

## فصل دوم

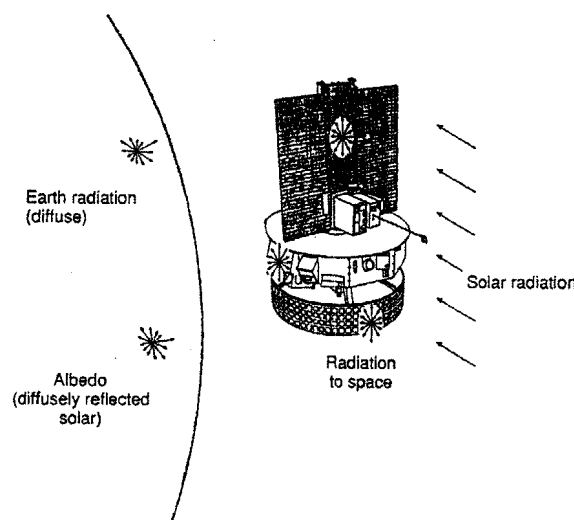
## محیط حرارتی و مداری ماهواره ها

## انواع بارهای محیطی

در غیاب انتقال حرارت جابجایی به دلیل رقیق بودن جو در محیط فضا، تعادل حرارتی ماهواره در مدار چنانچه در شکل (1-2) نشان داده شده است با ایجاد تعادل بین انرژی تشعشعی مادون قرمز صادر شده از ماهواره با انرژی اتلافی قطعات الکترونیکی داخلی به علاوه انرژی جذب شده از محیط حاصل می شود. کنترل حرارت ماهواره فرآیند مدیریت انرژی در ماهواره است که شارهای حرارتی محیطی نقش عمده ای در آن ایفا می کنند. شارهای حرارتی اصلی که در مدار بر ماهواره وارد می شود عبارتند از تشعشع مستقیم خورشید، انعکاس تشعشع خورشید توسط زمین و انرژی IR صادر شده از زمین. عوامل دیگری که روی رفتار حرارتی ماهواره فقط در یک پریود کوتاه تأثیر می گذارند عبارتند از: شار مادون قرمزی که از دیواره های داخل بوستر (یا تراستر) قبل از جدا شدن از موشک به فضا پیما اعمال می شود، حرارت آیرودینامیکی ایجاد شده که بستگی به سرعت و ارتفاع دارد و گرمای شعله خروجی از نازل موتورهای ضربه.

در حین پرتاب یا در مدارهای کم ارتفاع همچنین شار گرمایش در اثر نیروی مقاومت هوای رقیق نیز قابل ملاحظه می باشد. در این فصل انواع شارهای حرارتی محیطی مورد مطالعه قرار می گیرند.

LabEquip.Blog.ir



شکل (1-2) محیط حرارتی ماهواره

## 1-2 شار تشعشعی خورشید

شار خورشید بزرگترین منبع گرمایش محیطی وارد بر اغلب ماهواره ها می باشد. تشعشع صادره از خورشید در طول زمان تقریباً مقدار ثابتی است و حدود یک درصد تغییرات دارد. هر چند به دلیل بیضوی بودن مدار زمین شدت نور خورشید رسیده به زمین بسته به فاصله زمین از خورشید در حدود  $3/5$  درصد تغییرات نشان می دهد. در انقلاب تابستانی<sup>1</sup> (نیمکره شمالی) شدت تابش حداقل مقدار خود را برابر  $1310 \text{ w/m}^2$  و در انقلاب زمستانی<sup>2</sup> حداکثر مقدار برابر  $1412 \text{ w/m}^2$  را دارا می باشد علت بودن شدت تابش در تابستان اینست که در طول فصل تابستان فاصله زمین با خورشید کمتر از زمستان می باشد. در عین حال به دلیل عمودی بودن زاویه تابش خورشید در نیمکره شمالی دمای این نقاط در این فصل بیشتر است. [2]

متوسط سالانه تابش خورشید خارج از جو زمین تقریباً برابر  $(1358 \text{ w/m}^2)$  است. مقدار مذکور را ثابت خورشیدی می نامیم که این ثابت مقدار شاری است که در فاصله یک واحد فضایی از خورشید خارج می شود. تغییرات شار خورشیدی متناسب با عکس مربع فاصله از خورشید می باشد که به علت خروج از مرکزی زمین در طول سال حدود  $3\%$  تغییر می کند. ماکزیمم این مقدار  $(1412 \text{ w/m}^2)$  در سوم ژانویه در نقطه اوج مدار زمینی و مینیمم این مقدار  $(1310 \text{ w/m}^2)$  در نقطه حضیض در چهارم جولای اتفاق می افتد.

به علت فاصله زیاد بین خورشید و ماهواره فرض می کنیم که اشعه های خورشید به صورت موازی بر ماهواره می تابد. به همین علت شدت تابش حرارت روی یک سطح که توسط سطح دیگر سایه نشده است توسط حاصلضرب شار خورشیدی در سطح تصویر شده روی صفحه عمود بر اشعه خورشید بدست می آید.

بنابراین حرارت خورشیدی تابیده شده روی یک سطح بوسیله فرمول زیر بدست می آید.

$$Q = G_s \mu_i A \quad (1-2)$$

که :

$G_s$  : ثابت خورشیدی که برابر است با  $1358 \text{ w/m}^2$

$A$  : مساحت کل سطح ( $m^2$ )

$\mu_i$  : نسبت مساحت تصویر شده موثر به مساحت کل

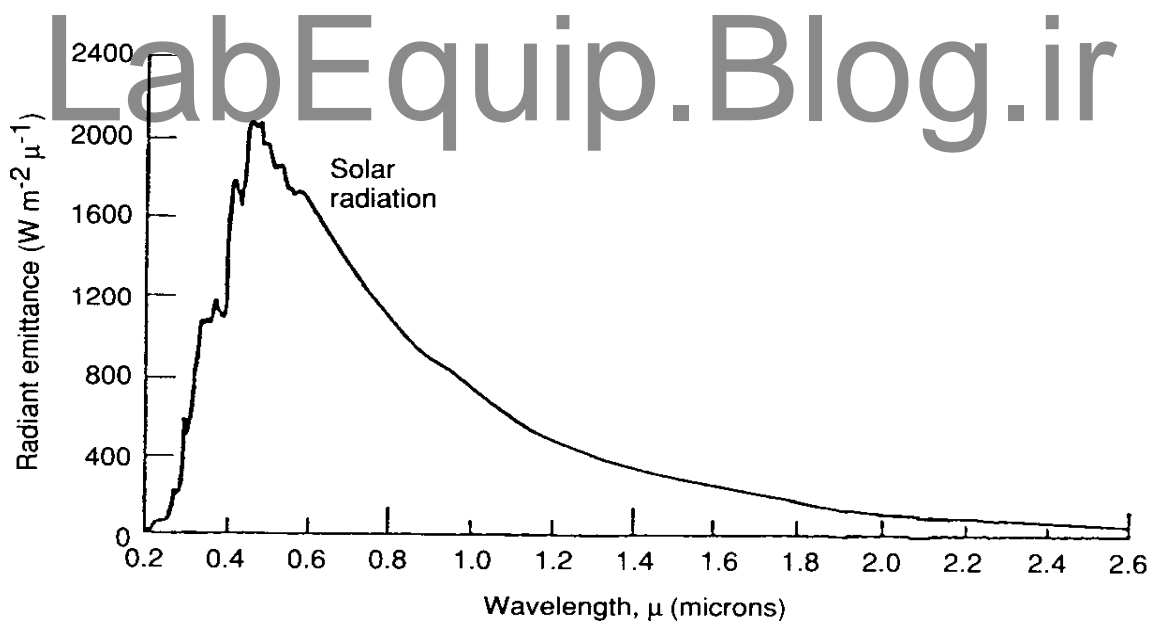
<sup>1</sup> Summer solstice

<sup>2</sup> winter solstice

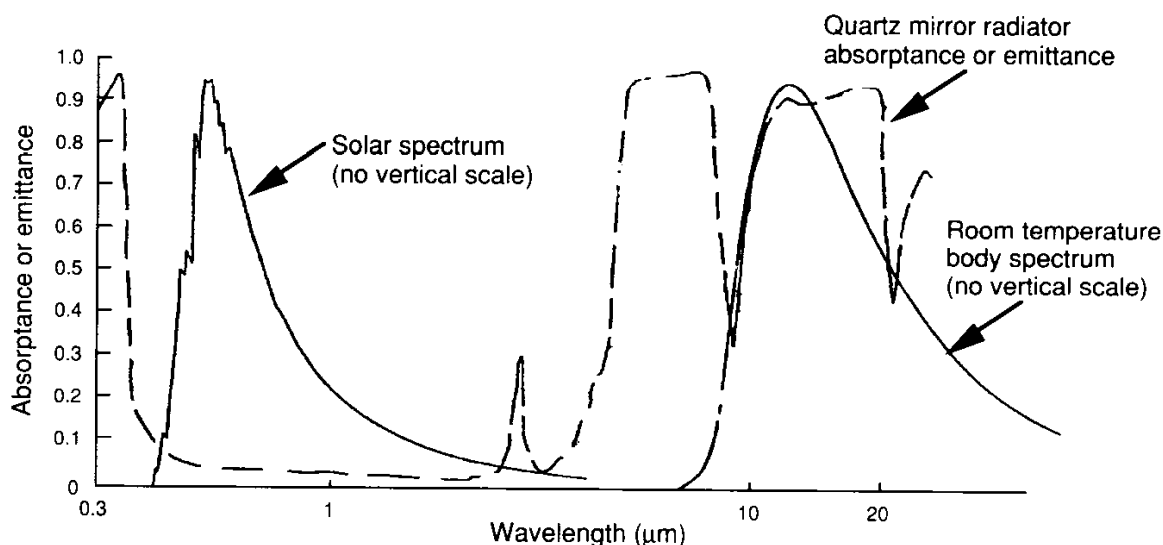
در یک ماهواره، سلولهای خورشیدی، آنتنها و غیره می‌توانند روی سطح خارجی ایجاد سایه کند. ضریب اسپکت خورشیدی ( $\mu_i$ ) باید شامل اثرات سایه شدن نیز باشد. اثر سایه بر روی ماهواره از طریق یک مدل ماهواره به چند روش معین می‌شود. یکی از روشها قرار دادن مدل در معرض اشعه های نور موازی (معمولاً در معرض نور خورشید) می باشد و در روش دیگر با گرفتن عکس از ماهواره از مسافت طولانی میزان تاثیر سایه را برآورد می‌کنند و یا با استفاده از برنامه موجود کامپیوتری به روش انتگرال گیری عددی از ورودیهای هندسی مدل ماهواره اثر سایه را معین می کنند.

شدت تشعشع خورشیدی همچنین برای طول موج های مختلف متفاوت است . شکل (2-2) نحوه این تغییرات را نشان می دهد توزیع انرژی تقریباً 7٪ در بخش ماوراء بنفش 46٪ در محدوده مرئی و 47٪ نزدیک مادون قرمز از سمت طول موجهای کوتاه تر می باشد و کل انتگرال انرژی برابر مقدار شدت تابشی است که در فوق ذکر شد. توجه شود که تمرکز انرژی صادره از خورشید دارای طول موجهای کوتاه تری نسبت به انرژی صادره از جسمی در دمای اتاق واقع است. در نتیجه می توان موادی را انتخاب نمود که انرژی خورشید را به خوبی منعکس کنند و در عوض خود صدور انرژی IR خوبی داشته باشند . شکل ( 2-3) این امر را نشان می دهد .

این موضوع باعث کاهش بارهای حرارتی خورشیدی می شود اما در عین حال توانایی دفع انرژی اتلافی به خوبی حفظ می شود.



شکل (2-2): توزیع طیفی انرژی صادره از خورشید [2]



شکل (2-3) توزیع طیفی صدور انرژی در دمای اتاق و دمای خورشید [2]

## 2.2 شار حرارتی آلبدو<sup>1</sup>

درصدی از انرژی خورشید که توسط یک سیاره یا ماه منعکس می شود آلبدو نام دارد. آلبدو زمین معمولاً به صورت درصدی از انرژی خورشیدی که مجدداً به فضا منعکس می شود تعریف می شود. این شار حرارتی بسیار متغیر می باشد. به عنوان یک مقدار اولیه می توان مقدار 30 درصد را برای ضریب آلبدو در نظر گرفت هر چند ضریب انعکاس معمولاً در نواحی قاره ای بزرگتر از نواحی اقیانوسی است و با کاهش زاویه محلی فراز خورشید و افزایش پوشش ابر، افزایش می یابد. به دلیل پوشش برف و یخ بیشتر، کاهش زاویه محلی فراز خورشید و افزایش پوشش ابر، شار آلبدو هم با افزایش عرض جغرافیایی افزایش می یابد. این تغییرات موجب می شود که نتوان مقدار دقیقی برای ثابت آلبدو اختیار نمود و در صنعت عددهای متفاوتی برای این منظور به کار می رود.

در حالت کلی ثابت شار انعکاسی زمین از رابطه زیر بدست می آید:

$$\phi_a = G_s \rho \quad (2-2)$$

که  $\rho$  ضریب انعکاس زمین می باشد.

مقدار پیشنهاد شده برای  $\rho$  برابر با  $0/3 \pm 0/02$  می باشد که تغییرات این مقدار ( $\rho$ ) از 10٪ تا 80٪ می تواند باشد. در حدود عرضهای جغرافیایی  $30^{\circ N}$  تا  $30^{\circ S}$  انتخاب مقادیر پایین ( $\rho \leq 0/3$ ) برای ضریب انعکاسی قابل قبول است. در محاسبات شار انعکاسی تابیده شده بر روی ماهواره معمولاً فرض می شود که ضریب انعکاسی بر روی سطح زمین ثابت بوده و سطح زمین به صورت دیفیوز انعکاس دارد و همچنین از قانون کسینوسی لامبرت

<sup>1</sup>Albedo

تبعیت می کند. اما با این حال هنوز محاسبات شار انعکاسی پیچیده است زیرا شار انعکاسی بستگی به موقعیت مکانی ماهواره ، موقعیت خورشید و ارتفاع مدار ماهواره دارد .

به عنوان یک مثال ساده یک ماهواره کروی را در نظر می گیریم. شار موازی انعکاسی برابر است با :

$$q_A = \frac{Q_S}{8} \rho \left( 1 - \sqrt{1 - \frac{R_e^2}{H^2}} \right) \quad (3-2)$$

$R_e$  : شعاع زمین

$H$  : فاصله فضا پیما از مرکز جرم زمین

در مراجع مختلف اطلاعات مربوط به تغییرات آلبدو با عرض جغرافیایی و تغییر فصل را به طور کلی نشان می دهد . اطلاعات نشان داده شده میانگین ماهانه خروجی حسگرهای ماهواره می باشند و باید توجه شود که در صورت تغییر مدار ممکن است اختلافات فاحشی نسبت به این مقادیر مشاهده شود . از آنجا که بیشتر اجزاء ماهواره ها آنقدر سنگین هستند که تغییرات سریع آلبدو ( در طول مدار یا کمتر ) باعث تغییر دمای چندانی نمی شود . می توان از مقادیر متوسط مداری برای مقاصد طراحی استفاده نمود .

جدول (3-2) مقادیر متوسط بدترین حالت را برای آلبدو بر حسب شیب مدار ارائه می کند مقادیر  $\max$  و  $\min$  ارائه شده در این نمودار در طراحی برای بدترین حالت گرم و سرد به کار می روند .

اگر چه مقادیر متوسط مداری ارائه شده در جدول (2-2) را می توان برای بیشتر ماهواره ها به کار برد، گاهی نیاز به بررسی دقیق تر اثرات آلبدو وجود دارد . در هر جزئی از ماهواره که نسبت به تغییرات شار آلبدو حساس باشد و جرم حرارتی کمی هم داشته باشد ، تغییرات آلبدو باید در نظر گرفته شوند . همینطور هر عنصر حساس ( مانند رادیاتور کرایوجنیک )<sup>1</sup> که تنها بخشی از زمین را مشاهده می کند نیز ممکن است نیاز به بررسی آلبدو بر حسب عرض جغرافیایی داشته باشد .

جدول (3-2) مقادیر توصیه شده برای آلبدو را که ناشی از اطلاعات پروازی است بر حسب عرض جغرافیایی نشان می دهد . این مقادیر را می توان برای مدل کردن تغییرات آلبدو حول مدارهای خاص استفاده نمود .

<sup>1</sup>-cryogenic radiator



### Zonal Mean Albedo(Percent)

Latitude (deg)	Month												Annual		
	J	F	M	A	M	J	J	A	S	O	N	D	Min	Avg	Max
90 80	80*	78*	69	58	69	75	69	60	44	70*	75*	78*	44	69	80
80 70	81*	83	69	63	62	54	50	49	66	77	77*	80*	49	68	83
70 60	78	56	55	54	49	42	39	40	42	51	64	69	39	53	78
60 50	56	50	49	42	40	39	38	38	37	43	49	55	37	44	56
50 40	46	43	40	36	34	35	33	32	33	34	39	46	32	37	46
40 30	37	36	34	32	30	28	27	26	29	29	33	37	26	31	37
30 20	30	29	27	25	25	25	26	26	26	26	28	30	20	26	30
20 10	24	23	22	20	22	24	26	27	25	25	26	26	25	24	27
10 0	24	24	24	24	26	26	26	26	26	25	26	26	24	25	26
0 -10	25	24	24	24	21	22	23	23	22	23	24	25	21	23	25
-10 -20	24	23	23	22	21	21	22	22	22	23	24	24	21	22	24
-20 -30	23	24	24	23	24	24	25	25	25	25	24	23	23	24	25
-30 -40	27	28	29	29	30	30	30	30	29	29	28	27	27	28	30
-40 -50	33	34	34	37	38	39	39	36	35	34	34	33	33	35	39
-50 -60	41	41	40	42	44	47	48	45	43	44	43	42	40	43	48
-60 -70	46	47	46	54	62	72	77	65	56	56	52	49	46	56	77
-70 -80	61	62	61	86	86*	87*	87*	88	79	65	66	64	61	74	83
-80 -90	70	72	40	80*	81*	82*	82*	83*	80	67	75	75	40	74	83
Min	23	23	22	20	21	21	22	22	22	23	24	23			
Avg	45	43	39	41	42	42	42	41	39	41	43	44			
Max	81	83	69	86	86	87	87	88	80	77	77	78			

### Zonal Mean IR(w/m<sup>2</sup>)

Latitude (deg)	Month												Annual		
	J	F	M	A	M	J	J	A	S	O	N	D	Min	Avg	Max
90 80	165	155	146	173	189	207	207	199	178	170	163	177	146	177	207
80 70	157	149	154	183	197	211	212	207	186	175	160	156	149	178	212
70 60	165	164	170	196	208	221	224	217	198	186	173	167	164	190	224
60 50	175	177	188	204	213	222	228	224	211	200	188	182	175	201	228
50 40	191	194	203	216	226	235	244	243	232	220	205	198	191	217	244
40 30	217	218	224	235	241	254	259	263	253	247	231	222	217	238	263
30 20	250	248	251	265	266	268	262	261	261	263	253	251	248	258	268
20 10	266	264	261	270	260	251	241	236	242	250	251	259	236	254	270
10 0	251	251	248	240	232	233	233	235	235	244	242	250	232	241	251
0 -10	240	240	240	243	257	261	261	261	260	257	248	246	240	251	261
-10 -20	248	247	250	264	270	273	272	276	271	266	257	253	247	262	276
-20 -30	261	256	254	263	258	260	260	264	259	258	256	262	254	259	264
-30 -40	253	251	244	239	233	229	231	232	233	238	239	249	229	239	253
-40 -50	232	232	225	217	213	209	205	207	211	219	220	229	205	218	232
-50 -60	217	217	208	204	199	195	188	187	192	201	208	216	187	202	217
-60 -70	209	204	193	186	177	172	164	161	165	180	197	209	161	184	209
-70 -80	196	184	165	153	146	146	131	124	128	151	183	220	124	160	220
-80 -90	187	171	148	121	105	110	104	94	94	126	170	190	94	135	190
Min	157	149	146	121	105	110	104	94	94	126	160	156			
Avg	215	212	209	215	216	219	218	216	211	213	213	218			
Max	266	264	261	270	270	273	272	276	271	266	257	262			

[2] (Von Der Haar, Campbell, Stevens) شرکت‌های IR و آلبندو (1-2) مقادیر متوسط ماهانه شارهای IR و آلبندو (شرکت‌های IR و آلبندو)

Orbit Inclination (deg)	Emitted Radiation (Btu/h-ft <sup>2</sup> )			Albedo (percent)		
	Min*	Ave	Max*	Min*	Ave	Max*
±90**	64	68	72	38	42	46
±80	66	70	74	34	38	42
±70	69	73	77	30	34	38
±60	71	75	79	26	30	34
±50	73	77	81	22	28	32
±40	76	80	84	19	25	29
±30	77	81	85	20	24	28
±20	76	80	84	20	24	28
±10	74	78	82	20	24	28

جدول (2-2) مقادیر متوسط مداری شارهای IR و آلبدو (NASA) [2]

Latitude		Min Earth IR* (Probable Cold Case)		Average		Max Earth IR** (Probable Hot Case)	
Max	Min	Earth IR (Btu/h-ft <sup>2</sup> )	Albedo (percent)	Earth IR (Btu/h-ft <sup>2</sup> )	Albedo (percent)	Earth IR (Btu/h-ft <sup>2</sup> )	Albedo (percent)
90	80	46	69	56	69	66	75
80	70	47	83	56	68	67	50
70	60	52	56	60	53	71	39
60	50	56	56	64	44	72	38
50	40	61	46	69	37	77	33
40	30	69	37	76	31	83	26
30	20	79	29	82	26	85	25
20	10	75	27	81	24	86	20
10	0	74	26	76	25	80	24
0	-10	76	24	80	23	83	23
-20	-30	81	24	82	24	84	25
-30	-40	73	30	76	28	80	27
-40	-50	65	39	69	35	74	34
-50	-60	59	45	64	45	69	41
-60	-70	31	65	58	56	66	46
-70	-80	39	88	51	74	70	64
-80	-90	30	80	43	74	60	75

جدول (3-2) جدول شارهای IR و آلبدوی زمین برحسب عرض جغرافیایی [2]

در حالت‌های نادری که مولفه ای آنقدر حساس است که همیشه باید بدترین مقدار آلبدو را در نظر گرفت ( نه مقدار متوسط ماهیانه ) ، توصیه می شود از مقادیر ذکر شده در استانداردها استفاده شود . نکته نهایی اینکه شار حرارتی رسیده به ماهواره ، با حرکت ماهواره در مدار و دور شدن از نقطه زیر خورشید<sup>1</sup> حتی اگر ضریب آلبدو ثابت باشد کاهش می یابد. این امر به دلیل کاهش انرژی خورشیدی بر واحد سطح زمین با کسینوس زاویه از نقطه زیر خورشید است .

### 3.2 انرژی IR صادره از زمین

زمین نه تنها انرژی تشعشعی خورشید را منعکس می کند ، بلکه خود نیز در محدوده طول موج های بلند IR از خود انرژی صادر می کند . زمین نیز مانند یک ماهواره با متعادل کردن انرژی دریافتی (جذب شده) از خورشید با انرژی صادر شده IR به تعادل حرارتی می رسد . این تبادل به خوبی برای تمام نقاط زمین در طول سال برقرار می ماند البته شدت انرژی IR صادره از نقطه معینی از زمین ، در هر زمان ، می تواند به نحو قابل ملاحظه ای با عواملی چون دمای سطح و هوا ، محتوای رطوبت اتمسفر و پوشش ابر تغییر کند . بیشترین شدت تابش معمولاً برفراز مناطق استوایی وجود دارد و با افزایش عرض جغرافیایی و افزایش پوشش ابر کاهش می یابد . به عنوان تقریب اول ، می توان از مقداری حدود  $237 \text{ w/m}^2$  برای صدور تشعشع IR زمین استفاده کرد . صدور انرژی IR زمین گاهی تابش زمین<sup>2</sup> نامیده می شود. صدور انرژی IR از زمین در دمای متوسط صفر درجه فارنهایت ( $-17/7^\circ\text{C}$ ) و تقریباً در همان طول موجهای صادره از یک ماهواره صورت می گیرد . در طول موجهای بسیار بلندتر از طول موج های صادره IR از خورشید در دمای  $9500^\circ\text{F}$  ( $5000^\circ\text{C}$ ) بر خلاف تشعشع خورشیدی IR در طول موج کوتاه بار انرژی IR زمین نمی تواند توسط پوشش های کنترل حرارتی خاص منعکس شود زیرا همین پوششها جلوی تشعشع انرژی اتلافی از ماهواره را می گیرد . در نتیجه انرژی IR صادره از زمین می تواند بار نسبتاً زیادی بر رادیاتورهای ماهواره در مدارهای کم ارتفاع اعمال کند و لذا باید در همان طول موج با صدور انرژی دفع شود .

قسمتی از حرارت تابشی که به زمین میرسد توسط زمین و اتمسفر آن جذب می شود و سپس مطابق با قانون استفان بولتزمن به صورت تشعشع حرارتی دوباره صادر می گردد .

مقدار متوسط تابش حرارتی در نزدیکی سطح زمین برابر است با :

$$q_r = 237 \pm 7 \text{ w/m}^2$$

<sup>1</sup> Sub solar Point

<sup>2</sup> Earth Shine



معمولاً فرض می شود که تشعشع حرارتی تابیده شده از زمین ثابت است . همچنین فرض میشود که صدور از سطح زمین به صورت دیفیوز<sup>1</sup> بوده و از قانون لامبرت تبعیت می کند . شار برخوردی  $q_1$  روی سطح ماهواره تابعی از ارتفاع است و برای ماهواره کروی از روابط زیر بدست می آید :

$$q_1 = \frac{1}{2} \sigma T_e^4 \left( 1 - \sqrt{1 - \frac{R_e^2}{H^2}} \right) \quad (4-2)$$

$$q_1 = \frac{1}{2} q_r \left( 1 - \sqrt{1 - \frac{R_e^2}{H^2}} \right) \quad (5-2)$$

مفهوم انرژی IR صادره از زمین می تواند کمی پیچیده باشد زیرا معمولاً ماهواره گرمتر از دمای موثر زمین است و انتقال حرارت خالص از ماهواره به زمین صورت می گیرد . اما به منظور انجام تحلیل ، مناسب است به هنگام محاسبه ضریب دید ماهواره نسبت به فضا ، از وجود زمین صرفنظر شود و فرض شود زمین جلوی دید ماهواره به فضا را نمی گیرد . آنگاه اختلاف انرژی IR به صورت انرژی وارده به ماهواره به حساب آورده شده و تشعشع IR زمین یا تابش زمین نامیده می شود .

مشابه شار آلدو ، مقادیر متوسط مداری برای تشعشع IR زمین هم استفاده می شود . مقادیر توصیه شده جدول (2-2) می توانند به منظور تحلیل به کار روند برای ماهواره حساس به بار IR زمین یا سطوح حساسی که در نقاط خاصی فقط زمین را می بینند مقادیر جدول (3-2) توصیه می شوند .

## 4.2 گرمایش آزاد ملکولی

بخش مهم دیگری از گرمایش محیطی گرمایش آزاد مولکولی ( FMH )<sup>2</sup> نامیده می شود و ناشی از بمباران ماهواره توسط مولکولهای منفرد موجود در فضای اتمسفر می باشد . در بیشتر ماهواره ها این شار حرارتی تنها در حین پرتاب درست در لحظه جدا شدن کلاهک<sup>3</sup> موشک حامل مهم می باشد . به منظور حداقل نمودن بار مرده ای که به فضا حمل می شود ، سعی بر آنست تا کلاهک هر چه سریعتر از موشک جدا شود . نقطه جدایش کلاهک معمولاً با انجام مصالحه بین صرفه جویی در وزن حمل شونده به فضا و نیاز به حفظ ماهواره از گرمایش اتمسفر تعیین می شود . جدایش کلاهک همیشه در ارتفاعهایی انجام می گیرد که به دلیل بلندی ارتفاع و رقیق بودن جو گرمایش آیرودینامیکی در محدوده مولکولی آزاد<sup>4</sup> یا نزدیک آن صورت می گیرد.

<sup>1</sup>Diffuse

<sup>2</sup>FreeMolecular heating

<sup>3</sup>Fairing

<sup>4</sup>Free molecular regime

لذا گرمایش به صورت برخورد ماهواره با تک تک مولکولها مدل می شود نه به صورت گرمایش جریان در محیط پیوسته ، نرخ گرمایش توسط رابطه زیر داده می شود .

(6-2)

$$Q_{FMH} = \frac{1}{2} \alpha p v^3$$

که در رابطه فوق :

$p$  : چگالی اتمسفر

$v$  : سرعت ماهواره

$\alpha$  : ضریب انطباق<sup>1</sup> ( حدود 0/6 تا 0/8 ولی برای اطمینان ضریب 1/0 مناسبتر است ) .

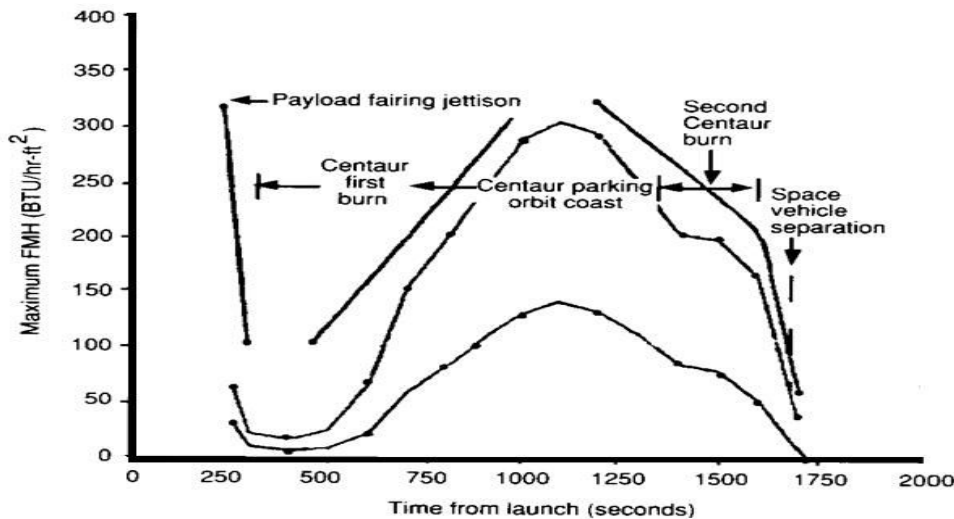
چگالی اتمسفر پارامتر بسیاری متغیری است که عوامل بسیاری باعث تغییرات آن می شوند. از جمله این عوامل میتوان سطح فعالیت الکترومغناطیسی خورشید (اندازه گیری در طول موج 10/7 cm) ، شاخص ژئو مغناطیس<sup>2</sup> ( $A_p$ ) ، طول جغرافیایی و ساعت محلی نقطه مورد بررسی ، ارتفاع، تاریخ، روز و ... را نام برد.

چگالی اتمسفر امروزه با استفاده از مدل‌های پیچیده اتمسفر با چندین پارامتر ورودی محاسبه می شود. خروجی این مدلها ، چگالی اتمسفر است که دقت آن از سطح معینی تجاوز نمی کند (معمولاً 97% مورد اطمینان است) خروجی به صورت احتمال بیان می شود . زیرا سطح فعالیت خورشید که عامل مهمی در چگالی اتمسفر است با دقت زیادی قابل پیشگویی نمی باشد . سرعت ماهواره در مدار نسبت به اتمسفر به طور مستقیم قابل محاسبه است ، اما سرعت در حین پرتاب با استفاده از مدل‌های شبیه سازی پیچیده مسیر موشک حامل که مدلسازی و بهینه سازی کارایی مشابه چگالی اتمسفر ، در محاسبه مسیر و سرعت موشک حامل نیز تا حدودی احتمالات مطرح می شود . این عدم قطعیت ها و عموماً بر اثر تغییرات در راندمان موتور موشک ، دقت سیستم هدایت ، اثرات باد در ارتفاعات بلند و ... می باشند و باعث اختلاف در مسیر حرکت و سرعت موشک حامل نسبت به حالت پیش بینی شده می شوند .

<sup>1</sup>Accommodation coefficient

<sup>2</sup>Geomagnetic index

مدلسازی اتمسفر و شبیه سازی مسیر معمولاً توسط متخصصان رشته های مربوطه انجام شده و به مهندس حرارت اطلاعات شارهای بدترین حالت برحسب زمان داده می شود . با داشتن چنین منحنی و دانستن جهت ماهواره نسبت به بردار سرعت ، مهندسين حرارت بارهای حرارتی وارد بر ماهواره را با ضرب کردن نرخ حرارت در مساحت سطح مقطع و کسینوس زاویه بین بردار نرمال سطح و بردار سرعت محاسبه می کنند نمونه منحنی نرخ حرارت برای یک ماموریت خاص در طول پرتاب در شکل (4-2) داده شده است .



شکل (4-2) مثالی از منحنی گرمایش مولکولی آزاد (Martin Marietta) [2]

چنانچه قبلاً اشاره شد بیشتر ماهواره ها تنها در طول پرتاب در معرض FMH قرار می گیرند . اما بعضی ماهواره ها در مدارهایی با منطقه حضيض بسیار پایین قرار می گیرند و لذا گرمایش مولکولی آزاد در مورد آنها مهم می شود این شارها برای ارتفاعهای کمتر از 100n.mi (  $\approx 185$  km ) باید مورد محاسبه قرار بگیرند .

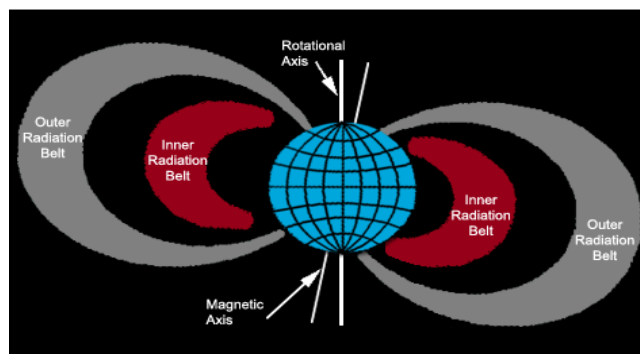
## 5.2 گرمایش ذرات باردار

علاوه بر شارهای حرارتی محیطی اصلی فوق الذکر ، پنجمین منبع شار حرارتی محیطی ذرات باردار می باشند این شار در مقایسه با دیگر منابع بسیار کوچک است و معمولاً در طراحی حرارتی سیستم هایی که در دمای اتاق کار می کنند مهم نمی باشد اما در دماهای کرایوجنیک این شار حرارتی قابل ملاحظه شده و در طراحی حرارتی می بایست در نظر گرفته شود . ذرات باردار محبوس در فضای اطراف زمین که به کمربند ون آلن<sup>1</sup> مشهورند الکترونها و پروتونهای موجود در صفحه استوای مغناطیسی زمین می باشند. خواص فضایی کمربند ون آلن و خواص طیفی ذرات محبوس داخل کمربند هم دارای تغییرات منظم با زمان و هم دارای تغییرات نامنظم وابسته به سطح فعالیت خورشیدی می باشند. توده کمربند ون آلن در شعاع بین 1 تا 8 برابر شعاع زمین واقع است .

<sup>1</sup>VanAllen Belts

ون آن (1985) دریافت که حداکثر چگالی کمربند پروتون داخلی در ارتفاع حدود  $1/45$  برابر شعاع زمین رخ می دهد فن<sup>1</sup> و همکارانش (1961) ابرین<sup>2</sup> و همکارانش (1962) و دسییر و کارپلاس<sup>3</sup> (1960) به تشخیص دیگر نقاط حداکثر چگالی الکترون کمک کردند و ت<sup>4</sup> (1966) نقشه کامل تشعشعات کمربند ون آن را فراهم نمود. مدل های محیط استاندارد برای ذرات محبوس عبارتند از AE6, AE8 شامل اطلاعات الکترون برای پیرودهای ماکزیمم فعالیت خورشیدی (Teague and vette, 1976), AES شامل اطلاعات الکترون برای پیرودهای حداقل فعالیت خورشید, (Teague and vette, 1976), مدل موقت AEI<sup>5</sup> برای الکترونها ناحیه خارجی و مدل APS برای زمان حداکثر و حداقل فعالیت خورشید برای پروتونها محبوس دارای انرژی (1976, Saw yen and vette) این اطلاعات متوسط چگالی انتگرال گیری شده تک جهته را در زمانهای بیش از شش ماه بیان می کنند در بیشتر مناطق مگنتوسفر, مقادیر لحظه ای می توانند بسته به انرژی ذرات و نوع و شدت چگالی حوادث اتفاقی<sup>6</sup> با ضریب  $10^2$  تا  $10^3$  نسبت به مقادیر متوسط تغییر کنند (Stasinopoulos).

اطلاعات مربوط به شار الکترون و پروتون محبوس شده برحسب انرژی در مدارهای دایره ای استوای مغناطیسی زمین برحسب ارتفاع های  $1/5 Re$  (برابر شعاع زمین) تا  $6/6 Re$  در شکلهای (1-6) و (1-7) ارائه شده است. اطلاعات شاری انرژی الکترون در مدل AE6 محدود به ارتفاعهای تا  $5/2 Re$  است. مدل AES شارها را برای ارتفاع بالاتر از  $5/2 Re$  بدست می دهد. چنانچه نشان داده شد تمرکز پروتونها نسبیتهی ( $>MeV$ ) در ارتفاع های کم زیاد است در حالیکه در ارتفاعهای مدار هماهنگ با زمین ( $6/6 Re$ ) انرژی پروتون کمتر از  $2 MeV$  است. برعکس الکترونها در بسیاری ارتفاعها دارای شار زیاد و انرژی کمتر از حدود  $5 MeV$  می باشند.



شکل (2-5) تصویر شماتیک کمربند های ون آن

<sup>1</sup>Fan

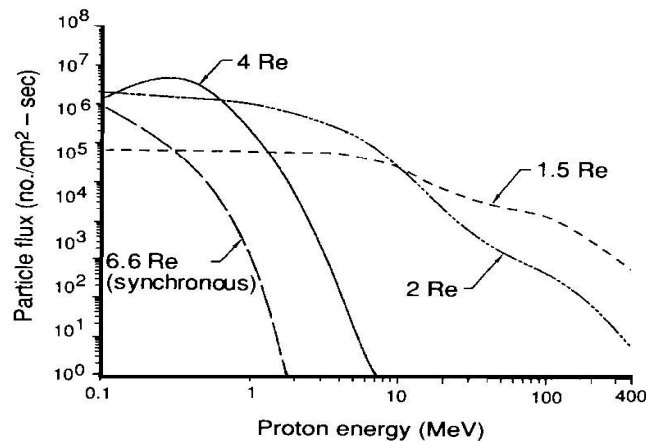
<sup>2</sup>O'Brien

<sup>3</sup>Dessier and karplus

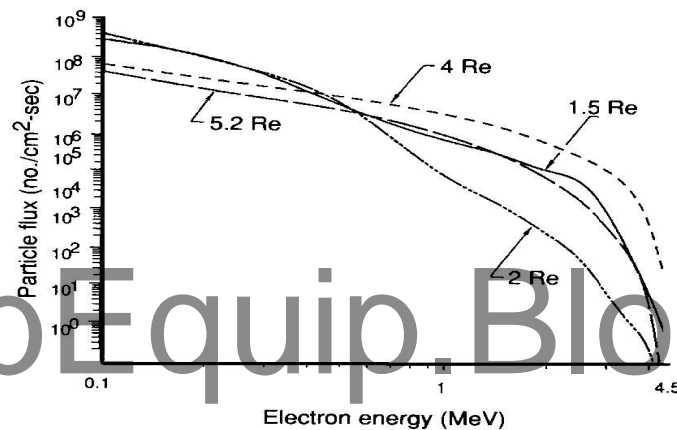
<sup>4</sup>Vette

<sup>5</sup>Interim model

<sup>6</sup>Causative event



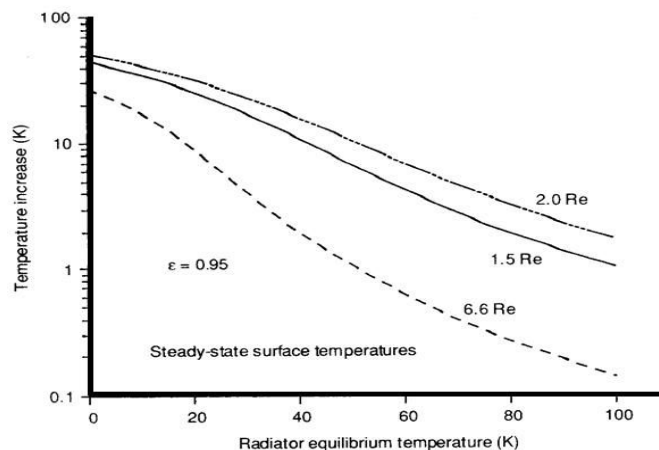
شکل (6-2) شار پروتون و سطوح انرژی برای چند مدار استوایی زمین [3]



شکل (7-2) شار الکترون و سطوح انرژی برای چند مدار استوایی زمین [3]

گرمایش حاصل از این ذرات باردار معمولاً در اولین چند صدم سانتیمتر از ضخامت ماده رخ می دهد و لذا توسط لایه های جلویی سطح جذب می شود (مانند گرمایش خورشیدی و مولکولی آزاد) نرخ گرمایش ذرات باردار با وجود آنکه در دماهای اتاق مهم نمی باشد، اما می تواند دمای تعادل یک رادیاتور کرایوجنیک را چنانچه در شکل (7-1) نشان داده شده است افزایش دهد. دمای عملکرد پایدار رادیاتوری در دمای 70 k در مدار استوایی دایروی زمین، در ارتفاع 1/5 Re می تواند در اثر گرمایش ذرات باردار تا 72/9 k و در ارتفاعهای 2 Re و 6/6 Re به ترتیب تا 74/7 k و 70/4k افزایش یابد. در حد تئوری  $T_{\text{تعادل}} = 0 \text{ k}$ ، اثر گرمایش ذرات باردار می تواند باعث افزایش دما تا 27/3 K در ارتفاع هماهنگ با زمین (6/6 Re) شود. توجه شود که افزایش دمای تعادل در ارتفاع 4 Re تقریباً برابر افزایش دما در ارتفاع 1/5 Re است و لذا در شکل (7-1) آورده نشده است.

لذا برای چنین سیستمهایی، گرمایش ذرات باردار در طراحی رادیاتورها باید در نظر گرفته شود.



شکل (2-8) افزایش دمای تعادل یک رادیاتور آلومینیومی در اثر گرمایش ذرات باردار [3]

## 6.2 شرایط محیطی-عملکردی مدارهای مختلف

محیط‌های حرارتی به مشخصه‌های مداری، پروفیل‌های وضعیت، و سازه ماهواره بستگی دارد. محدوده‌های محیط‌های عملکردی، می‌تواند بصورت زیر دسته‌بندی شوند:

- ماموریت‌های مدار زمینی کم ارتفاع (LEO): معمولاً بین 400 تا 800 کیلومتر ارتفاع دارند. مدارهای کم شیب در این ارتفاعات دروه‌های کسوف و خسوفی دارند که در طی مدت زمان ماموریت نسبتاً پایدار هستند. بیشتر ماموریت‌های سنکرون خورشیدی نسبتاً مدت زمان گرفتگی ثابتی دارند و دارای محدوده کوچکتري از زوایای خورشیدی هستند و نیز یک طرف سرد از ماهواره که هرگز در معرض نور مستقیم خورشید قرار نمی‌گیرد دارند. زوایای بزرگتر و ماموریت‌های غیر سنکرون، یک محدوده کاملی از زوایای خورشیدی را دارا می‌باشند و ممکن است هفته‌ها یا ماه‌ها بدون گرفتگی باشند. ورودی‌های آلبیدو و فرسوخ زمین عبارات مهم برای بالانس انرژی ماهواره‌های LEO هستند.

- ماموریت‌های GEO: بطور کلی ارتفاع را برای رصد یا ارتباطات ثابت نگه می‌دارند. حرکت خورشید که زاویه شمالی-جنوبی  $\pm 23.5^\circ$  در طی سال دارد، به جز در نقاط اعتدالین، سبب بار حرارتی خورشیدی بر سطوح شمالی و جنوبی ماهواره می‌شود. اعتدال معمولاً برای یک ماموریت حالت سرد محسوب می‌شود. یک فصل گرفتگی، حدود سه هفته با گرفتگی روزانه حداکثر تا 72 دقیقه و حداقل شار خورشیدی روی سطوح شمالی-جنوبی طی روز می‌باشد. معمولاً چهار وجه دیگر (زمین، سمت الراس، شرق، و غرب) 12 ساعت متوالی را از 24 ساعت، در نور خورشید سپری می‌کنند و سطوح رادیاتور بسیار ناکارآمدی را

بدلیل این تغییرات خواهند داشت. در حالی که، روی ایستگاه آلبیدو و فروسرخ زمین، حدود 1% مقادیر LEO را دارند، می توان از مقدار آنها برای بیشتر کاربردها صرفنظر کرد.

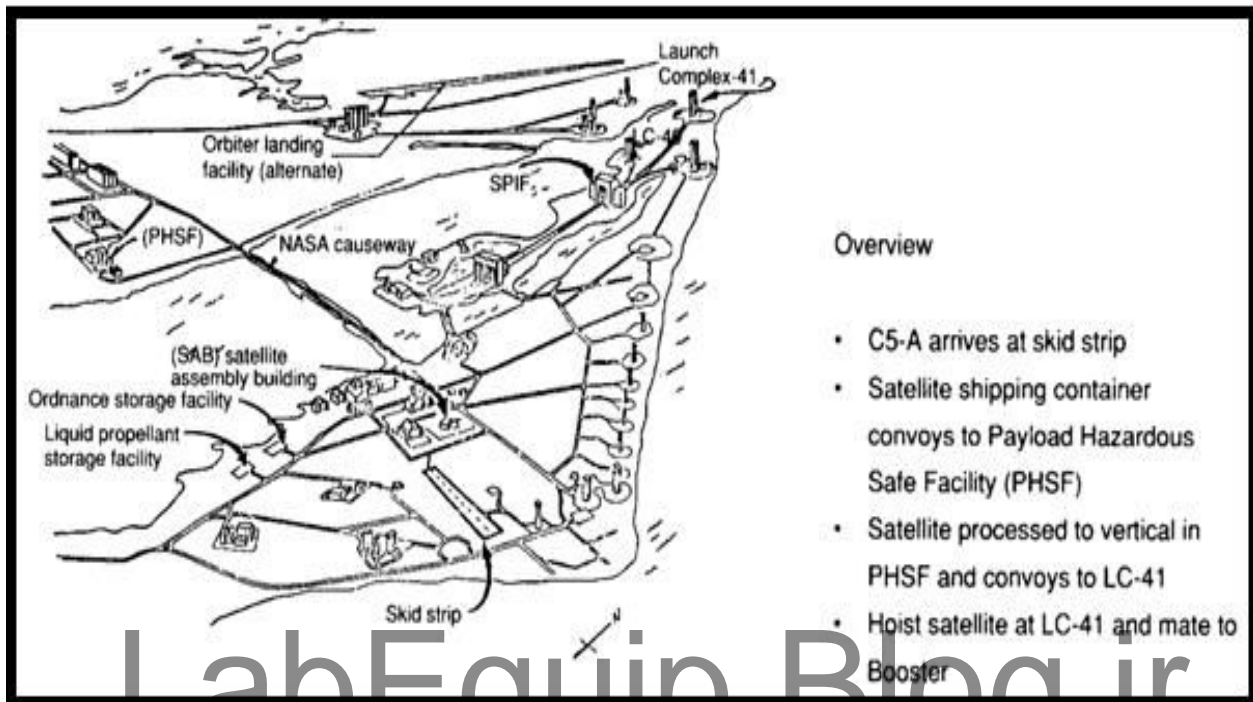
- مدارهای مرتفع زمینی: می توانند نقطه حضيضی به کوتاهی چند صد کیلومتر اما نقطه اوجی تا چند هزار کیلومتر داشته باشند؛ محیطهای گرمایی در نتیجه، تغییر می کنند. در حضيض، آلبدو و فروسرخ زمین حداکثر هستند و در اوج فقط تابش مستقیم خورشید برای اکثر حالات مهم است. اگر سیستمهای کرایوژنیکی بکار برده شوند گرمای کوچک متاثر از زمین بایستی برآورد شود.

ماموریت‌های بین سیاره‌ای: می توانند تغییرات قابل توجهی در شار خورشیدی، که به طرز معکوس با مجذور فاصله از خورشید تغییر می کند، داشته باشند. برای مثال، ماموریت کاسینی برای زحل یک پرواز کم ارتفاع نزدیک زهره داشت، طوری که ثابت خورشیدی آن از حدود 2700 وات بر متر مربع در زهره تا 1/5 وات بر متر مربع در زحل تغییر کرد. کاهش شدت گرمای خورشیدی سبب یک چالش عظیم برای ماموریت‌های بین سیاره‌ای می شود، که به ابزار متفاوتی در تولید توان (که توان گرمکن را چنانچه محیط سردتر شد، محدود می کند)، نیاز دارد. ماموریت‌های مشتری و ماروآ آن، معمولاً از منابع توان رادیواکتیو استفاده می کنند، طوری که حرارت زائد بایستی بوسیله زیر سیستم حرارتی اطراف ماهواره توزیع شود. مدار یک سیاره، پیچیدگی‌های بیشتری را سبب می شود، چون که هر سیاره مشخصه‌های آلبدو و فروسرخ خودش که در جدول 4 مشخص شده را دارد.

## 7.1 شرایط محیطی حین پرتاب

سیستم های کنترل حرارت ماهواره ها معمولاً برای قرارگیری در شرایط محیطی طراحی می شوند . اما دمای ماهواره در طول انتقال ، مراحل پیش از پرتاب و حین پرتاب نیز بایستی ارزیابی شود تا محدوده‌های دمایی در طول این مراحل از حد مجاز تجاوز نکند . گاهی برای جلوگیری از تجاوز محدوده های دمایی از حد مجاز لازم است تغییراتی در طراحی حرارتی یا محدودیت های دمایی در شرایط محیطی پرتاب مانند حداکثر مدت زمان سایه یا نرخ گرمایش مولکولی آزاد ( FMH ) اعمال شود . مراحل انتقال و پیش از پرتاب شامل حمل و نقل ماهواره ، آماده سازی و انجام تست در اتاق تمیز در پایگاه پرتاب و زمان شمارش معکوس نهایی که ماهواره روی موشک حامل سوار می شود. یک نمونه توالی زمانی متداول حمل و نقل در شکل (2-9) نشان داده شده است . کنترل حرارت حین این مراحل عموماً با کنترل خود محیط حاصل می شود . در حمل و نقل ماهواره که ماهواره و اجزای داخلی آن خاموش هستند . دمای محیط و محدوده های رطوبت محیطی لازم تعیین می شوند تا تمام اجزاء، در محدوده دمایی غیر کاری مجاز قرار گرفته و رطوبتی روی اجزاء ماهواره ننشینند . در طول انجام تست و نگهداری در پایگاه پرتاب ، شرایط دمایی اتاق ممکن است مورد قبول باشند یا مجبور به اعمال محدودیت هایی

بر روی مدت روشن بودن ماهواره برای جلوگیری از تجاوز نمودن از محدودهای دمای کاری باشیم . اگر این روشهای « غیر فعال » کافی نباشند ، واحدهای تهویه مطبوع ویژه ای برای دمیدن هوا به رو یا داخل ماهواره روشن در نظر گرفته می شود . البته این امر غیر معمول است .



شکل (2-9) پایگاه پرتاب کاناووال در ایالت فلوریدا-آمریکا

به هنگام قرارگیری ماهواره داخل کلاهک<sup>1</sup> موشک حامل یا داخل محفظه بار شاتل فضایی در سکوی پرتاب، کنترل حرارت بوسیله دمیدن نیتروژن یا هوای مطبوع به داخل محفظه کلاهک حاصل می شود.

این امر یک تصفیه با جریان نسبتاً کم مانند آنچه در یک اتاق تهویه شده وجود دارد می باشد نه مانند شرایط جابجایی اجباری،دمای ورودی گاز معمولاً در یک محدوده نامی مانند  $50-80^{\circ}\text{F}$  ( $10-27^{\circ}\text{C}$ ) برای Titan IV یا  $45-90^{\circ}\text{F}$  ( $7-22^{\circ}\text{C}$ ) برای شاتل فضایی می باشد گرمای اتلافی از قطعات الکترونیکی بیشتر ماهواره ها ، معمولاً در حدی نیست که تغییری در دمای سیال عامل ایجاد کند .

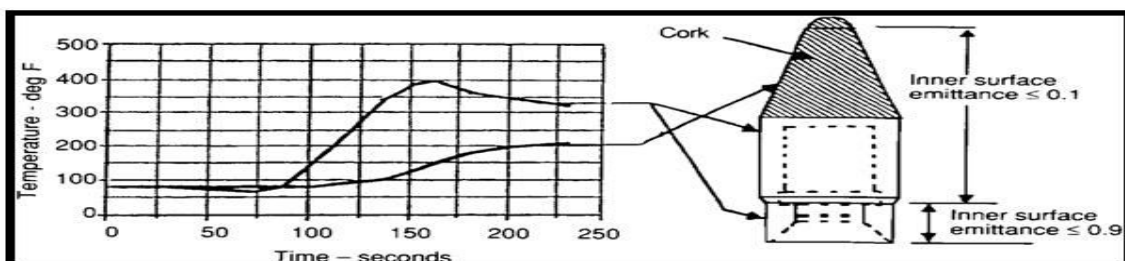
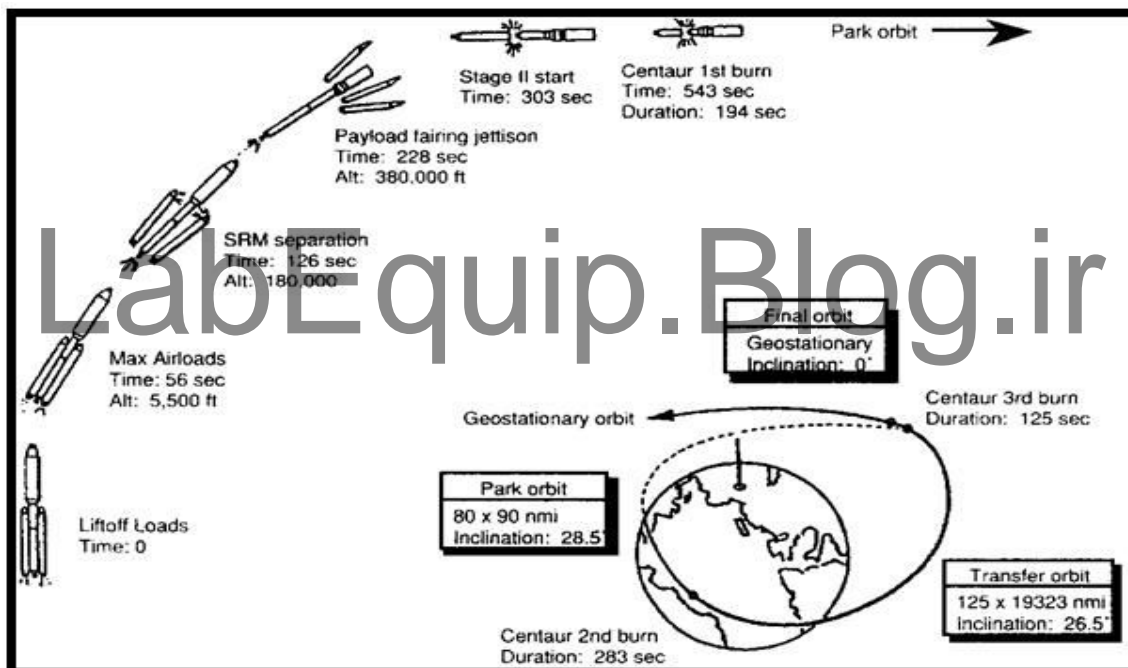
در بعضی از ماهواره ها ، گاز تصفیه کننده به تنهایی برای ایجاد سرمایش در تمام المانها کافی نیست . در این حالت نیاز به سیستم های خنک کننده با سیال عامل هوا یا مایع وجود دارد . اما این سیستم ها هزینه پیچیدگی سیستم کنترل حرارت را افزایش می دهند و به علاوه قابلیت اعتماد را کاهش می دهند و لذا سعی می شود حتی الامکان از روشهای دیگری مانند خاموش کردن یکباره اجزاء استفاده شود .

<sup>1</sup>.Booster fairing



شرایط حرارتی محیط از زمان پرتاب تا زمان قرارگیری ماهواره در مدار بسیار سخت تر می شود و لذا در صورت لزوم شرایط بدترین حالت گرم و سرد محاسبه شده و محدودیتهایی چون حداکثر زمان سایه و حداکثر FMH در نظر گرفته می شود و تغییراتی که در طرح و محدودیت ها اعمال می کند در مراحل نهایی گزارش می شود.

شکل (2-10) نمونه ای از توالی زمانی مراحل پرتاب و صعود را برای یک موشک حامل چند مرحله ای نشان می دهد در دقایق اولیه پرتاب ماهواره داخل کلاهک قرار دارد و در اثر گرمایش آیرودینامیکی دمای کلاهک تا  $100-200^{\circ}C$  هم افزایش می یابد در طول 2 تا 5 دقیقه پس از پرتاب شارهای آیرودینامیکی FMH عمده اثر خود را از دست داده و لذا می توان کلاهک را به منظور صرفه جویی در وزن با جدایش از حامل جدا نمود. از زمان جدایش کلاهک ماهواره در معرض ترکیب شارهای FMH، خورشیدی IR زمین و آلبدو و گاهی هم اثر گرمایش موتورهای اصلی و رانشگرهای کنترل جهت واقع می شود. منحنی های شارهای حرارتی حین پرتاب باید توسط سازنده موشک حامل داده شود که نمونه آن در شکل (2-4) مشاهده می شود.



شکل (2-10) نمونه ای از توالی زمانی مراحل پرتاب و صعود یک موشک حامل چند مرحله ای و تغییرات دمایی آن