

Design and Aanalysis of Sandwich Panels as a Support Structure of Solar Cells for a GEO Communications Satellite

M. M. Shokrieh^{1*}, M. Fakoor² and Z. Daneshjoo³

1. Composites Research Laboratory, Center of Excellence in Experimental Solid Mechanics and Dynamics, Mechanical Engineering Department, Iran University of Science and Technology (IUST)

2. Department of New Sciences and Technologies, University of Tehran

*Postal Code: 1684613114, Tehran, IRAN

shokrieh@iust.ac.ir

Solar panels are used in satellites to absorb solar energy and supply the power needed for space missions. Mission definition and satellite lifetime is restricted by the way and the amount of energy that can be supplied for satellite subsystems. Therefore, the design of satellite solar panels as a unique source for power supply in satellites is very sensitive and important. In this paper, an efficient design for solar panels of a GEO communication satellite is proposed considering the maximum strength to weight ratio and minimum deflection. For this purpose different space structures including Iso Grid structures, honeycomb and composite plates are studied. Several structural analyses are performed on the models in order to assurance from the strength and durability of the model in space working environments. The design according to composite-honeycomb is introduced as the best model for solar panel structure. The proper configuration of layers is also presented by developing a code based on an optimization algorithm.

Keywords: Communication satellite, Solar cell, Sandwich panel, Honeycomb, Finite element

1. Professor (Corresponding Athour)
2. Assistant Professor
3. M. Sc. Student

طراحی و تحلیل صفحات ساندویچی به عنوان سازه اصلی نصب سلول‌های خورشیدی ماهواره مخابراتی

محمود مهرداد شکریه^{۱*}، مهدی فکور^۲ و زهرا دانشجو^۳

۱ و ۳- آزمایشگاه تحقیقاتی کامپوزیت، قطب علمی مکانیک جامدات تجربی و دینامیک، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران

۲- دانشکده علوم و فنون نوین، دانشگاه تهران

* تهران، کد پستی ۱۶۸۴۶۱۳۱۱۴
shokrieh@iust.ac.ir

پنل‌های خورشیدی در ماهواره جهت جذب انرژی خورشیدی برای تأمین توان مورد نیاز مأموریت استفاده می‌شوند. با توجه به اینکه عمر و نحوه انجام مأموریت ماهواره بستگی به تأمین انرژی آن دارد، بنابراین طراحی پنل‌ها به عنوان منبع جذب انرژی بسیار حساس و قابل توجه می‌باشد. در این مقاله به طراحی و تحلیل پنل‌های خورشیدی به عنوان سازه اصلی نصب سلول‌های خورشیدی یک ماهواره مخابراتی پرداخته می‌شود. در این راستا سه طرح مختلف پرکاربرد در طراحی سازه‌های فضایی از جمله شبکه‌های ایزوگریید، سازه‌های لانه زنبوری و سازه‌های کامپوزیتی ارائه می‌گردد. پس از استخراج قیود حاکم در ارائه طرح پنل‌های خورشیدی از جمله نسبت استحکام به وزن بیشتر، خیز کمتر و تحمل شرایط محیطی فضا تحلیل‌های استحکامی مورد نیاز برای تعیین طرح برتر انجام شده و بر این اساس طرح پیشنهادی کامپوزیت- لانه زنبوری انتخاب می‌شود. در ادامه چیدمان مناسب لانه‌های کامپوزیت در اطراف هسته لانه زنبوری با استفاده از کد نوشته شده بر اساس الگوریتم بهینه‌سازی ارائه می‌گردد.

واژه‌های کلیدی: ماهواره مخابراتی، سلول خورشیدی، پنل ساندویچی، هسته لانه زنبوری، المان محدود

مقدمه

پوشش داد. اکثر ماهواره‌های مخابراتی و هواشناسی در این مدار قرار دارند. با توجه به اینکه ماهواره‌های مدار ژئو توانایی پوشش یک سوم سطح زمین را دارند و همچنین ایستگاه‌های زمینی می‌توانند با استفاده از تجهیزات ثابت به راحتی و بدون نیاز به آنتن‌های متحرک پیچیده و گران‌قیمت با ماهواره در تماس باشند، امروزه، اکثر ماهواره‌های ارتباطی بر روی این مدار قرار می‌گیرند.

زیرسیستم انرژی الکتریکی ماهواره وظیفه تأمین انرژی مورد نیاز زیرسیستم‌های مختلف ماهواره را در تمام مراحل، از زمان پرتاب تا قرار گرفتن در مدار مربوطه و در تمام مدت مأموریت به عهده دارد. این زیرسیستم شامل سه بخش کلی «سیستم تولید انرژی»، «سیستم ذخیره انرژی» و «کنترل، تنظیم و توزیع انرژی» است. بخش تولید انرژی ماهواره از آرایه‌های خورشیدی تشکیل شده که

ماهواره‌های مدار ژئو^۴ دارای سرعتی حدود ۳ کیلومتر بر ثانیه هستند و مدت گردش آن‌ها به دور زمین ۲۴ ساعت است که برابر زمان گردش زمین است، بنابراین ایستگاه زمینی می‌تواند نشانه‌روی ثابتی به سمت ماهواره داشته باشد. ماهواره‌های این مدار تقریباً در ارتفاع ۳۵۸۰۰ کیلومتر زمین قرار می‌گیرند. از مزایای این مدار این است که با سه ماهواره می‌توان تمام سطح زمین (به غیر از قطبین) را

۱. استاد (نویسنده مخاطب)

۲. استادیار

۳. دانشجوی کارشناسی ارشد

طراحی بهینه پنل‌های خورشیدی ابتدا لازم است بارهای وارده بر سازه‌های فضایی و همچنین محیط‌های مختلفی که ممکن است ماهواره و بنابراین پنل‌های خورشیدی آن‌ها را تجربه کنند، از مرحله ساخت تا پایان مأموریت، شناسایی و بررسی شوند و سپس بر اساس آن‌ها طراحی صورت پذیرد.

تقسیم‌بندی بارهای وارده بر سازه‌های فضایی و عوامل به وجود آورنده آن

بارهای وارده بر سازه‌های فضایی در چهار گروه کلی تقسیم‌بندی می‌شوند:

۱- بارهای استاتیکی و خارجی: وزن اجزای به کار رفته در فضاپیما (بارهای ناشی از جرم فضاپیما هنگامی که کاملاً مونتاژ شده است مثل جاذبه یا شتاب ثابت که به شبه استاتیک معروف است).

۲- بارهای استاتیکی و داخلی: فشار سوخت ذخیره شده، پیش بارهای مکانیکی (گاهی در حین مونتاژ کردن، بارهای داخلی ایجاد می‌شوند)؛ بارهای ترموالاستیک (این بارگذاری بر اثر تغییر دما ایجاد می‌شود بدین صورت هنگامی که اجزاء سعی دارند به میزان متفاوتی منبسط یا منقبض شوند، به یکدیگر نیرو اعمال می‌کنند).

۳- بارهای دینامیکی و خارجی: نیروی پیشران موتور، فشار گازها و امواج صوتی در طی پرتاب، نیروی ضربه‌ای فدر برای قراردادن فضاپیما در مدار، نیروهای متغیر با زمان که توسط ارتعاشات کامیون در طی انتقال فضاپیما از محل ساخت تا سایت پرتاب، به آن وارد می‌شود.

۴- بارهای دینامیکی و داخلی: بارهای ناشی از جرم ماهواره مرتعش در طی آزمون‌های محیطی یا در فضا، بعد از قطع نیروی تحریک.

با توجه به منابع بارگذاری فوق می‌توان بارهای اعمالی بر پنل‌های خورشیدی را جهت طراحی مکانیزم مناسب استخراج کرد [۴، ۵].

معرفی محیط کاری بحرانی و بارهای وارده بر

پنل در آن محیط

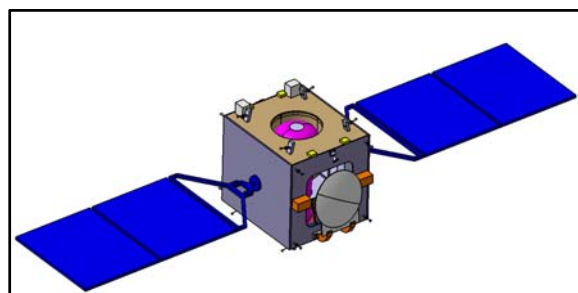
در حالت کلی بدون در نظر گرفتن جزئیات، چهار وضعیت کلی برای محیط‌های کاری پنل‌ها می‌توان در نظر گرفت:

۱- محیط زمین: در این محیط مهم‌ترین بار اعمالی به پنل‌ها نیروی وزن آن‌هاست. در این محیط آزمون‌های زمینی باید بر روی پنل‌ها انجام گرفته و میزان خیز

از اتصال سری و موازی سلول‌های خورشیدی ایجاد می‌شوند. سلول‌های خورشیدی وظیفه تبدیل این انرژی به انرژی الکتریکی را به عهده دارند، بنابراین انرژی اولیه ماهواره، انرژی خورشیدی است. آرایه‌های خورشیدی روی صفحاتی^۵ (پنل‌هایی) نصب شده و بر روی سازه اصلی ماهواره قرار می‌گیرند [۲ و ۱]. در بعضی از ماهواره‌ها این پنل‌ها روی بدنه ماهواره نصب می‌شوند و کار جذب انرژی را به عهده می‌گیرند (پنل‌های خورشیدی بدنه‌ای) و در بسیاری از انواع دیگر، پنل‌ها روی بالک‌هایی نصب می‌شوند که در ابتدای پرتاب بسته بوده و بعد از قرار گرفتن ماهواره در مدار باز می‌شوند (پنل‌های خورشیدی بازشونده یا گسترده)^۶ [۳].

در ماهواره‌های مدار ژئو در مقایسه با ماهواره‌های مدار لئو^۸ به دلیل نیاز به توان بیشتر و همچنین عدم وجود ترمز اصطکاکی موجود در مدار لئو به دلیل نزدیکی به جو غلیظ، استفاده از مکانیزم پنل خورشیدی حائز اهمیت است.

در این مقاله به طراحی بهینه و تحلیل پنل‌های خورشیدی بازشونده به عنوان سازه اصلی نصب سلول‌های خورشیدی یک ماهواره مخابراتی در مدار ژئو پرداخته شده است. سازه ماهواره یک مکعب به ابعاد $1/7 \times 1/9 \times 1/7$ متر در نظر گرفته شده است که شامل دو بخش اصلی به نام‌های سازه مرکزی و سازه جانبی است. سازه مرکزی شامل یک استوانه و یک مخروط است که توسط چهار تیغه قائم برشی^۹ به سازه جانبی متصل شده است. سازه جانبی شامل شش وجه جانبی است که توسط نبشی‌های کنج و L به یکدیگر متصل شده‌اند. شکل (۱) شکل کلی ماهواره نمونه را به همراه پیکره‌بندی خارجی آن نشان می‌دهد.

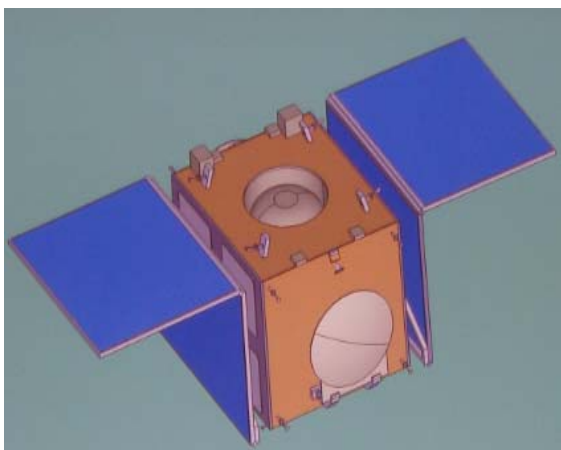


شکل ۱- شکل کلی ماهواره به همراه پیکره‌بندی خارجی آن (صفحات خورشیدی باز هستند)

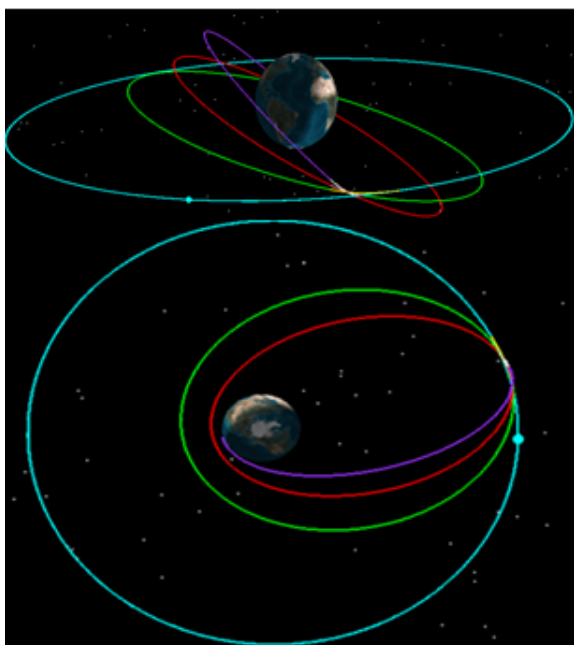
با توجه به اینکه سازه‌های فضایی، بر روی زمین، در طی پرتاب و در فضا تحت تأثیر محیط‌های مختلف قرار می‌گیرند، برای

5. Panels
6. Body Mounted Solar Panel
7. Deployable (Deployment) Solar Panel
8. LEO
9. Shear Wall

کل ماهواره مذکور $2134/53$ کیلوگرم است بنابراین شتاب وارده به ماهواره در این فاز در حدود $0/2334$ متر بر مجذور ثانیه است [۷]. در فاز مدار انتقالی یک پنل از هر آرایه خورشیدی باز می‌شود و لذا یک شتاب ناشی از پیشرانش بزرگ، یک شوک ناشی از رهایش و یک ضربه ناشی از قفل شدن به پنل وارد می‌شود. شکل (۴) وضعیت پنل‌های خورشیدی ماهواره را در فاز مدار انتقالی و شکل (۵) مدارهای انتقالی را نشان می‌دهد.



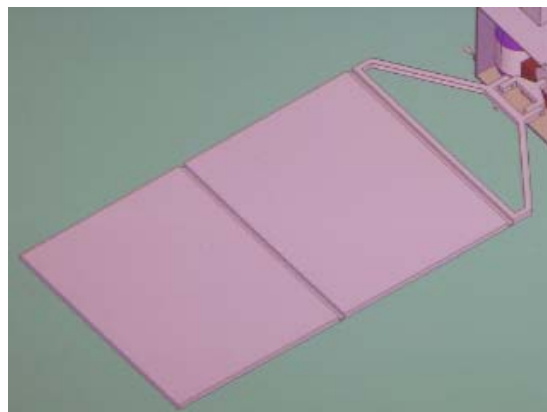
شکل ۴- وضعیت پنل‌های خورشیدی ماهواره در فاز مدار انتقالی



شکل ۵- نمایش مدارهای انتقالی [۴، ۵]

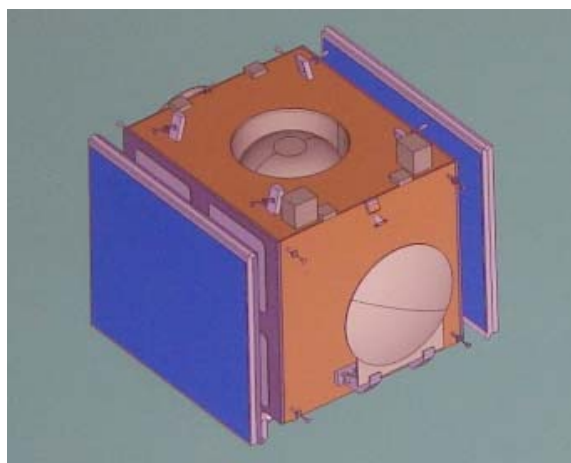
۴- مدار میانی: برای تأمین توان ماهواره در فاز مدار میانی بنا بر فازهای مأموریتی تعریف شده، لازم است که دو پنل دیگر ماهواره (ترجیحاً یک پنل از هر آرایه خورشیدی) در فاز

ناشی از وزن آن‌ها محاسبه گردد و در نهایت طراحی بهینه جهت حداقل خیز انجام گیرد [۶]. شکل (۲) وضعیت پنل‌های خورشیدی ماهواره را در آزمون زمینی نشان می‌دهد.



شکل ۲- وضعیت پنل‌های خورشیدی ماهواره در آزمون زمینی

۲- پرتاب: در فاز پرتاب ماهواره توسط ماهواره‌بر از مدار پارکینگ (در ارتفاع حدود ۲۰۰ کیلومتر از زمین) به مدار بیضوی فرستاده می‌شود. پنل‌ها در هنگام پرتاب مطابق شکل (۳) کاملاً بسته بوده و یک شتاب ناشی از پرتاب به کل سازه ماهواره وارد می‌شود و لذا پنل به تنهایی متحمل بار خاصی نمی‌شود، بلکه در فاز پرتاب اتصالات پنل به سازه ماهواره حائز اهمیت هستند و باید به‌گونه‌ای طراحی شوند تا بتوانند شتاب ناشی از پرتاب را تحمل کنند.



شکل ۳- وضعیت پنل‌های خورشیدی ماهواره در فاز پرتاب

۳- مدار انتقالی: در فاز مدار انتقالی، ماهواره توسط یک پیشران بزرگ با نیروی حدود ۵۰۰ نیوتن به مدار دایروی ژئو (در ارتفاع حدود ۳۶۰۰۰ کیلومتر) فرستاده می‌شود. جرم

صورت پذیرفته و حداکثر خیز محاسبه شده است. از مقایسه نتایج حاصل از حل المان محدود سه طرح مانند توزیع تنش و جابه‌جایی، مدل پیشنهادی که دارای نسبت استحکام به وزن بالاتر باشد، به‌عنوان مدل برگزیده برای عملکرد فضایی معرفی می‌شود. در ادامه حل تحلیلی با استفاده از کد نوشته شده بر اساس الگوریتم بهینه‌سازی برای دستیابی به چیدمان مناسب لایه‌ها بر روی مدل برگزیده انجام شده و حل عددی آن نیز در شرایط بارگذاری واقعی ارائه شده است.

طرح‌های پیشنهادی برای سازه پنل‌های خورشیدی

در این بخش به بررسی طرح‌های ارائه شده برای سازه پنل‌های خورشیدی پرداخته و جزئیات هر کدام از این طرح‌ها تشریح می‌شود. در این مقاله مدل‌سازی و تحلیل طرح‌های پیشنهادی با استفاده از نرم‌افزار ANSYS-12 صورت گرفته است.

مدل شبکه آلومینیومی

طرح پیشنهادی اول، مدل شبکه آلومینیومی است که در حالت باز در شکل (۷) و در حالت بسته در شکل (۸) نشان داده شده است. مدل شبکه آلومینیومی از یک یوک^۱، دو قاب آلومینیومی و دو صفحه آلومینیومی نگه‌دارنده تشکیل شده است. جنس کل سازه از آلیاژ آلومینیوم ۶۰۶۱ که کاربرد فضایی دارد و خواص آن در جدول (۱) آمده است، در نظر گرفته شده است.

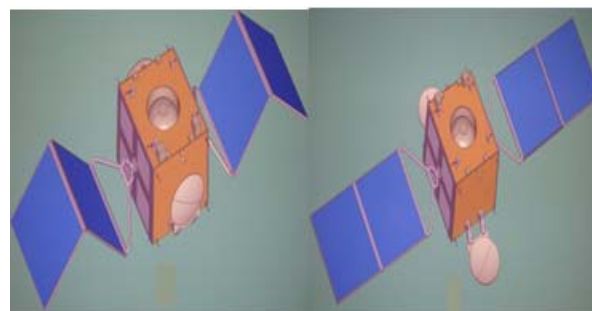
جدول ۱- خواص آلیاژ آلومینیوم ۶۰۶۱

چگالی (kg/mm ³)	مدول الاستیسیته (MPa)	ضریب پواسون
2.7×10^{-6}	۶۸۹۰۰	۰/۳۳



شکل ۷- مدل شبکه آلومینیومی در حالت باز

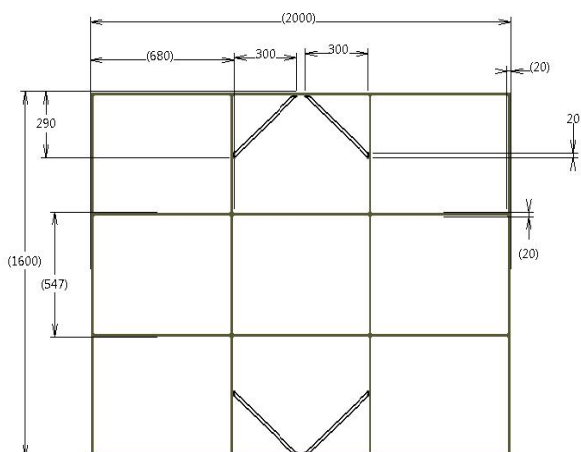
مدار میانی باز شوند. در این فاز هر چهار پنل باز هستند و مهم‌ترین بار اعمالی به پنل‌ها بارهای حرارتی است. در این فاز ماهواره مانورها و جابه‌جایی‌های کوچکی انجام می‌دهد که برای این منظور از پیش‌ران‌های کوچک خود با نیروی حدود ۶۰ نیوتن استفاده می‌کند که شتاب بسیار ناچیزی (در حدود ۰/۰۳ متر بر مجذور ثانیه) به ماهواره وارد می‌کند [۷]. هنگامی که پنل‌ها در این فاز به طور کامل باز می‌شوند، سطحی از پنل‌ها که در مقابل نور خورشید قرار دارد تحت کشش و سطحی از پنل‌ها که در مقابل نور خورشید قرار ندارد تحت فشار قرار می‌گیرد. میزان خیز ناشی از این اختلاف دما در مقایسه با خیز ناشی از وزن پنل‌ها در آزمون‌های زمینی بسیار ناچیز است و لذا در طراحی‌های صورت گرفته برای ماهواره‌ها از آن صرف‌نظر می‌شود. آنچه در بحث بارهای حرارتی در این فاز حائز اهمیت است خستگی حرارتی است. در شکل (۶)، وضعیت پنل‌های خورشیدی ماهواره در فاز مدار میانی نشان داده شده است.



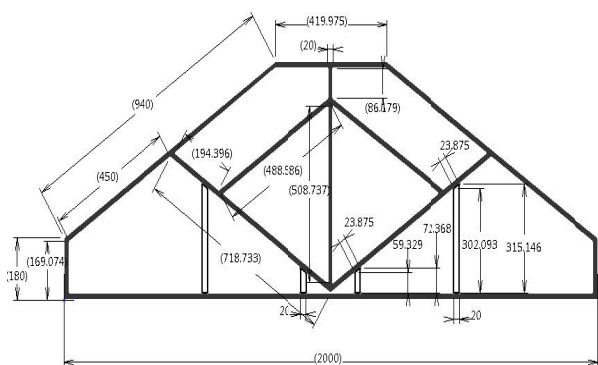
شکل ۶- وضعیت پنل‌های خورشیدی ماهواره در فاز مدار میانی

با توجه به این که پنل‌ها در آزمون‌های زمینی برای تعیین میزان خیز ناشی از وزنشان تحت شتاب ۹/۸۱ متر بر مجذور ثانیه و در فاز مدار انتقالی تحت شتاب ۰/۲۳۴ متر بر مجذور ثانیه قرار می‌گیرند، لذا طراحی پنل‌ها از طریق آزمون‌های زمینی برای حصول کمترین خیز ناشی از وزنشان انجام می‌گیرد که ضریب اطمینان بالایی را در فاز پرتاب نیز می‌دهد. بنابراین با توضیحات ارائه شده از میان این چهار وضعیت کلی، آزمون‌های زمینی برای تعیین میزان خیز ناشی از وزن پنل‌ها در مقایسه با سه وضعیت دیگر بحرانی‌تر هستند [۵ و ۴].

در ادامه با توجه به مطالعات صورت گرفته در زمینه شناسایی و بررسی محیط‌های کاری و بارهای وارده بر پنل‌ها، سه طرح تحت عنوان مدل شبکه آلومینیومی (شبکه‌های ایزوگنریک [۱۰-۸])، مدل آلومینیوم- لانه زنبوری و مدل کامپوزیت- لانه زنبوری (سازه‌های لانه زنبوری و سازه‌های کامپوزیتی [۱۳-۱۱]) برای سازه پنل‌های خورشیدی مطرح شده است. با استفاده از روش المان محدود، با شرایط مرزی و بارگذاری یکسان، برای هر یک از سازه‌های فوق تحلیل استحکام

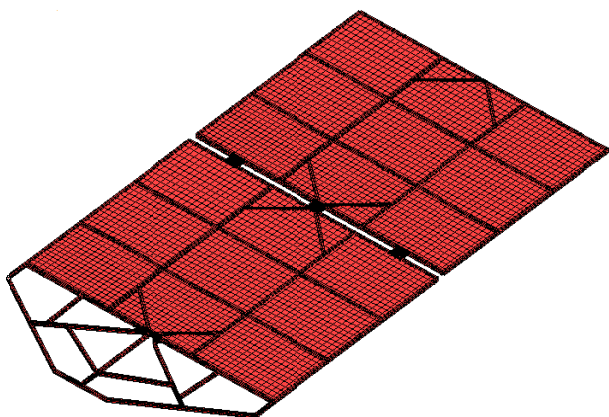


شکل ۱۰- هندسه قاب آلومینیومی (کلیه ضخامت‌ها ۲۰ میلی‌متر)



شکل ۱۱- هندسه مجموعه یوک (کلیه ضخامت‌ها ۲۰ میلی‌متر)

برای مش‌بندی مجموعه یوک و دو قاب آلومینیومی از تکنیک آزاد و برای مش‌بندی دو صفحه آلومینیومی نگاه‌دارنده و سه صفحه اتصال از تکنیک Mapped (مش‌بندی منظم سطوح به گونه‌ای که کل سطح شامل المان‌های سه ضلعی یا چهار ضلعی باشد) و شکل المان Quad-dominated استفاده شده‌است. در شکل (۱۲) مدل مش‌بندی شده سازه مشاهده می‌شود.

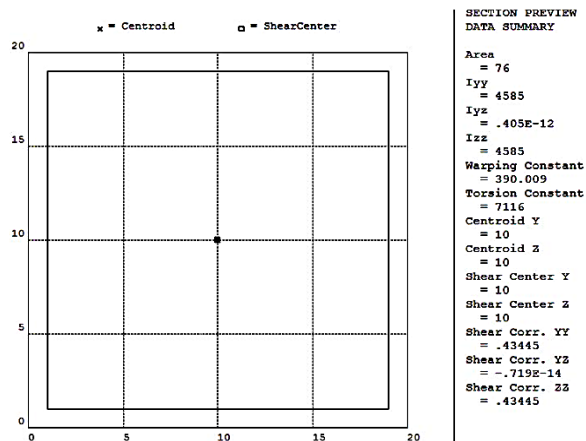


شکل ۱۳- مش‌بندی سازه



شکل ۸- مدل شبکه آلومینیومی در حالت بسته

برای ایجاد مدل شبکه آلومینیومی، مجموعه یوک و دو قاب آلومینیومی با المان تیر سه بعدی- سه گره‌ای و صفحه آلومینیومی نگاه‌دارنده با المان پوسته الاستیک- چهار گره‌ای مدل شده‌اند و به دلیل اینکه در این مقاله به اتصالات نمی‌پردازیم، با ساده‌سازی برای اتصال دو قاب آلومینیومی به هم از المان پوسته الاستیک- چهار گره‌ای استفاده شده است. خواص کل سازه، از نوع الاستیک خطی در نظر گرفته شده است. سطح مقطع تیر طراحی شده به صورت نشان داده شده در شکل (۹) تعریف شده است.



شکل ۹- سطح مقطع انتخابی المان تیر (ضخامت‌ها ۱ میلی‌متر) [۱۴]

در شکل‌های (۱۰) و (۱۱) به ترتیب ابعاد و اندازه‌های قاب آلومینیومی و مجموعه یوک نشان داده شده‌است (ابعاد و اندازه‌ها برحسب میلی‌متر است)، همچنین صفحه آلومینیومی نگاه‌دارنده و صفحه اتصال دو قاب آلومینیومی حاصل از طراحی، به ترتیب صفحات مستطیلی شکل به ابعاد ۱۶۰۰×۲۰۰۰ میلی‌متر و ۱۰۰×۱۵۰ میلی‌متر و به ضخامت ۱/۵ و ۲۰ میلی‌متر در نظر گرفته شده‌اند.

درجه و لایه دوم هسته لانه زنبوری آلومینیوم به ضخامت ۱۵ میلی‌متر و با زاویه صفر درجه تعریف شده است. سطح مقطع تیر طراحی شده همانند مدل شبکه آلومینیومی تعریف شده است.

پنل ساندویچی، صفحه اتصال دو پنل به هم و صفحه اتصال پنل به یوک به ترتیب صفحات مستطیلی شکل به ابعاد ۱۶۰۰×۲۰۰ میلی‌متر، ۱۵۰×۱۰۰ میلی‌متر و ۱۵۰×۵۰ میلی‌متر و به ضخامت ۱۵، ۱۶ و ۱۶ میلی‌متر در نظر گرفته شده‌اند. مش‌بندی، بارگذاری و شرایط مرزی مشابه مدل شبکه آلومینیومی است.

مدل کامپوزیت- لانه زنبوری

مدل کامپوزیت- لانه زنبوری از یک یوک و دو پنل تشکیل شده است که مجموعه یوک از آلیاژ آلومینیوم ۶۰۶۱ و هر یک از پنل‌ها از صفحات ساندویچی متقارن شامل یک هسته لانه زنبوری نومکس^{۱۱} و چهار لایه الیاف کربن- اپوکسی T300/5208 در سطح رویی هسته و چهار لایه الیاف کربن- اپوکسی T300/5208 در سطح زیرین هسته ساخته شده‌اند. خواص آلیاژ آلومینیوم ۶۰۶۱ در جدول (۱) موجود است. خواص هسته لانه زنبوری نومکس در جدول (۳) و خواص الیاف کربن/اپوکسی T300/5208 در جدول (۴) آورده شده است.

جدول ۳- خواص هسته لانه زنبوری نومکس [۱۷]

چگالی (g/mm ³)	Ex (MPa)	Ey (MPa)	Ez (MPa)	Gxy (MPa)	Gxz (MPa)	Gyz (MPa)	ν
۲۳×۱۰^{-۸}	۳۷.۶×۱۰^۵	۳۷.۶×۱۰^۵	۷۲۸	-۰.۸۹۴	۸۹۶۳	۷.۸۶۶×۱۰^۵	۳ / .

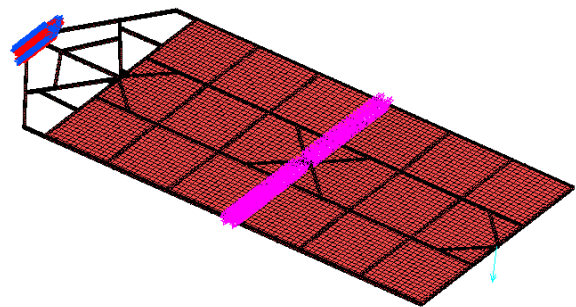
جدول ۴- خواص الیاف کربن- اپوکسی T300/5208 [۱۸]

چگالی (kg/mm ³)	Ex (MPa)	Ey (MPa)	Gxy (MPa)	νx	νy	νz
۱.۶×۱۰^{-۹}	۱.۸۱×۱۰^۵	۱۰۳۰۰	۷۱۷۰	-۰.۲۸	-۰.۱۵۹	-۰.۷

برای ایجاد مدل کامپوزیت- لانه زنبوری، مجموعه یوک با المان تیر سه‌بعدی- سه‌گره‌ای و مجموعه پنل‌ها با المان پوسته لایه‌ای مدل شده‌اند. خواص مجموعه یوک از نوع الاستیک خطی و ایزوتروپیک و خواص هسته لانه زنبوری و لایه‌های الیاف کربن، الاستیک خطی و ایزوتروپیک در نظر گرفته شده است و همچنین تعداد لایه‌ها، ضخامت لایه‌ها، زاویه لایه‌ها و جنس هر لایه به صورت ۱۰ لایه، لایه اول تا چهارم و هفتم تا دهم الیاف کربن هر

برای آنکه بتوان در نهایت سه طرح مذکور را از لحاظ جرم کل سازه، حداکثر خیز و لذا نسبت استحکام به وزن مقایسه کرد، در شرایط یکسان یک بار متمرکز به مقدار ۱۰۰N در انتهای آزاد سازه مطابق شکل (۱۳) به هر سه طرح اعمال شده است.

به دلیل مقید بودن سطحی از یوک در نمونه واقعی که به سازه ماهواره متصل می‌گردد، آن سطح یوک نشان داده شده در شکل (۱۳) در تمام جهات مقید شده و تمام درجات آزادی آن گرفته شده است. همچنین برای اتصال دو قاب آلومینیومی به هم، چون در واقعیت به هم جوش می‌شوند، تمامی گره‌های موجود در محل اتصال به هم کوپل شده‌اند.



شکل ۱۴- شرایط مرزی و نیروی اعمالی به سازه

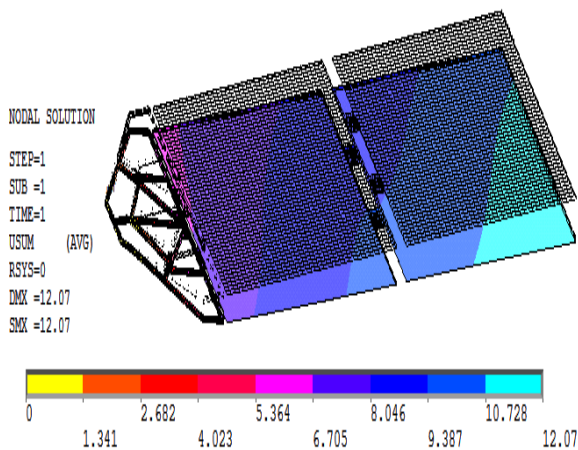
مدل آلومینیوم- لانه زنبوری

مدل آلومینیوم- لانه زنبوری از یک یوک و دو پنل تشکیل شده است که مجموعه یوک از آلیاژ آلومینیوم ۶۰۶۱ و هر یک از پنل‌ها از صفحات ساندویچی شامل یک هسته لانه زنبوری آلومینیوم ۵۰۵۲ و یک لایه آلومینیوم در سطح رویی هسته و یک لایه آلومینیوم در سطح زیرین هسته ساخته شده‌اند. جنس لایه‌های آلومینیوم نیز از آلیاژ آلومینیوم ۶۰۶۱ است که خواص آن در جدول (۱) موجود است. خواص هسته لانه زنبوری آلومینیوم ۵۰۵۲ در جدول (۲) آورده شده است.

جدول ۲- خواص هسته لانه زنبوری آلومینیوم ۵۰۵۲ [۱۶ و ۱۵]

چگالی (kg/mm ³)	Ex (MPa)	Ey (MPa)	Ez (MPa)	Gxy (MPa)	Gxz (MPa)	Gyz (MPa)	ضریب پواسون
۹.۱۲×۱۰^{-۸}	۱۲۸۸	۱۲۸۸	۷۲۸	-۰.۸۹۴	-۰.۸۹۴	۰.۴۲	۰.۴ / ۰.۶

برای ایجاد مدل آلومینیوم- لانه زنبوری، مجموعه یوک با المان تیر سه‌بعدی- سه‌گره‌ای و مجموعه پنل‌ها با المان پوسته لایه‌ای مدل شده‌اند. خواص مجموعه یوک و لایه‌های آلومینیومی زیر و روی هسته، الاستیک خطی و ایزوتروپیک و خواص هسته لانه زنبوری، الاستیک خطی و ایزوتروپیک در نظر گرفته شده است، همچنین تعداد لایه‌ها، ضخامت لایه‌ها، زاویه لایه‌ها و جنس هر لایه به صورت ۳ لایه، لایه اول و سوم ورق آلومینیوم به ضخامت ۰.۲ میلی‌متر و با زاویه صفر



شکل ۱۶- جابه‌جایی مدل کامپوزیت- لانه زنبوری قبل و بعد از بارگذاری (برحسب میلی‌متر)

در جدول (۵) نتایج حل المان محدود برای سه طرح آورده شده است.

جدول ۵- نتایج حل عددی

ضریب اطمینان (SF)	حداکثر تنش (MPa)	جرم کل سازه (kg)	حداکثرخیز (mm)	مدل شبکه آلومینیومی
۰.۳۴	۸۱۱/۵۷۳	۳۳/۹۸	۷۷۵/۸۹	مدل شبکه آلومینیومی
۱/۲۱	۱۵۷/۰۴۵	۱۷/۹۹	۳۱۹/۲۹۱	مدل آلومینیوم- لانه زنبوری
۴/۲۲	۴۶/۹۳۸ (در راستای الیاف)	۶/۹۱	۱۲/۰۷۶	مدل کامپوزیت- لانه زنبوری

با توجه به جدول (۵) از میان سه طرح بیان شده، مدل کامپوزیت- لانه زنبوری کمترین حداکثر خیز و لذا بیشترین استحکام را دارد و مدل شبکه آلومینیومی بیشترین حداکثر خیز و لذا کمترین استحکام را دارد. از طرفی مدل کامپوزیت- لانه زنبوری کمترین جرم و مدل شبکه آلومینیومی بیشترین جرم را دارد. بنابراین با توجه به حل المان محدود سه طرح مذکور و مقایسه آنها نتیجه می‌گیریم که مدل کامپوزیت- لانه زنبوری دارای نسبت استحکام به وزن بالاتر و ضریب اطمینان بالاتری است و لذا در مقایسه با دو طرح دیگر برگزیده است.

انتخاب چیدمان مناسب

با توجه به اینکه مدل کامپوزیت- لانه زنبوری در مقایسه با مدل شبکه آلومینیومی و مدل آلومینیوم- لانه زنبوری با استفاده از تحلیل‌های انجام گرفته به روش المان محدود در بخش قبل، مدل فضایی مناسب با نسبت استحکام به وزن بالاتر شناخته شد، باید در مورد چیدمان لایه‌ها و رسیدن به چیدمان بهینه نیز تحلیل‌های

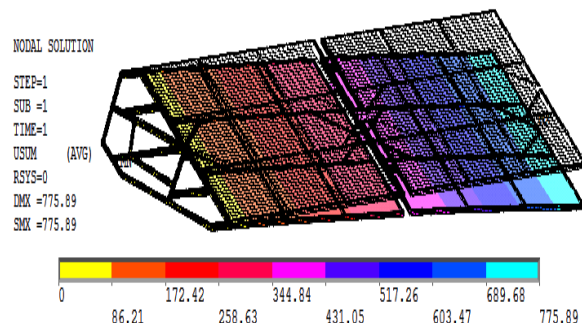
یک به ضخامت ۰/۱۲۵ میلی‌متر و لایه پنجم و ششم هسته لانه زنبوری نومکس هر یک به ضخامت ۷ میلی‌متر تعریف شده است. زوایا شبه ایزوتروپیک^{۱۲} یعنی به صورت $s [0/90/+45/-45/c]$ تعریف شده‌اند. سطح مقطع تیر طراحی شده همانند مدل شبکه آلومینیومی تعریف شده است.

ابعاد و اندازه‌های پنل ساندویچی، مجموعه یوک، صفحه آلومینیومی نگه‌دارنده و صفحه اتصال دو پنل به هم و صفحه اتصال پنل به یوک همانند مدل آلومینیوم- لانه زنبوری است. مش‌بندی، بارگذاری و شرایط مرزی مشابه مدل شبکه آلومینیومی است.

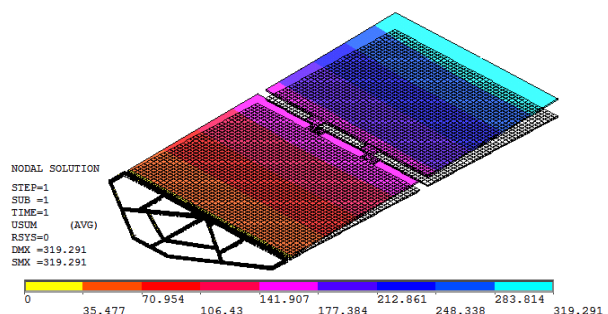
انتخاب طرح برگزیده

شکل‌های (۱۴)، (۱۵) و (۱۶) توزیع جابه‌جایی بعد از بارگذاری به ترتیب در مدل‌های شبکه آلومینیومی، سازه آلومینیوم- لانه زنبوری و سازه کامپوزیت- لانه زنبوری هستند.

با توجه به شکل‌ها، بیشترین جابه‌جایی در انتهای آزاد سازه صورت گرفته است و هر چه به سمت مجموعه یوک پیش می‌رویم جابه‌جایی سازه کمتر می‌شود و در سطح مقیدشده یوک به صفر می‌رسد.



شکل ۱۴- جابه‌جایی مدل شبکه آلومینیومی قبل و بعد از بارگذاری (برحسب میلی‌متر)



شکل ۱۵- جابه‌جایی مدل آلومینیوم- لانه زنبوری قبل و بعد از بارگذاری (برحسب میلی‌متر)

گرفته است.

جدول ۶- نتایج حل تحلیلی

حالت	تعداد لایه‌ها	زوایای لایه‌ها (درجه)	تنش بحرانی (MPa)		
			در راستای الیاف	عمود بر الیاف	لایه بحرانی
۱	۸	$[0_2/90_2/+45/-45/c]_s$	-۳۵۵/۰۳۴	-۰/۱۳۹۳۶۲	لایه اول
۲-الف	۱۶	$[0_2/90_2/+45/-45/c]_s$	-۱۷۲/۸۴۷	-۰/۰۷۳۲۵۶۵	لایه اول
۲-ب	۱۶	$[-45/+45/-45/c]_s$ $[0_2/90_2/+45/c]_s$	-۱۷۴/۴۵۸	-۰/۰۳۳۶۸۱۱	لایه اول
۳	۱۰	$[0_2/90_2/+45/-45/c]_s$	-۲۱۳/۸۳۴	-۰/۰۸۶۸۰۱۷	لایه اول
۴	۱۲	$[0_2/90_2/+45/-45/c]_s$	-۱۵۲/۹۶۳	-۰/۰۵۹۹۱۳۳	لایه اول
۵-الف	۱۲	$[0_2/90_2/+45/-45/c]_s$	-۲۰۳/۹۸	-۱/۰۵۰۴	لایه اول
	۱۲	$[0_2/90_2/+45/-45/c]_s$	-۲۰۶/۳۵۳	-۱/۱۳۳۷۵	لایه اول

با توجه به جدول نتایج حل تحلیلی، مدل فضایی کامپوزیت- لانه زنبوری به صورت یک پنل ساندویچی متقارن شامل یک هسته لانه زنبوری نومکس و ۱۲ لایه الیاف کربن T300/5208 با چیدمان $[0_2/90_2/+45/-45/c]_s$ ، هر لایه به ضخامت ۰/۱۲۵ میلی‌متر، که کمترین تنش در راستای الیاف را دارد و میزان تنش در راستای عمود بر الیاف آن نیز، ناچیز است، مدل بهینه معرفی می‌شود.

با توجه به توضیحات مطرح شده در بخش محیط کاری بحرانی و بار وارده بر پنل در آن محیط، بار بحرانی وارده بر پنل، نیروی وزن آن در آزمون‌های زمینی است که از نوع بار خمشی است، بنابراین در ادامه حل المان محدود مدل بهینه معرفی شده تحت این بار بحرانی ارائه می‌شود.

حل المان محدود مدل برگزیده کامپوزیت- لانه زنبوری با چیدمان بهینه

در این بخش سازه کامپوزیت- لانه زنبوری که با استفاده از نتایج به‌دست آمده از حل المان محدود در بخش‌های قبل به عنوان مدل برگزیده فضایی معرفی شد، با چیدمان بهینه به‌دست آمده از کد بهینه‌سازی در بخش قبل در نرم‌افزار المان محدود مدل‌سازی شده و تحت بار بحرانی (نیروی وزن در آزمون‌های زمینی) قرار گرفته است تا بتوان با نتایج حاصل از آن با اطمینان بیشتری ادعا کرد که مدل پیشنهادی قیود حاکم بر یک سازه فضایی از جمله نسبت استحکام به وزن بالا و خیز کمتر را ارضا می‌کند.

مناسب صورت پذیرد. در این بخش ابتدا با تغییر در چیدمان و تعداد لایه‌ها، به حل تحلیلی کلیه حالت‌های ممکن با استفاده از کد نوشته شده در نرم‌افزار ممتیکا^{۱۳} بر اساس الگوریتم بهینه‌سازی پرداخته و مدل بهتر معرفی می‌شود. در کلیه حالت‌ها پنل تحت بار خمشی قرار گرفته است. در الگوریتم بهینه‌سازی به‌کاررفته تابع هدف حداقل تنش بحرانی در راستای الیاف و قیود مسئله بهینه‌سازی عبارتند از:

- پنل ساندویچی کامپوزیت- لانه زنبوری سبک و دارای وزن کمی است و تنها اثر خمشی روی آن مورد بررسی است، بنابراین کفایت تمامی الیاف را در زاویه صفر درجه قرار دهیم ولی برای پرهیز از ریسک‌های ناشی از بارهای ناخواسته اعمالی بر ماهواره در محیط زمین از جمله بارهای ناشی از حمل و نقل، الیاف در زوایای $+45$ ، -45 و 90 درجه هم به‌کار رفته‌اند تا ضریب اطمینان بالاتری حاصل شود.
- براساس کارهای تجربی صورت گرفته و قوانین کلی موجود در مراجع مختلف برای ترتیب چیدمان لایه‌ها برحسب زاویه آنها باید در نظر داشت که الیاف با زوایای صفر و 45 درجه در کنار هم قرار نگیرند، و نیز الیاف از یک زاویه به تعداد زیاد در کنار هم قرار نگیرند زیرا منجر به افزایش احتمال وقوع تورق در سازه کامپوزیتی می‌شود. از طرفی هرگاه صفحه‌ای تحت خمش قرار گیرد، بیشترین تنش را سطوح رویی و زیرین صفحه تحمل کرده و کمترین تنش در اطراف تار خنثی صفحه است و از آنجا که الیاف با زوایای صفر درجه بیشترین استحکام را در خمش دارند، بنابراین الیاف با زوایای صفر درجه را در دورترین لایه‌ها از هسته قرار می‌دهیم. هم‌چنین تعداد لایه‌های $+45$ و -45 نمی‌تواند متفاوت باشد زیرا در این صورت پیکربندی طراحی از حالت Balanced Angle ply خارج گردیده، اثرات Coupling بین تنش‌های نرمال و برشی ظاهر می‌گردد که برای سازه مذکور مناسب نیست.

با توجه به توضیحات ارائه شده واز طرفی محاسبه استحکام برای چیدمان‌های مختلف از نظر زوایای لایه‌ها با استفاده از کد، چیدمان برگزیده از منظر استحکام به صورت زیر انتخاب گردیده است:

$$[0_m/90_n/+45_p/-45_p/C]_s$$

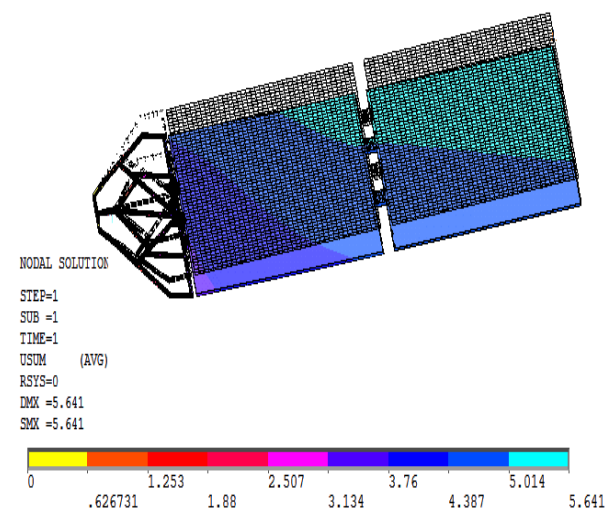
برای چندین حالت چیدمان مختلف از نظر تعداد لایه‌ها، تنش در لایه بحرانی با استفاده از کد محاسبه و نتایج در جدول (۶) قرار

است. لذا مدل کامپوزیت- لانه زنبوری دارای نسبت استحکام به وزن بالاتری است و به عنوان مدل برگزیده برای عملکرد فضایی پیشنهاد شده است. با استفاده از حل تحلیلی توسط کد بهینه‌سازی با تغییر در زوایا و تعداد لایه‌های کامپوزیتی و مقایسه نتایج حاصل از آن، طرح بهتر با چیدمان $s [c / -45 / +45 / 0 / 90 / 0]$ معرفی شد. همچنین سازه کامپوزیتی دارای مزایای استحکام بالا، وزن سبک، دقت بالا، عمر طولانی و مقاومت در برابر خوردگی است.

مراجع

- [1] Shahrazi, H. "Introduction to Locate Satellite Subsystems," *Graduate Seminar*, 2000 (In Persian).
- [2] Bolandi, H. et al. *Introduction to Design principles of Satellite*, Iran University of Science and Technology, 2000 (In Persian).
- [3] Ley, W. and Wittmann, K. and Hallmann, W., *Handbook of Space Technology*, United Kingdom, 2009.
- [4] Griffin, M. D. and French, J. R., *Space Vehicle Design*, 2004.
- [5] Agrawal, B. N., *Design of Geosynchronous Spacecraft*, rentice-Hall, 1986.
- [6] European Cooperation for Space Standardization, ECSS-E-ST-32C, ECSS Secretariat, ESA-ESTEC, Requirements & Standards Division, Noordwijk, The Netherlands, 2008.
- [7] Primary Design Report of Power Subsystem of the Satellite, Space Research Institute, ZRH/CD/SRI/007, 2011.
- [8] Morozov, E. V., Lopatin, A. V., "Analysis and Design of the Flexible Composite Membrane Stretched on the Spacecraft Solar Array Frame," *Composite Structures*, Vol. 94, No. 10, 2012, pp. 3106-3114.
- [9] Morozov, E.V., Lopatin, A.V., "Design and Analysis of the Composite Lattice Frame of a Spacecraft Solar Array," *Composite Structures*, Vol. 93, No. 7, 2011, pp. 1640-1648.
- [10] Raziramandi, J., "Study of Isogrid Structures and their Applications in the Industries of Aerospace," *Graduate Seminar, Department of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology*, 2005 (In Persian).
- [11] Noor, A. K., Burton, W. S., "Computational Models for Sandwich Panels and Shells," *Applied Mechanics Reviews*, Vol. 49, No. 3, 1996, pp. 155-199.
- [12] Frostig, Y., "Classical and High-Order Computational Models in the Analysis of Modern Sandwich Panels," *Journal of Composite Part B: Engineering*, Vol. 34, No. 1, 2003, pp. 83-100.
- [13] He, L. and Cheng, Y. Sh. and Liu, J., "Precise Bending Stress Analysis of Corrugated-Core, Honeycomb-Core and X-Coresandwich Panels," *Journal of Composite Structures*, Vol. 94, No. 5, 2012, pp. 1656-1668.

نتایج حاصل از حل عددی توسط نرم‌افزار در شکل (۱۷) و جدول (۷) آورده شده است.



شکل ۱۷- جابه‌جایی سازه قبل و بعد از بارگذاری (بر حسب میلی‌متر)

جدول ۷- نتایج حل عددی مدل برگزیده

جرم (kg)	حداکثر خیز (mm)	حداکثر تنش در راستای الیاف (MPa)
۶/۹۱	۵/۶۴۱	۲۷/۶۴۸

با توجه به نتایج، مدل کامپوزیتی برگزیده دارای جرم بسیار کم، استحکام بسیار بالا و در نتیجه نسبت استحکام به وزن بالا و خیز بسیار کمی است.

نتیجه‌گیری

در این مقاله برای طراحی سازه اصلی نصب سلول‌های خورشیدی ماهواره مخابراتی (مدار ژئو)، ابتدا به بررسی محیط‌های کاری ماهواره پرداخته شد. در این راستا سه طرح با توجه به قیود طراحی و بارهای اعمالی در محیط‌های کاری مختلف ارائه شد. نتایج حاصله از حل عددی سه طرح نشان داد که جرم مدل کامپوزیت- لانه زنبوری در حدود ۳۸٪ جرم مدل آلومینیوم- لانه زنبوری و در حدود ۳۰٪ جرم مدل شبکه آلومینیومی است و همچنین حداکثر خیز مدل کامپوزیت- لانه زنبوری در حدود ۴/۸٪ حداکثر خیز مدل آلومینیوم- لانه زنبوری و در حدود ۱/۵٪ حداکثر خیز مدل شبکه آلومینیومی

- Engineering Failure Analysis*, Vol. 16, No. 4, 2009, pp. 1282–1293.
- [17] Abbadi, A. and et. al., “Experimental and Numerical Characterization of Honeycomb Sandwich Composite Panels,” *Journal of Simulation Modelling Practice and Theory*, Vol. 17, No. 10, 2009, pp. 1533–1547.
- [18] Tsai, S. W. and Hahn, H. Th., *Introduction to Composite Material*, Published in the Western Hemisphere by Technomic Publishing Company, 1980.
- [14] ANSYS12.0 Help.
- [15] Paik, J. K. and Thayamballi, A. K. and Sung Kim, G., “The Strength Characteristics of Aluminum Honeycomb Sandwich Panels,” *Thin-Walled Structures*, Vol. 35, No. 3, 1999, pp. 205–231,
- [16] Jen, Y. M. and Chang, L. Y., “Effect of Thickness of Face Sheet on the Bending Fatigue Strength of Aluminum Honeycomb Sandwich Beams,” *Journal of*