



Thermal Effects of the Space Environment on the Radiation Characteristics of a Reflector Antenna in Low Earth Orbit

Fatemeh Asdaghpour¹, Fatemeh Sadeghikia^{2*}, and Mohammad Ali Farsi³

1. M. Sc. Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran

*2. Associate Professor, Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran

3. Associate Professor, Aerospace Research Institute, Ministry of Science, Research and Technology, Tehran, Iran

***Corresponding Author E-Mail:** sadeghi_kia@ari.ac.ir

The space environment poses many threats to the external components of space structures, and thermal fluctuations are among the most important of these threats. These thermal fluctuations occur due to the position of the system in front of the sun and in the shadow of the earth, and its value depends on the orbit of the spacecraft and the materials of the components. Antennas, which are usually installed on the outer shell of these systems, are therefore always exposed to the thermal fluctuations of the space environment. Thermal fluctuations cause the antenna surfaces to expand, contract and distort and can cause the antenna to malfunction. In this paper, the effects of thermal expansion and contraction due to an LEO orbital mission on the radial characteristics of two X-band reflective antennas, one broadband antenna and the other narrowband, And the resulting radiation characteristics are compared with the characteristics of equivalent sample antennas at ambient temperature. Analyses show that narrowband antennas are very vulnerable to thermal fluctuations and, therefore, it is necessary to choose the material of the antennas from materials whose thermal expansion coefficient is very small. In addition, choosing the appropriate protection method to maintain the optimal performance of the antenna is one of the most essential activities in the construction of space antennas.

Keywords: LEO orbit, thermal fluctuations, reflective antenna, X frequency band



اثرات حرارتی محیط فضا بر مشخصات تشعشعی آنتن انعکاسی ماهواره مدار

فاطمه اصدق پور^۱، فاطمه صادقی کیا^{۲*} و محمدعلی فارسی^۳

^{۱، ۲ و ۳}- پژوهشگاه هواشناسی، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، ایران

sadeghi_kia@ari.ac.ir

در محیط فضا، نوسانات حرارتی از مهم‌ترین تهدیدات برای اجزای خارجی سامانه‌های فضایی مانند آنتن محسوب می‌شود. میزان نوسانات حرارتی تابع مدار فضاییما و جنس اجزای سامانه است و سبب انبساط و انقباض و اعوجاج سطوح آنتن شده و در عملکرد آن اختلال ایجاد می‌کند. در این مقاله، اثرات انبساط و انقباض حرارتی در یک مأموریت مداری LEO بر مشخصات تشعشعی دو آنتن انعکاسی باند X که یکی از آنتن‌ها پهن باند و دیگری باند باریک هستند، بررسی شده و مشخصات تشعشعی آن‌ها با استفاده از نرم‌افزار شبیه‌ساز تمام‌موج استخراج می‌شود. مقایسه مشخصات تشعشعی این دو آنتن، با مشخصات تشعشعی آنتن‌های نمونه معادل در دمای محیط نشان می‌دهد که آنتن‌های باند باریک آسیب‌پذیری بسیار بالای نسبت به نوسانات حرارتی دارند. بنابراین، لازم است جنس آنتن‌ها از موادی انتخاب شوند که ضریب انبساط حرارتی آن‌ها بسیار کوچک است. به علاوه، انتخاب روش حفاظتی مناسب برای حفظ عملکرد مطلوب آنتن از ضروری‌ترین فعالیت‌ها در ساخت آنتن‌های فضایی است.

واژه‌های کلیدی: مدار LEO، نوسانات حرارتی، آنتن انعکاسی، باند فرانسی X

مقدمه

آنتن، یکی از اصلی‌ترین اجزای هر سیستم مخابراتی است و ایجاد خرابی، شکستگی و یا بروز هر نوع آسیبی در آن ممکن است سبب از دست رفتن اطلاعات و عدم انجام صحیح وظایف محوله به آن سیستم مخابراتی شود. این حساسیت، به ویژه زمانی که برای یک سیستم مخابراتی فضایی برنامه‌ریزی عملیاتی می‌شود، بیشتر خواهد بود، چرا که از دست رفتن لینک ارتباطی برای یک سامانه فضایی سبب بروز اشکالات جبران ناپذیری خواهد شد.

محیط فضا، نسبت به محیط پیرامونی زمین که با آن از نزدیک سروکار داریم، محیطی بسیار پیچیده‌تر است و خطرات بالقوه زیادی برای سامانه فضایی به ویژه اجزایی که روی پوسته خارجی سامانه نصب می‌شوند، در آن وجود دارد. این پیچیدگی محیطی

علامه و اختصارات

تغییرات دما	ΔT
دماه اولیه محیط	T_1
حداقل یا حداکثر دماه محیط	T_2
تغییرات طول(قطر)	ΔL
طول اولیه(قطر اولیه آنتن)	L_1
طول ثانویه(قطر ثانویه آنتن)	L_2
ضریب انبساط حرارتی	α

۱. کارشناس ارشد

۲. دانشیار (نویسنده مخاطب)

۳. دانشیار

مشخصات تشعشعی آتن های انعکاسی سهمی نشان داده است که اثر این نوسانات تنها بر روی آتن های با قطر بیشتر از ۱۸/۵ متر مشهود است و برای آتن های با قطر کمتر تأثیرات مشهودی وجود ندارد [۱۳]. با این وجود، با توجه به گسترش نوسانات حرارتی در مدار ماهواره ای، این نتایج نمی توانند اثرات نوسانات حرارتی مداری بر مشخصات تشعشعی آتن، صرف نظر از مقدار پهنه ای باند را توصیف نمایند. بنابراین، در این پژوهش بررسی میزان تأثیر نوسانات حرارتی محیط مداری LEO بر مشخصات تشعشعی آتن انعکاسی باند X انجام می شود. برای این منظور، دو آتن نمونه انعکاسی باند X که پهنه ای باند آن ها با هم متفاوت هستند، به عنوان دو آتن مرجع مستقل در نظر گرفته شده و مشخصات تشعشعی هر آتن در شرایط محیطی مختلف بررسی و تحلیل می شود. هدف از این پژوهش، بررسی میزان تأثیر نوسانات حرارتی محیط مداری LEO بر مشخصات تشعشعی آتن انعکاسی باند X است. برای این منظور، دو آتن نمونه انعکاسی باند X که پهنه ای باند آن ها با هم متفاوت هستند، به عنوان دو آتن مرجع مستقل در نظر گرفته شده و مشخصات تشعشعی هر آتن در شرایط محیطی مختلف بررسی و تحلیل می شود. طراحی آتن ها به گونه ای است که یک آتن پهنه ای باند ۴GHz و دیگری پهنه ای باند کمتر از ۳۰۰MHz دارد و بنابراین آتن مرجع اول یک آتن پهن باند و آتن مرجع دوم یک آتن باند باریک است. شبیه سازی ها با استفاده از یک نرم افزار تجاری تمام موج انجام می شوند. در بخش دوم از این مقاله، محیط حرارتی فضا توصیف می شود و در بخش های سوم و چهارم، مأموریت و نوع و جنس آتن ها مشخص می شوند. در بخش پنجم، ابعاد و مشخصات تشعشعی آتن های مرجع معروف شده و سپس، در بخش ششم اثرات محیط حرارتی بر ابعاد و مشخصات تشعشعی هر آتن بررسی شده و مشخصات حاصل با مشخصات آتن مرجع معادل مقایسه می شوند. با توجه به آسیب پذیری بالای آتن مرجع باند باریک معروف شده در این پژوهش، در بخش هفتم روش های حفاظت آتن ها در برابر آسیب های محیط حرارتی فضا ارائه شده و در خاتمه این پژوهش جمع بندی و نتیجه گیری خواهد شد.

توصیف محیط حرارتی فضا

آتن هایی که روی بدنی یک سامانه فضایی نصب می شوند نوسانات دمایی خاص و پیچیده ای را تجربه می کنند که این نوسانات حرارتی تابع دوره های حرارتی^۴ و محدوده تغییر درجه حرارت^۵ می باشند. اصلی ترین عوامل تأثیرگذار بر دامنه این نوسانات، ارتفاع مداری سامانه (شامل لئو^۶، مئو^۷ و ژئو^۸)، زاویه صفحه مداری سامانه نسبت

سبب شده توجهات ویژه ای به انتخاب مواد مختلف روی بدنی فضایی ها شود. در این راستا، مستندات ویژه ای در خصوص انتخاب مواد مختلف مانند فلزات، کامپوزیت ها، پلیمرها، رنگ ها، چسب ها، پتوهای حرارتی و سلول های خورشیدی تدوین شده است [۱]. به علاوه، پژوهش های متعددی درخصوص ارزیابی استفاده از مواد برای کاربرد در سامانه های فضایی صورت گرفته است [۴-۲]. آتن های مخابرایی از جمله عناصری هستند که عموماً روی بدنی خارجی سامانه های فضایی نصب می شوند و بنابراین، در صورت عدم تدبیر محافظت های لازم ممکن است ارتباطات رادیویی سامانه را دچار اختلال یا قطعی کنند.

نوسانات حرارتی روی بدنی سامانه های فضایی از مهمترین تهدیدات محیط فضا محسوب می شوند و سامانه های فضایی بسته به ارتفاع مدار و زاویه قرار گیری نسبت به خورشید، تغییرات دمایی متفاوتی را روی اجزای بیرونی خود نظیر آتن تجربه می کنند. گزارش های متعددی درخصوص بروز خرابی در لینک مخابرایی ناشی از نوسانات حرارتی روی بدنی خارجی سامانه های فضایی ثبت شده است [۵]. پژوهش های نشان می دهند که آتن فضاییما نسبت به تغییرات دما در شرایط خلاء حساسیت زیادی دارد [۶] و نوسانات حرارتی در محیط فضا می تواند بر ساختار میکروسکوپی مواد مورد استفاده در آتن تأثیرگذار باشد [۷]. توجه به نوسانات حرارتی در مدت زمان مأموریت می تواند اهمیت زیادی برای مدیریت سیستمی در چیدمان اجزای بیرونی سامانه، انتخاب مواد مورد نیاز برای اجزا و ساختار آنها داشته باشد و مهار نوسانات حرارتی اجزا خارجی فضایی مانند آتن، توجه پژوهشگران مختلفی را جلب نموده است [۸-۱۱]. بررسی این پژوهش های نشان می دهد که اکثر این پژوهش ها مریبوط به ساختار مکانیکی قطعات و مواد سازه های فضایی هستند و مراجع محدودی به بررسی وضعیت آتن ها در این خصوص می پردازند. بنابراین، با توجه به خلاصه پژوهشی در این زمینه، این مقاله اثرات محیط حرارتی فضا بر روی آتن های سامانه های فضایی را مورد بررسی و پژوهش قرار می دهد.

آتن های انعکاسی، یکی از پر کاربرد ترین انواع آتن ها در مأموریت های فضایی هستند. این آتن ها از یک آتن تقدیمه و یک انعکاس دهنده تشکیل می شوند. ماهواره های زیادی از این نوع آتن ها به ویژه زمانی که بهره زیادی از آتن مورد انتظار است، استفاده می کنند. ابعاد این آتن ها همانند سایر انواع آتن ها تابع فرکانس تشخیص و مقدار بهره مورد نیاز از آتن است و هر چه فرکانس بیشتر باشد، ابعاد آتن کوچک تر خواهد شد. طی سال های اخیر، باند فرکانسی X در بازه ۱۲-۸GHz از پر کاربرد ترین باندهای فرکانسی در مأموریت های فضایی به ویژه مأموریت های مدار LEO محسوب می شوند [۱۲]. بررسی های تحلیلی انجام شده درخصوص تأثیر نوسانات حرارتی تا ۱۵ درجه بر

-
- 4. Thermal Cycle
 - 5. Temperature Extreme
 - 6. Low Earth Orbit (LEO)
 - 7. Medium Earth Orbit (MEO)
 - 8. Geostationary Earth Orbit (GEO)

قرمزو نیروی نقل و انتقال حرارت، میزان تابش خورشید، کوپلینگ‌های تابشی و هدایتی با اجزای فضاییما و نیز همچوواری با زیرسیستم‌هایی از سامانه است که مانند سیستم‌های تقویت‌کننده توان رادیویی تولید حرارت می‌کنند. میتنی بر محدوده تغییرات دما در یک مأموریت، میزان مقاومت مواد مورد استفاده در آن سامانه تعیین می‌شود و توجه می‌شود که یکپارچگی و خواص ماده منتخب در این شرایط حفظ شود. به عنوان نمونه، اگر ماده اولیه مورد استفاده در یک آتن غیرهمگن باشد، مثلاً در ساخت آن از آلیاژ فلزات یا مواد کامپوزیتی استفاده شود، چنانچه به یکسان بودن ضرایب بسط حرارتی^{۱۲} مواد توجه نشده باشد، ممکن است آتن در دمای خاصی دچار ترک خورده‌گی شده یا اتصالات آن دچار صدمه شود. نکته مهم دیگر آن است که مشخصات مواد تاحدود زیادی تابع دماست و این بدان معناست که استحکام آن ماده در یک چرخه حرارتی مداری ممکن است تغییر کند و درنتیجه آن قطعه را نسبت به تغییرات دما آسیب‌پذیرتر نماید.

معرفی مأموریت و نوع آتن‌های مرجع

به منظور بهره‌برداری علمی از موضوع اثرات آسیب‌های حرارتی محیط فضای بر آتن سامانه‌های فضایی، در این بخش یک ماهواره مدار LEO به عنوان سامانه مرجع درنظر گرفته شده است. اثرات محیط حرارتی بر مشخصات تشعشعی آتن‌های انعکاسی پهن‌باند و باند باریک آن ماهواره، در فرکانس تشید ۱۰/۳GHz (باند فرکانسی X) ارزیابی می‌شوند. باند فرکانسی X یکی از پرطوفدارترین باندهای فرکانسی در مأموریت‌های فضایی است و ماهواره‌های زیادی در مدار LEO از این باند فرکانسی استفاده می‌کنند. اصلی‌ترین آتنی که برای این باند فرکانسی استفاده می‌شود، آتن انعکاسی است و نمونه کاربرد این آتن برای فرکانس منتخب در دو ماهواره زمین‌شناسی-7 و LANDSAT و GCOM و ماهواره مخابراتی ORS-1 گزارش شده است [۱۵]. تصویری از آتن انعکاسی ماهواره زمین‌شناسی GCOM در شکل (۱) نشان داده شده است.



شکل ۱- نمایی از ماهواره زمین‌شناسی GCOM در فضا [۱۵]

به خورشید (زاویه بتا)، مدت زمان مأموریت و جنس مواد مورد استفاده در اجزای سامانه است [۸]. به عنوان مثال، یک ماهواره مدار LEO مدت زمانی بین صفر تا چهل درصد از مأموریت خود را در سایه سپری می‌کند. حال آن که برای یک ماهواره در مدار GEO، این مدت زمان حدود ۷۲ دقیقه یا پنج درصد در یک شباهنگ روز است. به علاوه، در ارتفاعات مداری مختلف منابع حرارتی متفاوتی وجود دارند. مثلاً در مدار LEO، منابع تشعشعی نظیر تشعشعات مادون قرمز زمین^۹ و آلبدو^{۱۰} تأثیر زیادی روی نوسانات حرارتی دارند، در حالی که این منابع در مدار GEO قادر اثر می‌باشند [۸، ۱۴]. بهدلیل قرارگرفتن در معرض تابش مستقیم خورشید، فروزنگ در فضای عمیق و فقدان وجود جریان همرفتی در فضای خلا، بازه تغییرات دمایی که آتن‌های سامانه‌های فضایی با آن مواجه می‌شوند، بازه نسبتاً وسیعی است. در جدول (۱) محدوده تغییرات دمایی برای دو مدار LEO و GEO با یکدیگر مقایسه شده‌اند [۸].

محدوده حداقل و حداکثر دمایی که یک ماهواره با آن مواجه می‌شود، تابع زاویه صفحه مداری آن نسبت به خورشید (β) است. زاویه صفحه مداری نسبت به خورشید که به اختصار زاویه مداری نامیده می‌شود، هنگام قرارگیری ماهواره در مدار بین ۰ تا ۹۰ درجه تنظیم می‌شود. با استفاده از نرمافزار اس-تی-کا^{۱۱}، مقادیر حداقل و حداکثر دمایی در هر دو مقدار مزدی β (۰ و ۹۰ درجه) محاسبه شده و نتایج آن در جدول (۲) ارائه شده است. میتنی بر این تغییرات دمایی، انتخاب مواد مناسب برای آتن‌ها اهمیت بسزایی دارد.

جدول ۱- محدوده دمایی در مدارات مختلف

T _{min(°)}	T _{max(°)}	نوع مدار
-۱۹۰	+۱۶۰	GEO
-۱۲۰	+۱۲۰	LEO

جدول ۲- محدوده دمایی مدار LEO برای مقادیر مختلف زاویه مداری

T _{min(°)}	T _{max(°)}	β (°)	شرایط
-۶۳/۲	-۶۲	۰	سرد
-۲۴/۲	-۲۴	۹۰	سرد
+۳۳/۱	+۳۷/۵	۰	گرم
+۴۶/۶	+۴۶/۷	۹۰	گرم

درجه حرارتی که اجزای یک سامانه فضایی در یک دوره حرارتی با آن مواجه می‌شوند، علاوه بر پارامترهای مداری، تابع خواص حرارتی و نوری مواد (نظیر قابلیت جذب خورشید، تابش نسبی مادون

9. Earth Infrared

10. Albedo

11. Systems Tool Kit (STK)

بالا، چگالی کم و نیز ضریب انبساط حرارتی پایین ($CTE = 22.7$) انتخاب مناسبی برای روکش آتن محسوب می‌شود. به علاوه این ماده ارزان بوده و ماشینکاری آن به اشکال سیار دقیق سه‌بعدی نسبت به سایر مواد ساده‌تر است.

از آنجاکه ساختار درنظر گرفته شده برای آتن، یک ساختار ساندویچی است. لازم است جنس ماده زمینه آتن از ماده‌ای انتخاب شود که ضریب انبساط حرارتی آن به هادی منتخب (آلومینیوم) نزدیک‌تر باشد. مشخصات مربوط به چند ماده عایق که در آتن‌های انعکاسی قابل استفاده هستند، در جدول (۴) ارائه شده‌اند. بررسی عایق‌های مختلف در این جدول نشان می‌دهد که ضریب انبساط حرارتی ماده عایق $CFRP$ ($CTE=22.5$) بیشترین انطباق را با آلومینیوم دارد. بنابراین، این عایق می‌تواند مکمل خوبی برای آلومینیوم محسوب شود.

جدول ۴- مشخصات مواد غیررسانا برای استفاده در ساختار آتن‌های انعکاسی
[۱۹، ۱۸، ۱۶]

CTE (ppm/ $^{\circ}$ C)	چگالی (10^3kg/m^3)	نام عایق
۸۰	۱/۴۴	Kevlar 49
۲۲/۵	۱/۶-۱/۸	CFRP
۸	۱/۸	GFRP
۷۲-۸۵	۱/۳۱	PEEK
۱۲۶-۲۱۶	۲/۱۷	PTFE
۲۰	۱/۴۲	Kapton
۷/۴	۳/۷۲	Al_2O_3

بعاد و مشخصات تشعشعی آتن‌های نمونه

در این بخش، ساختار، ابعاد فیزیکی و مشخصات تشعشعی آتن‌های مرجع پهن‌باند و باند باریک ارائه می‌شوند. معرفی این مشخصات برای بررسی اثرات حرارتی محیط فضا بر عملکرد آتن لازم و ضروری است. استخراج مشخصات تشعشعی آتن‌ها با استفاده از یک نرمافزار تمام موج تجاری انجام می‌شود. بهمنظور بررسی ابعاد مختلف تأثیر محیط حرارتی فضا بر عملکرد آتن‌های فضایی، دو آتن متفاوت، یکی باند باریک و دیگری پهن‌باند برای این پژوهش به عنوان آتن‌های مرجع درنظر گرفته می‌شوند و اثرات محیط حرارتی فضا بر هر دو این آتن‌ها مستقل‌اً بررسی می‌شود. بازه فرکانسی آتن پهن‌باند $12-8\text{GHz}$ است، در حالی که پهنای باند آتن باند باریک 259MHz و فرکانس مرکزی هر دو آتن در فرکانس $10/3\text{GHz}$ تنظیم شده است.

تعیین جنس آتن‌های نمونه

در این بخش، جنس و مواد مورد استفاده در ساخت آتن‌های مرجع تعیین می‌شوند. رایج‌ترین ساختار برای آتن‌های انعکاسی استفاده از ساختارهایی است که دارای پوسته ساندویچی ضخیم هستند. پوسته ساندویچ از سه لایه تشکیل می‌شود که در آن دو لایه خیلی سخت به عنوان پوسته و یک لایه به شکل لانه زنبوری به عنوان هسته وجود دارند. در ساختار ساندویچی آتن انعکاسی ماده زمینه عایق است و یک لایه نازک از ماده رسانای RF به عنوان روکش مورد استفاده قرار می‌گیرد. این سه عنصر، به دلیل ساختار به هم چسبیده به عنوان یک ساختار پیوسته عمل می‌کنند. پلاستیک تقویت شده با کامپوزیت فیبر کربن فشرده^{۱۳} ماده بسیار مناسبی برای پوسته آتن است زیرا به علت استحکام کافی، مقابله ارتعاشات محیط پرتاب مقاومت خوبی دارد و جرم آتن را کاهش می‌دهد. این نوع پلاستیک شامل چند لایه فیبر یک طرفه یا پارچه بافته شده است. در شکل (۲) نمایی از یک آتن دارای پوسته ساندویچی ضخیم نشان داده شده است.

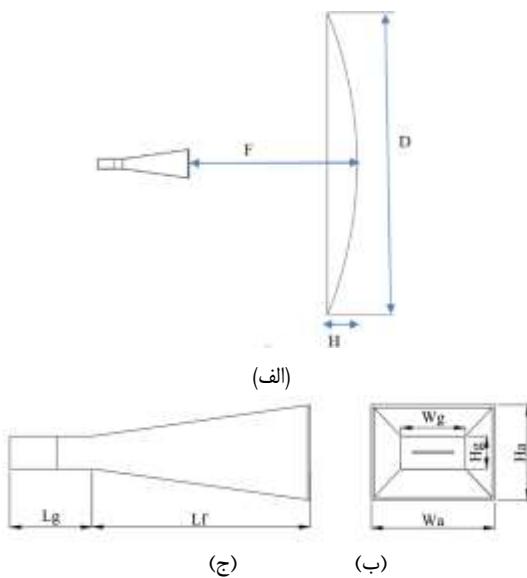


شکل ۲- نمایی از صفحه آتن انعکاسی دارای پوسته ساندویچی ضخیم [۸]

جدول ۳- مشخصات مواد رسانا برای استفاده در ساختار آتن‌های انعکاسی [۱۶-۱۸، ۸]

نام هادی	چگالی (10^3kg/m^3)	σ (s/m)	CTE (ppm/ $^{\circ}$ C)
آلومینیوم ^{[۱۶][۱۷][۸]}	۲/۷۱	$۳/۵۰\times 10^{-7}$	۲۲/۷
نقره ^{[۱۷][۱۶]}	۱۰/۴۹	$۶/۳۰\times 10^{-7}$	۱۹/۷
تیتانیوم ^{[۱۷][۱۶][۸]}	۴/۴۳	$۲/۳۸\times 10^{-6}$	۸/۸
استیل با روکش ^{[۱۸][۸]} نیکل	۸/۱۴	$۱/۵\times 10^{-6}$	۱/۳-۲/۷

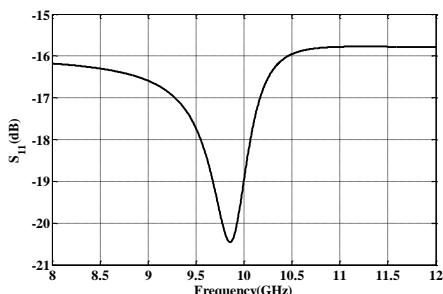
انتخاب ماده رسانا مناسب آتن، فرآیند ساده‌ای نیست و ملاحظات مختلفی برای این انتخاب وجود دارند. در جدول (۳) مشخصات چهار نوع هادی مختلف ارائه شده‌اند. بررسی این جدول نشان می‌دهد که آلومینیوم به دلیل برخورداری از قابلیت هدایت الکتریکی (۵) نسبتاً



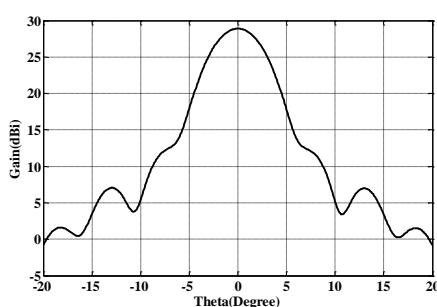
شکل ۴- (الف) نمای جانبی آنتن انعکاسی، (ب) نمای روپرتویی آنتن تغذیه، (ج) نمای جانبی آنتن تغذیه

جدول ۵- ابعاد آنتن انعکاسی پهن باند

پارامتر	مقادیر (mm)	پارامتر	مقادیر (mm)
L _f	۷۹/۵۰	H _g	۱۱/۷۷
H	۳۲/۵۸	H _a	۳۴/۵۰
F	۲۵۴/۹۷	W _g	۲۳/۵۳
D	۳۵۸/۰۹	W _a	۴۵/۰۰
		L _g	۲۹/۹۸



شکل ۵- نمودار میزان توان برگشتی آنتن مرجع پهن باند



شکل ۶- نمودار بهره آنتن مرجع پهن باند در فرکانس مرکزی ۱۰ گیگا هرتز

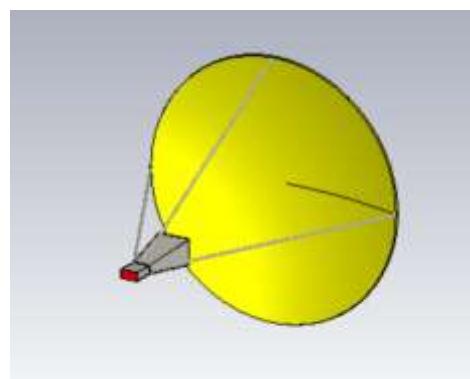
در آنتن‌های انعکاسی همانند سایر آنتن‌های دهانه‌ای، هرچه نسبت ابعاد دهانه به طول موج بزرگ‌تر باشد، بهره آنتن بیشتر و عرض بیم آن کمتر می‌شود. بهره آنتن با استفاده از رابطه زیر محاسبه می‌شود [۲۰]:

$$G = (\pi d/\lambda)^2 e \quad (1)$$

که در آن d قطر انعکاس دهنده، λ طول موج و e بازدهی دهانه است. همان‌طور که از این رابطه مشخص است، در آنتن انعکاسی، مقدار بهره متناسب با معکوس مربع طول موج است. به عبارت بهتر، با دو برابر شدن فرکانس بهره آنتن چهار برابر خواهد شد. از طرفی، در آنتن‌های با بهره بالا، بین پارامترهای آنتن و عرض بیم آن (پهنای بیم نیم توان آن (θ_{3dB})) رابطه زیر برقرار است:

$$\theta_{3dB} \propto (\lambda/d) \quad (2)$$

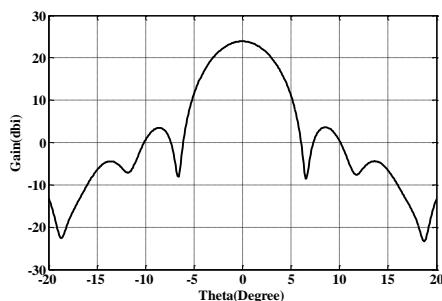
بنابراین، با افزایش فرکانس عرض بیم آنتن کاهش می‌یابد.



شکل ۳- ساختار کلی آنتن انعکاسی به همراه فید

ساختار کلی آنتن انعکاسی در شکل (۳) نشان داده شده است. در مدل‌سازی آنتن، بخش انعکاس دهنده یک لایه آلومینیومی به ضخامت ۳ میلی‌متر است. تغذیه آنتن با استفاده از یک آنتن شیبوری انجام می‌شود. تفاوت ساختار دو آنتن مورد بررسی، به تفاوت ساختار آنتن‌های تغذیه آن‌ها مربوط می‌شود که یکی از آنتن‌های تغذیه پهن باند و دیگری باند باریک است. در حالی که مشخصات بخش انعکاس دهنده در هر دو آنتن یکسان است.

جزئیات مربوط به ابعاد انعکاس دهنده و آنتن تغذیه پهن باند در شکل (۴) و پارامترهای مربوط به این آنتن در جدول (۵) ارائه شده‌اند. نتایج حاصل از شبیه‌سازی مشخصات تشعشعی این آنتن، شامل نمودار میزان توان برگشتی (S11) و بهره تشعشعی در شکل‌های (۵) و (۶) نشان داده شده‌اند. همان‌طور که در شکل (۵) مشاهده می‌شود، مقدار S11 آنتن در بازه فرکانسی ۸-۱۲GHz از -۱۵dB کمتر است و این به معنای تطبیق قابل قبول آنتن در این بازه فرکانسی است.



شکل ۶- نمودار بهره آتن مرجع باند باریک در فرکانس $10/3\text{GHz}$

جدول ۶- جدول مقایسه مشخصات تشعشعی دو آتن مرجع پهن باند و باند باریک در فرکانس تشدید

سطح لوپ فرعی (dB)	بهره (dBi)	فرکانس (GHz)	عرض بیم (°)	نوع آتن
-۲۱/۸	۲۸/۸۹	۱۰	۵/۴	پهن باند
-۲۰/۳	۲۳/۹	۱۰/۳	۵/۳	باند باریک

اثرات محیط حرارتی بر ابعاد و مشخصات تشعشعی آتن‌های نمونه

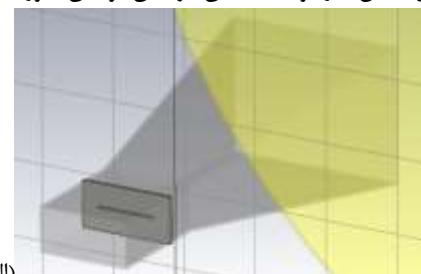
در این بخش، اثرات نوسانات حرارتی مدار LEO بر ابعاد آتن‌های مرجع اعمال شده و مشخصات تشعشعی هر آتن با استفاده از شبیه‌سازی تمام‌موج استخراج شده و نتایج آن با مشخصات تشعشعی آتن مرجع معادل مقایسه می‌شود. این مقایسه می‌تواند تأثیرات محیط حرارتی فضای بر عملکرد آن آتن را نشان دهد. پیرو مطالب بیان شده در بخش دوم از این مقاله، حداقل و حدکثر مقدار دما در مدار LEO بین -120 و $+120$ درجه سانتی‌گراد و حداقل و حدکثر دمایی که ماهواره با آن مواجه می‌شود، تابع زاویه صفحه مداری آن ماهواره نسبت به خورشید است. این نوسانات حرارتی به صورت انبساط و انقباض سطوح خود را نشان می‌دهند. بنابراین، برای بررسی اثر این انقباض و انبساط‌ها بر مشخصات تشعشعی آتن، میزان تغییرات ابعاد انعکاس دهنده و آتن تغذیه در این محدوده‌های دمایی محاسبه شده و در شبیه‌سازی مورد استفاده قرار می‌گیرد.

در این محاسبات، دمای اولیه محیط برابر $T_1 = 27^\circ\text{C}$ سانتی‌گراد در نظر گرفته می‌شود و از آنجاکه نسبت ضخامت به قطر آتن ناچیز است، از رابطه انبساط خطی برای تعیین ابعاد جدید استفاده می‌شود. به عنوان نمونه، قطر اولیه انعکاس دهنده آتن $D_1 = 358.09\text{ mm}$ است و بنابراین، قطر جدید D_2 پس از قرارگرفتن در دمای T_2 برابر خواهد بود با:

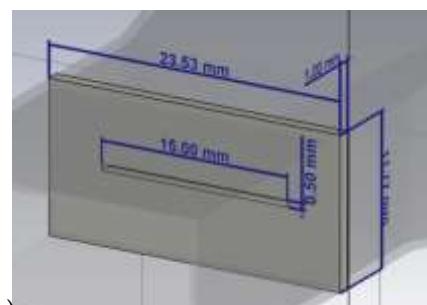
$$D_2 = \Delta D + D_1 \quad (3)$$

که در آن:

با توجه به محدودیت‌های قوانین و مقررات بین‌المللی مخابراتی و نیز به منظور مصرف بهینه توان روی سامانه‌های فضایی در سیستم‌های مخابرات ماهواره‌ای، آتن‌های باند باریک از جایگاه ویژه‌ای برخوردار هستند و نمونه‌های متعددی از توسعه آتن‌های باند باریک برای مأموریت‌های فضایی گزارش شده‌اند [۲۱-۲۳]. برای کاهش پهنای باند آتن مرجع پهن باند معرفی شده، در بخش آتن تغذیه از یک شکاف 1° در مسیر سیگنال استفاده می‌شود. طول شکاف نصف طول موج و عرض آن تابع مقدار پهنای باند آتن خواهد بود. ساختار آتن شیپوری شکاف تغذیه، که پهنای باند آتن را به 259MHz کاهش داده، در شکل (۷) نشان داده شده است. شکل (۸) نمودار بهره آتن مرجع باند باریک و شکل (۹) میزان توان برگشتی بر حسب فرکانس را برای این آتن نشان می‌دهد. فرکانس تشدید این آتن در $10/3\text{GHz}$ قرار دارد و در این فرکانس مقدار توان برگشتی از -15 dB- کمتر است. مشخصات تشعشعی دو آتن انعکاسی مرجع در جدول (۶) با یکدیگر مقایسه شده‌اند. شایان ذکر است که دو آتن مرجع از یکدیگر مستقل هستند و بنابراین مشخصات تشعشعی آن‌ها با یکدیگر تطبیق ندارد و مقایسه این نیز میان دو آتن صورت نمی‌گیرد.

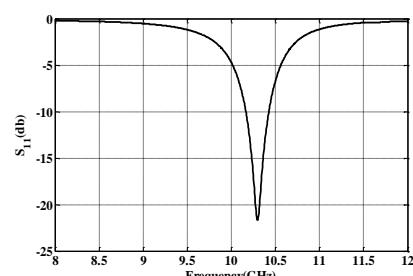


(الف)



(ب)

شکل ۷- (الف) ساختار آتن شیپوری تغذیه با شکاف، (ب) ابعاد شکاف.



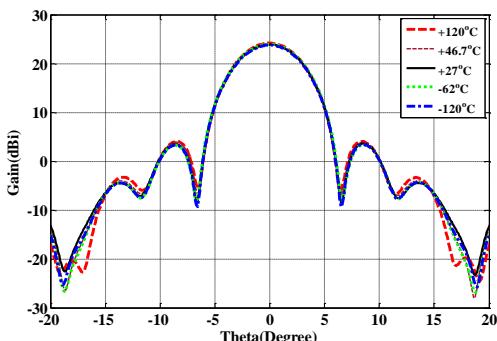
شکل ۸- نمودار میزان توان برگشتی آتن مرجع باند باریک در فرکانس $10/3\text{GHz}$

جدول ۸ - تغییرات مشخصات تشعشعی آتن مرجع پهن باند در دماهای مختلف ۱۰GHz در فرکانس

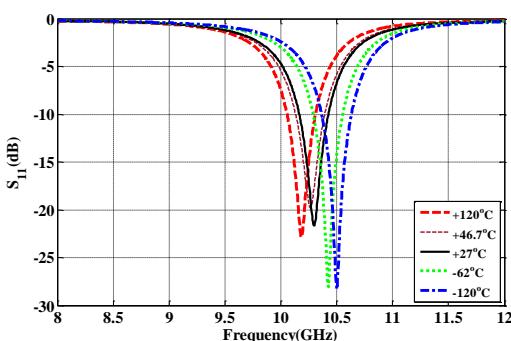
سطح لوپ فرعی (dB)	(dBi) بهره	عرض بیم (°)	دما
-۲۱/۹	۲۸/۹۱	۵/۳	+۱۲۰
-۲۱/۹	۲۸/۸۹	۵/۴	+۴۶/۷
-۲۱/۸	۲۸/۸۹	۵/۴	+۲۷
-۲۲	۲۸/۸۱	۵/۴	-۶۲
-۲۲	۲۸/۸۰	۵/۴	-۱۲۰

جدول ۹ - تغییرات مشخصات تشعشعی آتن مرجع باند باریک در دماهای مختلف در فرکانس ۱۰/۳GHz

فرکانس (GHz) تشدید	سطح لوپ فرعی (dB)	بهره (dBi)	عرض بیم (°)	دما (° C)
۱۰/۱۸۳	-۲۰/۱	۲۴/۱۵	۵/۳	+۱۲۰
۱۰/۲۴۴	-۱۹/۹	۲۳/۸۰	۵/۳	+۴۶/۷
۱۰/۳	-۲۰/۳	۲۳/۹	۵/۳	+۲۷
۱۰/۴۲۴	-۲۰/۶	۲۳/۹۷	۵/۴	-۶۲
۱۰/۵۰	-۲۰/۳	۲۳/۷۳	۵/۳	-۱۲۰



شکل ۱۲ - تأثیر نوسانات حرارتی بر بهره آتن باند باریک در فرکانس تشدید ۱۰/۳GHz



شکل ۱۳ - تأثیر محیط حرارتی فضا بر مقدار توان بازگشتی آتن باند باریک
مرجع بدون تغییرات شکاف

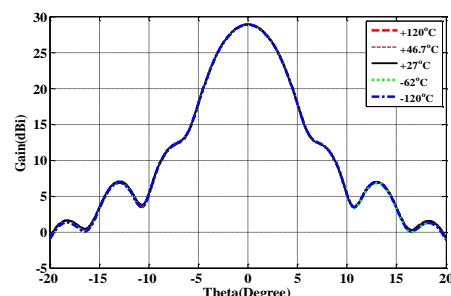
$$\Delta D = \alpha D_1 \times \Delta T \quad (4)$$

$\alpha = 22/5 \times 10^{-6}$ میین اختلاف دمای محیط ثانویه و محیط اولیه است. در جدول (۷) تغییرات قطر انکاس دهنده در دماهای مختلف نشان داده شده است.

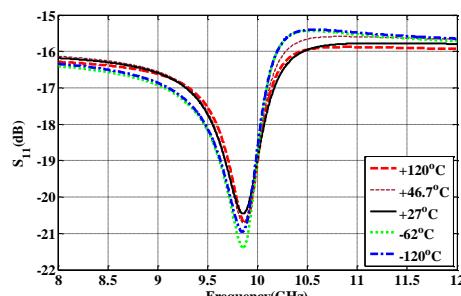
اثرات تغییرات دمایی بر ابعاد آتن شبیوری تغذیه، مشابه آنچه در خصوص انکاس دهنده بیان شد، برای هر دما محاسبه شده و در شبیه سازی ها مقدار تغییر ابعاد به ابعاد آتن اولیه اعمال می شوند. انبساط و انقباض های ناشی از دمای محیط بر هر دو قسمت انکاس دهنده و آتن تغذیه دو آتن مرجع اعمال شده و مشخصات تشعشعی آتن های جدید با استفاده از نرم افزار استخراج می شوند. نتایج حاصل از شبیه سازی اثرات محیط حرارتی فضا بر مقدار بهره تشعشعی و توان بازگشتی آتن نمونه پهن باند به ترتیب در شکل های (۱۰) و (۱۱) نشان داده شده است. نتایج نشان می دهد که با این که دمای محیط تغییر زیادی داشته، با توجه به مشخصات مطلوب آلومینیوم، مقدار بهره و تطبیق امیدانس آتن تغییر چندانی نخواهد داشت. جزئیات مربوط به این مقادیر در جدول (۸) نشان داده شده است.

جدول ۷ - تغییرات قطر انکاس دهنده در دماهای مختلف

D ₂ (mm)	ΔD(mm)	ΔT(°)	T(°)
۳۵۸/۸۵	.۰/۷۵	۹۳	۱۲۰
۳۵۸/۲۵	.۰/۱۶	۱۹/۷	۴۶/۷
۳۵۸/۰۹	.	.	۲۷
۳۵۷/۳۷	-۰/۷۲	-۸۹	-۶۲
۳۵۶/۹	-۱/۱۹	-۱۴۷	-۱۲۰



شکل ۱۰ - تأثیر نوسانات حرارتی بر مقدار بهره آتن پهن باند در فرکانس ۱۰ GHz



شکل ۱۱ - تأثیر نوسانات حرارتی بر مقدار توان بازگشتی آتن پهن باند

می‌توان به استفاده از عایق‌های چند لایه^{۱۶}، سپرهای خورشیدی^{۱۷}، پوشش‌ها^{۱۸} و رنگ‌ها^{۱۹} اشاره نمود. عواملی چون خواص حرارتی-نوری مواد و آسیب‌پذیری آنها نسبت به جرقه‌های الکتریکی، اکسیژن اتمی و زباله‌های فضایی، در انتخاب مواد محافظ اهمیت زیادی دارند. از شناخته‌شده‌ترین انواع مواد محافظ غیرفعال می‌توان به کاپتون با روکش آلومینیم^{۲۰}، کاپتون سیاه^{۲۱} و رنگ سفید اشاره نمود^[۸].

برای کاهش جذب تشعشعات خورشیدی در سطوح انعکاس دهنده و آنتن تغذیه از موادی استفاده می‌شود که ضریب جذب خورشیدی کمتری دارند. بعلاوه، در مدت زمان یک مأموریت، تعادل حرارتی تنها زمانی در سامانه برقرار می‌ماند که مواد خواص اولیه خود را حفظ نمایند. در چرخه‌های حرارتی، به دلیل آسیب‌های تشعشعی در محیط فضاء، خواص نوری مواد دستخوش تغییرات قرار می‌گیرند. به عنوان مثال، پوشش رنگ سفید که در مدار GEO به عنوان روشی مؤثر در حفاظت حرارتی آنتن‌های انعکاسی محسوب می‌شود که در مدارات پایین‌تر طی مدت زمان بسیار کوتاهی، دچار تضعیف عملکرد می‌شوند. دلیل اصلی تضعیف عملکرد مواد در فضاء، رسوب آلاینده‌ها روی سطح مواد است. نوع و مقدار این آلاینده‌ها در مدارات مختلف با یکدیگر متفاوت است.

با وجود اینکه استفاده از مواد محافظ می‌تواند تا حدودی پاسخگوی نوسانات حرارتی محیط فضای باشد، اما آماده‌سازی مناسب و پاکسازی سطح مورد نظر پیش از حفاظت، از اهمیت بالایی برخوردار است. زیرا مشاهدات مختلف نشان داده‌اند که در صورت آماده نبودن سطح زیرین در اثر نوسانات حرارت، ترک‌های بسیار ریزی ممکن است روی سطح ایجاد شوند. این ترک‌ها میکروترک^{۲۲} نامیده می‌شوند. بنابراین، در روش استفاده از لایه محافظ روی فلزات، انتخاب مواد مناسب برای پوشش‌دهی سطح و پاکیزه نمودن سطح زیرین از ضروریات محسوب می‌شوند.

سپرهای خورشیدی یا ریدومها^{۲۳} دسته دیگری از روش‌های کنترل حرارتی غیرفعال هستند. سپرهای خورشیدی صفحات نازکی هستند که تشعشعات رادیویی را به سهولت و با کمترین تلفات از خود عبور می‌دهند و می‌توانند خواص حرارتی/ نوری مورد نیاز و نیز ملاحظات مربوط به گراندینگ^{۲۴} را مرتفع سازند. مواد مورد استفاده در ساختار سپرهای خورشیدی معمولاً نسبت به رطوبت بسیار حساس هستند و بنابراین در محیط اتمسفر نیازمند محافظت

نتایج حاصل از شبیه‌سازی اثرات محیط حرارتی فضای بر مقدار بهره تشعشعی و توان بازگشتنی آنتن مرجع باند باریک، به ترتیب، در شکل‌های (۱۲) و (۱۳) نشان داده شده است. این نتایج، که با تغییرات همزمان ابعاد بازتابنده، آنتن تغذیه و ابعاد شکاف حاصل شده‌اند، نشان می‌دهند که تغییرات دما مطابق جدول (۹)، تغییرات نسبتاً محدودی در مشخصات بهره، عرض بیم و سطح لوب فرعی آنتن ایجاد می‌کند. در حالی که تغییرات فرکانس تشدید آنتن مطابق شکل (۱۳) نسبتاً زیاد و قابل توجه است. به طور کلی، تغییر ابعاد شکاف در ماهای مختلف با فرض ثابت ماندن ابعاد سایر قسمت‌های آنتن تغذیه می‌تواند عامل مهمی در تغییر فرکانس تشدید آنتن تغذیه محسوب شود. هرچند با توجه به پایین بودن ضریب انبساط حرارتی آلومینیوم، تغییر ابعاد شکاف مطابق جدول (۱۰) بسیار جزئی و محدود است. میزان تغییرات در فرکانس تشدید آنتن به واسطه نوسانات حرارتی به حدی است که در صورت عدم استفاده از روش حفاظتی مناسب برای چنین آنتنی، ممکن است بازه فرکانسی آن تغییر کرده و بخشی از اطلاعات ارسالی یا دریافتی از دست بروند. این تغییرات نسبتاً وسیع در فرکانس تشدید آنتن نشان می‌دهند که در آنتن‌های باند باریک، توجه به انتخاب جنس هادی یا روش حفاظت مناسب اهمیت بسیار بالایی دارد و امکان دارد به دلیل انقباض و انبساط‌ها آنتن از محدوده عملکرد مطلوب خارج شود.

جدول ۱۰- تغییر ابعاد شکاف با دما

دما (°C)	ابعاد شکاف (mm)	
	عرض	طول
+۲۷	۱۵	۰/۵
+۱۲۰	۱۵/۰۳۱۶	۰/۵۰۱۰۵۵
-۱۲۰	۱۴/۹۴۹۹	۰/۴۹۸۳

حفاظت آنتن در برابر آسیب محیط حرارتی فضای

در این بخش، روش‌های مختلف حفاظت حرارتی برای آنتن‌های فضایی معرفی می‌شوند. استفاده از این روش‌ها می‌تواند به بهبود برقراری ارتباط رادیویی در سامانه‌ها و بهره‌برداری بهینه از پهنه‌ای باند مورد استفاده کمک کند. در مأموریت‌های فضایی، استفاده از تکنیک‌های سخت‌افزاری برای محدود کردن دامنه تغییرات دما و کنترل تبادل دمایی آنتن با بدنه سامانه، ضروری است. روش‌های غیرفعال^{۱۵}، از رایج‌ترین و کم‌هزینه‌ترین روش‌های کنترل حرارت در سامانه‌های فضایی محسوب می‌شوند و از جمله انواع این روش‌ها

16. Multilayer Insulation (MLI)
17. Sunshields
18. Coatings
19. Paints
20. Aluminized Kapton
21. Black Kapton
22. Micro Crack
23. Radome
24. Grounding

15. Passive

و عملکرد آتن در بازه زمانی مأموریت باشد و منع تخریب آن شوند. در نمونه واقعی، کل ساختار آتن می‌تواند مدل سازی و تحلیل شود که در مطالعات آتی می‌توان به آن پرداخت.

مراجع

- [1] E. M. Silverman, "Space environmental effects on spacecraft: LEO materials selection guide, part 1, NASA Contractor Report 4661.Part 1," National Aeronautics and Space Administration Langley Research Center. Hampton, Virginia, 1995.
- [2] D. Angirasa, and P. S. Ayyaswamy, "Review of evaluation methodologies for satellite exterior materials in low earth orbit," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 51, no. 3, pp.750-761, 2014.
- [3] S. Shrestha, C. Borrerodel Pino, and U. Malayoglu, "Inorganic White Thermal-Control Coatings for Extreme Space Environments," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 53, No. 6, pp. 1061-1067, 2016.
- [4] M. Moser, C. Ranzenberger, and S. Duzellier, "Space environmental testing of novel candidate materials for multilayer insulation," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 53, No. 6, pp. 1134-1140, 2016.
- [5] K. L. Bedingfield, R.D. Leach, M.B. Alexander, *Spacecraft system failures and anomalies attributed to the natural space environment*, NASA Reference Publication 1390, National Aeronautics and Space Administration, 1996.
- [6] B. Yanqiang, J. Wang, D. Qie, S. Yonghong, and X. Li, "Experimental Study on Thermal Vacuum Environment Sensitivity of Spacecraft Antenna's Typical Failure," *MATEC Web of Conferences*, Vol. 114, 2017.
- [7] S. Kobayashi, T. Shimpo, & K. Goto, "Microscopic damage behavior in carbon fiber reinforced plastic laminates for a high accuracy antenna in a satellite under cyclic thermal loading," *Advanced Composite Materials*, Vol.28, No. 3, pp.259-269, 2019.
- [8] W. A. Imbriale, S. Gao, and L. Boccia, *Space antenna handbook*, John Wiley & Sons, 2012.
- [9] S. Kalra, B. S. Munjal, V. R. Singh, M. Mahajan, and B. Bhattacharya., "Investigations on the suitability of PEEK material under space environment conditions and its application in a parabolic space antenna," *Advances in Space Research*, Vol. 63, No. 12, pp. 4039-4045, 2019
- [10] C. A. Ginty, and N. M. Endres, "Composite space antenna structures: properties and environmental effects," *NASA Technical Memorandum 88859*, 18th International SAMPE Technical Conference Seattle, Washington, October 7-9, 1986.
- [11] T. Y. PARK, et al, "Thermal Design and Analysis of Unfurlable CFRP Skin-Based Parabolic Reflector for Space borne SAR Antenna," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 22, No. 2, pp.433-444, 2021.
- [12] F. Asdaghpour, "The Effects of the Space Environment on The Antennas in LEO Satellites," M. Sc. Thesis, Aerospace Research Institute, Jan. 2020.
- [13] A. Mubdir, J. Al-Hindawi, "Modeling of Surface Temperature Distribution and Thermal Effects on Reflector Antenna Radiation Characteristics," *Journal*

می‌باشدند. بنابراین، استفاده از آن‌ها در تست‌های پیش از پرتاب با محدودیت‌های زیادی مواجه است [۸]. ساخت ریدوم به شکل خود آتن، در آتن‌هایی که مانند آتن هلیکال هندسه سه‌بعدی دارند، امکان‌پذیر نیست و بنابراین در این نوع آتن‌ها برای محافظت حرارتی از ریدوم‌های قابل انعطاف استفاده می‌شود. جنس ریدوم‌ها عموماً از فایبرگلس^{۲۵} تقویت شده با مواد پلیمری با پوشش رنگ سفید است. برای کاربردهای بسیار خاص مانند آتن‌های نصب شونده روی پرتاب‌کننده‌ها^{۲۶}، گرمایش‌های آبرو دینامیکی نیز باید در ملاحظات حرارتی درنظر گرفته شوند. در چنین مواردی، از موادی که کاهنده حرارت هستند و در عین حال تلفات زیادی روی امواج رادیویی ایجاد نمی‌کنند، استفاده می‌شود. برای ساختارهای آتن‌های بازشونde نیز محیط حرارتی می‌تواند اختلالاتی در عملکرد بازشونde آتن‌ها ایجاد کند و برای رفع این مشکلات، نوع مواد و اتصالات با دقت زیادی باید انتخاب شوند.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسنده‌گان بیان نشده است.

نتیجه‌گیری

در این مقاله، مشخصات محیط حرارتی فضا و اثرات آن بر آتن‌های روی بدنه یک سامانه فضایی مورد بحث و بررسی قرار گرفتند. تابش مستقیم خورشید، عدم انتقال حرارت در محیط خلاء، وجود تجهیزات تولید حرارت روی سامانه و خواص حرارتی-نوری مواد یا سیستم‌های مورد استفاده در سامانه، از عمدت‌ترین عوامل ایجاد نوسانات حرارتی در یک سامانه فضایی محسوب می‌شوند. این عوامل می‌توانند سبب انبساط یا انقباض سطوح آتن‌های مخابرتی یا ایجاد میکروترک، کاهش استحکام و تخریب آن‌ها شوند. نتایج حاصل از تحلیل مشخصات تشعشعی آتن انعکاسی باند X در یک ماهواره مدار LEO نشان داده است که تغییرات ناشی از انبساط یا بسیار جزئی بر مشخصات تشعشعی آتن دارد. در حالی که میزان این تأثیرات در آتن باند باریک بسیار مشهود و قابل توجه است. بنابراین، در آتن‌های باند باریک استفاده از روش‌های حفاظتی مناسب برای تضمین عملکرد مطلوب آتن بسیار ضروری است. استفاده از پوشش‌های حرارتی کم‌تلف، سپرهای خورشیدی، پوشش‌ها و رنگ‌های مناسب در ساختار آتن و نیز توجه به ضریب انبساط حرارتی در مواد مرکب می‌تواند سبب بهبود کیفیت ارتباطات

25. Glass-Fiber

26. Launcher

- computational modeling,” Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 101, pp.543–553, 2017.*
- [20] J. D. Kraus, *Antennas*, 3rd Ed., New York. McGraw-Hill, 2000.
- [21] R. Orr, V. Fusco, D. Zelenchuk, G. Goussetis, E. Saenz, M. Simeoni, and L. Salghetti Drioli, “Circular Polarization Frequency Selective Surface Operating in Ku and Ka Band,” *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, Vol. 63, No. 12, pp. 5929-5934, Dec. 2015.
- [22] Y. R. Ding, Y. J. Cheng, “Ku/Ka Dual-Band Dual-Polarized Shared-Aperture Beam-Scanning Antenna Array with High Isolation,” *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, Vol. 67, No. 4, pp. 2413-2422, April 2019.
- [23] R. Deng, S. Xu, F. Yang, M. Li, “An FSS-Backed Ku/Ka Quad-Band Reflectarray Antenna for Satellite Communications,” *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, Vol. 66, No. 8, pp. 4353-4358, August 2018.
- of Modeling and Simulation of Antennas and Propagation, Vol. 2, No.1, pp. 22-33, 2016.
- [14] Secretariat, E. C. S. S. Space environment. ECSS-E-10-04A, ESA Publications Division [Internet], 2000. Available from: www.spacewx. com/Docs/ECSS-EST-10-04C_15, Nov , 2008.
- [15] jaxa.jp/pr/brochure/pdf/04/sat25.pdf
- [16] W.D. Callister, and D.G. Rethwisch, *Materials science and engineering: an introduction*, (Vol. 7, pp. 665–715), New York. John Wiley & Sons, 2007.
- [17] ASM Aerospace Specification Metals Inc, Pompano Beach, Florida 33069.
- [18] R.D. Cottle, X. Chen, R.K. Jain, Z. Eliezer, L. Rabenberg, and M.E. Fine, “Designing low-thermal-expansivity, high-conductivity alloys in the Cu–Fe–Ni ternary system,” *JOM*, Vol. 50, No.6, pp.67–69,1998.
- [19] Y. Wang, “*Multiphysics analysis of lightning strike damage in laminated carbon/glass fiber reinforced polymer matrix composite materials: A review of problem formulation and*

COPYRIGHTS

© 2022 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [the Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](#)

