختلفی با قدرت تفکیک های گوناگون وجود دارد که امکان تهیه و خریداری آنها وجود دارد.

بعنوان نمونه شرکت Kodak نمونه های مختلفی از این CCD ها را ارائه نموده است[5]. چهار نمونه اصلی ارائه شده دارای قدرت تفکیک های ٢٤ ، ١٢ ، ٩ و ٧ میکرون می باشند که تعداد پیکسلهای هر کدام به ترتیب برابر 2084*2084 ، 3056*3056 ، 4080*4080 و 7216*5412 می باشد. با توجه به دایروی بودن مدار ماهواره های تلفیقی و خورشید آهنگ ارائه شده در جدول(٢) از معادلات تعیین پارامترهای مداری مربوط به مدارهای دایروی و تقریبات مربوطه استفاده گردیده است[3].

ارتفاع ماهواره نیز بر اساس اندازه پیکسل CCD مورد استفاده و قدرت تفکیک زمینی مورد نیاز و فاصله کانونی قابل ایجاد برای سنجنده، تعیین گردیده است .

با توجه به قدرت تفکیک های زمینی مختلف (٢/٥ تا ١٠ متر) و اندازه پیکسلهای متفاوت و محدودیت اندازه فاصله کانونی، سایر پارامترهای ماهواره برای سنجنده مورد نظر محاسبه گردیده که در جدول زیر نشان داده شده است.

جدول(٣)- پارامترهای سنجنده پیشنهادی بر اساس فاصله کانونی و اندازه پیکسل و قدرت تفکیک های زمینی متفاوت

spatial resolution(m)	2.5	2.5	5	5	5	10	10	10
focal length (m)	2	1.5	1.5	1	1	1.5	0.8	0.5
Inclination angle (deg)	97.6	97.5	97.9	97.6	98.2	97.9	98.1	97.6
Period (min)	95.7	95.3	97.2	95.7	99.1	97.2	98.1	95.8
altitude (km)	555.5	535.7	625	555.5	714.2	625	667	555.6
pixel size (micro m)	9	7	12	9	7	24	12	9

همانگونه که مشاهده می گردد پارامترهای مداری بر اساس محدودیتهای اعمال شده و همچنین نیازهای درخواستی که بر فاصله کانونی و اندازه پیکسل اعمال می گردد بر سایر پارامترهای ماهواره اثر می گذارد.

٦- نتیجه گیری

با توجه به مطالب ذکر شده جهت ساخت سنجنده نیاز به مدیریت منسجم متخصصین مورد نیاز در ایران می باشد. همچنین امکان خریداری برخی از تجهیزات مانند سنسورها جهت ساخت سنجنده و امکان طراحی ایستگاه گیرنده زمینی و امکان ارائه یک مدل سنجنده مطلوب بر اساس نیاز سنجی های انجام شده باید بررسی گردد. بدلیل کمبود اعتبار مالی و عدم تجربه کافی جهت ساخت و طراحی سنجنده، سنجنده تلفیقی توصیه می-گردد زیرا علاوه بر اینکه امکان بهره برداری برای کاربردهای مختلف را دارا می باشد، باعث کاهش هزینه های پرتاب و مدیریت سنجنده می گردد. برای اولین گام بهتر است از ماهواره های تحقیقاتی کوچک استفاده گردد تا هم هزینه های ساخت و پرتاب کمتری را در پی داشته باشد و هم اینکه امکان مدیریت آسان و ریسک کمتری را دارا باشد. با توجه به اینکه در طراحی یک مدار پارامترهای مختلفی دخیل می باشد لذا پس از هر بار محاسبه پارامترهای مداری ماهواره، باید سایر فاکتورهای وابسته به این طراحی در سنجنده بررسی شده و تاثیر آن بر پارامترهای فوق مورد توجه قرار گیرد. با توجه به نتایج بدست آمده پارامترهای مداری بر اساس محدودیتهای اعمال شده و همچنین نیازهای درخواستی، که بر فاصله کانونی و اندازه پیکسل اعمال می گردد، بر سایر پارامترهای ماهواره اثر می گذارد. نکته قابل توجه اینکه در طراحی نهایی بایستی یک حالت تعادل بین ویژگیهای سنجنده، مدار طراحی شده و نیاز های مورد تقاضا برقرار گردد تا سنجنده حاصل پاسخگوی اهداف تعیین شده بر اساس نیاز های تعریف شده باشد.

٧- منابع

١- علوی پناه، سید کاظم، متین فر، حمیدرضا، سرمدیان، فریدون، "*ارزیابی کاربری داده های ماهواره ای از نظر صرفه جویی وقت*" دانشکده کشاورزی، دانشگاه تهران.

٢- Herbert , J. Kramer, "*Observation of the Earth and Its Environment,*" survey of missions and sensors, Springer, 2002.

٣- J. Larson, R. Wertz,"*Space Mission Analysis and Design,"* Kluwer Academic Publishers and Space Technology Library, United States of America, 2005.

٤- Eoportal Directory Resources, site address: http://directory.eoportal.org , (accessed 25-11-2007)

٥- Kodak Image Sensor Solutions, site address: http://www.kodak.com/US/en/dpq/site/SENSORS/name/ISSProductFamiliesRoot_product , (accessed 25-11-2007)

٦ - ADEOS Reference Handbook, 1996, site address: http://www.eorc.nasda.go.jp/ADEOS/Products/Handbook.html , (accessed 25-11-2007)

٧ - P. Y. Deschamps, F. M. Bréon, et al., "*The POLDER mission: Instrument characteristics and scientific objectives*," IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, Vol. 32, 1994, pp. 598-615

٨ – Ch. Elachi, "*Spaceborne Radar Remote Sensing: Applications and Te*chniques," IEEE Press, 1988, pp. 63-64