

## طراحی و تحلیل استاتیکی و مودال محفظه ریزپرنده هواپایه

جابر قربانی\*<sup>۱</sup> مصطفی لیوانی<sup>۲</sup>

۱- کارشناسی ارشد دانشگاه هوایی شهید ستاری

۲- استادیار دانشگاه علوم و فنون شهید ستاری

(دریافت مقاله: ۱۴۰۳/۰۷/۱۸ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۳/۰۸/۲۸)

**چکیده** شاید بتوان لقب یکی از جالب‌ترین طرح‌های نظامی که تاکنون به مرحله اجرا درآمده است را به پهپادها نسبت داد. هواپیماهای بدون سرنشین با پهنای بال کوچکتر از ۵۰۰ میلی‌متر و وزن کمتر از ۵۰۰ گرم به عنوان ریزپرنده‌ها در نظر گرفته می‌شوند. طراحی سیستمی که بتوان ریزپرنده‌ها را از یک پلتفرم هواپایه به حرکت درآورد، می‌تواند در جنگ‌های آینده انقلابی ایجاد کند. مفهومی جدید در پرواز دسته جمعی شکل گرفته است که رهاسازی تعداد زیادی ریزپرنده از یک پلتفرم هواپایه، به مثابه یک ناو هواپیمابر در هوا را به ذهن تقرب می‌دهد. در این مقاله، ابتدا ریزپرنده مورد نظر را انتخاب کرده، سپس برای طراحی محفظه نگهدارنده و جانمایی تعداد و نحوه چینش ریزپرنده‌ها و نیز مکانیزمی که بتواند ریزپرنده‌ها را داخل محفظه بیرون براند، مطالعات و بررسی‌های لازم صورت پذیرفته و طراحی این مرحله نهایی شد. در مرحله بعد از انتخاب پرنده مادر، نحوه نصب محفظه نگهدارنده به پرنده مادر با انتخاب سیستم رهاساز انجام گرفت. سپس مدلسازی محفظه نگهدارنده، پایلوت و سیستم رهاساز به همراه بال پرنده مادر در نرم‌افزار CATIA انجام گرفت. برای تحلیل استاتیکی و تحلیل مودال از نرم‌افزار MSC PATRAN/NASTRAN استفاده شد. برای این منظور، ابتدا ساده‌سازی مدل‌های سه‌بعدی در نرم‌افزار CATIA انجام شد. در ادامه کلیه قطعات وارد نرم‌افزار MSC PATRAN شدند. تعریف خواص مواد بکار رفته، المان‌بندی، تعریف شرایط مرزی، بارگذاری آیرودینامیکی و اینرسی، بررسی اتصالات و انجام تنظیمات لازم مراحل بعدی تحلیل‌های استاتیکی و مودال می‌باشند. در نهایت، تحلیل‌های استاتیکی و مودال در نرم‌افزار MSC NASTRAN انجام و نتایج در نرم‌افزار MSC PATRAN بازخوانی می‌شود. نتایج حاصل از تحلیل استاتیکی و مودال نشان می‌دهد که محفظه نگهدارنده طراحی شده با ضریب اطمینان ۵ قادر است نیروهای وارد شده به خود را تحمل کند. بیشینه جابجایی محفظه نگهدارنده تحت بارگذاری آیرودینامیکی و اینرسی برابر  $1 \times 25/3$  متر است. همچنین با اتصال محفظه نگهدارنده به بال، فرکانس طبیعی بال به شدت کاهش پیدا کرده است.

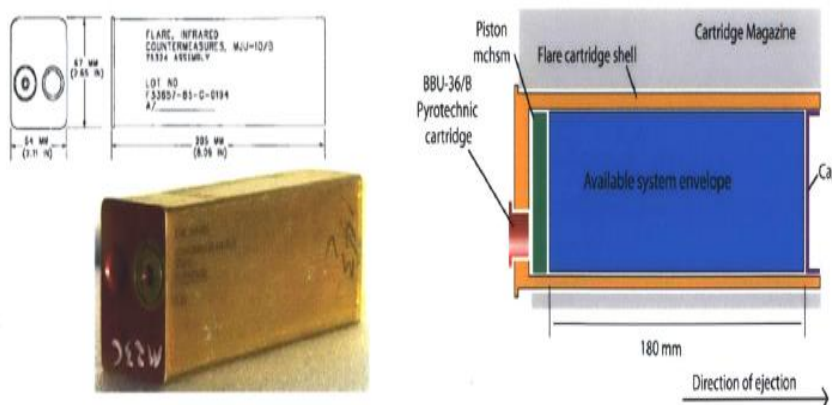
واژه‌های کلیدی: ریزپرنده، لانچر، مکانیزم رهاسازی، MSC PATRAN/NASTRAN.

## مقدمه

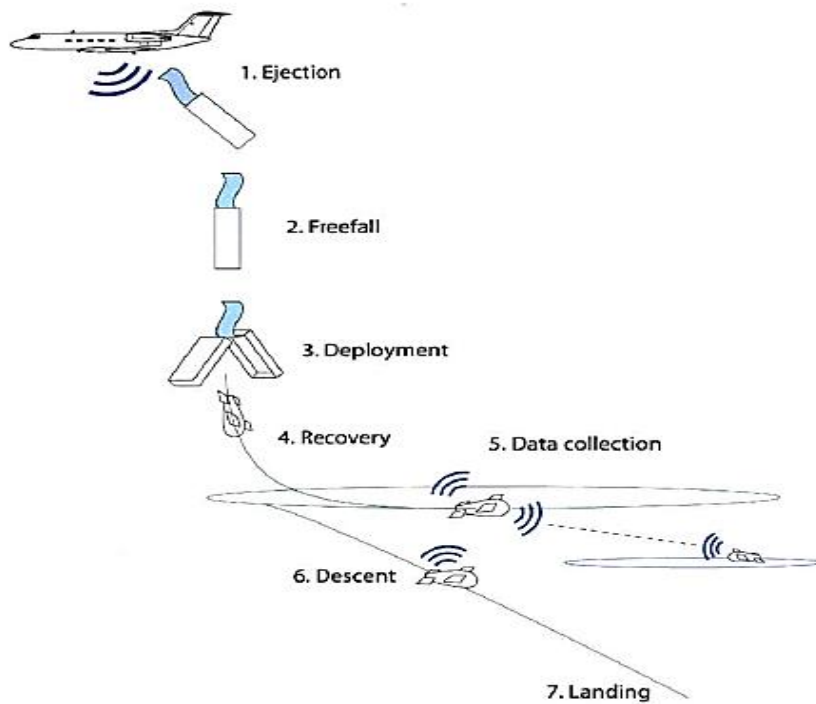
هوانوردی از اولین پرواز کنترل شده توسط برادران رایت در بیش از یک قرن پیش، مسیر طولانی را پیموده است. امروزه، در قرن بیست و دوم، صنعت هوافضا یکی از مسلطترین و پویاترین صنایع است که شامل هواپیماهای هوانوردی عمومی، هلیکوپترها، هواپیماهای جنگنده نظامی، موشکها، ماهوارهها و فضاپیماها می شود. در خارج از این مجموعه رو به رشد، وسایل نقلیه خودران یا بدون سرنشین که معمولاً به عنوان «پهپادها» شناخته می شوند، هستند که پیش بینی می شود در دهه آینده بر صنعت هوافضا تسلط پیدا کنند، همانطور که رشد نمایی در فناوری حسگرها، کاربردها و اثربخشی آنها را گواهی می دهد. از ملزومات کلیدی امروز، کوچک سازی این پهپادها است، که آنها را به اندازه کافی پویا کند تا به نیروهای نظامی در شناسایی مناطق متخاصم یا در شرایط اضطراری برای بررسی منطقه آسیب دیده کمک کند. ایالات متحده، چین، روسیه در حال توسعه اولین سیستم های رهاسازی ریزپرنده های خود از طریق هواپیما هستند. با رشد روزافزون فناوری هوش مصنوعی، ریزپرنده های هوشمند، می توانند حداقل تا حدی جایگزین خلبانان در برخی از خطرناکترین مأموریت ها شوند. استفاده از پهپادها برای پرتاب ریزپرنده ها می تواند انقلابی در جنگ های آینده ایجاد کند، در صورتی که این فناوری بالغ شود، زیرا این رویکرد می تواند به سرعت تعداد هواپیماهای فعال را در یک منطقه مأموریت افزایش دهد و دفاع در برابر آنها را دشوار کند و همچنین می تواند منطقه شناسایی و هشدار اولیه را گسترش دهد.

## بررسی ریزپرنده های حال حاضر با قابلیت رهاسدن از ارتفاع بالا

فناوری بال تاشو می تواند استفاده از فضا را کاهش دهد، بنابراین حمل پهپاد آسان تر و بسته بندی آن ساده تر می شود. از سوی دیگر، پرتابگر محفظه لوله ای دارای امنیت بالاتر و سرعت برخاستن سریع تر از سایر روش های پرتاب معمولی است [گو، لی و جین ۲۰۱۷]. ایده توسعه پهپادهای هواپایه تقریباً یک دهه است که توسعه یافته است. بخش های زیر، بینشی از برخی از پلتفرم های اصلی ساخته شده در سراسر جهان را نشان می دهد. در شکل ۱ و ۲، یکی از سیستم های رهاسازی ریزپرنده Perdix پیشنهاد شده است که از یک ریزپرنده و قاب محافظ تاشونده به ابعاد (۱/۹×۲/۴×۷/۱ اینچ) و یک چاشنی پرتاب کننده از نوع MJU-۱۰/B، برای سنجش کیفیت هوا و پرتاب از ارتفاع ۳۰۰۰۰ فوتی و ارسال داده تا مدت زمان ۴۵ دقیقه طراحی شده است [تانی تائو ۲۰۱۲].



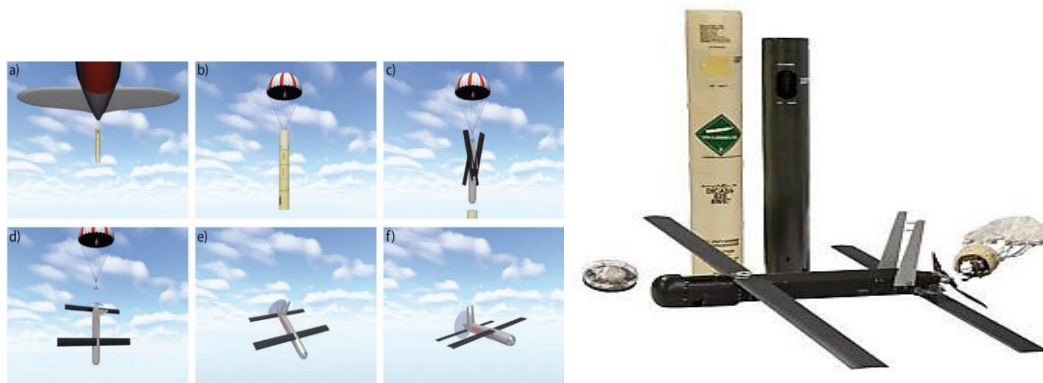
شکل ۱. نمای کلی قاب محافظ و ریزپرنده و چاشنی پرتاب کننده



شکل ۲. مراحل رهاسازی ریزپرنده

### پهپاد Coyote

پهپاد Coyote که توسط تحقیقات پیشرفته تحت کمک هزینه انتقال فناوری کسب و کارهای کوچک (STTR) اداره تحقیقات دریایی (ONR) توسعه یافته است، همانطور که در شکل ۳ نشان داده شده است، یکی از موفق‌ترین پهپادهای پرتاب شده از طریق محفظه لوله‌ای شکل، با هدف مأموریت‌های اطلاعاتی، نظارتی و شناسایی (ISR) بوده است [سایت یو ای وی گلوبال].



شکل ۳. مجموعه چتر نجات، محفظه و نحوه پرتاب ریزپرنده Coyote

### ریزپرنده امید

هواپیمای بدون سرنشین با نام امید ساخت ایران که به منظور شناسایی و انهدام اهداف ساکن و متحرک با قابلیت جمع شونده بال می‌باشد و با استفاده از نصب دوربین در محل مناسبی که دید کافی از پایین و جلو را فراهم می‌کند، به همراه لینک ارسال تصویر، یک محدوده به شعاع ۵ کیلومتر را حداقل به مدت ۴۰ دقیقه مورد کنکاش قرار دهد. این

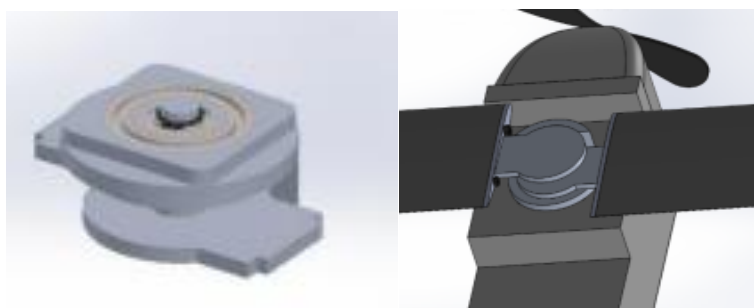
ریزپرنده قرار است پس از پرتاب و رسیدن به ارتفاع ۳۰۰۰ پایی از سطح زمین بطور مستقل وارد محدوده عملیاتی شده و یک هدف از پیش تعیین شده را شناسایی کرده سپس در صورت نیاز به سمت هدف عملیات انتحاری انجام دهد.



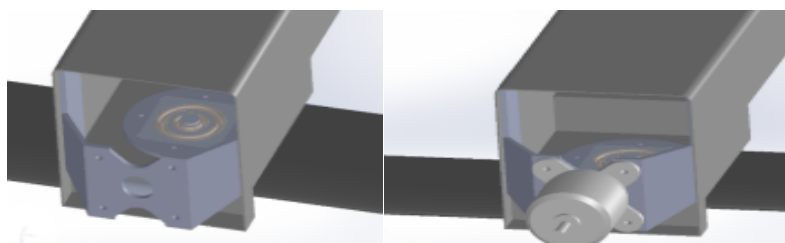
شکل ۴. نمایی از ریزپرنده امید

### مدل سازی ریزپرنده امید

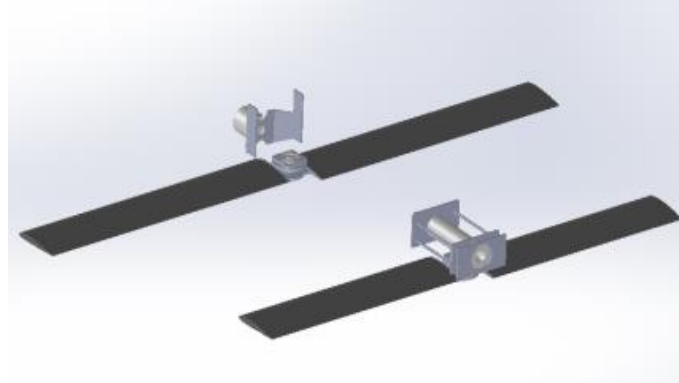
در مدل سازی ریزپرنده امید از نرم افزار SolidWorks استفاده شده است. شکل ۶ الی ۹ نماهای مختلفی از طراحی ریزپرنده آورده شده است که مکانیزم باز و بست بال‌ها، راکت پرتاب و شاسی نگهدارنده، بدنه و شاسی موتور، محل اتصال شاسی و موتور روی آن، نمای درونی ریزپرنده، لحظه خروج و نیز لحظه باز شدن بال‌ها و به تعادل رسیدن ریزپرنده و در نهایت نحوه قرارگیری ریزپرنده داخل محفظه‌ی پرتاب را شامل می‌شود.



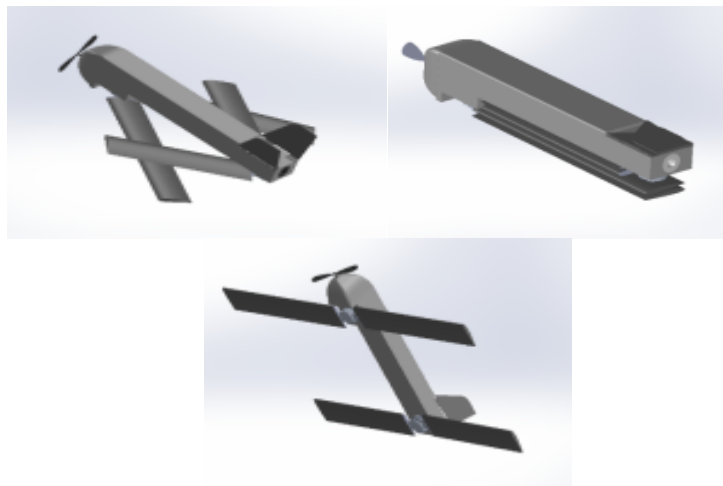
شکل ۵. مکانیزم مربوط به باز و بست کردن بال‌ها



شکل ۶. محل اتصال شاسی به بدنه و موتور



شکل ۷. نمای قطعات داخلی درون ریزپرنده



شکل ۸. مراحل بازشدن بال‌های ریزپرنده

### طراحی محفظه رهاسازی و چینش ریزپرنده‌ها در آن

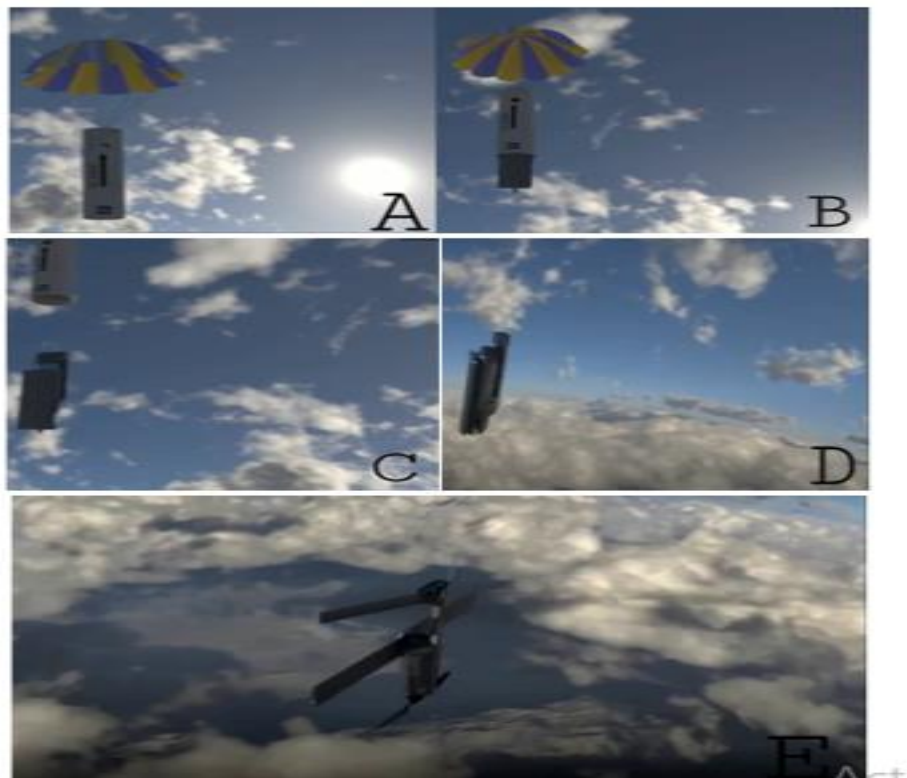
با بررسی محفظه ریزپرنده‌های موجود و الزاماتی که در طراحی مدنظر است، محفظه باید دارای ویژگی‌های زیر باشد:

۱. محفظه باید قابلیت حمل چندین ریزپرنده و سیستم رهایش آنها و نیز چتری که باعث به تعادل رسیدن محفظه می‌شود را داشته باشد.
۲. سازه و بدنه محفظه باید از قوانین آیرودینامیک تبعیت کند.
۳. در طراحی محفظه با بینشی از پایلون و لانچرهای موجود انجام شود تا حتی‌المقدور نیاز به طراحی پایلون و لانچر جدیدی نباشد.
۴. بدنه محفظه و تجهیزات داخلی آن طوری طراحی شود که بعد از هر بار رهایش و فرود بر روی زمین، قابل بازیابی و استفاده مجدد گردد.

### بررسی مدل‌های موجود سیستم رهاسازی ریزپرنده‌ها از محفظه

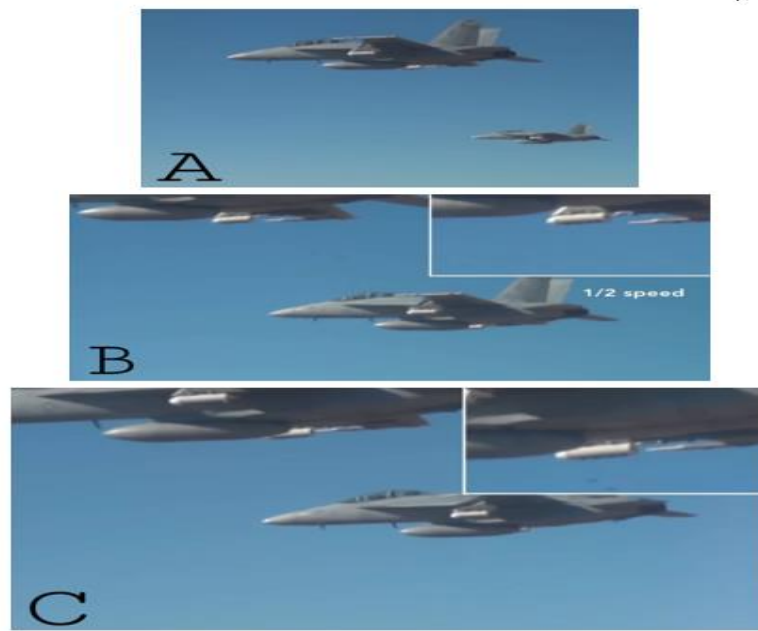
در شکل ۱۰ شماتیک رهاسازی ریزپرنده G-UAV نشان داده شده است. این ریزپرنده در حدود ۲ کیلوگرم وزن داشته و با بیشینه سرعت افقی ۴۶ متربرثانیه می‌تواند مداومت پروازی ۲۰ دقیقه‌ای داشته باشد و توسط شرکت آفاوکتور در سال ۲۰۱۹ ساخته شده است. سیستم رهاسازی این ریزپرنده به گونه‌ای است که بعد از اینکه مجموعه ریزپرنده به

همراه محفظه لوله‌ای شکل و چتر متصل به محفظه از پهپاد مادر خود رهاسازی شد، چتر بعد از چند ثانیه بعد از رهاسازی باز شده و بعد از لحظاتی فنر فشرده شده در پشت ریزپرنده آزاد می‌شود و ریزپرنده را به بیرون هدایت می‌کند. ریزپرنده بعد از بیرون آمدن از محفظه وارد فاز بازیابی شده و بال‌ها باز شده و موتور شروع به کار می‌کند.



شکل ۹. مجموعه عکس رهاسازی ریزپرنده UAV - G

سازمان همکاری‌های شانگهای، فرماندهی سیستم‌های هوایی نیروی دریایی و آزمایشگاه MIT لینکلن گروهی از ۱۰۳ ریزپرنده پردیکس را از سه فروند F/A-۱۸ Super Hornet در دریاچه‌ای از کالیفرنیا رهاسازی کردند. سیستم‌های ریزپرنده‌های Perdix به یکدیگر متصل می‌شوند و به تنهایی، بدون نیاز به مدیریت از سوی اپراتورها، پرواز دسته‌جمعی را تشکیل می‌دهند. از بین رفتن و یا خرابی یک ریزپرنده Perdix باعث نمی‌شود بقیه ریزپرنده‌ها مأموریت را متوقف کنند. این آزمایش به مدت ۶۰ دقیقه به طول انجامید. به نظر می‌رسد این آزمایش گسترده‌ترین نمونه از نحوه کارکرد این فناوری تا امروز باشد. تصاویری از این آزمایش در شکل ۱۱ آورده شده است. در این نحوه رهاسازی ریزپرنده‌ها به صورت بال‌بسته، تماما در داخل یک محفظه در کنار یکدیگر - برخلاف روش‌های قبلی رهاسازی - قرار گرفته‌اند. این ریزپرنده بدلیل داشتن پهنای بال‌های کوتاه، اگر از هواپیمای F/A-۱۸ که قادر است در ارتفاع بالا و سرعت بالا پرواز کند، رها شود، نیازی به چتر برخلاف روش‌های قبلی رهاسازی ندارد و به محض خروج از محفظه مأموریت خود را آغاز می‌کند.



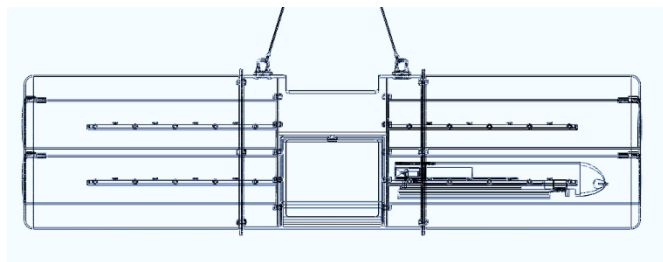
شکل ۱۰. پروژه رهاسازی ۱۰۳ ریزپرنده Predix از ارتفاع

### معرفی سیستم رهاسازی ریزپرنده‌ها از محفظه

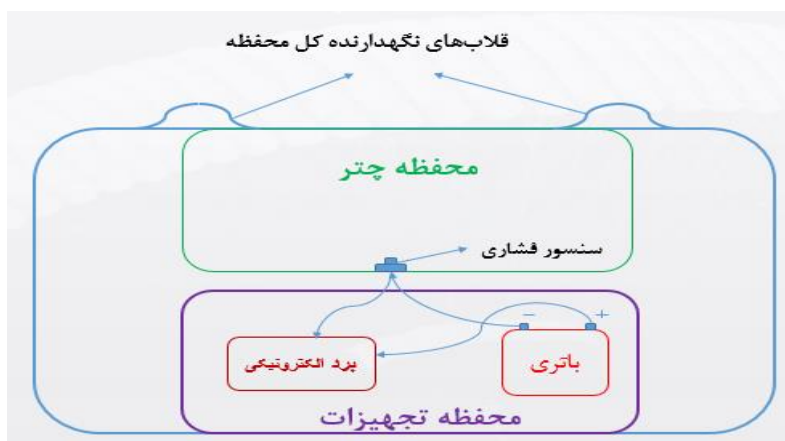
با توجه بررسی‌های صورت گرفته، سیستم رهاسازی مورد نظر در این مقاله، باید بتواند چندین ریزپرنده را با تأخیر زمانی از یکدیگر از درون محفظه طراحی شده رهاسازی کند. نکته حائز اهمیت عملکرد مستقل و خودکار این طراحی است که آن را از بقیه طراحی‌ها متمایز می‌کند. وقتی اپراتور گزینه ره‌ایش محفظه ریزپرنده‌ها را از پهنپاد مادر انتخاب می‌کند، بعد از جدایش محفظه، بازشدن چتر و به تعادل رسیدن مجموعه، این سیستم می‌تواند به صورت خودکار ریزپرنده‌ها را با برنامه‌ریزی از قبل به صورت مجزا و در خلاف جهت هم، با اندکی اختلاف زمانی از محفظه بیرون براند. در خلاف جهت هم‌بودن و اختلاف زمانی برای این منظور است که ریزپرنده‌ها در هنگام خروج از محفظه و نیز در اثر بادهای جانبی و روبرو با یکدیگر برخورد نداشته باشند.

### واکاوی سیستم رهاسازی طراحی شده

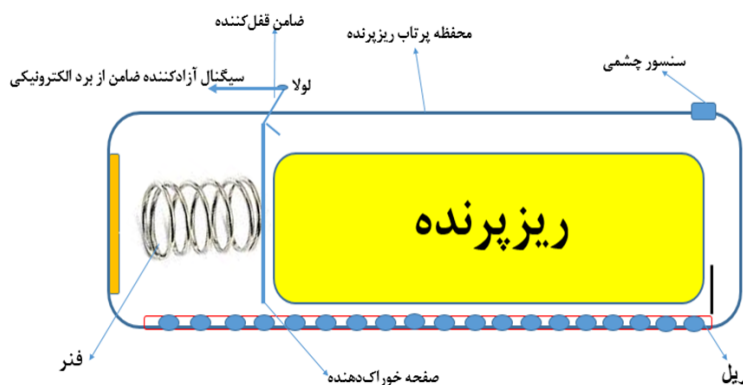
نحوه کار بدین صورت است که به محض جداشدن چتر از محفظه کل ریزپرنده‌ها، سنسور فشاری تعبیه‌شده در زیر چتر سیگنالی به برد الکترونیکی در محفظه تجهیزات ارسال می‌کند. برد الکترونیکی با تأخیر زمانی ۲ الی ۳ ثانیه که چتر نیز در این زمان فرصت بازشدن پیدا می‌کند، ضامن قفل‌کننده محفظه پرتاب ریزپرنده شماره یک را آزاد کرده و فنر فشرده‌شده پشت ریزپرنده، آن را روی ریل با سرعت از درون محفظه پرتاب بیرون می‌راند. سنسور چشمی تعبیه‌شده در انتهای محفظه پرتاب شماره یک، سیگنال خروج را به برد الکترونیکی ارسال کرده و این بار برد الکترونیکی، ریزپرنده شماره دو را که در خلاف جهت حرکت ریزپرنده شماره یک نیز می‌بایست پرتاب شود، به طریق مشابه به بیرون پرتاب کرده و این عمل تا رهاسازی تمام ریزپرنده‌ها ادامه می‌یابد. در شکل ۱۲ الی شکل ۱۴ محل قرارگیری ریزپرنده و بخش میانی محفظه کل و محفظه پرتاب هر ریزپرنده نشان داده شده است.



شکل ۱۱. ریزپرنده قرار گرفته در داخل محفظه پرتاب



شکل ۱۲. قطعات موجود در بخش میانی محفظه کل ریزپرندهها



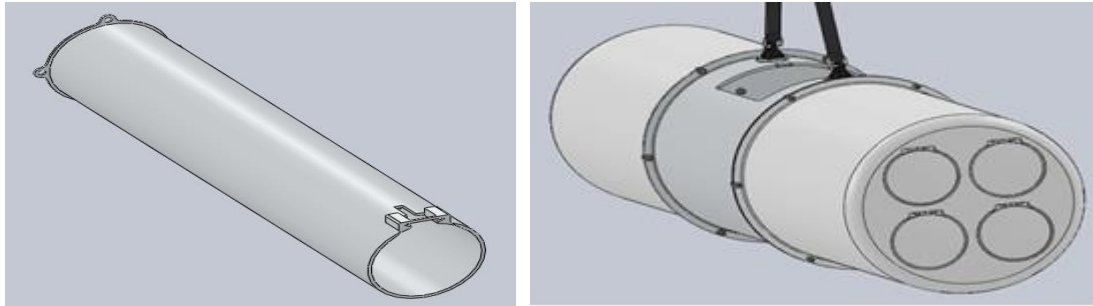
شکل ۱۳. برشی از محفظه پرتاب هر ریزپرنده

### مزایای سیستم رهاسازی طراحی شده

از مزایای این سیستم می توان به موارد زیر اشاره کرد:  
 قابلیت اطمینان این طرح بالا است.  
 با یک بار رهاسازی، می توان تعداد زیادی از ریزپرندهها را به صورت دسته جمعی برای انجام مأموریت های مختلف به کار گرفت.  
 تجهیزات مورد استفاده در این طراحی به دور از هر نوع تحریم، در کشور تولید می شود.  
 هزینه تمام شده طرح پایین است.  
 برای انجام، نیاز به فناوری های پیشرفته ندارد.  
 زمان عملیاتی کردن طرح پایین است.

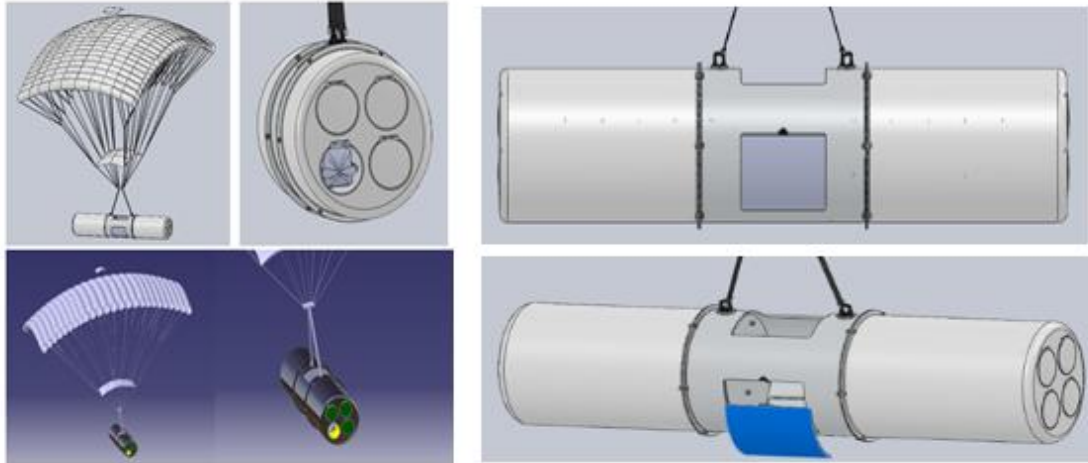
### مدل سازی هندسه محفظه پرتاب ریزپرنده

محفظه پرتاب ریزپرنده محفظه‌ای است که ریزپرنده داخل آن به حالت آماده و منتظر پرتاب توسط هوای فشرده قرار دارد. از ویژگی‌های این محفظه می‌توان به محفظه استوانه‌ای شکل با جنس بدنه فلزی به منظور مقاومت در برابر تغییر شکل ناشی از تخلیه هوای فشرده ناگهانی درون آن است. در انتهای محفظه سنسوری قرار دارد که خروج ریزپرنده را به برد الکترونیکی داخل محفظه تجهیزات اطلاع می‌دهد. نمای ابتدایی محفظه پرتاب دارای ۴ سوراخ برای پیچ‌شدن به بدنه مرکزی است. در محفظه نگهداری کل ریزپرنده‌ها تعداد ۸ عدد محفظه پرتاب ریزپرنده تعبیه شده است. در شکل ۱۵ این مدل‌سازی نشان داده شده است.



شکل ۱۴. طراحی محفظه رهاسازی ریزپرنده‌ها

محفظه نگهداری ریزپرنده‌ها شامل ۸ ریزپرنده به همراه محفظه چتر و تجهیزات رهاسازی این ریزپرنده‌ها است که با اسلوبی خاص در کنار هم چیده شده‌اند. نمونه مدل‌سازی شده این محفظه در شکل ۱۶ آمده است.



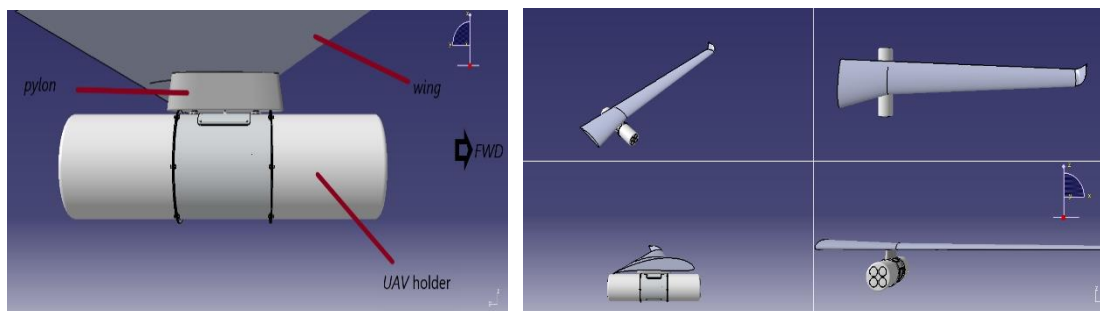
شکل ۱۵. طراحی هندسه محفظه نگهدارنده ریزپرنده‌ها و محفظه تجهیزات به همراه چتر و محفظه چتر

عملیات جدایش یک محفظه از هواپیما همواره از عملیات‌های مهم در طراحی آیرودینامیکی به حساب می‌آید. پدیده‌ی جدایش محفظه از پرنده مادر، به فرآیندی اطلاق می‌گردد که در آن یک محموله تسلیحاتی در شرایط پروازی پرنده در ارتفاع بالا، از زیر پایلون جدا شده و مسیری نسبتاً قابل پیش‌بینی را طی کند تا در نهایت از میدان جریان اطراف پرنده خارج شود. این فرآیند بسته به وزن محموله تسلیحاتی و دیگر شرایط مربوط به جریان به زیر ۲ ثانیه ختم شده و محفظه تحت نیروهای خارجی نظیر نیروی ایجکتور و نیروهای حاصل از جریان اطراف آن دارای شتاب حرکت در راستاهای مختلف می‌گردد. در این حین حرکت محموله در هر سه راستای X، Y و Z امکان‌پذیر بوده و حتی چرخش آن

در این سه راستا نیز حائز اهمیت است. منظور از ایجکتور، جزئی مهم و مورد استفاده در این فرآیند است که نیروی اولیه و نسبتاً قدرتمند لازم برای شروع حرکت محموله را ایجاد می‌کند. چنانچه از ایجکتور برای جدایش محموله استفاده نشود، کنترل محموله در زمان اولیه بسیار مشکل خواهد بود، چرا که وزن آن به تنهایی قادر به اجرای عملیات ایمن و حصول اطمینان از عدم برخورد جدایشگر به هواپیما نخواهد بود.

### معرفی هندسه

هندسه‌ی سه‌بعدی پلتفرم بال پهباد کمان ۲۲ به همراه پایلون و لانچر درون آن و نیز محفظه نگهداری ریزپرنده‌ها در شکل ۱۷ و ۱۸ در نرم‌افزار CATIA نشان داده شده است.



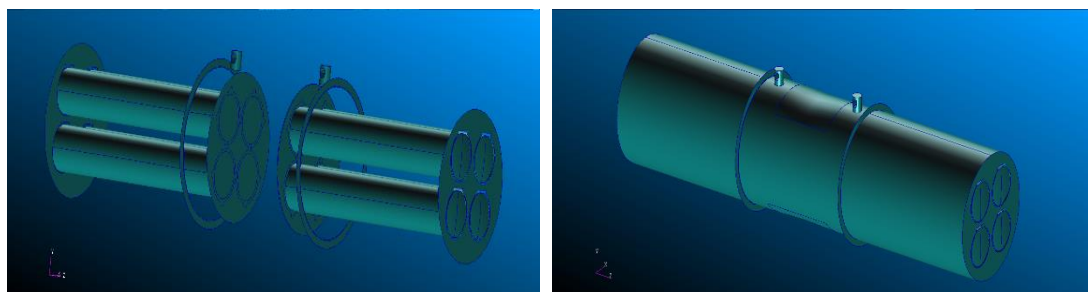
شکل ۱۶. تصاویر ۴ نما و معرفی بخش‌های مختلف هندسه طراحی شده در نرم‌افزار CATIA

### روند انجام تحلیل استاتیکی و دینامیکی

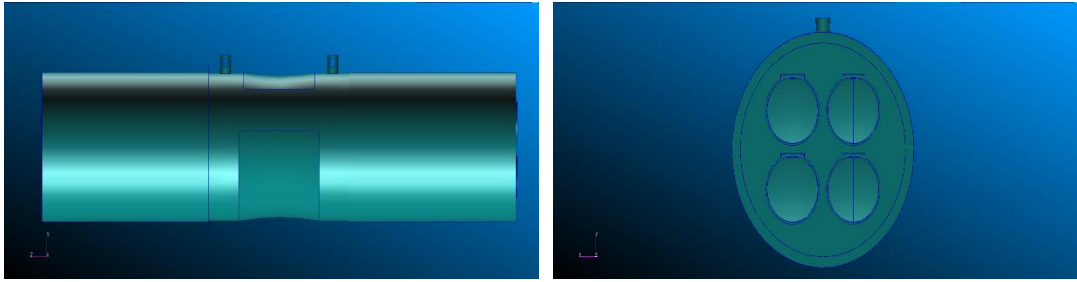
در این بخش روند انجام تحلیل‌های استاتیکی و دینامیکی بر روی محفظه نگهدارنده و همچنین بر روی بال کمان ۲۲ در نرم‌افزار MSC PATRAN ارائه خواهد شد. مراحل مختلف مانند ساده‌سازی قطعات، واردکردن قطعات در نرم‌افزار، المان‌بندی، تعیین شرایط مرزی، تعیین جنس و تنظیمات لازم در نرم‌افزار در ادامه تشریح خواهد شد.

### واردکردن قطعات در نرم‌افزار MSC PATRAN

در این بخش قطعات مدل‌سازی شده در نرم‌افزار CATIA به نرم‌افزار MSC PATRAN وارد می‌شود. برای این منظور ابتدا لازم است ساده‌سازی‌هایی روی قطعات انجام شود. برای نمونه از فیلتها و سوراخ‌های ریز صرف‌نظر شده و قطعاتی که قرار است به صورت دوبعدی المان‌بندی شوند، ضخامت در آنها حذف شده و فقط پوسته آن به نرم‌افزار وارد می‌شود. در شکل ۱۹ الی شکل ۲۲ این قطعات نشان داده شده است.



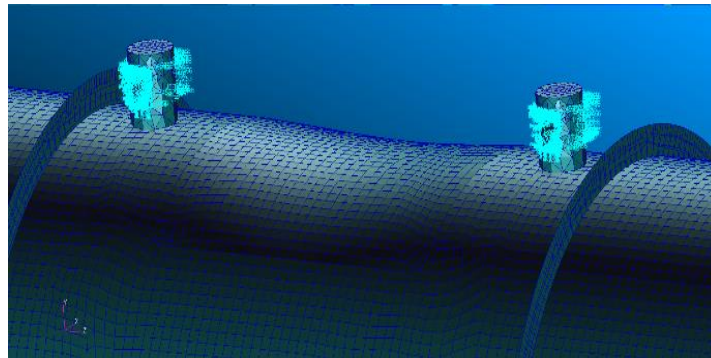
شکل ۱۷. نمای داخلی قطعات و نمای کلی محفظه نگهدارنده ریزپرنده‌ها



شکل ۱۸. نمای روبرو و نمای جانبی محفظه نگهدارنده ریزپرنده‌ها

### اعمال شرایط مرزی گیردار در نرم‌افزار MSC PATRAN

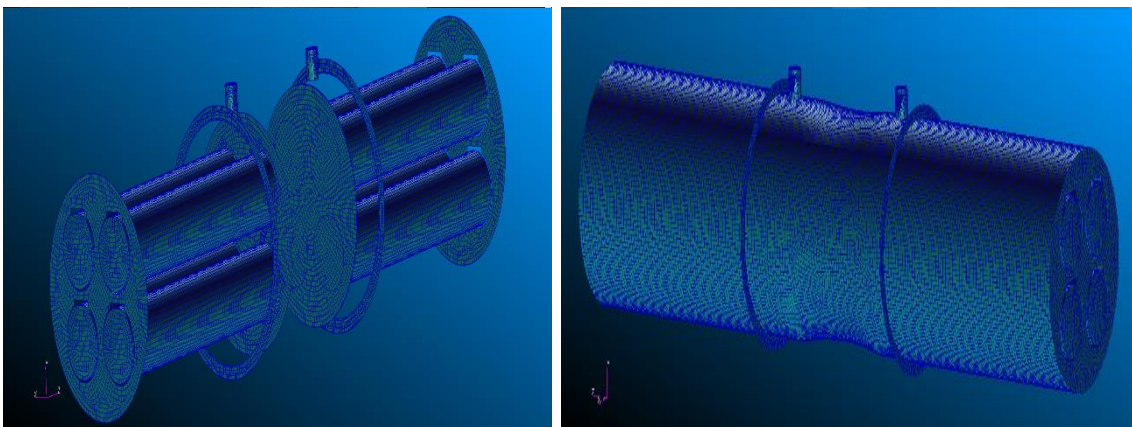
در این مقاله محل اتصال محفظه نگهدارنده ریزپرنده‌ها به پرنده مادر به صورت شرایط مرزی گیردار مدل شده است. اعمال این شرایط مرزی در نرم‌افزار MSC PATRAN در شکل ۲۳ نشان داده شده است.



شکل ۱۹. اعمال شرایط مرزی گیردار در نرم‌افزار MSC PATRAN

### المان‌بندی قطعات در نرم‌افزار MSC PATRAN

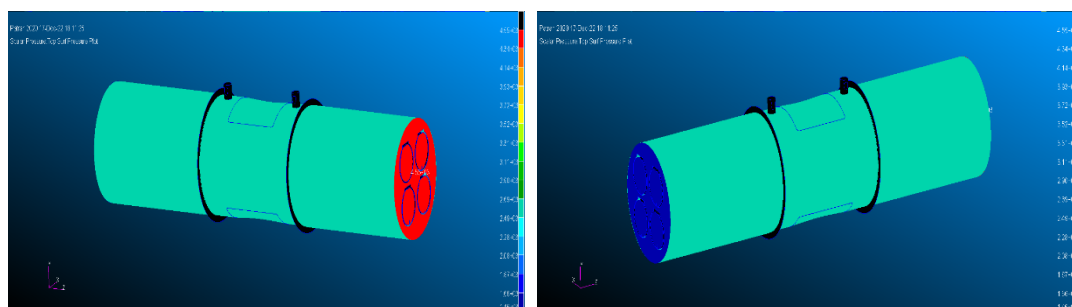
برای المان‌های دوبعدی از المان  $4$  Quad استفاده شده و برای المان‌بندی سه‌بعدی از المان  $4$  Tetra mesh استفاده شده است. مدل محفظه نگهدارنده تنها دارای تعداد ۸۱۸۸۱ گره و تعداد ۷۷۵۰۷ المان بوده و تعداد گره‌های بال به همراه محفظه ۱۷۷۸۲۳ و نیز المان‌های بال به همراه محفظه ۱۳۵۷۵۶ می‌باشد. در شکل ۲۴ و ۲۵ قطعات به صورت المان‌بندی شده در نرم‌افزار MSC PATRAN نشان داده شده است.



شکل ۲۰. نمای المان‌بندی شده محفظه نگهداری و قطعات داخلی آن در نرم‌افزار MSC PATRAN

## وارد کردن نیروهای آیرودینامیکی

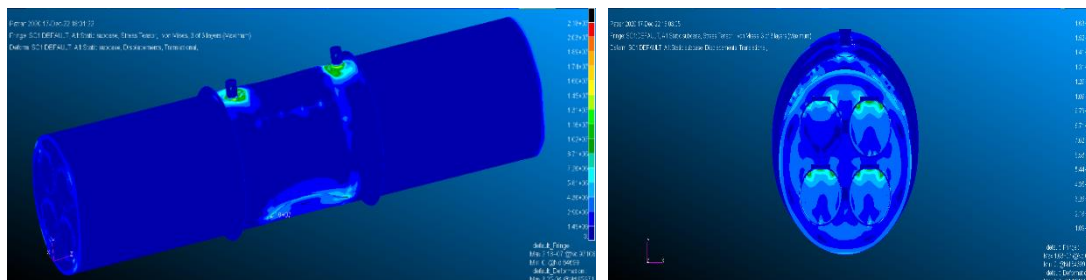
بارگذاری روی محفظه نگهدارنده شامل بارهای آیرودینامیکی و بارهای اینرسی است. بحرانی‌ترین حالت بارگذاری آیرودینامیکی محفظه نگهدارنده ریزپرنده‌ها مربوط به زاویه حمله  $7/5^+$  درجه و سرعت  $300$  کیلومتر بر ساعت بوده که ایجاد بیشترین نیروی آیرودینامیکی را خواهد کرد و از همین توزیع جریان برای تحلیل استاتیکی و مودال هندسه استفاده خواهد شد. در شکل ۲۶ کانتور فشار در نرم‌افزار MSC PATRAN نشان داده شده است.



شکل ۲۶. کانتورهای فشار در نرم‌افزار MSC PATRAN

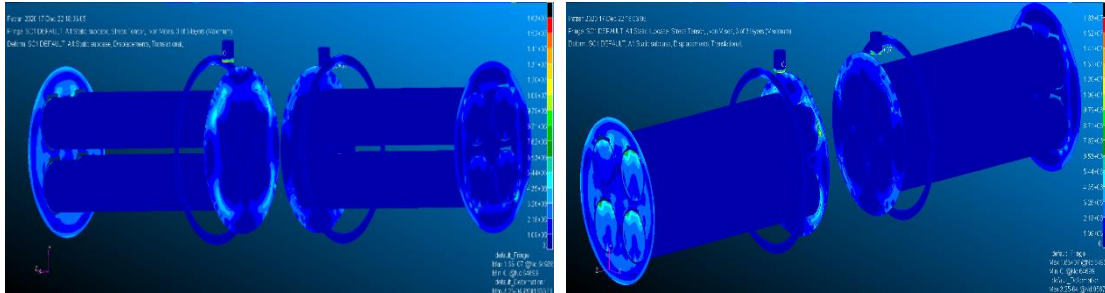
## توزیع تنش فون مایسز سیستم رهاساز بدست آمده از تحلیل استاتیکی در نرم‌افزار MSC PATRAN

در شکل ۲۷ نتایج تحلیل استاتیکی محفظه نگهدارنده در نرم‌افزار MSC PATRAN نشان داده شده است. همانطور که در این شکل‌ها مشاهده می‌شود که بیشینه تنش فون مایسز در این سازه  $21/8$  مگاپاسکال می‌باشد. در نهایت با توجه به نوع جنس انتخاب شده که آلومینیوم  $2024$  بوده و این آلیاژ می‌تواند  $400$  MPa تنش را تحمل کند، محفظه نگهدارنده طراحی شده با ضریب بار  $4$ ، دارای ضریب اطمینان  $5$  می‌باشد.



شکل ۲۷. نمایشی روبرو از تنش فون مایسز (بر حسب پاسکال) محفظه نگهدارنده ریزپرنده‌ها در نرم‌افزار MSC PATRAN

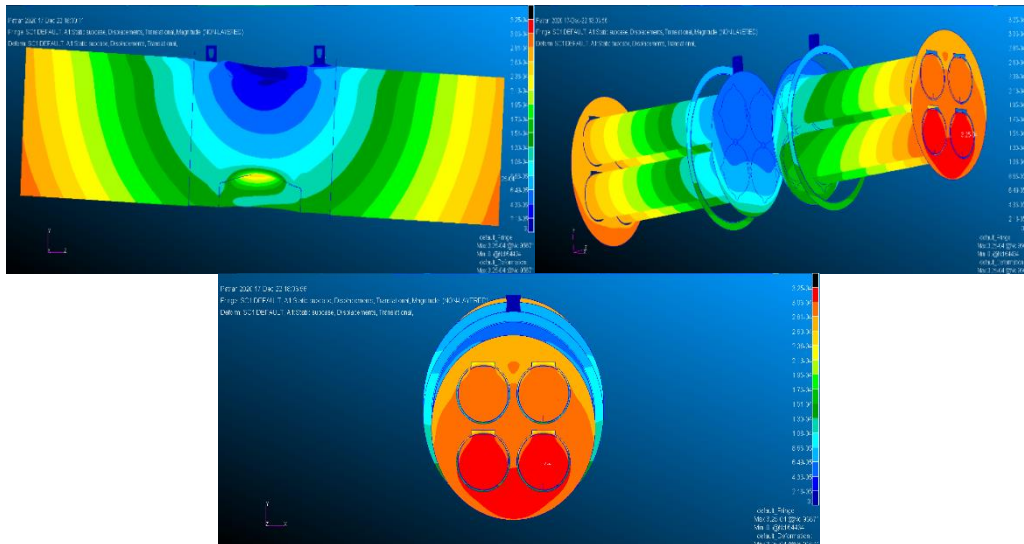
در شکل ۲۸، نتایج تحلیل استاتیکی توزیع تنش فون مایسز قطعات داخلی محفظه نگهدارنده نشان داده شده که بیشترین مقدار این تنش در نقاط قلاب بوده و مقدار آن برابر  $16/3$  مگاپاسکال می‌باشد.



شکل ۲۳. نمایی از تنش فون مایسز (بر حسب پاسکال) قطعات داخلی محفظه نگهدارنده در نرم افزار MSC PATRAN

### کانتور جابجایی سیستم رهاساز بدست آمده از تحلیل استاتیکی در نرم افزار MSC PATRAN

در شکل ۲۹ کانتور جابجایی ناشی از تحلیل استاتیکی محفظه نگهدارنده در نرم افزار MSC PATRAN نشان داده شده است. بر اساس نتایج تحت بارگذاری آیرودینامیکی و اینرسی بر روی محفظه، بیشینه مقدار جابجایی  $4-10 \times 3/25$  متر بوده که برابر  $0/3$  میلیمتر می باشد.



شکل ۲۴. کانتور جابجایی (بر حسب متر) از نمای روبرو در نرم افزار MSC PATRAN

### نتایج تحلیل مودال سیستم رهاساز

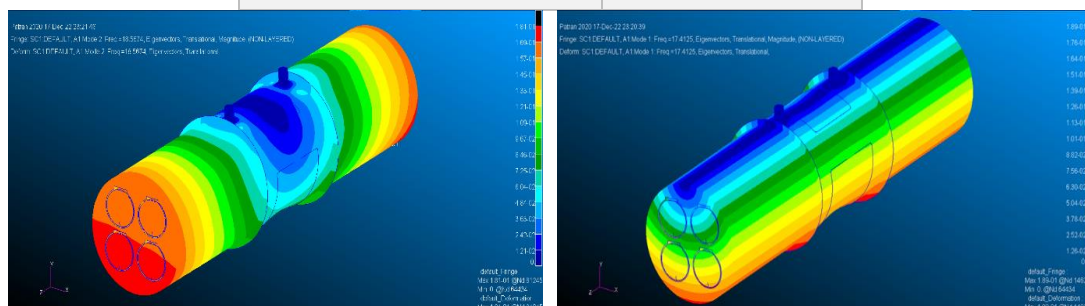
یکی از تحلیل های مهم دینامیکی برای سازه های هوایی، تحلیل مودال (ارتعاشات آزاد) می باشد. در این رو ابتدا تحلیل ارتعاشات آزاد محفظه نگهدارنده تنها، سپس تحلیل ارتعاشات آزاد بال تنها و در نهایت تحلیل ارتعاشات آزاد بال به همراه محفظه نگهدارنده ریزپرنده ها ارائه خواهد شد.

### تحلیل ارتعاشات آزاد محفظه نگهدارنده تنها

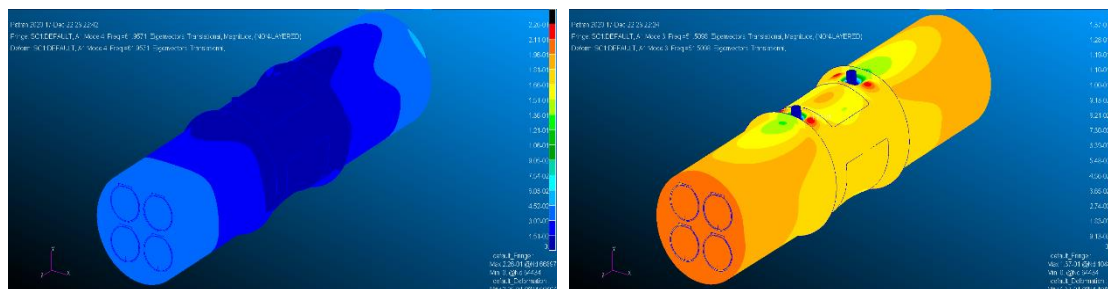
در این بخش تحلیل ارتعاشات آزاد محفظه نگهدارنده تنها ارائه خواهد شد. در جدول ۱، فرکانس های طبیعی پنج مود اول محفظه نگهدارنده آمده است. در شکل ۳۰ الی شکل ۳۴، شکل مودها و فرکانس های طبیعی حاصل از تحلیل مودال محفظه نگهدارنده تنها ارائه شده است.

جدول ۱. نتایج تحلیل ارتعاشات آزاد محفظه نگهدارنده تنها

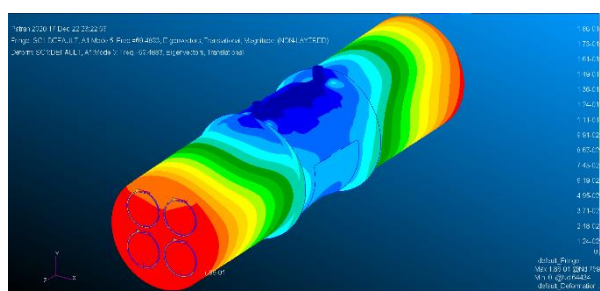
شماره مود	فرکانس طبیعی (هرتز)
مود اول	۱۷/۴
مود دوم	۱۸/۵
مود سوم	۵۱/۵
مود چهارم	۶۱/۹
مود پنجم	۶۹/۴



شکل ۲۵. شکل مود اول (سمت راست) و شکل مود دوم (سمت چپ) حاصل از تحلیل مودال محفظه نگهدارنده



شکل ۲۶. شکل مود سوم (سمت راست) و شکل مود چهارم (سمت چپ) حاصل از تحلیل مودال محفظه نگهدارنده



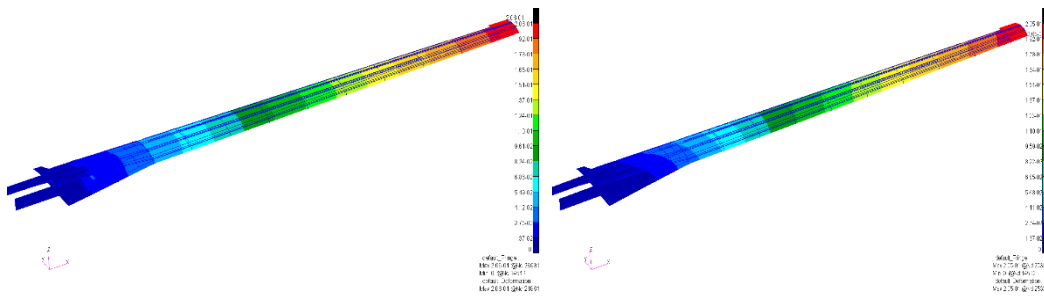
شکل ۲۷. شکل مود پنجم حاصل از تحلیل مودال محفظه نگهدارنده

### تحلیل ارتعاشات آزاد بال تنها

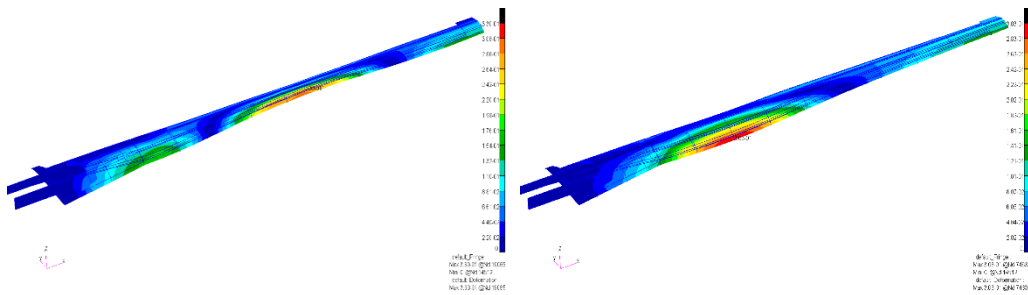
در این بخش تحلیل ارتعاشات آزاد بال تنها ارائه خواهد شد. در جدول ۲، پنج فرکانس طبیعی اول تحلیل مودال تنها نشان داده شده است. نتایج این تحلیل در شکل ۳۵ الی شکل ۳۹ نیز ارائه شده است.

جدول ۲. تحلیل ارتعاشات آزاد بال تنها در مدهای مختلف

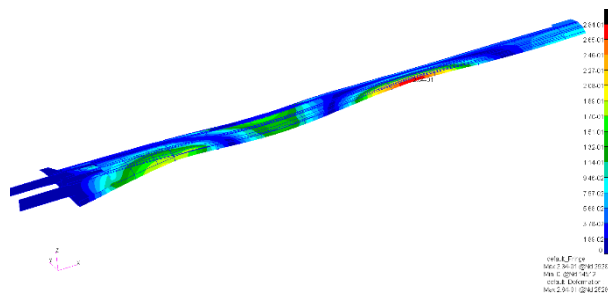
شماره مود	فرکانس طبیعی (هرتز)
مود اول	۸/۲
مود دوم	۱۷/۱
مود سوم	۴۶/۹
مود چهارم	۷۰/۶
مود پنجم	۸۱/۶



شکل ۲۸. شکل مود اول (سمت راست) و شکل مود دوم (سمت چپ) حاصل از تحلیل مودال بال تنها



شکل ۲۹. شکل مود سوم (سمت راست) و شکل مود چهارم (سمت چپ) حاصل از تحلیل مودال بال تنها



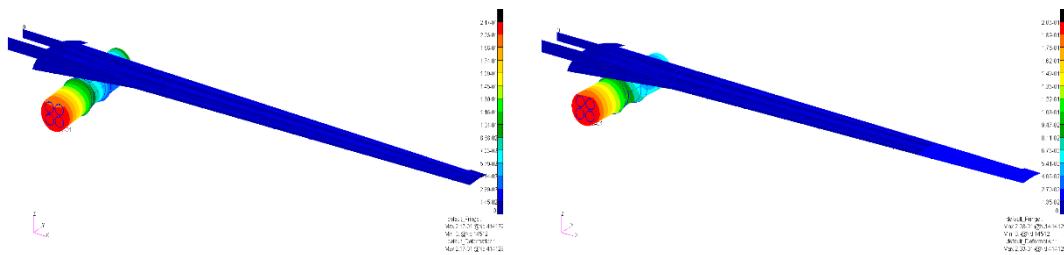
شکل ۳۰. شکل مود پنجم حاصل از تحلیل مودال بال تنها

### تحلیل ارتعاشات آزاد بال به همراه محفظه نگهدارنده

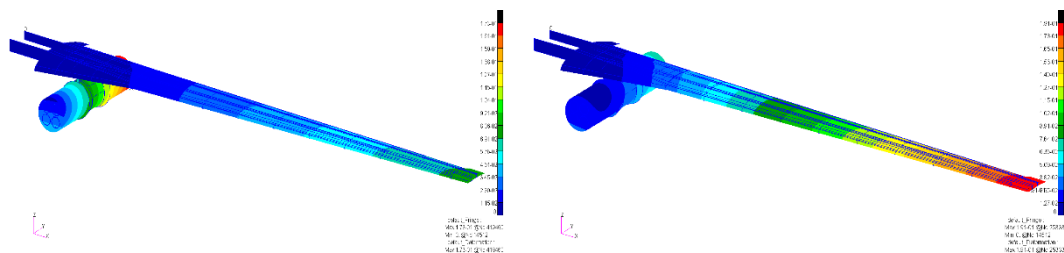
در شکل ۴۰ الی شکل ۴۴ شکل مودها و فرکانس‌های طبیعی حاصل از تحلیل مودال محفظه نگهدارنده همراه با بال ارائه شده است. در جدول ۳ تحلیل ارتعاشات آزاد بال به همراه محفظه نگهدارنده در مدهای مختلف فرکانس‌های طبیعی بال تنها در مدهای ۱ تا ۵ نشان داده شده است.

جدول 3. تحلیل ارتعاشات آزاد بال به همراه محفظه نگهدارنده در مدهای مختلف

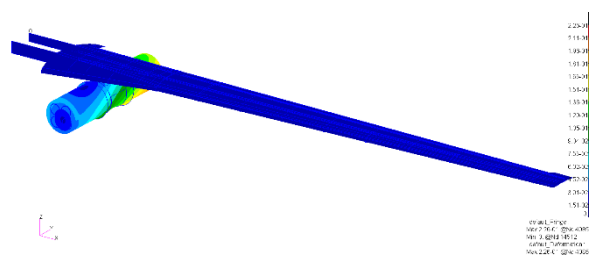
شماره مود	فرکانس طبیعی (هرتز)
مود اول	6/1
مود دوم	7/6
مود سوم	8/1
مود چهارم	9/8
مود پنجم	12/3



شکل 31. شکل مود اول (سمت راست) و شکل مود دوم (سمت چپ) حاصل از تحلیل مودال بال به همراه محفظه نگهدارنده



شکل 32. شکل مود سوم (سمت راست) و شکل مود چهارم (سمت چپ) حاصل از تحلیل مودال بال به همراه محفظه نگهدارنده



شکل 33. شکل مود پنجم حاصل از تحلیل مودال بال به همراه محفظه نگهدارنده

### نتیجه‌گیری از تحلیل مودال

در این بخش نتایج تحلیل مودال محفظه نگهدارنده تنها، بال تنها و در نهایت محفظه نگهدارنده به همراه بال با هم مقایسه خواهد شد. در جدول 4، پنج فرکانس طبیعی اول حاصل از تحلیل مودال محفظه نگهدارنده تنها، بال تنها و در نهایت محفظه نگهدارنده به همراه بال آورده شده است. جدول 4 نشان می‌دهد که طبق انتظار با اتصال محفظه نگهدارنده به بال، فرکانس طبیعی بال به شدت کاهش پیدا کرده است. چرا که محفظه نگهدارنده بیش از آنکه سفتی بال

را افزایش دهد، باعث افزایش وزن بال شده که با توجه به رابطه معکوس فرکانس طبیعی با جرم منجر به کاهش فرکانس طبیعی گردیده است.

جدول ۴. مقایسه فرکانس‌های طبیعی در سه هندسه و در ۵ مود مختلف

فرکانس طبیعی	محفظه نگهدارنده	بال پرنده مادر	بال پرنده مادر با محفظه نگهدارنده
مود ۱	۱۷/۴	۸/۲	۶/۱
مود ۲	۱۸/۵	۱۷/۱	۷/۶
مود ۳	۵۱/۵	۴۶/۹	۸/۱
مود ۴	۶۱/۹	۷۰/۶	۹/۸
مود ۵	۶۹/۴	۸۱/۶	۱۲/۳

### نتیجه‌گیری نهایی

در این مقاله، ابتدا با بررسی و مطالعه ریزپرنده‌ها، ریزپرنده امید انتخاب گردید، سپس برای طراحی محفظه نگهدارنده و جانمایی ریزپرنده‌ها، محفظه استولنه‌ای با قابلیت پرتاب چهار ریزپرنده از هر طرف طراحی شد. مکانیزمی که بتواند ریزپرنده‌ها را داخل محفظه بیرون براند، مطالعات و بررسی‌های لازم صورت پذیرفت و در نهایت یک سیستم الکترومکانیکی طراحی گردید. در مرحله بعد با انتخاب پهپاد کمان ۲۲ به عنوان پرنده مادر، نحوه نصب محفظه نگهدارنده به پرنده مادر با انتخاب سیستم رهاساز BRU-۱۲/A انجام گرفت. سپس مدلسازی محفظه نگهدارنده، پیلون و سیستم رهاساز به همراه بال پرنده مادر در نرم‌افزار CATIA انجام گرفت. برای تحلیل استاتیکی و مودال از نرم‌افزار المان محدود MSC PATRAN/NASTRAN استفاده شد. برای انجام تحلیل، در ابتدا کلیه قطعات وارد نرم‌افزار MSC PATRAN شده، سپس با تعریف خواص مواد بکار رفته، المان‌بندی کلیه قطعات، تعریف شرایط مرزی، اعمال بارگذاری آیرودینامیکی و اینرسی و تنظیمات لازم برای تحلیل، فایل مورد نظر برای تحلیل آماده شد. سپس با استفاده از نرم‌افزار MSC NASTRAN تحلیل استاتیکی و مودال انجام و سپس نتایج در نرم‌افزار MSC PATRAN بازخوانی شد. نتایج حاصل از تحلیل استاتیکی و مودال نشان می‌دهد که:

- ۱) محفظه نگهدارنده طراحی شده با ضریب اطمینان ۵ قادر است نیروهای وارد شده به خود را حتی تا شتاب  $4g$  که بیشینه شتاب مانوری هواپیمای کمان ۲۲ است، تحمل کند.
- ۲) بیشینه جابجایی محفظه نگهدارنده تحت بارگذاری آیرودینامیکی و اینرسی برابر  $4-10 \times 3/25$  متر یا حدوداً برابر  $0/3$  میلی‌متر می‌باشد که مقدار بسیار ناچیزی است.
- ۳) با اتصال محفظه نگهدارنده به بال، فرکانس طبیعی بال به شدت کاهش پیدا کرده است که می‌بایست با مقایسه فرکانس‌های طبیعی سازه با فرکانس‌های تحریک موتور، احتمال وقوع پدیده تشدید بررسی شود.

### منابع

- [۱] Liang Gao, Changle Li, Hongzhe Jin, Yanhe Zhu, Jie hao and Hegao Cai. Aerodynamic Characteristics of a Novel Catapult Launched Morphing Tandem-Wing Unmanned Aerial Vehicle. Advances in Mechanical Engineering ۲۰۱۷, vol. ۹.
- [۲] Tony S. Tao, Design and Development of a High-Altitude, In-Flight-Deployable Micro-UAV. Submitted to the Department of Aeronautics and Astronautics on May ۲۴, ۲۰۱۲ in partial fulfillment of the requirements for the degree of Master of Science in Aeronautics and Astronautics at the Massachusetts Institute of Technology. May ۲۰۱۲
- [۳] UAV Global. BAE Systems/Sensintel Coyote.

## ***Design and static and modal analysis of the microUAV housing***

**1<sup>st</sup> jaber ghorbani <sup>2</sup>and Mostafa livani**

### **Abstract:**

Perhaps one of the most interesting military plans that have been implemented so far can be attributed to drones. Drones with a wingspan of less than 100 mm and a weight of less than 100 grams are considered microUAV. Designing a system that can propel microUAV from an airborne platform could revolutionize future warfare. A new concept has emerged in mass flight, which brings to mind the release of a large number of small birds from an airborne platform, similar to an aircraft carrier in the air.

In this article, first the desired microbird was selected, then the necessary studies and investigations were carried out for the design of the holding chamber and the placement of the number and arrangement of the microbirds, as well as the mechanism that can take the microbirds out of the chamber, and the design of this stage was finalized. In the step after selecting the mother bird, the way of installing the holding chamber to the mother bird was done by selecting the release system. Then the modeling of the holding chamber, pylon and release system along with the mother bird's wing was done in CATIA software. MSC PATRAN/NASTRAN software was used for static analysis and modal analysis. For this purpose, 3D models were first simplified in CATIA software. Next, all parts were entered into the MSC PATRAN software. Defining the properties of used materials, elementing, defining boundary conditions, aerodynamic and inertial loading, checking connections and making necessary adjustments are the next steps of static and modal analysis. Finally, static and modal analyzes are performed in MSC NASTRAN software and the results are read in MSC PATRAN software.

The results of static and modal analysis show that the holding chamber designed with a reliability factor of 1.5 is able to withstand the forces applied to it. The maximum displacement of the holding chamber under aerodynamic and inertial loading is equal to 0.0015 meters. Also, by connecting the holding chamber to the wing, the natural frequency of the wing has been greatly reduced.

**Keywords :** MicroUAV, Launcher, Release mechanis, MSC PATRAN/NASTRAN