

معرفی زیر سیستم های تشکیل دهنده ماهواره

- ماهواره به دو قسمت محموله (Payload) و باس (Bus) تقسیم می شود.
محموله: وظیفه انجام مأموریت را بر عهده دارد.
باس: سایر زیر سیستم هایی که باید فعالیت کنند تا محموله مأموریت خود را انجام دهد.

انواع محموله:

- (۱) مخابراتی
- (۲) راداری
- (۳) تصویربرداری و پخش از دور
- (۴) محموله های علمی و تحقیقاتی

باس:

- (۱) کامپیوتر مرکزی (on-board computer) که نام دیگر آن C&DH است.
- (۲) تله متری و تله کامند: Telemetry and Telecommand
- (۳) کنترل وضعیت Altitude control system
- (۴) انرژی: power
- (۵) کنترل حرارت: thermal control
- (۶) سازه و مکانیزم ها: Structure and Mechanism
- (۷) مخابرات و RF: Communication and RF
- (۸) پیشرانه Propulsion

جهت افزایش قابلیت اطمینان معمولاً از رزرو استفاده می شود که در بلوک دیاگرام دیده می شود.

رزرو:

- (a) گرم: که همراه با اصلی روشن بوده و پس از اشکال در ماژول اصلی از آن استفاده می شود مانند باس ارسال دیتا
- (b) سرد: در حالت عادی خاموش است و به محض اشکال در اصلی با یک کامند وارد مدار می شود.

زیر سامانه پردازش داده و فرمان (C&DH):

وظایف OBC:

- (۱) دست یابی به پلاتفرم سخت افزاری مناسب
- (۲) اجرای سناریوی پرواز و الگوریتم ناوبری
- (۳) نظارت بر عملکرد سایر زیرسیستم ها و پایش آنها
- (۴) مدیریت افزونه های ماهواره
- (۵) قابلیت برنامه نویسی و معماری Multitask

برد TMM:

وظیفه دریافت دیتای تله متری از سایر زیرسیستم ها و مالتی پلکس کردن دیتای آنالوگ و دیجیتال را بر عهده دارد. به این دلیل از برد جداگانه ای استفاده شده است که OBC را زیاد به خود مشغول نکند.

وظایف واحد WDM:

- (۱) باید مقاوم در برابر خطا باشد،
 - (۲) حفظ ساعت ماهواره
 - (۳) نظارت مداوم بر عملکرد OBC و TMM
 - (۴) جایگزین نمودن رزرو در صورت بروز خرابی در اصلی
 - (۵) حفظ داده های مرتبط با بازیابی خرابی
- ارتباط با سایر زیر سیستم ها از طریق باس های سریال انجام می شود که رایج ترین آن ها CAN است که آسنکرون بوده و براساس اولویت می باشد. سرعت تا 1Mbps داشته و قابلیت تصحیح خطا دارد.
 - باس دیگری که قبلا استفاده می شده است VME بوده است که دارای پهنای باند کمتری است اما به دلیل استفاده زیاد دارای قابلیت اطمینان بالاتری است.
 - بسته به نوع سنسور ما ممکن است از RS485 و RS422 نیز استفاده شود.

زیر سامانه انرژی:

منبع:

- (۱) سلول خورشیدی

۲) راکتور هسته ای

۳) رادیو ایزوتوپ

۴) سلولهای سوختی (تبدیل انرژی شیمیایی یک واکنش اکسیداسیون به الکتریکی)

تولید انرژی الکتریکی:

۱) تولید توان و تعیین نوع سلولهای خورشیدی مورد استفاده برای انجام مأموریت

۱- سیلیکون (راندمان ۱۴/۸٪)

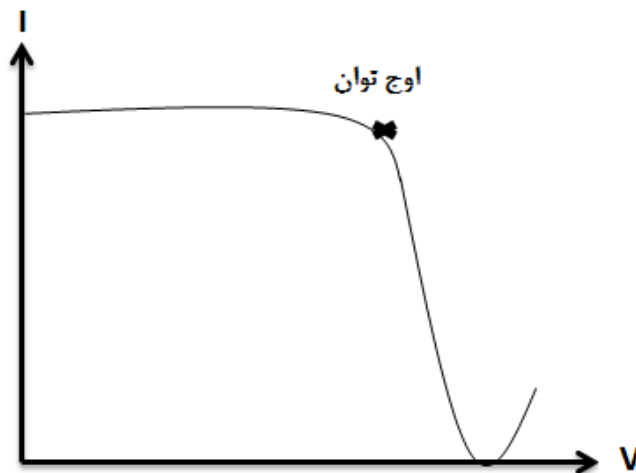
۲- گالیوم آرسناید (۸.۷۵٪)

۳- Triple junction (حدود ۲۴٪) (عملی) ← دریافت در طول موج های مختلف

۲) تعیین اجزای به کار رفته در ساخت پنل خورشیدی مانند پوشش Coverglass، روکش های AR، UVR، چسب های مورد نیاز در لایه های مختلف

۳) طراحی الکتریکی پنل های خورشیدی: سلولها به صورت ترکیب سری-موازی استفاده می شوند. تعداد سلولهای ولتاژ مورد نیاز را تأمین کرده و تعداد رشته های موازی به میزان جریان خروجی بستگی دارد.

۴) پیاده سازی الگوریتم دنبال کردن نقطه حداکثر توان (MPPT) برای استفاده بهینه از آرایه ی خورشیدی



ذخیره انرژی الکتریکی:

• باتری مورد استفاده جهت ذخیره انرژی ← اولیه: غیر قابل شارژ مجدد

ثانویه: قابل شارژ

اولیه مانند روی-نقره، مونو فلوراید لیتیوم

ثانویه مانند: نیکل-هیدروژن، نیکل کادمیوم، یون-لیتیوم

- طراحی الکتریکی باتری
- ایجاد اینترفیس لازم بین مدارات شارژ و دشارژ باتری و پردازنده مربوطه (کامپیوتر مرکزی یا پردازنده زیر سیستم انرژی) برای تبادل داده و فرمان

تنظیم و توزیع انرژی الکتریکی:

- تأمین ولتاژ مورد نیاز زیرسیستم های مختلف به صورت تنظیم شده و در محدوده تغییرات مجاز
- ایجاد تمهیدات حفاظت در برابر خطا برای زیرسیستم های مختلف
- ایجاد اینترفیس لازم بین برد توزیع توان و زیرسیستم C&DH برای تبادل داده و فرمان
- طبق استاندارد ولتاژ گذرگاه ۲۸ ولت است. این سیستم اغلب به صورت dc است چون توان تولیدی dc است. برای تولید باید ac شود هرچند سعی در استفاده از dc است.

قابلیت های شبیه سازی و تست:

- شبیه سازی خورشید برای تست سلول و پنل خورشیدی
- شبیه ساز ارائه خورشیدی (SAS) جهت شبیه سازی توان تولیدی توسط ارائه ی خورشیدی در شرایط مأموریت
- شبیه ساز بار جهت تست برد توزیع توان

زیر سیستم مخابرات

مزیت مخابرات دیجیتال:

- ۱- دقت بالاتر داده ها به دلیل حساسیت کمتر نسبت به نویز و اعوجاج
- ۲- بازسازی سیگنال قبل از تکرار کننده
- ۳- استفاده از کدینگ
- ۴- تبدیل به دیجیتال چندین لینک و سریال کردن آنها جهت استفاده از یک لینک RF (مالتی پلکس)
- ۵- امنیت لینک ارتباطی بالاتر

- به دلیل در دسترس نبودن ماهواره، ارتباط با ماهواره از طریق TT&C انجام می شود. بنابراین این سیستم باید دارای قابلیت اطمینان بالایی باشد.

- **فرستنده تله متری:**

۱- دریافت اطلاعات از پردازنده مرکزی

۲- مدولاسیون سیگنال

۳- تقویت

۴- تحویل سیگنال به آنتن تله متری

- **فرستنده تصویر:**

دریافت اطلاعات از محموله تصویر، مدولاسیون سیگنال، تقویت و تحویل آن به آنتن تصویر

- **گیرنده تله کامند:**

۱- دریافت سیگنال از آنتن تله کامند

۲- تقویت

۳- دمدمولاسیون

۴- انتقال سیگنال فرمان به پردازنده

- مکانیزم رزروها و استفاده از سویچ

- اولویت بالای گیرنده تله کامند

- **مجموعه آنتن های TT&C :**

دو آنتن مجزا به همراه شبکه فید مربوطه برای لینک تله متری و تله کامند

- **آنتن محموله تصویر:**

شامل آنتن و شبکه فید

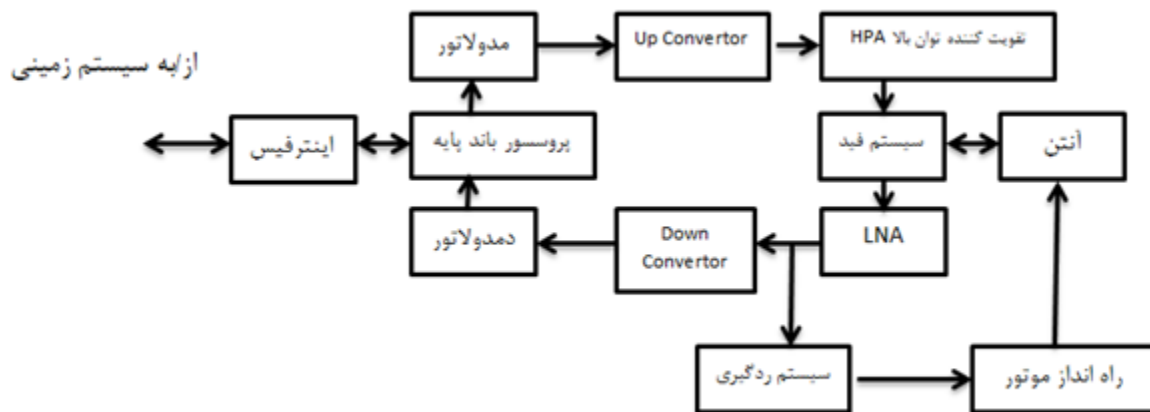
- گیرنده از دو نوع هترودااین و Dicon است. گیرنده Dicon به دلیل انتقال مستقیم به فرکانس RF مورد نظر نیازی به فیلترهای حذف تصویر نداشته بنابراین کوچکتر و کم هزینه تر هستند.
- انتخاب باند فرکانسی و اخذ مجوز فرکانس بین المللی بسته به پهنای باند مورد نیاز (باندهای C و VHF و UHF برای TT&C)، باند X برای تصویر.
- انتخاب مدولاسیون بسته به توان و پیچیدگی و پهنای باند و BER سیستم مورد نظر (PSK، DPSK، MSK، QPSK و FSK رایج ترین مدولاسیون ها و UQPSK، DCM/FM، BPSK/DM و کد کانولوشن ترکیبی)
- انجام محاسبات بودجه لینک رادیویی:
- بودجه توان براساس توان ارسالی، گین آنتن های ارسال و دریافت، تلفات مسیر، تلفات پلاریزاسیون، تلفات فید و اتصالات، تضعیف باران و... محاسبه می گردد.
- تعیین مشخصات سیستمی زیربخش های مخابرات شامل فرستنده ها، گیرنده ها و آنتن ها
- طراحی، ساخت و تست زیرسیستم آنتن: به دلیل آنکه فاصله با توجه به زاویه ترفیع متغیر است و در نادیر کمترین فاصله و در زوایای پایین دارای فاصله بسیار زیادی است، آنتن باید دارای پترن زین اسبی باشد.
- آنتن های دیپل نیاز به زمین ندارند اما به دلیل طول بلند، قابل استفاده در ماهواره های LEO نیستند.
- اما مونوپل (turn stile) در TT&C استفاده می شود.
- برای انتقال داده محموله از منعکس کننده سهموی، هلیکس، Horn با گین بالا استفاده می شود.

ایستگاه های زمینی ماهواره های LEO :

- ۱- ایستگاه TT&C : حفظ موقعیت ماهواره، تصحیح وضعیت آن، ردیابی ماهواره و دریافت اطلاعات تله متری و تله کامند
- ۲- ایستگاه های مخابراتی: این ایستگاه ها از TT&C جدا هستند و برای اهدافی مانند رله های ذخیره و ارسال، سرویس پست الکترونیک، سرویس موبایل و... به کار می روند.
- ۳- ایستگاه های کاربران: پرشمارترین ایستگاه ها با توجه به نوع محموله می باشند. این داده ها که تله متری عمومی نیز گفته می شوند شامل داده های سیستم تصویربرداری، داده های آزمایش های فضایی، داده های علمی و پخش سراسری نیز می باشند.

• اجزای اصلی ایستگاه های زمینی:

- (۱) آنتن، فرستنده و گیرنده
- (۲) سیستم ردیابی ماهواره
- (۳) سیستم تنظیم آنتن
- (۴) کامپیوتر مرکزی
- (۵) نرم افزارهای مربوطه :
 - (a) ردیابی
 - (b) فرمان
 - (c) تله متری
 - (d) مخابراتی
 - (e) ذخیره سازی
- (۶) شبکه کامپیوتری برای ارتباط سایر دستگاه ها



بلوک دیاگرام کلی یک ایستگاه زمینی

آنتن:

انواع آنتن استفاده شده در ماهواره ها عبارتند از :

- (a) دیپل
- (b) یاگی
- (c) هلیکس

- (d) QHA
- (e) Turn stile
- (f) سهموی

انواع تقویت کننده توان بالا HPA :

- (a) TWT
- (b) لامپ کلاسترون
- (c) نیمه هادی (SSPA) ← ۱۰ dB گین

TWT و لامپ کلاسترون ← ۴۰ تا ۶۰ dB گین، نیازمند DC چند کیلوولت، حجیم

TWT و HPA برای داشتن بهره بالا در ناحیه اشباع آن کار می کنند. (معمولا ۱ dB کمتر) پس مدولاسیون پوش ثابت نیاز است.

زیر سیستم تعیین و کنترل وضعیت:

وظایف:

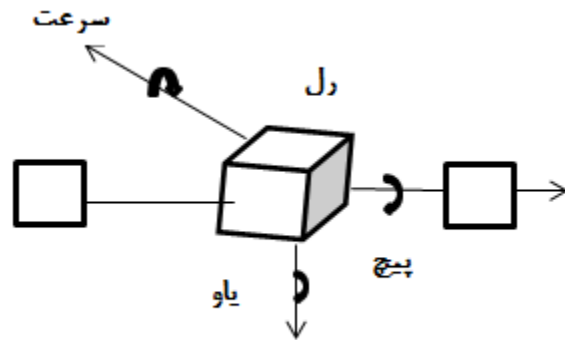
- (۱) تثبیت مسیر فضاپیما و تنظیم فضاپیما در جهت مطلوب با وجود گشتاورهای اختلالی خارجی
- (۲) تعیین وضعیت فضاپیما با استفاده از حسگرها
- (۳) تغییر وضعیت به کمک عملگرها
- (۴) جهت دهی فضاپیما جهت مأموریت (محموله، ارائه های خورشیدی، آنتن ها جهت دهی می شوند)

حسگرها:

- (۱) Glonass/Gps
- (۲) مغناطیس سنج: اندازه گیری جهت و اندازه میدان مغناطیسی زمین
- (۳) سنسور ستاره و خورشید
- (۴) ژيروسکوپ (حسگر اینرسی): اندازه گیری سرعت از مرجع اولیه
- (۵) حسگرهای افق: استفاده از اختلاف دمای زمین و عمق فضا

• عملگرها شامل:

- (۱) گشتاور دهنده مغناطیسی: ساده و تمیز، حد کم گشتاور کنترلی
- (۲) چرخ عکس العملی: گشتاور مانورپذیر حدود 1Nm
- (۳) ژيروسکوپ: گشتاور سیار بالا (چندین هزار Nm) (CMG) مانند reaction wheel
حالت جیمبال دارد و برخلاف RW محور آن نیز می چرخد.



روش های پایدارسازی:

- (۱) چرخان: پایداری در راستای بیشترین ممان اینرسی (مبتنی بر بوم گرادین جاذبه ای)
 - (۲) سه محوره: کنترل در راستای سه محور
 - (۳) دو محوره
- یک شیئی طویل و بلند تمایل دارد در میدان جاذبه، محور طولی اش در راستای زمین قرار گیرد.
استفاده از دمپر جهت کاهش نوسانات حول یاو

- ممان اینرسی (گشتاور لختی):

$$I = \int r^2 dm$$

که مبین رفتار چرخشی و انتقالی اجسام است (با توجه به شکلشون)

فازهای کنترلی ماهواره:

- فاز چرخش زدایی سرعت: پس از جدایی ماهواره از ماهواره بر، ماهواره نسبت به هر سه محور خود سرعت زاویه ای بالایی دارد. هدف کنترل این فاز، کاهش این سرعت ها و در نتیجه کاهش انرژی جنبشی ماهواره است.

- فاز چرخش زدایی زاویه: پس از فاز چرخش زدایی سرعت ماهواره انحراف زیادی نسبت به محور ندیر دارد. هدف کنترلر این فاز، کاهش انحراف است.
- فاز نرمال: این فاز بیشترین زمان مأموریت را دربر می گیرد. هدف این فاز حفظ پایداری ماهواره با دقت پایین و آماده سازی ماهواره جهت ورود به فاز دقت بالا (عکسبرداری) می باشد.
- فاز استراحت: در این فاز هیچ کنترلی توسط عملگرها به ماهواره اعمال نمی شود و وجود بوم گرادیان جاذبه ای باعث حفظ پایداری در دو محور x و y می شود. این فاز به عنوان فاز اضطراری توان نیز استفاده می شود.
- فاز دقت بالا: جهت تأمین شرایط قابل قبول در انجام مأموریت که همان عکسبرداری است، فاز کنترلی دقت بالا تعریف شده است. این فاز توان مصرفی زیادتری نسبت به سایر فازها داشته اما مدت زمان حضور در این فاز کوتاه تر از بقیه فازهاست.
- فاز اشباع زدایی: هدف از این فاز سرعت زدایی کردن از چرخ عکس العملی و در نهایت خاموش کردن آن است.
- فاز اضطراری حرارتی: در هنگام مأموریت ماهواره اگر به هر دلیلی المانی از ماهواره دچار افزایش دما شده باشد، نیاز است که دمای آن المان کاهش یابد به این منظور وارد مد اضطراری حرارتی می گردیم. در این فاز ماهواره با سرعت ۱۰ دور بر مدار حول محور z خود می چرخد. در واقع در اثر تابش آفتاب به یک سمت ماهواره، دمای تجهیزات قرار گرفته در آن سمت ماهواره بالا می رود که لازم است وضعیت ماهواره به صورت مود اضطراری تغییر کند.

مشخصات حسگرها:

نوع سنسور	وزن (kg)	توان مصرفی (w)	دقت
Sun sensor	0.2-1	0-0.2	0.1 degree
Star tracker	5-50	2-10	0.01 degree (*)
Earth (horizon)	2-3.5	2-10	0.05 degree
Magnetometer	0.2-1.5	0.2-1	1 degree
Gyroscope	0.8-3.5	5-20	0.001 degree/hr (**)
GPS	1	9	5m

(*) ← استفاده در دقت های بسیار بالا

برای sun، Magnet و Earth باید حسگر دومی نیز استفاده شود تا تعیین وضعیت کامل صورت گیرد.

← (***) جابجایی محور و نیاز است که با سیستم دیگری استفاده شود تا خطای آن را جبران کند. به همین جهت استفاده از آن در دقت بالاست و با حسگر دیگری استفاده می شود.

مقایسه روش های کنترلی:

سه محوره	چرخان	گرادیان جاذبه ای	نوع پایدارسازی مقایسه
حداقل یک چرخ ممنتوم یا رانشگر و ۲ گشتاوردهنده مغناطیسی	۳ گشتاوردهنده مغناطیسی	بوم گرادیان جاذبه ای مکانیزم گسترش بوم جرم انتهای بوم ۳ گشتاوردهنده مغناطیسی	سخت افزارهای مورد نیاز
بیشتر از دو روش دیگر	جرم کمتر	به علت استفاده از بوم، جرم کمی بیشتر	جرم مورد نیاز
فعال	غیرفعال	غیرفعال	روش کنترلی
همه جهته	اینرسال	فقط به سمت زمین	مرجع نشانه روی
۱-۰۰۰۱-۰۱ درجه	۵-۱ درجه	۱۰-۵ درجه	دقت قابل حصول
نامحدود و سازگار	محدود	بسیار محدود	قابلیت مانوردهی
کمتر از همه روش ها	بیشتر از همه روش ها	در حد قابل قبول	قابلیت اطمینان
بسیار پیچیده	ساده	ساده	پیچیدگی ساخت
گران	ارزان	ارزانتر از هر دو روش	هزینه ساخت

طول عمر	نامحدود	نامحدود است و بستگی به وضعیت کاهش نرخ چرخش هم دارد	محدود است و بستگی به بقا و دوام حسگر و عملگر دارد
ملاحظات	محدودیت قابل تصحیح خمش در اثر گرما و حالت وارونه بوم	حساس به عدم تعادل جرمی، محدودیت تصویربرداری، کارایی پایین سلول‌های خورشیدی در تهیه توان	احتیاج به حسگرهای با دقت بسیار بالا دارد

هدایت و ناوبری:

هدف: تعیین مدار یا تعیین موقعیت ماهواره و سرعت آن یا پیدا کردن مشخصات مدار به صورت تابعی از زمان است.

دو روش تعیین مدار وجود دارد:

- (a) تعیین مدار بلا درنگ: ارائه بهترین تقریب از موقعیت مدار در هر لحظه و استفاده جهت کاربردهای ماهواره مانند جهت گیری، موقعیت نسبی پس از جمع آوری و تحلیل کلیه مشاهدات صورت می گیرد.
 - (b) تعیین مدار قطعی: بهترین تخمین برای موقعیت ماهواره و عناصر مدار در زمانهای قبل می باشد و با استفاده از معادلات حرکت ماهواره، موقعیت آن در زمانهای دیگر تعیین می شود.
- اولین ماهواره های موقعیت یابی TDRS (Tracking and Relay Satellite) ها بودند که در سال ۱۹۸۳ توسط ناسا پرتاب شدند و امروزه ماهواره های GPS و GLONASS و گالیله عملی شده اند.

سیستم های مختلف ناوبری:

(۱) ردیابی زمینی: استفاده از ردیابی سیگنال های تله متری فضاپیما یا ردیابی راداری از سایتی غیر از ایستگاه اصلی اصلی فضاپیما. دقت این روش به تعداد عبور ماهواره بستگی دارد و ممکن است اطلاعات چندین عبور یک جا استفاده شوند. دقت این روش برای LEO حدود چند کیلومتر و برای GEO تا ۵۰ کیلومتر است.

(۲) ردیابی TDRS: روش استاندارد ناسا با دقت بالا.

۳) GPS : دقت بالا، سیگنال زمان را نیز می دهد. (گیرنده GPS موجود محدودیت سرعت و ارتفاع دارند و باید گیرنده را طراحی کرده و ساخت.) (۱۵ تا ۱۰۰ متر دقت)

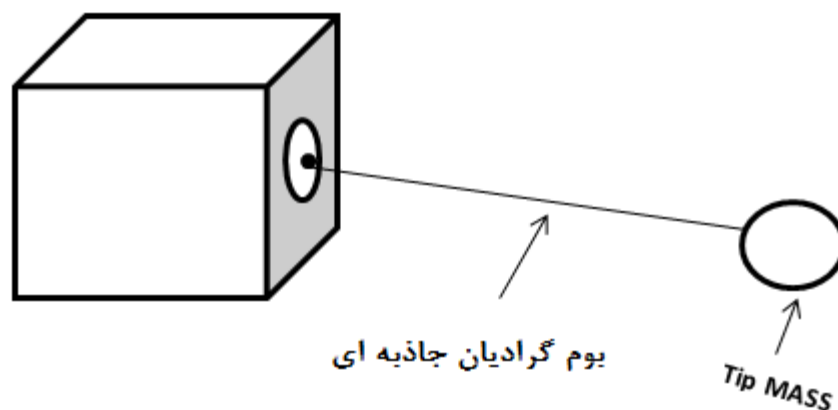
۴) حسگرهای ستاره، خورشید و زمین و تعیین موقعیت (۱۰۰ تا ۴۰۰ متر دقت)

۵) لینک ماهواره ای: استفاده از چندین ایستگاه جهت دریافت داده رنجینگ (مسیریابی). به صورت تئوری دقت حدود ۵۰ متر دارند اما عملاً به دلیل عبور موج از اتمسفر یک خطای سیستماتیک حدود ۳۰۰ متر نیز اضافه می گردد. تجربیات نشان از دقت حدود یک کیلومتر در تعیین مدار دارد.

• در کشور ایران جهت ردیابی موشک حامل از روش رنجینگ استفاده شده اما پس از قرار گرفتن ماهواره در مدار از GPS استفاده می شود.

۱-گرادیان جاذبه ای:

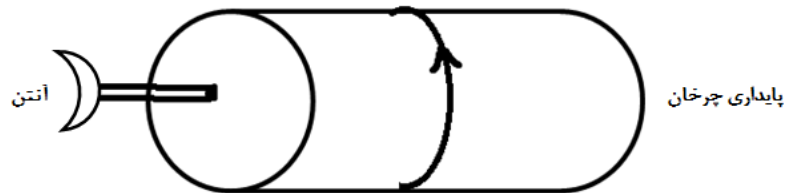
- شرط پایداری آن است که مقدار گشتاور گرادیان جاذبه ای بیشتر از ماکزیمم مقدار اغتشاشات باشد.
- مقدار گشتاور گرادیان جاذبه ای متناسب با عکس مربع سوم شعاع مدار است. پس با افزایش ارتفاع به شدت کاهش یافته و برای ارتفاع های بالای 2000 km استفاده نمی شود.
- دقت با یک بوم ساده تنها در حدود ۵ درجه است.



۲-پایدار سازی چرخان:

از حرکت چرخشی خود برای پایدار سازی پیکره اش استفاده می کند. حرکت چرخشی یک بردار لختی ممان زاویه ای تولید می کند که پیکره ماهواره را در برابر اغتشاشات مقاوم می سازد. در صورتی جسم چرخان در برابر اغتشاشات مقاوم است که حول مرکز ماکزیمم ممان اینرسی خود دوران کند. بنابراین نیازمند یک سیستم فعال اضافی برای تنظیم نرخ چرخشی و به راه انداختن یا توقف چرخش است. برای این منظور از رانشگرها یا

مگنتومیترا استفاده می شود. لنگش نیز توسط دمپرها میرا می شود. روش معمول استفاده از مخزن پر از مایع است که از خاصیت ویزکوزیته مایع برای تلف کردن انرژی استفاده می کند. نرخ چرخش معمولاً ۲۰ تا ۹۰ rpm است.



۳- روش فعال:

- روش سه محوره: توسط اعمال سیستم پیوسته گشتاور توسط عملگرها در هر سه محور، بدنه ماهواره کنترل می شود. دقت آن به مراتب بالاتر از دو روش قبلی است. (کمتر از ۰.۱ درجه). ولی وزن، توان و قیمت آن بسیار بالاتر است. ماهواره های پیشرفته عکسبرداری، جاسوسی، تجسس و تلسکوپهای فضایی از روش سه محوره استفاده می کنند.

۴- روش تلفیقی:

از ترکیب روش های فعال و غیر فعال استفاده می شود مانند دو محوره.

• محموله:

- (a) تصویر برداری IP
- (b) مخابراتی S&F
- (c) راداری SAR

تصویر برداری:

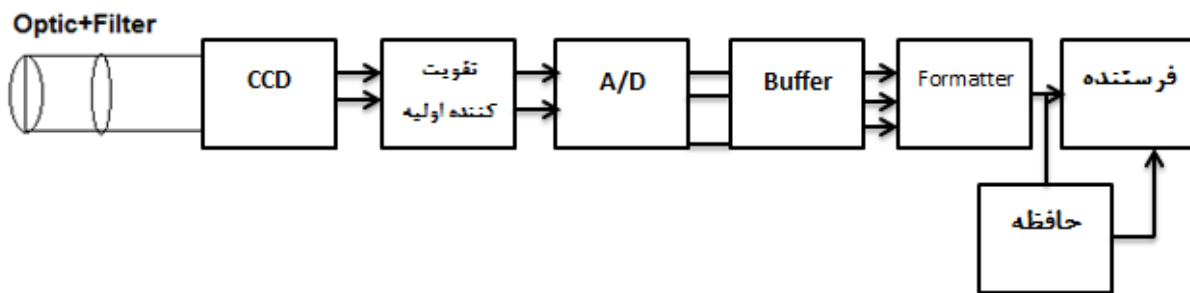
- (a) طراحی اپتیک
- (b) طراحی CCD و خواندن از آن
- (c) طراحی پروسسور
- (d) طراحی فرستنده

محموله مخابراتی:

- (a) دستیابی کانال
- (b) فرستنده
- (c) بودجه های پردازش و حافظه
- (d) گیرنده
- (e) پروتکل ها

SAR :

- (a) آنتن (ارائه)
- (b) تشکیل تصاویر
- (c) پردازش اولیه و کاهش Feature
- (d) حذف کلاتر و نویز



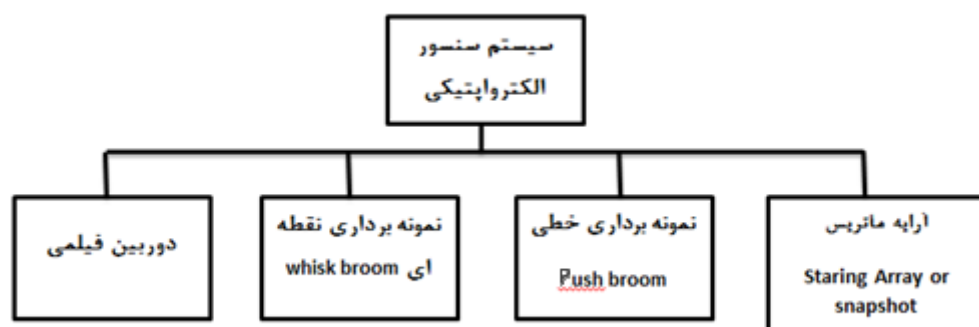
بلوک دیاگرام دوربین پنکروماتیک

- **CCD** : در صفحه کانونی سیستم اپتیکی قرار گرفته و وظیفه انتگرال گیری از نور و تبدیل آن به بار الکتریکی، ارسال بارهای الکتریکی به خروجی و تبدیل بار الکتریکی به ولتاژ را انجام می دهد.
- **تقویت کننده اولیه**: این قسمت سیگنال تصویر را دریافت کرده و آنها را با نویز کم تقویت می نماید.
- **بافر ذخیره**: داده ها را به صورت موازی از A/D دریافت کرده و درون خود ذخیره می کند سپس همان داده ها با سرعت کمتری از آن خوانده می شود.(جهت هماهنگی با نیازهای Formatter)

- Formatter دیتای تصویر را از بافر گرفته و با داده تله متری که از TM دریافت کرده و آنها را به صورت همزمان با یکدیگر کد می کند. سپس این داده ها را به صورت سریال برای فرستنده یا برای ذخیره در حافظه ارسال می کند.

مودهای عملکرد محموله:

- (۱) مود Real time
- (۲) مود Store & Forward
- (۳) مود تست
- (۴) مود شبه Real time



سیستم سنسور الکترواپتیکی	مزایا	معایب
آرایه ماتریس (Staring Array or Snapshot)	<ul style="list-style-type: none"> • تصویر دو بعدی کامل • دقت هندسی خوب • رنج طیف وسیع 	<ul style="list-style-type: none"> • پهنای swath کوچک • نیاز به سرعت read out بسیار بالا • اثر اسمیر در تصویر
نمونه برداری خطی (Push broom)	<ul style="list-style-type: none"> • پهنای swath بزرگ • زمان توقف پیکسل طولانی • دقت هندسی در عرض حرکت • عدم نیاز به بخش متحرک 	<ul style="list-style-type: none"> • نیاز به اپتیک با FOV بزرگ • تصحیح هندسی گران • کنترل بهتر
نمونه برداری نقطه ای (whisk broom)	<ul style="list-style-type: none"> • سادگی آشکارساز • کوچک بودن FOV • قابلیت استفاده چندین کانال طیفی 	<ul style="list-style-type: none"> • توقف کم روی پیکسل (سیگنال کوچک) • بخش متحرک مکانیکی • تصحیح هندسی گران

دوربین فیلمی	<ul style="list-style-type: none"> • تصاویر بزرگ • چگالی اطلاعات زیاد • دقت نقشه برداری 	<ul style="list-style-type: none"> • گران بودن دیجیتال کردن • ارسال فیلم • اثر اسمیر در تصاویر
--------------	--	---

اثر اسمیر:

راه راه‌شدن عمودی نور در عرض تصویر به علت یک ناحیه نورانی در تصویر (حذف به کمک شاتر مکانیکی). در اثر مکانیزم انتقال بار در روش انتقال یک خط در میان کمتر است.

مراحل طراحی دوربین مرئی:

- ۱) تعیین نیازمندیهای تفکیک پذیری، باند طیفی، پهنای پوششی
- ۲) تعیین قطر دهانه اپتیک با توجه به نیازمندی ها
- ۳) تعیین رادیانس تشعشی هدف
- ۴) تعیین نوع آشکارساز CMOS, CCD
- ۵) بودجه لینک اپتیکی
- ۶) تعیین فاصله اپتیکی
- ۷) تعیین نوع تصویربرداری
- ۸) تعیین نوع اپتیک (عدسی، آینه)
- ۹) تعیین مقدار MTF
- ۱۰) نیازمندی تعیین وضعیت