

سیستم انرژی الکتریکی ماهواره ها

۱- مقدمه

سیستم انرژی الکتریکی^۱ وظیفه ی تأمین انرژی مورد نیاز سایر قسمت های ماهواره را از هنگام تغذیه آن توسط باتریها(در زمان پرتاب) تا قرار گرفتن آن بر روی مدار مربوطه و در تمامی مدت مأموریت بعهدده دارد. با توجه به هزینه های سرسام آور، ساخت، پرتاب و نگهداری ماهواره ها، طراحی بهینه ی سیستم انرژی الکتریکی(شامل سیستم رکولاسیون بسیار دقیق با حداقل وزن، حجم و هزینه ی ممکن و راندمان زیاد) از موارد مهم اولیه و اجتناب ناپذیر این رشته نسبتاً جدید می باشد.

۲-وظایف سیستم انرژی الکتریکی ماهواره ها

وظایف اصلی سیستم انرژی الکتریکی عبارتست از:

۱. تغذیه ی پیوسته انرژی الکتریکی در خلال کلیه فاز های مأموریتی
 ۲. کنترل، تنظیم و توزیع قدرت الکتریکی
 ۳. فراهم نمودن حداکثر و متوسط قدرت الکتریکی مورد نیاز جهت تغذیه بارهای الکتریکی مانند جبران ساز های انحراف مدار^۲ و کنترل کننده های جهت^۳
 ۴. کنترل اتوماتیک وضعیت و نحوه عملکرد منبع تغذیه ماهواره و امکان کنترل آن از پایگاه زمینی
 ۵. حفاظت منبع تغذیه از خطاهای احتمالی
 ۶. در صورت نیاز امکان تبدیل برق DC به AC (مبدل های DC/AC)
- مراحل تولید انرژی الکتریکی عبارتند از:

۱. بهره گیری از یکی از صور انرژی اولیه مانند خورشیدی، هسته ای و شیمیایی
۲. تبدیل انرژی اولیه به فرم انرژی الکتریکی
۳. ذخیره انرژی الکتریکی جهت استفاده در مواقع اضطراری (خورشید گرفتگی، افزایش سریع باد)

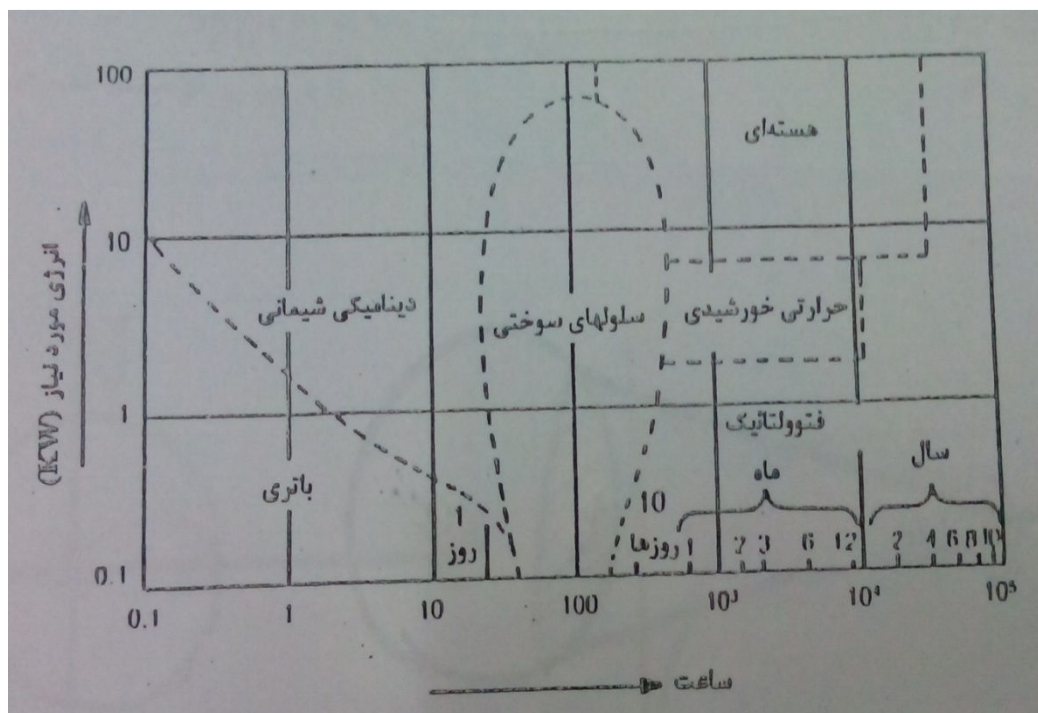
²Orbit Inclination

³Attitude Profile

۴. استفاده از یک سیستم دقیق جهت تنظیم، کنترل، شارژ، دشارژ، و توزیع بهینه انرژی الکتریکی در سطح یا

سطوح ولتاژ مورد نیاز

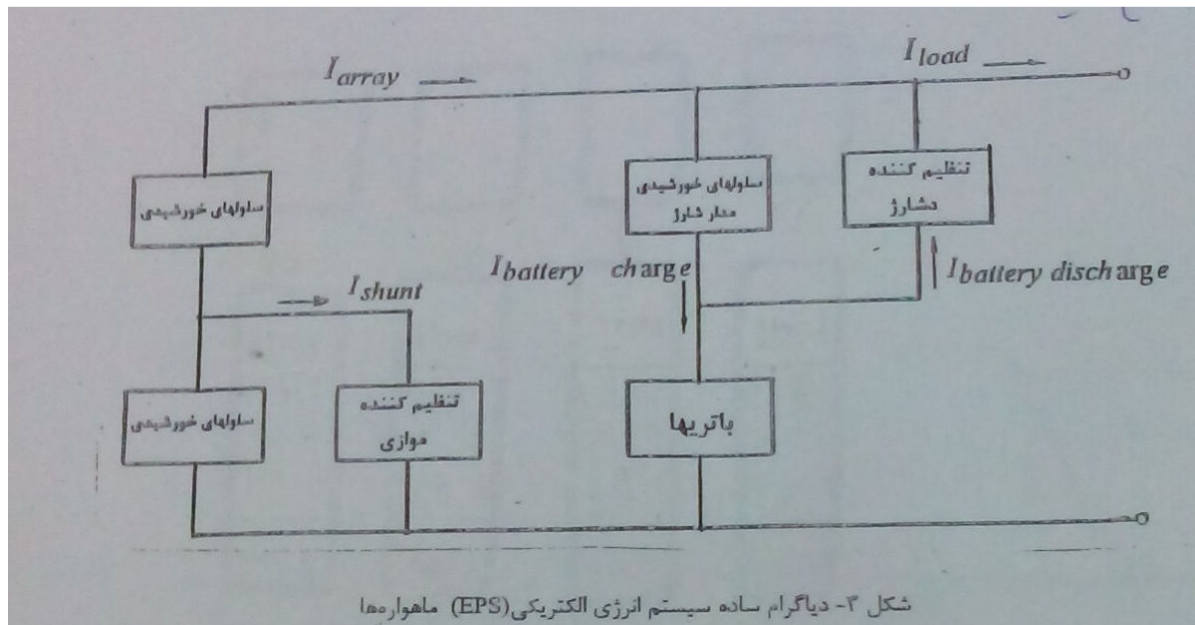
منبع انرژی اغلب ماهواره ها، تشعشعات خورشیدی می باشد که در اطراف جو زمین حدود $135.5 \frac{mw}{cm^2}$ است. اولین کاربرد سلول های فتوولتائیک در فضا در سال ۱۹۵۸ با استفاده از سلول های مستطیلی با ابعاد $2*0.5cm$ در ماهواره Vanguard-۱ بود. متأسفانه سلولهای خورشیدی بعلت وابستگی شدید به میزان نور خورشید برای مسافرت های فضایی مناسب نمی باشند. برای مثال میزان تشعشعات خورشید در جو سیاره مارس به حدود $58 \frac{mw}{cm^2}$ کاهش می یابد. نتیجتاً سایر منابع تولید انرژی مانند راکتورهای هسته ای^۴ با سیکل دینامیکی و استاتیکی به دلیل عدم وابستگی به انرژی خورشیدی در فضاپیماهای بزرگ مانند Voyager و Gallileo مورد استقبال و استفاده قرار گرفته اند. مناسبترین منابع انرژی اولیه با توجه به میزان انرژی الکتریکی مورد نیاز و طول مأموریت در شکل ۲ ارائه شده اند. انتخاب دقیق و بهینه منبع اصلی انرژی فضاپیما کار ساده ای نمی باشد و این انتخاب به سایر عوامل تعیین کننده (مانند ماهیت و مدت مأموریت، میزان خورشید گرفتگی) وابستگی شدید دارد. در مواردی استفاده از دو یا چند منبع انرژی اولیه مختلف انتخاب بهینه خواهد بود. در این گزارش منبع اصلی انرژی ماهواره، تشعشعات خورشیدی فرض شده است.



۳- دیاگرام سیستم انرژی الکتریکی ماهواره ها

دیاگرام ساده سیستم انرژی الکتریکی یک ماهواره (ESP) در شکل ۳ ارائه شده است. انرژی خورشیدی جذب شده توسط سلول ها از طریق یک خط تغذیه DC به ماهواره ارسال می گردد. برای جلوگیری و کنترل نوسانات شدید ولتاژ از منابع شیمیایی مانند باتری های شارژ شونده و رگولاتور های ولتاژ سری و موازی استفاده می گردد.

⁴Radio-Isotope Thermo Electric Generator ,RTGS



تنظیم کننده های موازی یا سری شده با سلول های خورشیدی وظیفه حذف کردن درصدی از انرژی جذب شده را در هنگام افزایش ناگهانی آن (مثلا در هنگام خروج از خورشید گرفتگی که دمای سلول ها بسیار پائین و نتیجتاً راندمان و انرژی جذب شده آنها نسبتاً زیاد می باشد) بعهده دارند. باتریهای شارژ شونده وظیفه تأمین انرژی الکتریکی در هنگام عدم دسترسی به انرژی خورشیدی را بر عهده دارند، ولتاژ شارژ باتریها بایستی از ولتاژ خط تغذیه بزرگتر باشد تا امکان شارژ کامل فراهم گردد. برای این منظور می توان از سلول های خورشیدی کمکی به صورت سری با ماژولهای خورشیدی اصلی ماهواره استفاده نمود. این سلول های کمکی اصولاً برای افزایش سرعت شارژ باتریها در زمانیکه ولتاژ خط تغذیه از میزان مجاز پایین تر می باشد (مثلا در هنگام خورشید گرفتگی و یا افزایش ناگهانی بار ماهواره) فعال خواهند شد.

در هنگام طراحی سیستم EPS پارامترهای متعددی مورد توجه طراحان قرار می گیرند. بعضی از این پارامترها در جدول ۱ ارائه شده اند. پارامترهای تعیین کننده وزن ماهواره از توجه ویژه ای برخوردار می باشند و عبارتند از:

۱. لوازم الکترونیک قدرت مورد نیاز ماهواره (مانند پایدارساز های کنترل مسیر)^۵

۲. نوع و جنس سلولهای خورشیدی (سیلیکون، گالیم-آرسناید، چند طبقه ای)

۳. ساختار و استخوان بندی رشته های خورشیدی^۶

۴. باتریها (ظرفیت، نوع، مشخصه شارژ و دشارژ)

۵. سیستم کنترل و رگولاسیون ولتاژ و قدرت.

جدول ۱- پارامترهای طراحی سیستم الکتریکی (ESP) و آثار آنها

پارامتر	تأثیر پارامتر
متوسط قدرت الکتریکی	۱- ابعاد منبع قدرت الکتریکی سیستم (مثلا تعداد سلولها) ۲- اندازه سیستم ذخیره کننده انرژی
حداکثر قدرت	۱- ابعاد سیستم ذخیره انرژی (تعداد باتریها)

⁵ Attitude Stabilizer

⁶ Solar Array Structure

۲- ابعاد لوازم توزیع کننده انرژی	
۱- ظرفیت باتریها ۲- تعداد سلولها ۳- نوع تغذیه (مثلا RTG برای مأموریت های طولانی)	مدت مأموریت
۱- میزان خورشید گرفتگی ۲- میزان تشعشعات محیطی	پارامترهای مداری
۱- ماهواره چرخان-سلولهای خورشیدی روی بدنه نصب می شوند. ۲- ماهواره های سه محوری- سلولهای خورشیدی روی پانلهای قابل گسترش نصب می شوند.	ساختار ماهواره

۴- اجزاء اصلی سیستم انرژی الکتریکی ماهواره ها

اجزاء اصلی سیستم انرژی الکتریکی عبارتند از:

۱- سلولهای خورشیدی

۲- ذخیره ساز های انرژی (باتریها)

۳- سیستم کنترل و تنظیم قدرت

در ادامه اجزاء سیستم بصورت خلاصه بررسی می گردند. بررسی دقیق این اجزاء بصورت جداگانه در گزارشات بعدی ارائه خواهد شد.

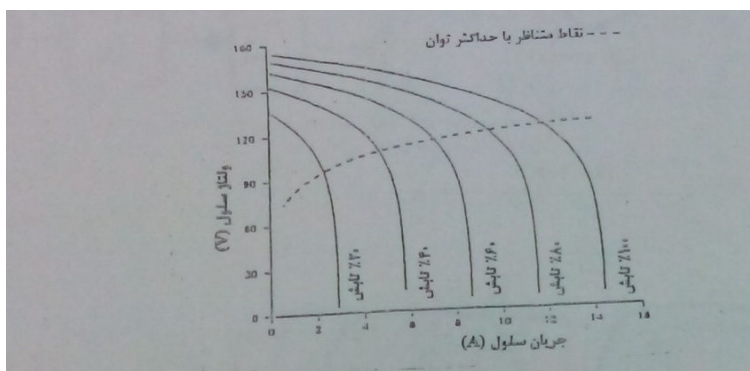
۴-۱- سلول های خورشیدی

انرژی خورشیدی از جمله انرژی های تجدید پذیر می باشد که بعلت سهولت دسترسی به آن در خارج از جو زمین کاربردهای فراوانی در سیستم های ماهواره ای به خود اختصاص داده است. همچنین بعلت مسائل و مشکلات زیست محیطی و محدودیتهای آشکار و پنهان سایر منابع انرژی، جذابیت آن بصورت چشمگیری در صنایع دیگر رو به افزایش می باشد. از جمله مزایای انرژی فتوولتائیک عبارتند از:

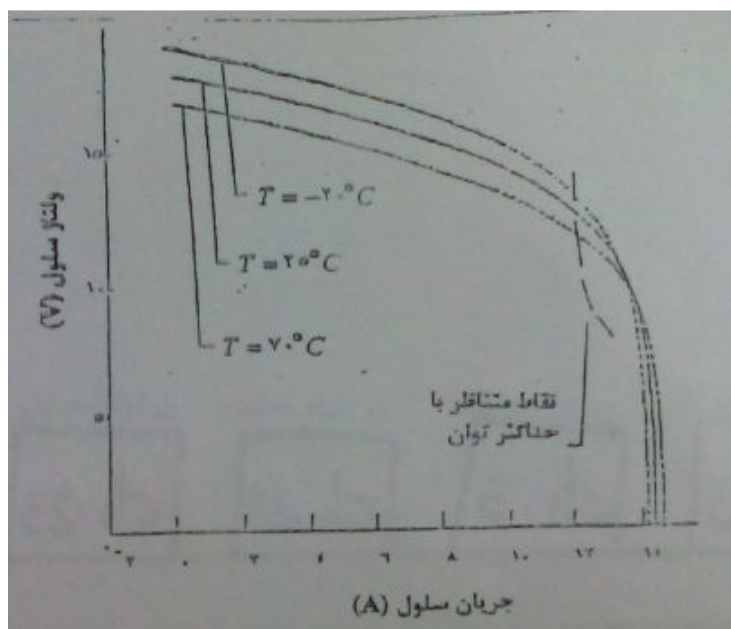
- قابلیت تجدید پذیری
- عدم آلوده سازی محیط زیست
- قابلیت اطمینان بالا
- عمر طولانی (بالغ بر ۲۰ سال)
- قابلیت حمل و نقل آسان و امکان نصب و برچیدن سریع
- عدم نیاز به خدمات نگهداری دوره ای و متناوب
- عدم نیاز به سوخت
- قابلیت تولید انرژی بدون چرخش مکانیکی (تقریباً بدون صدا و استهلاک)

محدودیت های اصلی سیستمهای فتوولتائیک هزینه زیاد، راندمان کم و وابستگی شدید و غیر خطی آنها به دو فاکتور "میزان تابش خورشید" و "دمای محیط" می باشد (شکل های ۴ و ۵). در کاربردهای فضایی میزان تشعشعات خورشیدی باعث کاهش طول عمر مفید سلولها می گردد. کاهش طول عمر و تغییر مشخصه V-I در فضا (در اثر شرایط نامطلوب و تشعشعات شدید خورشیدی) از دیگر محدودیت های سلولهای خورشیدی در کاربرد های فضایی بشمار می رود. بطور کلی راندمان سلولهای خورشیدی در طول مدت ۷ سال مأموریت فضایی بین ۲۵ تا ۳۰ درصد کاهش خواهد یافت.

در این تصویر مشخصه غیر خطی V-i سلولهای خورشیدی در دمای ثابت و تابش های متغیر (خطوط شکسته نقاط متناظر با حداکثر قدرت خروجی سلول ها می باشند).



در این تصویر مشخصه غیر خطی V-i سلولهای خورشیدی در دمای ثابت و دماهای متغیر (خطوط شکسته نقاط متناظر، حداکثر قدرت خروجی سلولها می باشند).



اگرچه تحقیقات زیادی در خصوص تولید نیمه هادی های مختلف از قبیل Si, Ga, As, Cdte, Cds, Inp و کاربردهای آنها در سلولهای فتوولتائیک انجام شده است، ولی تقریباً تمام سلولهای استفاده شده در ماهواره ها از نوع "سیلیکون" و یا "گالیم-آرسناید" می باشند. سلولهای سیلیکونی بعلاوه تولید انبوه با هزینه کم و راندمان نسبتاً زیاد

(در مقایسه با سایر نیمه هادیها) در اغلب کاربردهای فضایی مشاهده می‌گردند. در سالهای اخیر سلولهای "گالیم-آرسناید" بعلت راندمان بیشتر و عملکرد بهتر در شرایط تغییرات دما و همچنین مقاومت بیشتر در مقابل تشعشعات خورشیدی، در تعداد زیادی از ماهواره ها مورد استفاده قرار گرفته اند. بطور کلی سلولهای "گالیم-آرسناید" در مقایسه با سلولهای "سیلیکون" دارای مشخصه حرارتی و راندمان بهتری می‌باشند ولی بعلت تکنولوژی ساخت پیچیده، هزینه بالا، وزن بیشتر و قابلیت شکنندگی، همواره کاربردهای محدودتری داشته اند (جدول ۲).

جدول ۲- مقایسه مشخصه سلولهای خورشیدی "سیلیکون" و "گالیم-آرسناید"

نوع مشخصه	Si	Ga-As
فراوانی	در پوسته زمین به وفور یافت می‌شود	منابع محدود
آلودگی	-	طبیعت آرسنیک سمی است
نوع نیمه هادی	نوار غیر مستقیم	نوار مستقیم
ضریب جذب	طیف وسیعی را پوشش می‌دهد	بهتر
سرعت ترکیب فوتون	کم	زیاد
ضخامت	زیاد	کم
شکنندگی	کم	زیاد
وزن	کم	زیاد
جریان اشباع	زیاد	کم
جریان اتصال کوتاه	زیاد	کم
ولتاژ مدار باز	700mw	800mw
حساسیت نسبت به دما	زیاد	کم
فاصله انرژی	1.1ev	1.4ev
طول موج	طیف وسیعی را پوشش می‌دهد	در یک محدوده خاص مناسب است
راندمان	تجاری ۱۴٪-۱۲٪	تجاری ۲۰٪
تولید انرژی در واحد وزن	75w/kg	85w/kg
قیمت	ارزان	گران

۲-۴- ذخیره سازی انرژی (باتریها)

باتریهای الکتروشیمیایی بعنوان منابع ذخیره کننده انرژی الکتریکی در ماهواره ها مورد استفاده قرار می‌گیرد. از بین گونه های مختلف باتری، تنها باتریهای "نیکل-کادمیوم"، "نیکل-هیدروژن"، "نقره-هیدروژن" و "نقره-روی" برای مصارف فضایی تابحال مورد استفاده قرار گرفته اند. باتری "نیکل-کادمیوم" از حدود سال ۱۹۶۰ میلادی در عرصه صنایع فضایی ظاهر شده است و بصورت وسیعی عملکرد مناسب خود را بنمایش گذارده است. روند استفاده از این باتری همچنان ادامه دارد و بصورت متوسط قابلیت ذخیره سازی 35Wh/Kg انرژی برحسب وزن را دارا می-باشد.

در سالهای اخیر شاهد افزایش روزافزون بکارگیری باتریهای "نیکل-هیدروژن" بجای باتریهای "نیکل-کادمیوم" می‌باشیم. هرچند این انتخاب دارای معایبی چون افزایش هزینه می‌باشد. از جمله مزایای باتریهای "نیکل-هیدروژن" وزن کمتر (حدود ۵۰٪) و نتیجتاً قابلیت ذخیره سازی بیشتر نسبت به واحد وزن (حدود 55Wh/Kg) و همچنین تعداد دفعات مجاز "شارژ-دشارژ" بیشتر در مقایسه با باتریهای "نیکل-کادمیوم" می‌باشد (جدول ۳)

جدول ۳- مقایسه باتریها "نیکل-کادمیوم" و "نیکل-هیدروژن"

پارامتر	Ni-Cd	Ni-H2
میزان تغییر در تمرکز محلول الکتrolیت	تقریباً ۱۵٪	تقریباً ۱۰٪
مقدار محلول الکتrolیت	2CC/AH	2.4-3 CC/AH
میزان K_2CO_3 ایجاد شده در محلول الکتrolیت	۱ تا ۲ در صد در سال	-
توزیع مجدد محلول الکتrolیت	تورم الکتrolود	تلفات تدریجی
الکتrolود منفی	جابجایی کادمیوم	خرابی ندارد
نیاز به محفظه ذخیره محلول الکتrolیت	خیر	بله
اضافه شارژ	محدود	نسبتاً محدود
طول عمر	مناسب	بیشتر
تحمل پذیری شرایط غیر استاندارد	متوسط	خیلی خوب
اضافه دشارژ	کم	بیشتر
قابلیت تغییر پذیری در طراحی	خیر	بله
کنترل دما	الکتrolدهای گرمتر	الکتrolدهای سردتر

۴-۳- سیستم کنترل و تنظیم قدرت

متأسفانه بعلت هماهنگ نبودن مشخصه های الکتریکی سلولها، باتری ها و بارهای ماهواره، اتصال مستقیم بارها و باتریها به سلولها خورشیدی امکان پذیر نمی‌باشد و نیاز به یک سیستم الکتریکی نسبتاً پیچیده ای جهت کنترل دقیق روند تولید، مصرف و ذخیره ی انرژی می‌باشد. وظایف اصلی سیستم کنترل و تنظیم قدرت^۷ عبارتند از:

۱. کنترل دقیق روند تولید، توزیع و مصرف انرژی در ماهواره ها
۲. ذخیره یا دفع انرژی اضافی سلولها در هنگام خروج از حالت خورشید گرفتگی
۳. کنترل دقیق روند شارژ و دشارژ باتریها

⁷Power Conditioning Control System , PCCS

۴. تأمین انرژی مورد نیاز بارها در هنگام "شب مداری" و در موارد اضطراری که توان مورد نیاز ماهواره از میزان متوسط آن بیشتر می‌باشد
۵. انتخاب روش مناسب شارژ باتریها در فصول مختلف و متناسب با نیازهای ماهواره
۶. حفاظت سیستم در برابر انواع خطرهای احتمالی
۷. امکان کنترل سیستم الکتریکی بصورت اتوماتیک و یا از طریق پایگاه زمینی
۸. در صورت نیاز امکان تبدیل برق DC به AC
- دو روش کلی برای کنترل و تنظیم توان الکتریکی ماهواره‌ها استفاده می‌شود:

- سیستم کنترل و تنظیم با اتلاف^۸
- سیستم کنترل و تنظیم توان بدون اتلاف^۹

در روش اول هیچگونه اقدامی برای کنترل میزان توان تولیدی سلولهای خورشیدی انجام نمی‌شود و توان اضافی تولیدی بصورتی از سیستم دفع می‌گردد. در روش دوم، ماهواره مجهز به یک سیستم دنبال کننده، نقطه حداکثر توان^{۱۰} می‌باشد و توان تولیدی سلولها دقیقاً متناسب با نیاز ماهواره می‌باشد. سیستمهای PCCS بصورت دقیق در گزارشات بعدی ارائه خواهند شد.

۴- محاسبات و تحلیل های زیر سیستم انرژی

گام اول در طراحی سیستم انرژی یک ماهواره، تعیین توان مصرفی محموله‌ها و زیر سیستم‌ها در موده‌های کاری مختلف ماهواره می‌باشد. برای این منظور باید توان مصرفی نیز زمانهای فعال بودن هر یک از بارهای مشخص باشد تا از روی آن سیکلوگرام مصرف توان ماهواره تعیین گردد. طراحی سایر اجزای سیستم انرژی نظیر آرایه خورشیدی و باتری الکتروشیمیایی بر مبنای سیکلوگرام توان مصرفی آن و نیز ولتاژهای مورد نیاز بارها صورت می‌پذیرد. مشخصات مربوط به مدار گردش ماهواره، از مواردی است که نقشی تعیین کننده در طراحی سیستم انرژی آن دارد. از دیگر موارد تعیین کننده در طراحی اجزای سیستم انرژی، وضعیت تابش خورشید و نحوه جهت گیری آرایه خورشیدی به سمت خورشید می‌باشد

۴-۱- تعیین توان تولیدی مورد نیاز

زیر سیستم تولید انرژی در یک ماهواره، وظیفه تأمین انرژی مصرفی محموله‌ها و سایر زیر سیستم‌های آن را به عهده دارد. با توجه به این که سناریو کاری ماهواره در مدارات مختلف، متفاوت است، تعیین اندازه آرایه خورشیدی به گونه ای انجام می‌شود که توانایی تأمین انرژی پر مصرف ترین سناریوی کاری را داشته باشد. از بین سیکلوگرام

⁸Dissipative; PCCS

⁹ Nondissipative; PCCS

¹⁰Peak Power Tracker ,PPT

های بررسی شده در بخش قبل، حالت دوم (مدار سوم از سناریوی سوم) و حالت چهارم (مدار سوم از سناریوی پنجم) بیشترین مصرف انرژی را دارند که مقدار این دو نزدیک به هم می‌باشد و از اینرو محاسبه توان آرایه خورشیدی برای یکی از این دو حالت انجام می‌شود.

در طول یک روز مداری، وضعیت ماهواره طوری کنترل می‌شود که سطح آرایه خورشیدی کاملاً در معرض تابش خورشید قرار گیرد. در این وضعیت، توان تولیدی بیشترین مقدار را داشته و آرایه خورشیدی به اندازه توان نامی خود انرژی تولید می‌کند. اما در بخش‌هایی از مدار که ماهواره برای تصویر برداری و ارسال آب به زمین به سمت زمین جهت گیری می‌کند، سطح آرایه دیگر عمود بر امتداد تابش خورشید نبوده و لذا توان تولید آن کاهش پیدا می‌کند. اگر انرژی تولیدی مورد نیاز برای تغذیه محموله و زیر سیستم‌های ماهواره را با E_{SA} و دوره تناوب گردش ماهواره را با T_0 نشان دهیم، مقدار متوسط توان تولیدی مورد نیاز که باید توسط آرایه خورشیدی تأمین شود، به صورت زیر خواهد بود:

$$P_{Rav} = \frac{E_R}{T_0} \quad \text{معادله ۱-}$$

انرژی تولیدی توسط آرایه خورشیدی برابر انرژی مصرفی توسط محموله‌ها و زیر سیستم‌ها، به اضافه انرژی تلفاتی در اجزای سیستم انرژی شامل باتری‌ها، شارژر، تثبیت کننده ولتاژ، مبدل‌های DC/DC، سوئیچ‌ها، کابل‌ها و سایر اجزای مرتبط می‌باشد. در طول روز مداری، انرژی تولیدی توسط آرایه خورشیدی پس از عبور از تثبیت کننده ولتاژ و سایر مبدل‌ها و اجزا به بارها منتقل می‌شود، اما در طول شب مداری انرژی مصرفی باید از باتری تأمین شود. با توجه به این که این انرژی در طول روز در باتری ذخیره و سپس در شب مداری به بارها می‌رسد، درصد تلفات انرژی در طول روز و شب مداری یکسان نخواهد بود؛ بلکه مقدار آن در شب بیشتر از روز می‌باشد. به عبارتی بازده انرژی در روز مداری بیشتر از مقدار آن در شب خواهد بود. اگر انرژی مصرفی توسط محموله و زیر سیستم‌ها در روز و شب مداری را به ترتیب با E_s و E_e ، و بازده سیستم انرژی در این دوره‌ها را با η_s و η_e نشان دهیم، انرژی تولیدی لازم توسط آرایه خورشیدی عبارت خواهد بود از:

$$E_R = \frac{E_s}{\eta_s} + \frac{E_e}{\eta_e} \quad \text{معادله ۲-}$$

و بنابراین توان تولیدی متوسط آرایه خورشیدی باید به مقدار زیر باشد:

$$P_{Rav} = \frac{E_s/\eta_s + E_e/\eta_e}{T_0} \quad \text{معادله ۳-}$$

با توجه به اینکه برآوردی که از توان مصرفی محموله‌ها و زیر سیستم‌های ماهواره در این مرحله از طراحی انجام شده به صورت تقریبی است و احتمال افزایش توان مصرفی وجود دارد، برای اطمینان از توانایی آرایه خورشیدی در تأمین انرژی مورد نیاز، توان نامی آرایه درصدی بیش از مقدار تخمینی به دست آمده از رابطه بالا انتخاب می‌شود که این افزایش توان با ضریب K_F اعمال می‌شود. از اینرو رابطه نهایی برای توان تولیدی متوسط آرایه خورشیدی به صورت زیر در می‌آید:

$$P_{R_{av}} = K_F \frac{E_s/\eta_s + E_e/\eta_e}{T_0}$$

همچنان که در ابتدای این بخش ذکر شد، مدار سوم از سناریوی سوم، بیشترین مصرف انرژی را دارد. از اینرو توان تولیدی آرایه خورشیدی باید به گونه ای باشد که قادر به تأمین انرژی این حالت باشد و در این صورت می توان مطمئن بود که آرایه خورشیدی می تواند توان مصرفی ماهواره را در تمام حالت های کاری تأمین نماید. در این بخش توان تولیدی لازم توسط آرایه خورشیدی به ازای سیکلوگرام اشاره شده، محاسبه می گردد.

همانطور که قبلاً ذکر شد، در سیستم انرژی یک ماهواره، تأمین انرژی مصرفی سیستم در دوره های شب مداری که آرایه خورشیدی قادر به تولید انرژی نیست، به عهده باتری الکتروشیمیایی می باشد. ظرفیت باتری باید به گونه ای باشد که قادر به تحویل انرژی مورد نیاز سیستم، بدون تجاوز از عمل دشارژ مجاز باشد.

۴-۳- زیر سیستم تولید انرژی

زیر سیستم تولید انرژی در یک ماهواره، وظیفه تأمین انرژی مصرفی محموله ها و سایر زیر سیستم ها و نیز انرژی لازم برای شارژ باتری ها را به عهده دارد. در این بخش، مسائل مربوط به این موضوع شامل انواع سلول های خورشیدی مورد استفاده در ماهواره ها، تأثیر تشعشعات فضایی بر آرایه خورشیدی و روش های محافظت از آن، و نیز روش های کنترل نقطه ی کار آرایه خورشیدی به منظور کنترل توان خروجی آن مورد بررسی قرار می گیرد.

۴-۲-۱- سلول های خورشیدی مورد استفاده در ماهواره

از متداول ترین منابع تولید انرژی، منابع فتوولتائیک هستند که از سلول های خورشیدی تشکیل می شوند و انرژی خورشیدی را بطور مستقیم به صورت انرژی الکتریکی تبدیل می کنند. از مزایای این منابع می توان به عدم نیاز به سوخت، آلوده نکردن محیط زیست، قابلیت اطمینان بالا، عمر طولانی، عدم نیاز به نگهداری و عدم وجود قسمت های متحرک اشاره نمود. در کنار این مزایا، منابع فتوولتائیک دارای محدودیت هایی نظیر هزینه بالا، راندمان کم و وابستگی زیاد انرژی تولیدی به میزان تابش و دماس محیط می باشند. همچنین تشعشعات خورشیدی موجود در محیط های فضایی سبب کاهش عمر و نیز کاهش راندمان سلول های خورشیدی می شود.

رایج ترین انواع سلول های خورشیدی که در ماهواره مورد استفاده قرار گرفته اند شامل دو نوع سیلیکونی و گالیوم-آرسناید می باشند. سلول های سیلیکونی دارای سابقه استفاده طولانی تری در مأموریت های فضایی بوده و از اینرو اطلاعات دقیقتری از رفتار بلند مدت آنها موجود است. علاوه بر این دارای هزینه پایین تری نیز هستند. در مقابل، سلول های گالیوم-آرسناید دارای راندمان بالاتر، تأثیر پذیری کمتر نسبت به دمای محیط و نیز مقاومت بیشتری در

برابر تشعشعات مضر هستند. اما معایبی نظیر وزن بیشتر، قابلیت شکنندگی بالاتر و قیمت بیشتر در مقایسه با سلول های سیلیکونی دارند.

از انواع پیشرفته تر سلول های خورشیدی، سلول های چند پیوندی هستند که ترکیبی از دو یا چند نیمه هادی مختلف هستند. در این سلول ها هر کدام از پیوند ها مسئول جذب بخشی از طیف طول موج انرژی تابشی خورشید هستند و ترکیب آنها، بخش وسیعی از طیف را پوشش می دهد و از اینرو دارای راندمان بالاتری نسبت به سلول های ساده هستند. راندمان بالاتر سلول های خورشیدی به معنی سطح لازم کمتری برای تولید میزان مشخصی انرژی الکتریکی است و از اینرو اهمیت زیادی به هنگام انتخاب نوع سلول در سیستم تولید انرژی دارد. با توجه به ولتاژ و جریان کم هر سلول، در عمل، تعداد زیادی از سلولهای خورشیدی به صورت سری و موازی به هم متصل می شوند و آرایه خورشیدی را تشکیل می دهند.

۴-۴- تأثیر تشعشعات خورشیدی بر روی عملکرد سلولهای خورشیدی

بدنه ماهواره بعلت وجود تابش شدید خورشید در معرض بمباران های شدید الکترون و فوتون قرار می گیرد که این امر باعث کاهش راندمان و طول عمر مفید سلول های خورشیدی می گردد. بیشتر خسارت های وارده بعلت وجود فوتونهای ناشی از زبانه خورشیدی^{۱۱} با انرژی حدود چند صد مگا الکترون ولت و الکترونهای حبس شده با انرژی حدود چند کیلو تا چند مگا الکترون ولت می باشد. بمباران این ذرات باردار به مرور زمان باعث ایجاد تخریب های سطحی و عمقی در مواد نیمه هادی در سلول ها می گردد. ذرات باردار با انرژی کم باعث ایجاد تخریب در نواحی مجاور پیوند pn و در نتیجه کاهش ولتاژ مدار باز سلولها می گردند در حالی که بمباران ذرات باردار با انرژی زیاد به اعماق کریستال صدمه زده و باعث کاهش عمر جفت الکترون-حفره های پیوند pn و نهایتاً سبب کاهش جریان اتصال کوتاه سلول می گردند.

۴-۴-۱- منابع تشعشعات

منابع تشعشعاتی که سبب آسیب رساندن به سلول های خورشیدی می شوند عبارتند از:

۴-۴-۱-۱- کمر بند تشعشعی ون آلن^{۱۲}

در این محیط، ذرات باردار (الکترون و پروتون) در میدان مغناطیسی زمین به دام می افتند. این کمر بند از دو بخش داخلی (در ارتفاع حدود 400km تا 3500km) و کمر بند خارجی (در ارتفاع بین 8500km تا 16000 km) تشکیل می شود. انرژی ذرات الکترون در آن حدود ۰.۴ تا ۷ مگا الکترون ولت و انرژی ذرات پروتون حدود ۰.۱ تا ۴۰۰ مگا

¹¹Solar flare

¹²Van allen

الکترون ولت می‌باشد. لذا در کمر بند داخلی پروتون ها و در کمر بند خارجی الکترونها ذرات غالب محسوب می‌شوند. اثر ون آلن در کمر بند های تشعشی در مدارات کم ارتفاع و همچنین مدارات ارتفاع بالا (ژئوسنکرون) قطع می‌شود.

۴-۴-۱-۲- زبان‌های خورشیدی

زبان‌های پر انرژی خورشیدی، شارهای عظیمی از ذرات پر انرژی خورشیدی با انرژی در حدود مگا الکترون ولت تا گیگا الکترون ولت تولید می‌کنند که با فضای میان سیاره ای و نزدیک به زمین برخورد می‌کنند. زبان‌های پر انرژی خورشیدی از چندین ساعت تا چندین روز طول می‌کشد و شامل ۹۰٪ پروتونها و ۱۰ درصد شامل ذرات آلفا، یون‌های سنگین و الکترون‌ها می‌باشند.

۴-۴-۱-۳- پروتونهای کیهانی

پرتوهای پر انرژی کیهانی شامل ۸۵٪ پروتون، ۱۴٪ ذرات آلفا و ۱٪ هسته‌هایی با عدد اتمی بزرگتر از ۴ می‌باشند. این ذرات می‌توانند در محدوده انرژی صفر تا 10^{10}Gev باشند. این پرتوها بسیار مخرب تر از پرتوهای به دام افتاده در کمر بند ون آلن می‌باشند. اگرچه شار (تعداد ذرات) پرتوهای کیهانی پایین می‌باشند، اما با توجه به انرژی بالای آنها، مقادیر هنگفتی از انرژی برجای مانده می‌تواند راندمان را کاهش دهد.

۴-۴-۲- راه‌های مقابله با تشعشعات خورشیدی

۴-۴-۲-۱- استفاده از سیلیکون نوع np بجای سیلیکون نوع pn

پیوند های np بطور کلی مقاومت بیشتری در برابر تشعشعات خورشیدی از خود نشان می‌دهند. دو علت اساسی برای این پدیده وجود دارد که عبارتند از:

(a) مواد نوع n بصورت ذاتی دارای الکترون های آزاد زیادی می‌باشند.

(b) انرژی برخورد مورد نیاز جهت خسارت رسانیدن به مواد نوع n در مقایسه با مواد نوع p زیادتر است.

۴-۴-۲-۲- استفاده از شیشه های محافظ و مواد ضد انعکاس

میزان تشعشعات بر روی سلولهای خورشیدی به ضخامت و جنس محافظ بستگی دارد. اصولاً از پوشش های ضد انعکاس از جنس فلوراید منیزیم (MgF_2) یا سیلیکا (SiO₂) یا اکسید تانتالیوم (Ta_2O_5) برای کاهش میزان تشعشعات عبوری و بعنوان محافظ استفاده می‌نمایند. این پوشش ها بعنوان محافظی برای سلول های خورشیدی در مقابل گرد و غبار و تخریب فیزیکی نیز می‌باشند.

سطح جلویی سلول های خورشیدی جهت کاهش اثر سایه دارای خطوط مشبک بوده در حالیکه سطح پشتی اتصال کوتاه کامل دارد و یک پوشش ضد انعکاس نیز سبب کاهش دما می‌گردد. تشعشعات خورشیدی بطور متوسط باعث

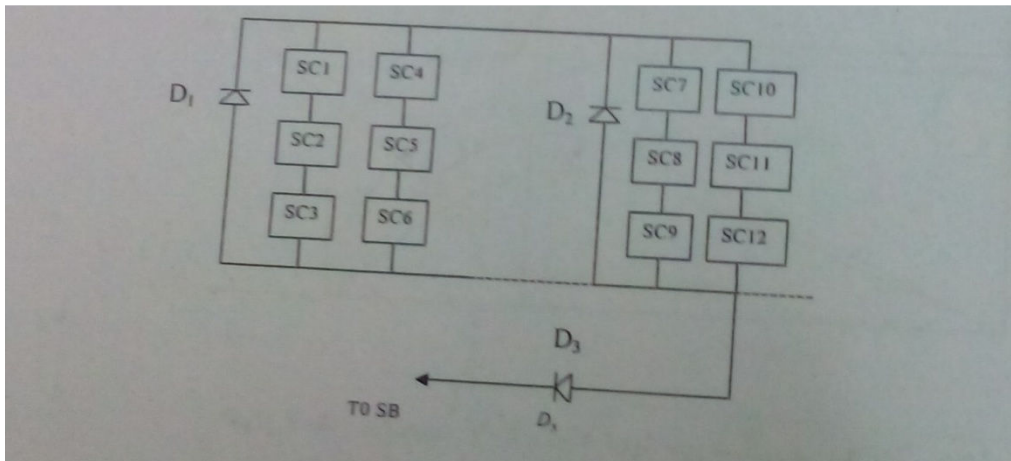
کاهش ۲۰ تا ۲۵ درصدی عمر مفید سلول ها در مدت ۷ سال مأموریت ماهواره می‌شوند که حدود نیمی از این کاهش در دو سال اول مأموریت حاصل می‌شود. به ازای هر سال حدود ۳.۵ تا ۵ درصد از راندمان و عمر مفید سلول های خورشیدی بعلت تشعشعات خورشیدی کاسته می‌شود.

۴-۴-۲-۳- حفاظت آرایه های خورشیدی

حفاظت آرایه های خورشیدی به دو روش انجام می‌شود:

(a) به منظور حفاظت آرایه های خورشیدی در مقابل تشعشعات طبیعی زمین و اشعه های فضایی و دستیابی به میزان فرسودگی مطلوب، سطح بالایی آرایه را با نوعی شیشه با ضخامت حدود 200μ پوشانده می‌شوند تا به میزان فرسودگی مطلوب و همچنین به ضریب انعکاس در ناحیه فتواکتیو کمتر از ۵ تا ۷ درصد برسیم. سطح پشتی آرایه خورشیدی از جنس آلیاژ آلومینیوم می‌باشد که انعکاس تابش را از این سطح حداکثر می‌کند.

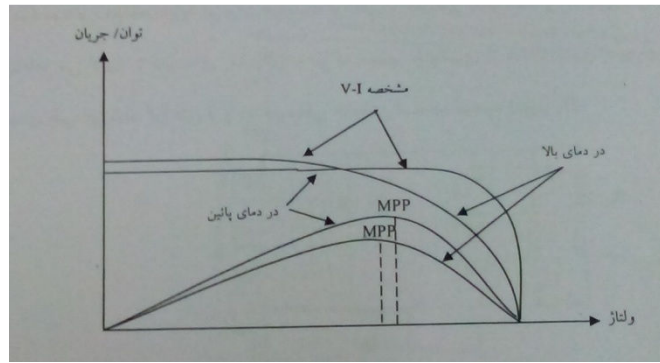
(b) بمنظور حفاظت آرایه در برابر خورشید گرفتگی و خطاهای ناخواسته، از دیود های بای پس مطابق شکل زیر استفاده می‌کنیم. (دیود های D_1 و D_2) و نیز به منظور جلوگیری از دشارژ باتری شیمیایی از طریق باتری خورشیدی طی خورشید گرفتگی از واحد دیود های حفاظتی استفاده می‌شود (D_3)



استفاده از دیود های بای پس جهت حفاظت آرایه در برابر خورشید گرفتگی و خطاهای ناخواسته

۵- روشهای جذب حداکثر توان از سلول خورشیدی

مشخصه های غیر خطی V-I (ولتاژ-جریان) و ولتاژ-توان آرایه های خورشیدی و وابستگی آنها به دما در شکل ۴-۸ نشان داده شده است.



هنگامی که ماهواره به ناحیه خورشید گرفتگی وارد می‌شود، خروجی آرایه کاملاً صفر بوده و درست پس از خروج از این ناحیه شاهد افزایش ولتاژ آنها تا بیشترین حدشان خواهیم بود. لذا ولتاژ متناظر با حداکثر توان با نوسانات دما در حال تغییر خواهد بود. لذا برای اینکه بهره برداری در راندمان بالاتر و تعداد سلولهای کمتر انجام شود نیاز به استفاده از مدار دنبال کننده نقطه حداکثر توان می‌باشد. روشهایی بای جذب حداکثر توان از آرایه وجود دارد که عبارتند از:

- روش اول: با توجه به مشخصه آرایه خورشیدی میتوان نشان داد که نسبت ولتاژ بی باری سلول ها به ولتاژ متناظر با نقطه حداکثر توان آنها تقریباً بین 0.7 تا 0.75 می‌باشد. لذا با اندازه گیری ولتاژ بی باری سلول و مقایسه آن با ولتاژ دوسر بار فرمان لازم به سیستم کنترل سوئیچینگ تنظیم کننده ولتاژ داده می‌شود بطوریکه همواره حداکثر توان لازم به بار منتقل شود.
- روش دوم: میتوان نشان داد که نسبت جریان اتصال کوتاه سلول ها به جریان متناظر با نقطه حداکثر توان آنها تقریباً ثابت و بین 0.8 تا 0.85 می‌باشد. با اندازه گیری جریان اتصال کوتاه و مقایسه آن با جریان بار، فرمان لازم به سیستم سوئیچینگ تنظیم کننده ولتاژ برای انتقال حداکثر توان ممکن ارائه می‌شود.
- روش سوم: چون در مأموریت های فضایی دما به عنوان فاکتور اساسی و تعیین کننده نقطه حداکثر توان آرایه خورشیدی مطرح می‌باشد، لذا دمای سلول ها اندازه گیری شده و برای کنترل نقطه کار ماهواره و هدایت آن بطرف نقطه توان حداکثر استفاده می‌شود.
- روش چهارم: اصولاً آرایه های خورشیدی توسط مدارات سوئیچینگ به باتریها متصل می‌شوند. با فرض ثابت بودن ولتاژ باتری در خلال فرآیند سوئیچینگ، نوسانات جریان نمایانگر نوسانات توان می‌باشند. لذا با مشخص کردن اینکه در چه زمانی نوسانات جریان حداکثر می‌شوند، میتوان نقطه حداکثر توان را پیش بینی نمود و نقطه کار ماهواره را به نزدیکی آن هدایت کرد.
- روش پنجم: آرایه های خورشیدی بصورت مصنوعی بارگذاری و ولتاژ جریان آنها بصورت پیوسته اندازه گیری می‌شود. برای تعیین نقطه حداکثر توان، ضرایب ولتاژ و جریان اندازه گیری شده به مدار نمایانگر حداکثر ارسال می‌گردند.
- روش ششم: همانطوری که در شکل زیر مشاهده می‌شود امپدانس های dc, ac آرایه های خورشیدی در نقطه حداکثر توان با یکدیگر برابر می‌شوند. در این روش یک جریان نوسانی به آرایه خورشیدی تزریق گردیده و

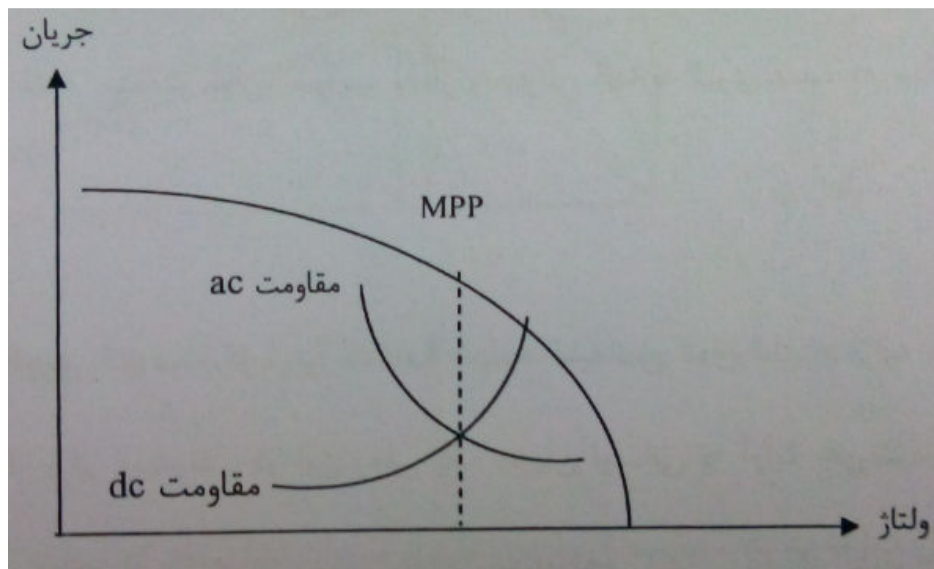
تغییرات $\frac{dV}{dI}$ ، $\frac{V}{I}$ بطور پیوسته اندازه گیری می‌شوند از این اطلاعات برای تخمین نقطه حداکثر توان آرایه خورشیدی بهره برداری می‌گردد.

• روش هفتم: وقتی که یک آرایه خورشیدی بارگذاری می‌شود، نرخ تغییرات قدرت خروجی نسبت به جریان تقریباً خط مستقیمی می‌شود که از نقطه حداکثر توان می‌گذرد. لذا با تزریق یک سیگنال با فرکانس اغتشاش به آرایه خورشیدی شرایط تغییرات توان در آرایه را فراهم می‌نماید و سپس با اندازه‌گیری پیوسته $\frac{dP}{dI}$ توسط مدار کنترل فرمان لازم جهت کار در نقطه حداکثر توان صادر می‌گردد.

انتخاب روش مناسب از روش های فوق برای دستیابی به نقطه ی حداکثر توان، نیاز به بررسی های گوناگون از جمله میزان پردازش سیگنال لازم در هر روش و نیز قدرت پردازشگر انتخاب شده برای ماهواره دارد که باید در مرحله طراحی جزئی مورد نظر قرار گیرد.

۶- تعیین نوع و اندازه آرایه خورشیدی

دو نوع متداول سلولهای خورشیدی که در کاربرد های فضایی استفاده می‌شوند، سلول های سیلیکونی و گالیم-آرسناید هستند. سلول های گالیم آرسناید از بازدا بالاتری نسبت به نوع سیلیکونی برخوردارند و یه ازای توان تولیدی مشخص، از اندازه و وزن کمتری در مقایسه با سلولهای سیلیکونی برخوردارند و لذا برای ماهواره LEO، این نوع سلول انتخاب شده است. سایر انواع سلول های خورشیدی، نظیر سلول های چند پیوندی، کاربرد فضایی کمتری داشته اند. در این بخش، اندازه آرایه خورشیدی سلولهای گالیم آرسناید محاسبه می‌شود.



در بخش ۴-۱-۲، توان تولیدی لازم توسط آرایه خورشیدی محاسبه گردید. از آنجایی که آرایه خورشیدی در فضا با گذشت زمان، تحت تأثیر اثرات مخرب محیطی، دچار فرسودگی و کاهش توان تولید می‌شود، برای جبران این کاهش توان، لازم است توان نامی آن بیشتر از مقدار محاسبه شده از رابطه (۴-۴) باشد. مقدار توان آرایه خورشیدی در ابتدای مأموریت از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$P_{SA_{BOL}} = \frac{P_{SA_{EOL}}}{(1-K_d)^n} \quad \text{معادله ۵-}$$

که در آن $P_{SA_{EOL}}$ توان نامی آرایه خورشیدی در انتهای مأموریت است که از رابطه (۴-۴) محاسبه می‌شود، K_d ضریب فرسودگی آرایه خورشیدی و n مدت مأموریت می‌باشد.

مقدار توان تولیدی توسط آرایه خورشیدی در شرایطی که امتداد تابش خورشید عمود بر سطح آرایه باشد، از رابطه زیر تعیین می‌شود:

$$P_{SA} = S_{SA} P_s \eta_{SC} K_{ID} \quad \text{معادله ۶-}$$

که در رابطه بالا، P_{SA} توان نامی آرایه خورشیدی در شروع مأموریت، P_s چگالی سطحی توان تابش خورشیدی در فضا، و η_{SC} راندمان سلول خورشیدی می‌باشد. K_{ID} ضریبی است که با آن عواملی نظیر تاثیر اختلاف طیف تابش خورشیدی با آنچه موقع اندازه گیری وجود داشت، تأثیرات محیطی شامل اشعه ماورای بنفش و ذرات موجود در فضا که باعث کاهش توان تولیدی توسط آرایه خورشیدی می‌شوند، تأثیر تغییرات دما، کاهش توان ناشی از خطاهای ناگهانی و نیز ضریب چینش سلولها در پانل خورشیدی، اعمال می‌شوند.

۷- زیر سیستم ذخیره انرژی

باتریهای الکتروشیمیایی یکی از مهمترین منابع قدرت الکتریکی هستند که به صورت گسترده در صنایع و مصارف نظامی مورد استفاده قرار می‌گیرند. قابلیت اعتماد زیاد، هزینه پشتیبانی و نگهداری کم و امکان هماهنگی با نیازمندیهای مصرف کننده از جمله مزایای این منابع انرژی در مقایسه با روش های تولید انرژی سنتی مانند دیزل ژنراتور می‌باشند. باتریها در سیستم های ماهواره ای کنار بانکهای خازنی نقش عمده ای در تأمین انرژی مورد نیاز سیستم الکتریکی در خلال کمبود یا نقصان تأمین انرژی توسط منابع اصلی (سلولهای خورشیدی یا PV) را به عهده دارند. هر باتری متشکل از سه قسمت به نام آند (قطبی که الکترون را از مدار خارجی دریافت می‌کند و در خلال روند الکتروشیمیایی اکسید می‌شود)، کاتد (قطبی که الکترون را از مدار خارجی دریافت می‌کند و در خلال روند الکتروشیمیایی احیا می‌شود) و الکتrolیت (محلول آب با نمک حل شده جهت انتقال الکترون از آند به کاتد می‌باشد) می‌باشد.

۷-۱- دسته بندی باتری ها

باتریها به دو دسته کلی تقسیم می‌شوند که عبارتند از:

۷-۱-۱- باتری های اولیه

این باتریها قابلیت شارژ الکتریکی را ندارند و پس از دشارژ کامل، امکان استفاده مجدد در آنها وجود ندارد. این باتریها به دلیل وزن کم، قابلیت حمل و نقل و قیمت مناسب کاربردهای صنعتی زیادی دارند. ظرفیت باتری اولیه نوعاً بالاست و نسبت ظرفیت به حجم (وات-ساعت بر لیتر) آنها زیاد می‌باشد، لذا نسبت به سایر باتری ها دارای وزن کمتر و اندازه کوچکتری می‌باشند.

باتری های اولیه لیتیومی دارای بیشترین سطح ولتاژ و باتری روی-هوا (Zink-air) دارای بهترین ظرفیت (با ابعاد بزرگتر) می‌باشند و در کاربردهایی که نیاز به ذخیره انرژی نسبتاً زیاد بدون محدودیت حجمی است، بکار می‌رود، جدول (۴) انواع متداول باتری های اولیه با ولتاژ نامی و چگالی انرژی آنها را نشان می‌دهد.

۷-۱-۲- باتری های ثانویه

این باتری ها با عبور جریان در جهت عکس، قابلیت شارژ مجدد دارند و بعنوان منابع اصلی ذخیره انرژی مورد استفاده قرار می‌گیرند. باتری های ثانویه به دو دسته کلی زیر تقسیم می‌شوند:

(a) باتری های ثانویه با سیستم شارژ دائم

با استفاده از یک منبع انرژی اولیه، باتری همواره در حالت شارژ کامل نگه داشته می‌شود. عمق دشارژ محدود، طول عمر نسبتاً کوتاه و قابلیت شارژ-دشارژ زیاد از جمله خواص این باتری هاست و کاربرد فراوانی در هواپیما و ماهواره دارد.

(b) باتری های ثانویه با سیستم شارژ مقطعی

پس از دشارژ کامل، باتری از بار جدا شده و توسط مدار دیگری مجدداً شارژ می‌گردد. کاربرد آنها مشابه باتری های اولیه است و دارای چگالی توان بیشتر، عمق دشارژ بالاتر، عملکرد مناسبتر در دماهای پایین، هزینه کمتر و منحنی دشارژ صاف تری می‌باشند ولی توانایی آنها در حفظ سطح ولتاژ خروجی ضعیف بوده و افت ولتاژ پس از هر بار شارژ ترمیم می‌گردد. با توجه به محلول الکترولیت مصرف شده، باتری های ثانویه می‌توانند از نوع اسیدی (سرب-اسید)، معدنی (سیستم های لیتیومی) و قلیائی (نیکل-کادمیوم، نیکل-روی و نیکل-هیدروژن) باشند.

جدول ۴- مشخصات انواع باتری های اولیه

نوع باتری	آند	کاتد	ولتاژ نامی	چگالی انرژی	
Magnesium	Mg	MnO ₂	۱.۷	۱۰۰	۱۹۵
Alkaline-MnO ₂	Zn	MnO ₂	۱.۵	۱۲۵	۳۳۰
Mercury	Zn	HgO ₂	۱.۳	۱۰۰	۴۷۰
Mercad	Cd	HgO ₂	۰.۹	۵۵	۲۳۰

Silver oxide	Zn	AgO2	۱.۶	۱۲۰	۵۰۰
Zink/air	Zn	O2	۱.۵	۳۴۰	۱۰۵۰
Li/So2	Li	So2	۳	۲۶۰	۴۱۵
Li/Socl2	Li	Socl2	۳.۶	۳۲۰	۷۰۰
Li/MnO2	Li	MnO2	۳	۲۳۰	۵۵۰
Li/(CF)n	Li	(CF)n	۳	۲۲۰	۴۱۰
Li/FeS2	Li	FeS2	۱.۶	۲۴۰	۵۰۰

در جدول (۵) مقایسه ای بین انواع باتری های اولیه و ثانویه انجام شده است. در بین باتریهای ثانویه، بالاترین سطح ولتاژ و قابلیت ذخیره سازی به انواع باتری های لیتیومی اختصاص دارد. ولی به علت محدودیت طول عمر و حجم در عمل از باتری های نیکل- کادمیوم و نیکل هیدروژن در صنایع ماهواره استفاده می شود. باتری های نیکل- هیدروژن در مقایسه با باتری های نیکل- کادمیوم بعلاظرفیت و عمق دشارژ بالاتر، بیشتر مورد استفاده قرار می گیرد.

جدول ۵- مشخصات انواع باتری های ثانویه

نوع باتری	آند	کاتد	ولتاژ نامی	چگالی انرژی	
Lead-acid	Pb	PbO2	۲	۳۵	۷۰
Lithium-Ion	C		۴	۹۰	۲۰۰
Nickel-Cadmium	Cd	Ni Oxide	۱.۲	۳۵	۸۰
Nickel-metal	(MH)	Ni Oxide	۱.۲	۵۰	۱۷۵
Silver-Zinc	Zn	AgO	۱.۵	۹۰	۱۸۰
Nickel-Zinc	Zn	Ni Oxide	۱.۶	۶۰	۱۲۰
Nickel-Hydrogen	H2	Ni Oxide	۱.۲	۵۵	۶۰
Silver-Cadmium	Cd	AgO	۱.۱	۵۵	۱۰۰
Zinc-Air	Zn		۱.۵	۱۵۰	۱۶۰

۷-۲- باتری های مورد استفاده در مأموریت های فضایی

از میان گونه های مختلف باتری های ثانویه، باتری های نیکل- کادمیوم و نیکل- هیدروژن برای کاربرد های ماهواره تا به حال مورد استفاده قرار گرفته اند. باتری نیکل- کادمیوم که از حدود سال ۱۹۶۰ میلادی در عرصه صنایع فضایی استفاده شده است بصورت وسیعی عملکرد مناسب خود را به نمایش گذاشته است. روند استفاده از این باتری همچنان ادامه دارد و بصورت متوسط قابلیت ذخیره سازی ۳۵ وات ساعت بر کیلوگرم را دارا می باشد. در سال های اخیر شاهد افزایش روزافزون بکارگیری باتری های نیکل- هیدروژن بجای باتری های نیکل- کادمیوم می باشیم. این انتخاب اگرچه دارای هزینه بالاتری است ولی دارای مزایایی از جمله قابلیت تحمل اضافه شارژ بیشتر،

وزن کمتر (حدود ۰.۵٪) و در نتیجه قابلیت ذخیره سازی بیشتر در واحد وزن و همچنین تعداد دفعات مجاز شارژ-دشارژ بیشتر در مقایسه با باتری نیکل-کادمیوم می باشد.

۸- تنظیم کننده های ولتاژ

تنظیم کننده ها بطور کلی بصورت زیر دسته بندی می شوند:

- تنظیم کننده های با اتلاف (خطی)

- تنظیم کننده های بدون اتلاف (سوئیچینگ)

تنظیم کننده های با اتلاف اصولاً در روش های کنترل DET بهره برداری می گردند و انرژی اضافی سیستم را بصورت حرارت در رادیاتورهای سیستم (مقاومت ها و یا ترانزیستورها در حالت خطی) دفع می نمایند این تنظیم کننده ها به دو صورت ظاهر می شوند:

الف- تنظیم کننده موازی با

ب- تنظیم کننده سری با اتلاف^۲

جدول ۶- مقایسه بهره‌وری سیستم‌های الکتریکی DET و PPT در ماهواره‌ها

پارامتر مورد بررسی	سیستم براساس PPT	سیستم براساس DET
محدودیت های وزنی و دمایی	اتلاف گرمایی محدود و تقریباً ثابت	به علت اتلاف انرژی مازاد در تنظیم گر موازی به گرماگیرهای ^۳ بزرگ نیاز می باشد.
خرابی ناشی از تشعشع	طول عمر بیشتر بعلت استفاده از توان مازاد سلول ها در شروع مأموریت و استفاده بهینه از سلول ها	کاهش سریع مشخصه خروجی آرایه های خورشیدی بعلت عدم استفاده از انرژی مازاد در شروع مأموریت
طراحی آرایه های خورشیدی	عدم وابستگی آرایه های خورشیدی به مدارهای الکترونیکی و نتیجتاً امکان طراحی ساده سیستم	وابستگی ولتاژ آرایه های خورشیدی به مدارهای الکترونیک، مشخصه باتری ها، طراحی حرارتی و...
بارگذاری آرایه های خورشیدی	راندمان بارگذاری بهینه آرایه های خورشیدی	راندمان بارگذاری کم، خصوصاً در خلال شروع مأموریت که ولتاژ باتری کم و ولتاژ سلول ها زیاد می باشد
سیستم قفل کننده ^۴ باتری و نیاز ندارد آرایه خورشیدی		برای خطوط اصلی (با ولتاژ تنظیم نشده) استفاده می شود. سیستم نیاز به یک "برگرداننده به حالت عادی" دارد

تنظیم کننده های بدون اتلاف اصولاً در حالت "سوئیچینگ" و با "کنترل پهنای پالس"^۵ در سیستم های PPT مورد استفاده قرار می گیرند. تنظیم کننده های بدون اتلاف در اشکال و انواع مختلفی مشاهده می شوند و مهمترین آنها که در سیستم های ماهواره ای بکار گرفته می شوند عبارتند از:

الف- تنظیم کننده "کاهنده بدون اتلاف"^۶

ب- تنظیم کننده "افزاینده بدون اتلاف"^۱

ج- تنظیم کننده "کاهنده-افزاینده بدون اتلاف"^۲

تنظیم کننده های بدون اتلاف در مبدل های DC-DC نیز مورد استفاده قرار می گیرند.

۸-۱- مبدل های DC-DC و تنظیم کننده های بدون اتلاف

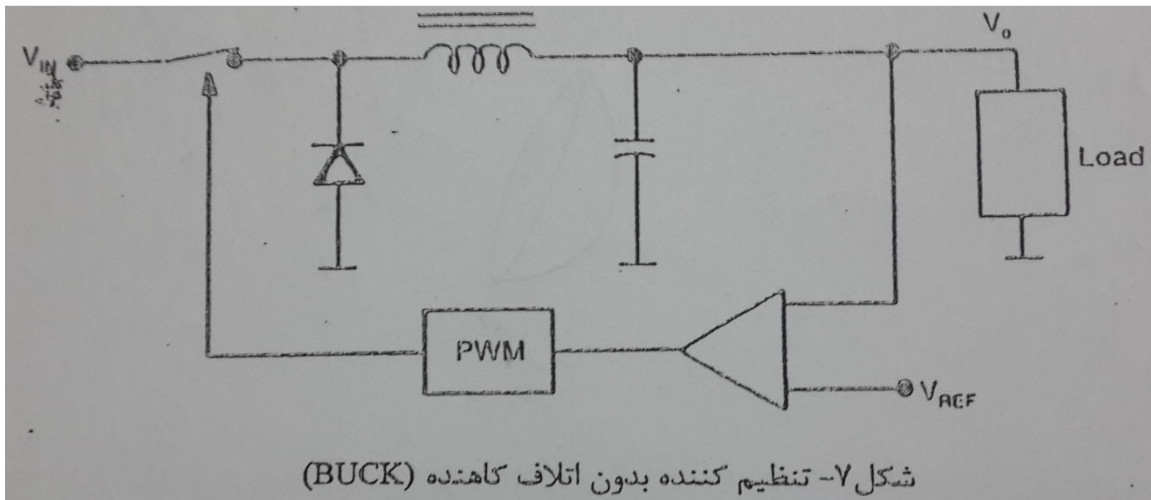
تنظیم کننده های بدون اتلاف در حالت کلید زنی (سوئیچینگ) بکار می روند و در مبدل های DC-DC نیز استفاده می شوند. با مقایسه ولتاژ های خروجی و مبنای سیگنال های PWM تولید و برای کنترل کلید های قدرت استفاده می شوند. در مقایسه با تنظیم کننده های با اتلاف (موازی و سری) دارای راندمان بهتری می باشند، ولی در مقابل ساختمان پیچیده تر، پهنای فرکانس محدودتر و مشخصه امپدانس خروجی ضعیف تری دارند. در این قسمت، به بررسی سه نوع تنظیم کننده بدون اتلاف که در کاربرد های فضایی استفاده می شوند می پردازیم: "کاهنده"، "افزاینده" و "کاهنده-افزاینده". تنظیم کننده های بدون اتلاف دیگری نیز وجود دارند که در این کتاب بررسی نمی گردند.

۸-۱-۱- تنظیم کننده کاهنده (BUKE):

شکل زیر شمای ساده یک تنظیم کننده "کاهنده" را نشان می دهد. متوسط ولتاژ خروجی همراه کمتر یا مساوی ولتاژ ورودی می باشد و این عمل با تغییر سیکلهای روشن و خاموش شدن (DT)^۳ توسط سیگنال PMW انجام می شود. هنگام روشن بودن کلید، انرژی ورودی به بار منتقل شده و از آن نیز در سلف و خازن ذخیره می گردد. در مدت زمانیکه کلید قطع می باشد، انرژی ذخیره شده در سلف معکوس شده و از طریق دیود به بار منتقل می شود و خازن نیز نقش تثبیت ولتاژ خروجی را در خلال این مدت بعهده دارد. وقتیکه کلیه انرژی سلف به بار منتقل گردید، خازن در دو سر بار دشارژ گردید، ولتاژ خروجی شروع به کاهش مینماید و نهایتاً کلید مجدداً روشن و سیکل قبل تکرار می شود.

$$\frac{V_o}{V_{in}} = \frac{t_{on}}{t} \leq 1 \quad (7)$$

t_{on} = زمان اتصال کلید و t = دوره تناوب کلید زنی است. از جمله کاربردهای تنظیم کننده "کاهنده" در مدار شارژ باتریها می باشد.

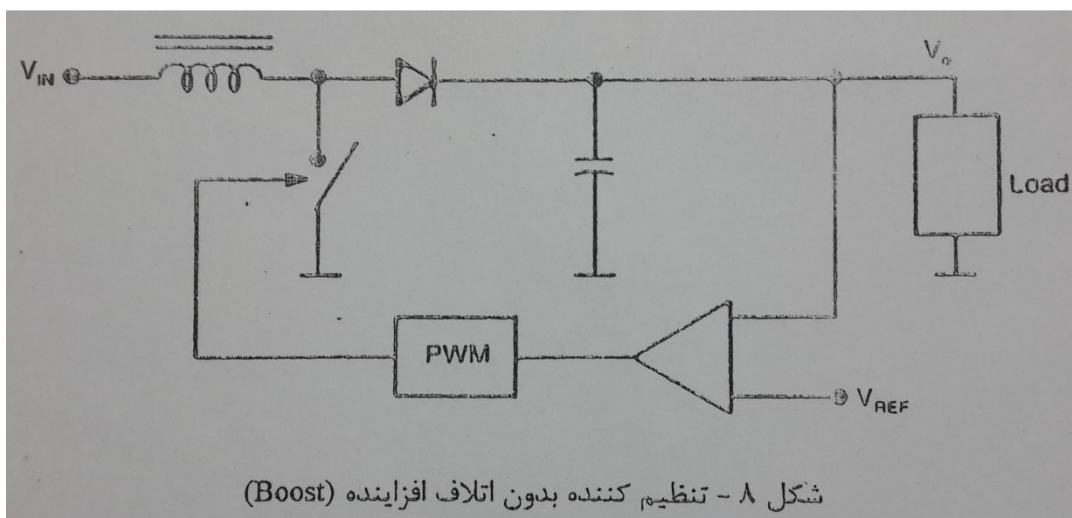


۸-۱-۲- تنظیم کننده افزایشنده (BOOST):

شکل ۸ شمای ساده یک تنظیم کننده "افزاینده" را نشان می دهد. متوسط ولتاژ خروجی همراه بیشتر یا حداکثر مساوی ولتاژ ورودی می باشد. هنگامیکه کلید وصل می شود، انرژی ورودی از طریق جریان در سلف ذخیره می شود. در زمان باز شدن کلید، ولتاژ دو سر سلف ضمن تغییر پلاریته با ولتاژ ورودی جمع و دو سر بار ظاهر می شود، در نتیجه ولتاژ در دو سر بار افزایش یافته و خازن نیز تا این ولتاژ شارژ می گردد. در مدت زمانی که سلف انرژی خود را کاملاً از دست می دهد، انرژی ذخیره شده در خازن به بار منتقل می گردد.

$$\frac{V_o}{V_{in}} = \frac{t}{t_{off}} \geq 1 \quad (8)$$

t_{off} = زمان قطع کلید زنی و t = دوره تناوب کلید زنی است. از جمله کاربرد های تنظیم کننده "افزاینده" در مدار های تنظیم کننده دشارژ باتری ها می باشد.

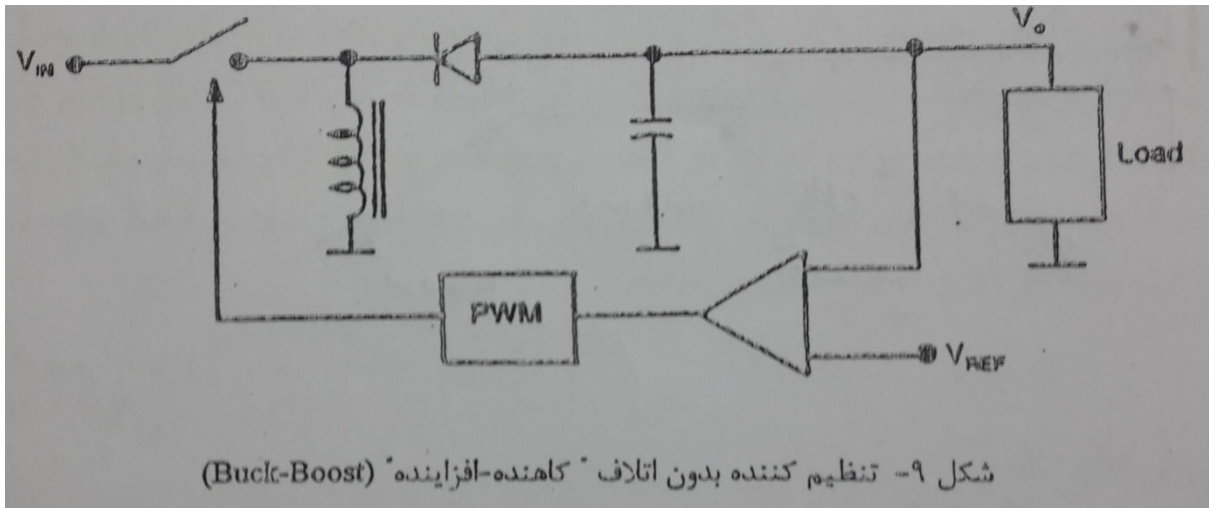


۸-۱-۳- تنظیم کننده کاهنده-افزاینده (Buck-Boost):

شکل زیر شمای ساده یک تنظیم کننده "کاهنده-افزاینده" را نشان میدهد. متوسط ولتاژ خروجی می تواند کمتر، بیشتر یا مساوی ولتاژ ورودی باشد. در هنگام روشن بودن کلید انرژی ورودی در سلف ذخیره گردید و در زمان قطع کلید ضمن تغییر پلاریته باعث عبور جریان از خازن و مقاومت بار می گردد.

$$\frac{V_o}{V_{in}} = \frac{t_{on}}{t_{off}} < 1 \text{ یا } > \quad (9)$$

t_{on} = زمان اتصال کلید و t_{off} = زمان قطع کلید است. اگر DT برابر با ۰.۵ باشد، ولتاژهای ورودی و خروجی دقیقاً برابر خواهند بود.



انواع سیگنالهای PMW:

سیگنالهای PMW در تنظیم کننده های بدون اتلاف و با اتلاف (موازی) استفاده زیادی دارند و از لحاظ کاربرد به سه دسته کلی تقسیم مس شوند:

۱. دوره روشنی ثابت و دوره خاموشی متغیر: دارای حداقل پیچیدگی می باشد.
۲. دوره روشنی و خاموشی متغیر با فرکانس ثابت: دارای مدار ساده بوده و برای محدوده وسیعی از ولتاژ ورودی و خروجی بار دارای بازده بالایی می باشد.
۳. دوره خاموشی ثابت و دوره روشنی متغیر: ساده، ارزان و قابل اعتماد است ولی محدوده فرکانسی آن نسبت به دو حالت قبلی کمتر می باشد.

اصولاً برای افزایش قدرت از آرایش های موازی چندین تنظیم کننده (با اختلاف فاز) استفاده می نمایند. این عمل ضمن کاهش تداخل الکترومغناطیس (EMI)^۱ باعث بهبود مشخصه هایی چون: تنظیم ولتاژ، پاسخ حالت گذرا، قطع رابط خطوط ولتاژ^۱ و غیره می شود. حلقه های کنترل فیدبک این تنظیم کننده ها علاوه بر ارسال تغییرات dc، از نوسانات ac نیز نمونه برداری می نماید.

۸-۲- تنظیم کننده های موازی با اتلاف

در سیستم های DET تنظیم کننده های موازی به منظور دفع انرژی اضافی جذب شده توسط سلولهای خورشیدی و جلوگیری از اضافه شارژ باتری ها استفاده می گردند. تلفات این تنظیم کننده ها تابعی از ولتاژ ورودی، ولتاژ خروجی و نوسانات بار می باشد و اصولاً دارای تداخل الکترومغناطیسی (EMI) و مشخصه نوسانی کم می باشند. تنظیم کننده های موازی با ساختار های گوناگون در ماهواره ها مورد استفاده قرار گرفته اند. مدار معادل یک تنظیم کننده موازی در شکل ۱۰ نشان داده شده است. مدار الکتریکی تنظیم کننده که در حقیقت ترانزیستور قدرت می باشد، سیگنال بیس خود را از طریق مدار کنترل (که بصورت موازی با خط ولتاژ "تنظیم نشده" بسته شده است) دریافت می نماید. جریان اضافی ژنراتور خورشیدی بصورت جریان توسط تنظیم کننده جذب و با استفاده از روشهای متفاوتی دفع می گردد.

