

# ارائه فرآیند طراحی و ساخت کنست آرتا در مسابقات بین المللی کنست ایران

امیرحسین آدمی<sup>۱\*</sup>، مهران نصرت الهی<sup>۲</sup>، حانیه اسحاق نیا<sup>۳</sup>، سجاد خیرخواه<sup>۴</sup>، شیوا امامی<sup>۵</sup>، سیدعلی سعادتدار<sup>۶</sup>، نرگس افسری<sup>۷</sup>، خشایار مشهدی<sup>۸</sup> و منصور حضوری<sup>۹</sup>

۱-۹- مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

\*تهران، کد پستی: ۱۴۳/۱۴۶۶۵

aha.aerospace@aut.ac.ir

طراحی کنست که یک مقیاس ساده و کوچک از یک ماهواره است، تجربه‌ای برای آمادگی جهت طراحی چرخه عمر پروژه‌های فضایی می‌باشد. در مقاله حاضر فرآیند طراحی و ساخت کنست آرتا که در کلاس علمی-اکتشافی مسابقات بین‌المللی کنست ایران شرکت نمود، به تحریر درآمده است. سناریوی عملیات بدین شرح است که یک سامانه پویسگر خودکار، پس از رهاش از ارتفاع ۳۰۰ متری سطح زمین، با استفاده از یک زیرسیستم بازیابی (چتر) که سرعت نزول و موقعیت فرود آن توسط سیستم کنترلر چتر، کنترل می‌شود، فرود می‌آید. در حین نزول داده‌برداری به وسیله حسگرها صورت گرفته و به ایستگاه زمینی ارسال می‌گردد. پس از تماس با زمین سیستم جدایش آن عمل کرده و چتر را از بخش سطح‌نورد جدا می‌نماید؛ سپس کنست با پیمایش بر روی زمین با استفاده از بخش نمونه‌بردار تعبیه شده در زیر سازه، خاک‌برداری را در حین حرکت به سمت نقطه هدف انجام می‌دهد؛ در تمام طول مأموریت سلامت کامل محموله زیستی حفظ می‌گردد.

واژه‌های کلیدی: کنست، ماهواره، چتر، سطح‌نورد، اتوپابلوت، موتور الکتریکی، طراحی سیستمی، ایستگاه زمینی، دوربین

فضایی کوچک است که در ابعاد حدود یک قوطی نوشیدنی، با جرم محدود و شرایطی مشابه یک پروژه فضایی اما در مقیاس کوچکتر از هر نظر طراحی و ساخته می‌شود. مهمترین چالش در طراحی کنست، جانمایی تمام زیرسیستم‌های اصلی یک ماهواره مانند سیستم توان، حسگرها و یک سیستم ارتباطی در این حجم می‌باشد. کنست را می‌توان به عنوان تجربه‌ای در طراحی چرخه عمر یک فضاپیما در مقیاس کوچک در نظر گرفت. همچنین، مواردی شامل ارائه طراحی جزئیات در سطوح قطعه، ماژول، زیرسامانه و سامانه، ارائه ارتباطات طراحی شده بین اجزا، ارائه نتایج آزمون‌های کیفی عملکردی اجزا و زیرسامانه‌ها، ارائه ویژگی‌های محصول توسعه داده شده بر مبنای مشخصات طراحی و نتایج آزمون‌ها، ارائه جزئیات و قابلیت‌های

## علائم و اختصارات

$E$	انرژی ذخیره شده در سیم
$H$	حرارت منتقل شده به محیط
$W$	انرژی تولید شده توسط منبع
$C_w$	ظرفیت حرارتی سیم

## مقدمه

کنست از دو واژه کن<sup>۴</sup> به معنای قوطی و ست<sup>۵</sup> که مخفف ماهواره می‌باشد، ساخته شده است. در حقیقت کنست یک ماهواره یا کاوشگر

داده‌ها به ایستگاه زمینی باید انجام پذیرد. در حین فرود و به خصوص پس از فرود باید یکپارچگی سازه و سلامت محموله‌زیستی حفظ شده و وسیله قادر به ادامه عملیات نیز باشد. پس از فرود، سیستم‌های جدایش باید عمل کرده و چتر را از وسیله جدا سازد تا کنست بتواند به ادامه مسیر خود بپردازد. کنست باید پس از گذشت ۵ ثانیه از زمان فرود خود، شروع به حرکت نماید. در ادامه، با استفاده از سیستمی که برای آن تعبیه شده از محل فرود خود خاک‌برداری کرده و سپس باید آن را به داخل محفظه کنست انتقال داده و ذخیره نماید. پس از برداشت خاک، سیستم به سمت موقعیت پایان حرکت و در آنجا توقف می‌نماید. در نهایت با ارسال پالس به گروه جستجو و بازیابی، مأموریت آن به پایان می‌رسد. این نکته قابل ذکر است که تمام فعالیت‌های کنست به صورت خودکار بوده و وسیله هیچ دستوری را از ایستگاه زمینی دریافت نمی‌کند. پروفیل مأموریتی کنست آرتا به طور خلاصه در شکل ۱ ارائه شده است.



شکل ۱- پروفیل مأموریتی کنست آرتا

به طور کلی کنست آرتا به دو بخش هوایی (کنترل چتر) و زمینی (سطح‌نورد) تقسیم می‌شود. بخش هوایی کنست شامل زیرسیستم‌هایی نظیر چتر، کنترلر چتر، زیرسیستم موتور و گیربکس، تأمین توان، زیرسیستم سازه، زیرسیستم تله‌متری، اتوپیلوت، زیرسیستم رهایش و داده‌برداری متمرکز می‌باشد. در بخش سطح‌نورد، زیرسیستم‌هایی چون زیرسیستم موتور و گیربکس، تأمین توان، اتوپیلوت، زیرسیستم نمونه‌برداری، زیرسیستم سازه، زیرسیستم تله‌متری و داده‌برداری دخیل هستند. همان‌طور که مشخص است دو بخش کنست دارای زیرسیستم‌های مشترکی می‌باشد که برای کاهش جرم و ابعاد باید بتواند در هر دو فاز هوایی و زمینی وظیفه خود را به خوبی انجام دهند.

به طور خلاصه می‌توان زیرسیستم‌های مورد نیاز در کنست را به صورت زیر ارائه نمود:

- ۱) زیرسیستم بازیابی
- ۲) زیرسیستم ایستگاه زمینی و تله‌متری
- ۳) زیرسیستم تصویربرداری و ارسال تصویر

ایستگاه زمینی، ارائه چک‌لیست عملیات پرتاب تا بازیابی اطلاعات، سامانه و ارائه گزارش بودجه‌بندی مالی، نیروی انسانی و برنامه زمانی نیز قابل بیان است. امروزه در مأموریت‌های تعریف شده برای کنست نه تنها داده‌های جوی (فشار، رطوبت، دما و غیره) دریافت می‌شوند، بلکه می‌توانند شامل گرفتن تصاویری برای پردازش نیز باشند که اطلاعات مفیدی را در رابطه با زمین فرود، نوع خاک، پوشش گیاهی و غیره به دست دهند [۱-۳].

در این مقاله، به ارائه روند طراحی، ساخت و تست کنست «آرتا» که موفق به کسب رتبه نخست در هفتمین دوره ملی و اولین دوره مسابقات بین‌المللی کنست ایران شده، پرداخته می‌شود تا به عنوان یک راهنما برای علاقه‌مندان به این حوزه و دانشجویان در سال‌های آتی قرار گیرد.

## الزامات مأموریتی

الزامات مأموریتی در زیر لیست شده است:

- سلامت کامل محموله زیستی، سیستم‌های الکترونیکی (قابلیت ادامه مأموریت) و سایر بخش‌های کنست پس از فرود و پس از رسیدن به هدف
- جدایش موفق سطح‌نورد پس از نشستن بر روی زمین از چتر برداشت و حمل حداقل ۵۰ گرم خاک از محل فرود
- صحت ارتباط مخابراتی بین کنست و ایستگاه زمینی در حین فرود و حرکت زمینی
- تحویل داده‌های سنجش وضعیت داخل محموله زیستی شامل دما، فشار و غیره و داده‌های وضعیت سمتی و نمایش آنی آن‌ها در ایستگاه زمینی
- تهیه تصویر یا ویدئو از محموله توسط بخش پشتیبان پس از انجام جدایش تا هنگام رسیدن به هدف
- ارسال سیگنال نجات پس از رسیدن به هدف

## توصیف دقیق سناریوی عملیات، الزامات

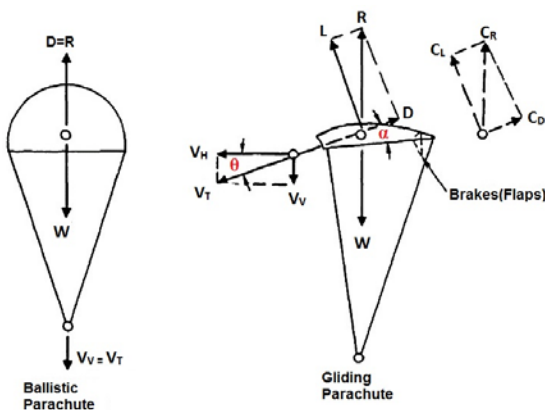
### عملیاتی و پروفیل مأموریتی

شبیه‌سازی یک سامانه پوششگر خودکار (کنست) در حال فرود در مأموریت علمی- اکتشافی بر روی زمین انجام می‌پذیرد. در این مأموریت رهاسازی کنست از ارتفاع ۳۰۰ متری انجام شده است. کنترل سرعت وسیله توسط چتر که خود چتر نیز توسط سیستمی جهت فرود دقیق کنترل می‌شود، صورت می‌پذیرد. به گونه‌ای که حداکثر سرعت نزول وسیله باید ۵ متر بر ثانیه باشد. داده‌برداری در زمان سقوط توسط حسگرهایی چون حسگر فشار، دما، رطوبت، GPS و غیره و به صورت ثبت داده‌ها در حافظه خارجی و سپس ارسال

- ۱- شکل مدور تخت
- ۲- کروی یا نیم کره
- ۳- چترهای هدایت پذیر

تنها برخی از چترها قابلیت هدایت دارند. تفاوت چترهای گلایدکننده با چترهای بالستیک در تقارن آن‌ها حول محور خود می‌باشد. در نتیجه می‌توان بخش‌های راست، چپ، جلو و عقب را در سطح تقارن چتر تعریف کرد. نسخه‌های قابل هدایت نیازمند کنترل کننده جهت دستی می‌باشند که معمولاً از طریق سیم‌های تعلیق یا از طریق خطوط مجزای کنترلی انجام می‌پذیرد. پلتفرم این دسته از چترها توسط کانوپی‌هایی از نوع ایرفویل‌های برش خورده و بال‌ها شکل گرفته است. استفاده از پلتفرم با شکلی شبیه به بال از جنس موادی با تخلخل کم منجر به ایجاد کانوپی صاف‌تر به صورت تک یا دو-غشایی شده است. این چتر از انواع دو-غشایی با مقطع ایرفویل برش خورده است. نیروی کنترلی و حرکات خطوط کنترلی، تا حد زیادی با نوع چتر متناسب بوده و شامل چهار تا شش در صد نیروی آیرودینامیکی است که تماماً بر کانوپی اثر می‌گذارد [۴-۶].

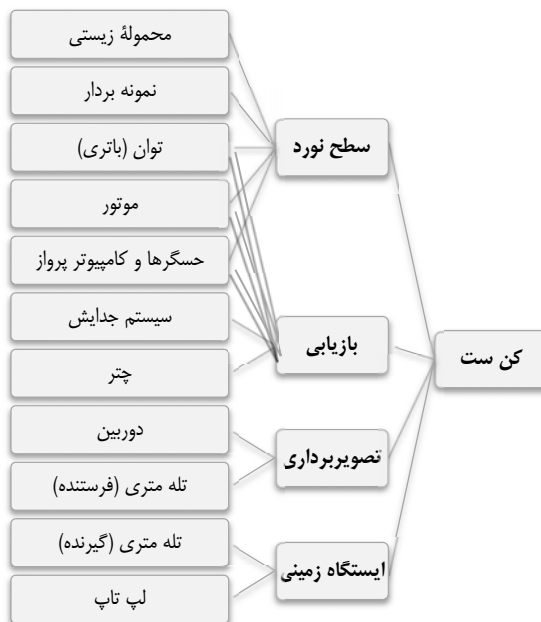
در این پروژه از اهداف اصلی تیم و پروژه، کنترل سرعت سقوط می‌باشد. از سویی دیگر، به علت وجود قید نرخ سرعت نزول، نیازمند بیشترین میزان کاهش سرعت بوده تا در طی مسیر نزول، داده‌برداری مناسب صورت گیرد. همچنین، فرود باید با حداقل سرعت انجام پذیرد تا به محموله و کاوشگر آسیبی وارد نشود. از این‌رو، در بین راهکارهای معرفی شده، استفاده از چتر تخت شیاردار در میان گزینه‌ها به علت کاهش سرعت کمتر کنار گذاشته می‌شود. در بین روش‌های باقی‌مانده، بر این اساس که حداکثر کاهش سرعت مورد نیاز بوده و از طرفی تیم آرتا به دنبال قابلیت کنترل فرآیند نزول به منظور تعیین محل فرود و نیز کنترل پرو سه می‌باشد، استفاده از مدل‌هایی با قابلیت گلاید و مشخصاً از نوع پارافویل رم‌ایر مورد انتخاب قرار گرفت. شماتیک از دو نوع چتر استاتیک و رم‌ایر در شکل ۳ به تصویر کشیده شده است.



شکل ۳- شماتیک چتر استاتیک و رم‌ایر

#### ۴) زیرسیستم سطح‌نورد

هر یک از این زیرسیستم‌ها خود متشکل از المان‌ها و قطعات مختلفی است که در ادامه تشریح می‌شود [۴-۵]. بلوک دیاگرام زیرسیستم‌ها را می‌توان در شکل ۲ مشاهده نمود.

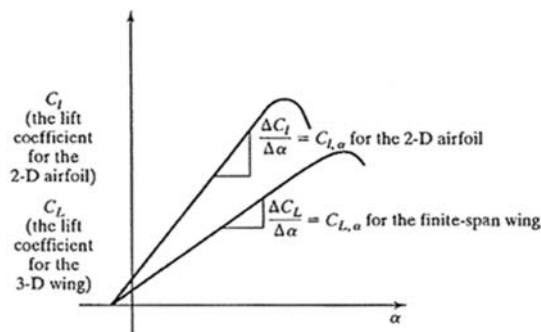


شکل ۲- بلوک دیاگرام زیرسیستم‌ها و اجزای کن ست

#### زیرسیستم بازیابی

این زیرسیستم شامل چتر، کنترلر چتر، اتوپیلوت و سامانه جدایش می‌باشد. چتر نجات از جمله گروه‌های اصلی و سایل آیرودینامیکی بازشونده به منظور کاهش سرعت و شتاب می‌باشد. طراحی نوع چتر بستگی به شکل کانوپی، پلتفرم آن و دیگر ویژگی‌های مرتبط دارد. طراحی‌های متفاوت، چترهای نجات را به چند دسته اصلی تقسیم می‌نماید. انواع چترها از طریق ویژگی‌های منحصربه‌فرد ساختاری به پایداری عالی، قیمت تمام‌شده کم، عملکرد پروازی مناسب و غیره دست پیدا می‌کنند. شکل یک چتر نجات هنگام باز شدن و تعداد و نحوه قرارگیری خطوط تعلیق ممکن است در انواع چترها متفاوت باشد، ولی همه آن‌ها حول یک محور مرکزی یا حداقل حول یک صفحه از محورهای سیستم، دارای تقارن می‌باشند. در مبحث پروژه حاضر، چندین روش در راستای اجرای فرآیند بازیابی کاوشگر، محتمل به نظر می‌آید. از آنجاکه عملیات پرتاب از ارتفاع مشخص انجام خواهد شد و نرخ نزول از جمله قیود طراحی می‌باشد. بنابراین، بر اساس قیود قادر به انتخاب نوع چتر و روش مورد استفاده خواهیم بود. در ادامه این روش‌ها ارائه شده است. یک نوع دسته‌بندی چترها عبارت است از:

یک جریان مستقیم می‌شود. در جریان سه‌بعدی در اثر تغییرات جریان مستقیم، شاهد ایجاد جریان‌های گردابه‌ای خواهیم بود. این جریان‌های گردابه‌ای در اثر چرخش منجر به ایجاد نیرویی رو به پایین و اثر کج‌شدگی پَر روی کانوپی می‌شوند که باعث کاهش زاویه حمله می‌شود. در نتیجه این امر، مساحت قسمتی از کانوپی که نیروی برآ ایجاد می‌کند، کمتر از مساحت معادل در همان زاویه حمله در دو بعد خواهد بود. علاوه‌براین موضوع، جریان‌های گردابه‌ای منجر به تولید مقداری نیروی پسا، مازاد بر حالت دوبعدی می‌شوند. طبق روابط مرجع و نموداری که در زیر آمده است، مجموع تأثیرات تغییر ضرایب برآ و پسا به صورت توأم در ضریب  $C_r$  به صورت شکل ۵ است.



شکل ۵- تغییرات ضریب برآ نسبت به زاویه حمله در دو بعد

مطابق با نمودار فوق و اطلاعات موجود در مراجع [۹-۱۰]

خواهیم داشت:

$$C_{L3D} = 0.9 \times C_{L2D} \quad (۶)$$

همچنین، اعمال افزایش نیروی پسا نا شی از جریان گردابه‌ای در سه بعد، ضریب  $C_r$  به صورت معادله (۷) خواهد بود.

$$C_{r3D} = 0.85 \times C_{r2D} \quad (۷)$$

با استفاده از این ضریب تغییر و روابط ارائه شده برای چتر رم‌ایر خواهیم داشت:

$$S_{2D} = \frac{2 \times w}{v^3 \times \rho \times C_{r2D}} \quad (۸)$$

$$S_{3D} = \frac{2 \times w}{v^3 \times \rho \times 0.85 \times C_{r2D}} = 1.17 S_{2D} \quad (۹)$$

با در نظر گرفتن یک ضریب اطمینان در طراحی، ساخت و غیره به منظور به دست آوردن مساحت سه‌بعدی، مساحت دوبعدی را در ضریب ۱٫۲ ضرب می‌نماییم [۹-۱۰].

با علم به این موضوع، با در اختیار داشتن مقدار ضریب  $C_r$ ، مساحت کانوپی محاسبه شد. طبق رابطه سرعت نزول، مساحت تصویر کانوپی در حالت دوبعدی برابر  $۶۷۷۵/۲$  سانتی‌متر مربع می‌شود. به علت ساده‌سازی‌های صورت‌گرفته و مطابق با

برخلاف چترهای معمولی که تنها دارای سرعت عمودی حرکت هستند، این نوع چتر دارای سرعت در دو راستای افقی و عمودی است. این مقدار سرعت، تابع متغیرهای چتر از جمله مساحت کانوپی و غیره می‌باشد که از معادلات ۱ تا ۵ به دست خواهد آمد. روابط چتر رم‌ایر در ذیل آورده شده است [۷]:

$$C_R = \sqrt{C_L^2 + C_D^2} \quad (۱)$$

$$V_T = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \cdot \sqrt{\frac{1}{C_R}} \quad (۲)$$

سرعت افقی برطبق معادله (۳) به صورت،

$$\text{Horizontal Velocity } V_H = V_T \cdot \cos \theta \quad (۳)$$

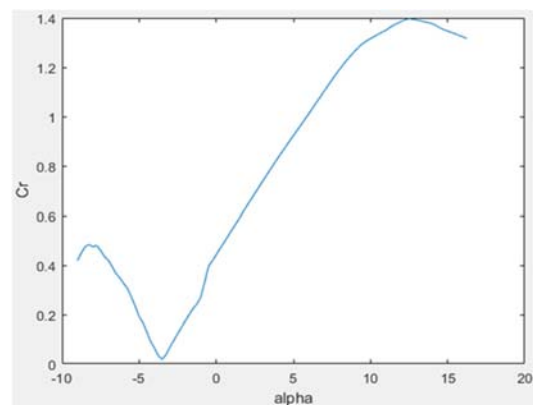
تعریف می‌شود. همچنین، معادله (۴) سرعت عمودی را ارائه می‌دهد:

$$\text{Vertical Velocity } V_V = V_T \cdot \sin \theta \quad (۴)$$

نسبت گلاید، معادل خواهد بود با:

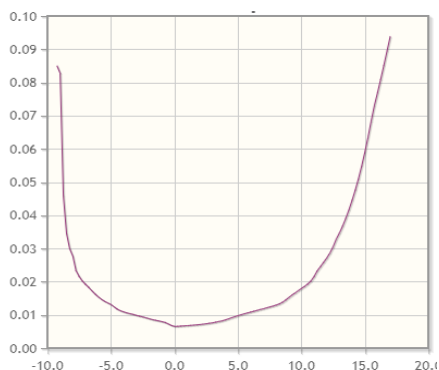
$$\text{Glide Ratio} = \frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} \times \frac{V_H}{V_V} \quad (۵)$$

با توجه به هدف پروژه که بهینه‌سازی چتر از نظر مساحت به منظور کاهش وزن و غیره است، محاسبه ضریب  $C_r$  برای ایرفویل در زوایای حمله متفاوت که از زوایای منفی تا زاویه حمله استال را شامل می‌شود، با استفاده از یک کد متلب انجام گرفته است. از آنجاکه باید حاصل ضرب مساحت کانوپی در  $C_r$  مقدار ثابتی باشد، با کمینه شدن مقدار مساحت باید مقدار ضریب  $C_r$  بیشینه شود. این عمل طبق شکل ۴ در زاویه حمله ۱۲٫۵ درجه با مقدار ۱٫۳۹۶ رخ می‌دهد [۸].

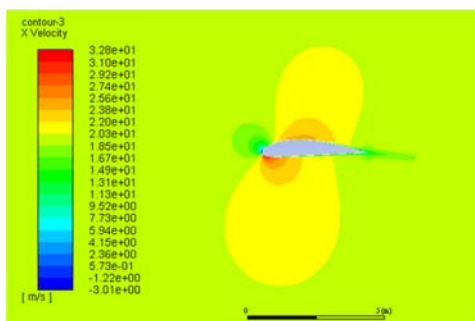


شکل ۴- نمودار ضریب  $C_L$  و زاویه حمله ایرفویل

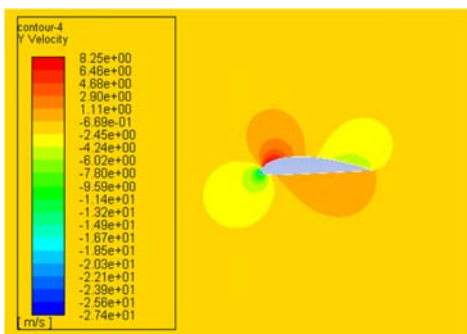
اغلب اطلاعات مربوط به ضرایب آیرودینامیکی معمولاً برای حالت دوبعدی ارائه می‌شوند. برای یک بال (در این طراحی، کانوپی چتر بعد از باز شدن کامل، مانند بال رفتار خواهد کرد) که نیروی برآ تولید می‌کند، تفاوت فشار در سطح فوقانی و تحتانی آن منجر به تولید



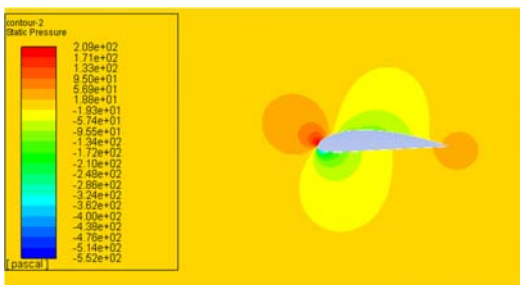
ادامه شکل ۷- مقایسه نمودار ضریب درگ بازنویسی شده (بالا) با اطلاعات منتشر شده (پایین) توسط مرجع [۸]



شکل ۸- کانتور سرعت در راستای X

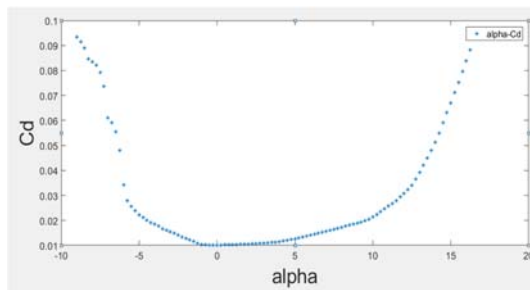


شکل ۹- کانتور سرعت در راستای Y



شکل ۱۰- کانتور فشار ایرفویل

توضیحات پیشین، برای تبدیل مدل دوبعدی به سه‌بعدی، از ضریب تصحیح ۱/۲ استفاده خواهد شد. عددی که به دست خواهد آمد، ۸۱۳۰/۳ سانتی‌متر مربع می‌باشد که برابر مساحت تصویرشده کانوپی روی صفحه در سه‌بعد است. در ادامه با داشتن ضریب ضخامت ایرفویل کلارک-وای<sup>۸</sup> که مقداری در حدود ۱۱٪/۵۷ را دارا می‌باشد، مقدار بازشدگی و فاصله بین دو صفحه چتر را بر مبنای که براساس اطلاعات از سایر انواع تجاری و نسبت‌گیری در حدود ۷ سانتی‌متر مناسب است، طول وتر بال محاسبه شده مقداری در حدود ۴۵ سانتی‌متر خواهد بود. با در دست داشتن مقدار عرض کانوپی و مساحت آن، به محاسبه طول کانوپی اقدام گردید که مقداری برابر با ۱۹۲ سانتی‌متر می‌باشد. اما به منظور کنترل پذیری بهتر و تأمین نقش فلپ، مقدار ۱۰ سانتی‌متر فضای اضافی فلپ به انتهای طراحی ایرفویل و در نتیجه چتر افزوده شد. در نتیجه با افزایش طول وتر نسبت به مرحله طراحی اولیه، طول کانوپی از ۱۹۲ سانتی‌متر به ۱۷۵ سانتی‌متر کاهش یافت. در ادامه به بررسی و تحلیل دقیق‌تر ایرفویل کلارک-وای پرداخته شد. بدین منظور، ابتدا ضرایب لیفت و درگ از سایت مرجع ایرفویل تولز<sup>۹</sup> استخراج شد [۸] و در ادامه بازنویسی این اطلاعات صورت گرفت. همانگونه که از تصاویر و نمودارهای شکل ۶ نمایان است، تطابق بین نمودارها قابل مشاهده خواهد بود. در مرحله بعد تحلیل ایرفویل انتخاب شده در زاویه حمله ۵ درجه در نرم‌افزار فلوئنت انجام شد. اطلاعات، نمودارها و کانتورهای حاصله به شرح زیر هستند [۴]. در شکل ۸ تغییرات سرعت روی ایرفویل در راستای محوری نمایش داده شده است. در شکل ۹ تغییرات سرعت روی ایرفویل در راستای عمودی نمایش داده شده است. در شکل ۱۰ تغییرات فشار روی ایرفویل به تصویر کشیده شده است. در جدول ۱ مقایسه‌ای بین نتایج تحلیل عددی و نتایج استخراج شده از مرجع [۸] انجام پذیرفته است. صحت‌سنجی تحلیل انجام شده را می‌توان در شکل ۱۱ مشاهده نمود.



شکل ۶- مقایسه نمودار ضریب درگ بازنویسی شده (بالا) با اطلاعات منتشر شده (پایین) توسط مرجع [۸]

### جدول ۱- مقایسه نتایج تحلیل عددی و موجود در مرجع

ضرایب آبرودینامیکی	نتایج حاصل از تحلیل عددی	نتایج موجود در مرجع
$C_l$	۰٫۹۱۷	۰٫۹۲۳۷
$C_D$	۰٫۰۲۰	۰٫۰۱۲



شکل ۱۳- برش لیزر شابلون ایرفویل دارای Cross point

### جدول ۲- تعداد قطعات مورد نیاز برای ساخت کانوپی

تعداد قطعه	اجزای کانوپی
۲	ایرفویل‌های کناری
۲	پایدارکننده‌ها
۹	ایرفویل دارای Cross point
۱۰	سطح زیرین سلول‌ها
۱۰	سطح بالایی سلول‌ها

همان‌طور که در شکل ۱۴ و شکل ۱۵ نمایان است، پس از اتصال قطعات ایرفویل‌ها، گوشه‌ها، سطوح بالایی و زیرین به یکدیگر ساختار کامل کانوپی آماده شده است. آخرین مرحله ساخت چتر، اتصال رایزرها به آن و تنظیم طول آن‌ها است. تعداد و طول رایزرهای مورد نیاز در جدول ۳ مشخص شده است.



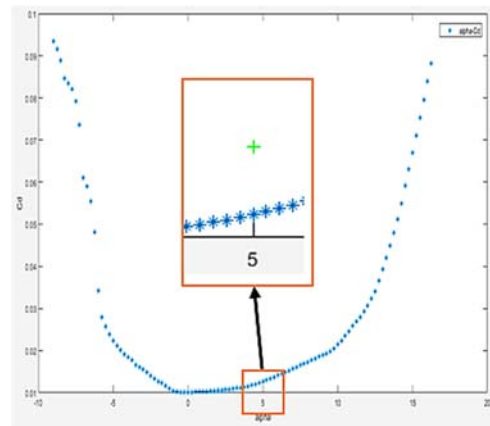
شکل ۱۴- دوخت سلول‌ها



شکل ۱۵- کانوپی نهایی

### جدول ۳- تعداد و طول رایزرهای مورد نیاز

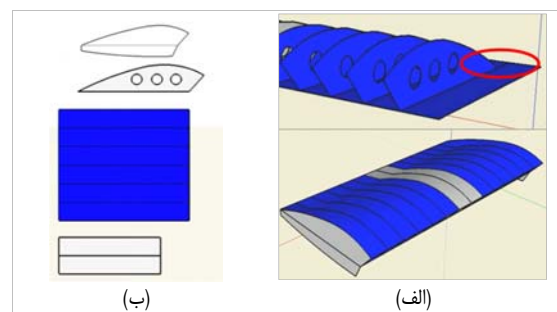
طول رایزر (Cm)	۸۲	۷۹	۸۷	۹۴
تعداد رایزر مورد نیاز	۶	۶	۶	۶



شکل ۱۱- صحت‌سنجی تحلیل صورت گرفته در نرم‌افزار متلب

### ساخت چتر

با داشتن ابعاد و اندازه‌های ایرفویل و تعیین تعداد سلول‌های مورد نیاز که برابر با عدد ۱۰ بود، طراحی نهایی و نقشه‌کشی انجام پذیرفت. نمای آن در شکل ۱۲ به نمایش درآمده است. به منظور دوخت و ساخت این چتر به شابلون و اندازه‌هایی برای برش بر روی پارچه نیاز است. از این‌رو، جهت حفظ دقت عمل و کیفیت کار، فابلی‌هایی از نرم‌افزار سالدورک در قالب .txf تهیه و با استفاده از برش لیزر شابلون ایجاد شد. در مرحله ساخت پس از انتخاب پارچه‌ای با تخلخل و وزن کم (حدود ۵۶ گرم بر متر مربع) به منظور رعایت الزام وزنی کل پروژه، برش پارچه و ایجاد قطعات لازم، دوخت و اتصال آن‌ها به یکدیگر انجام شد که تصاویری از آن را می‌توان در شکل ۱۳ مشاهده نمود. در جدول ۲ تعداد قطعات مورد نیاز برای ساخت چتر ذکر شده است.



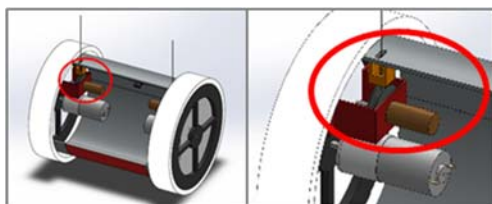
شکل ۱۲- (الف): محل فلپ افزوده شده و فرم سه‌بعدی چتر، (ب): ایرفویل و سطوح بالا و پایین

### کنترل چتر

به منظور کنترل چتر از دو موتور مجزا که رایزرهای خروجی چتر را کنترل می‌کنند، استفاده شد که تصاویر آن در شکل ۱۹ به نمایش گذاشته شده است. مدل کنترلی به صورتی است که با مقایسه دیتاهای دریافتی موقعیت از حسگرهای ناوبری و موقعیت وسیله، همچنین استفاده از الگوریتم هدایتی، فرامین کنترلی ایجاد می‌شود و پردازنده کنترل‌کننده موتور، چرخش و در نتیجه کنترل چتر را فراهم می‌آورند.



شکل ۱۸- تست پرواز (راست) و بادشدهی چتر (چپ)



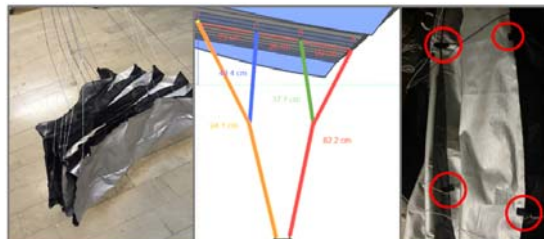
شکل ۱۹- موتورهای کنترل چتر

### سیستم جدایش

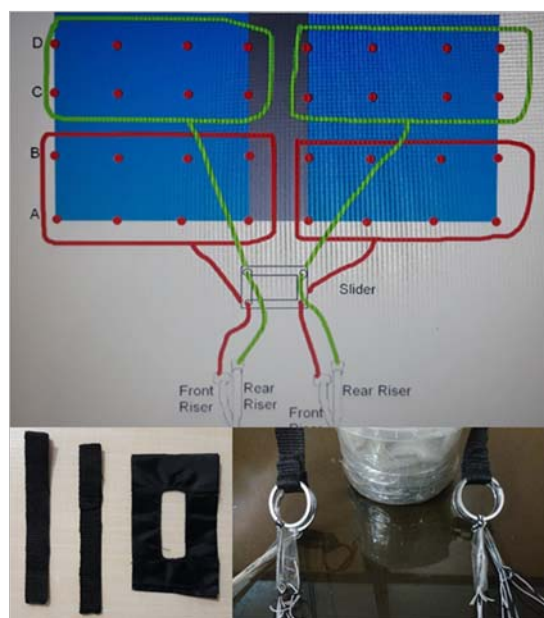
پس از فرود و تماس کنست با زمین، فرامین کنترلی به منظور فعال شدن سیستم کاتر حرارتی و جدایش چتر از بخش سطح‌نورد ایجاد می‌شود. یکی از مراحل اصلی در فرآیند انجام مأموریت کنست، جدایش چتر و آزادسازی سطح‌نورد برای انجام ادامه مأموریت می‌باشد. روش‌های متفاوتی در این خصوص مورد توجه قرار گرفت که عبارتند از:

- ۱- جدایش از طریق یک تیغ برنده/کاتر
  - ۲- جدایش از طریق فنرهای عملگر و شبه انفجاری
  - ۳- جدایش از طریق مکانیزم‌های درهم‌تنیده
  - ۴- جدایش از طریق سیم‌های حرارتی
- با توجه به محدودیت‌های طراحی از قبیل بودجه وزنی، بودجه حجمی، بودجه مالی و سادگی در ساخت، روش‌های اول تا سوم به علت نیاز به عملگرهای مجزا برای عملکرد جدایش، مانند سروو موتورها که علاوه بر هزینه مالی باعث تحمیل وزن اضافی و پیچیدگی

با توجه به این نکته که در مرحله جدایش چتر، هدف استفاده از یک سیستم حرارتی برای سوزاندن نخ‌ها می‌باشد، در انتخاب نوع نخ باید به مواردی چون توانایی تحمل وزن، کشش مناسب، قابلیت سوختن و جدایش سریع در عین قابلیت اطمینان بالای عملیات سوزش توجه شود. با این تفاسیر، نخ با جنس غالباً پلاستیک به همراه کتان انتخاب شد که تصویر آن در شکل ۱۶ نمایش داده شده است [۱۱].



شکل ۱۶- بندک‌های اتصال رایزر (راست) و کانوی نخ‌کشی شده (چپ)



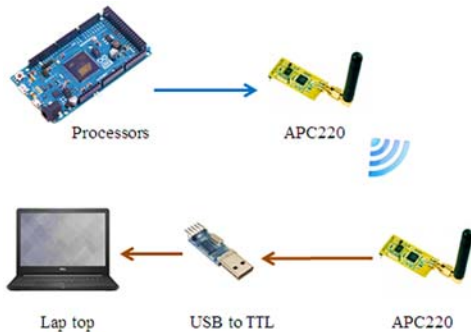
شکل ۱۷- رایزرها (راست) و اسلایدر (چپ)

### تست چتر

عملکرد چتر، نرخ فرود، نیروی برخورد با زمین و غیره در چندین مرحله مورد آزمایش و مطالعه قرار گرفت. همانگونه که در شکل ۱۸ قابل مشاهده است، تست‌ها به دو صورت کنترلی و بدون کنترل به منظور صحنه‌گذاری عملکرد (باز شدن مناسب چتر، باد شدن سلول‌ها، کاهش نرخ فرود و گلاید مناسب) انجام گرفته است. برخی از اصلاحات مورد نیاز (به عنوان مثال جابجایی مرکز ثقل محموله) در حین تست‌ها اعمال شده است.

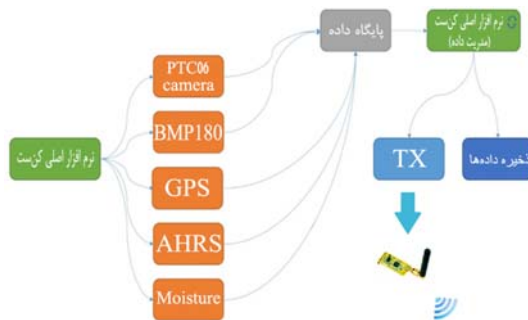
## زیرسیستم ایستگاه زمینی

زیرسیستم ایستگاه زمینی از دو بخش ارسال اطلاعات از کن‌ست و دریافت و ذخیره آن مطابق با شکل ۲۱ در زمین تشکیل شده است. به منظور ارسال و دریافت اطلاعات حسگرها و دوربین از فرستنده، گیرنده بی‌سیم APC220 با برد پوششی ۱/۵ کیلومتری استفاده شده است. این ماژول از طریق مبدل TTL to USB به لپ‌تاپ وصل می‌شود. بخش دریافت ایستگاه زمینی که توسط گروه ایستگاه زمینی آماده شده است، وظیفه ثبت و نمایش دیتا در لپ‌تاپ را بر عهده دارد. گروه ایستگاه زمینی از نرم‌افزار متلب و سیمولینک برای نمایش دیتاهای دریافتی از کن‌ست استفاده نموده است.



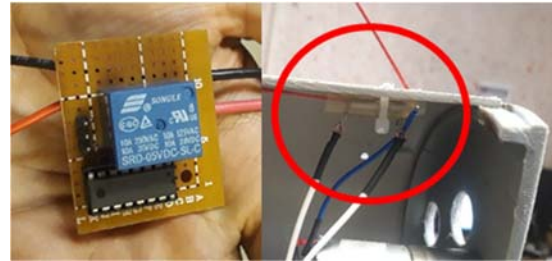
شکل ۲۱- نمایش شماتیک از ایستگاه زمینی

در کن‌ست حسگرهایی نظیر حسگر دما، فشار، رطوبت، GPS و AHRs به کار رفته و توسط الگوریتمی خاص که برای پردازنده نوشته شده است، اطلاعات را به ایستگاه زمینی ارسال می‌نماید. تمام داده‌ها باید از طریق رایانه اصلی کنترل شود که حالت هر حسگر را کنترل و اطلاعات را پردازش می‌نماید. نرم افزار کن‌ست به زیر-برنامه‌های مختلفی تقسیم می‌شود؛ یکی برای هر حسگر و یکی برای مدیریت داده‌ها. به این ترتیب، اگر یک برنامه متوقف شود یا یک حسگر عمل نکند، برنامه‌های دیگر همچنان در حال اجرا و دریافت اطلاعات می‌باشند. درحالی‌که زیر-برنامه متوقف شده تلاش در بازیابی خود دارد. در شکل ۲۲ روند ثبت اطلاعات دریافتی از حسگرها قابل مشاهده است.



شکل ۲۲- رویه ثبت اطلاعات دریافتی از حسگرها

در ساخت نیز شده، از دایره طراحی خارج می‌شوند. روش چهارم به دلیل وزن بسیار سبک، توان مصرفی پایین، سادگی در ساخت و قابلیت اطمینان بسیار بالا مورد انتخاب قرار گرفته است [۵]. در این سیستم از یک سیم المنت حرارتی برای تبدیل جریان الکتریکی به حرارتی و بریدن طناب‌های اتصالی، مطابق با شکل ۲۰ استفاده شده است.



شکل ۲۰- سیستم جدایش چتر

با در دست داشتن اطلاعات منبع تأمین توان سیستم که با استناد به توان مصرفی تک‌تک زیرسیستم‌ها انتخاب شده است، با استفاده از معادلات (۱۰) تا (۱۲) [۱۲-۱۳] و همچنین تست‌های تجربی، طول مناسبی از سیم المنت حرارتی تعیین می‌شود. طول مناسب در این مورد به مقداری از المنت اطلاق می‌شود که:

۱- هنگام اتصال جریان، خود المنت دچار حریق و واپاشیدگی نشود.

۲- میزان حرارتی را تأمین نماید که برای سوزاندن طناب‌ها کافی باشد.

۳- به منظور سرعت عملکرد و کاهش جریان مصرفی، توان موردنیاز برای سوزاندن نخ‌ها در کمترین زمان تأمین شود.

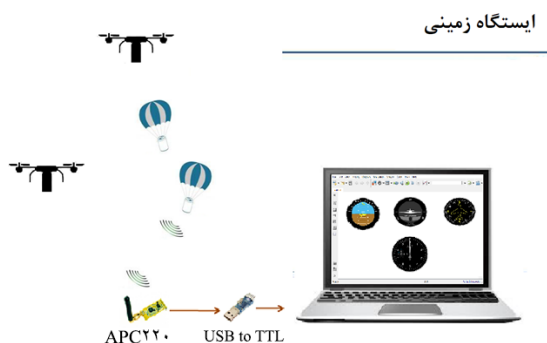
$$\frac{dE}{dt} = W - H \quad (10)$$

$$E = C_w \times T \quad (11)$$

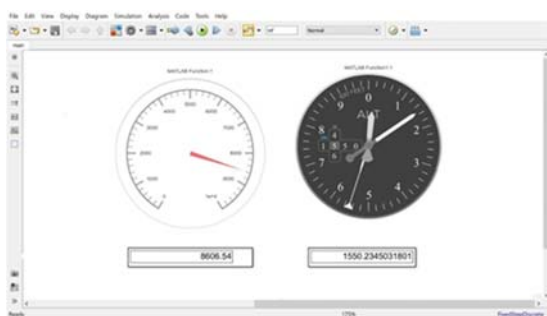
$$W = I^2 \times R_w \quad (12)$$

که در این روابط،  $E$  انرژی ذخیره شده در سیم،  $H$  حرارت منتقل شده به محیط،  $W$  انرژی تولید شده توسط منبع و  $C_w$  ظرفیت حرارتی سیم می‌باشند. با استناد به روابط بالا و تست‌های تجربی عدد حاصل برای طول سیم المنت، به منظور بریدن دو لایه از سیم‌های اتصالی در مدت ۵ ثانیه، ۷ سانتی‌متر به دست می‌آید. بدین صورت، سیستم اتوپالوت با استفاده از داده‌های حسگر ناوربی، ۵ ثانیه قبل از برخورد با استفاده از یک رله ۵ ولتی جریان الکتریکی را به سیم المنت داده و در انتها با برخورد به زمین طناب‌های اتصالی چتر جدا شده و سطح‌نورد آزاد می‌شود. شایان ذکر است که برای پیشگیری از افتادن چتر بر روی سطح‌نورد، وسیله پس از جداسدن از چتر به سرعت حرکت کرده و در فاصله یک متری از منطقه فرود متوقف می‌شود و سپس فاز پیمایش و جهت‌گیری زمینی را شروع می‌کند.

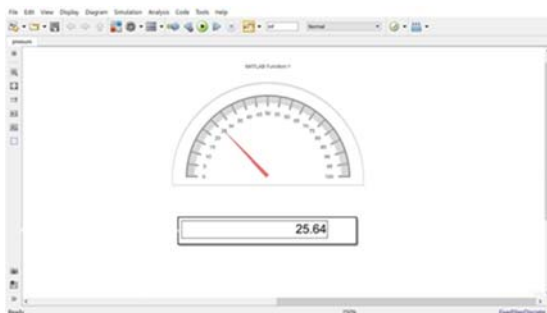




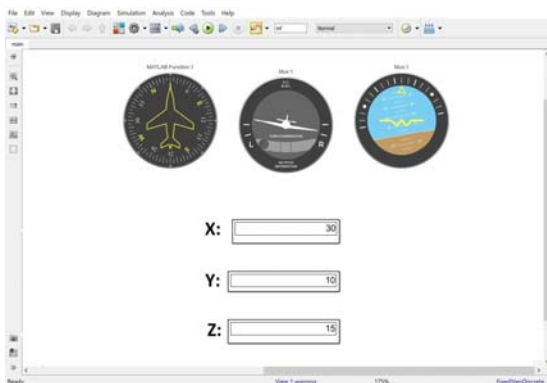
شکل ۲۳- نمای شماتیک ایستگاه زمینی



شکل ۲۴- نمایش اطلاعات دریافتی از حسگر فشار در ایستگاه زمینی



شکل ۲۵- نمایش دمای خوانده شده از حسگر دما



شکل ۲۶- نتایج تست دریافت داده از حسگر تعیین وضعیت و موقعیت

هر اطلاعاتی که از حسگرهای کن‌ست دریافت می‌شود توسط الگوریتم خاصی کد و فشرده‌سازی شده و در دیتا-بیس ذخیره می‌شود. همچنین، این اطلاعات توسط آنتن ارسال می‌شود. زمانی که داده‌ها توسط ایستگاه زمینی دریافت شد، توسط الگوریتم نوشته شده در متلب-سیمولینک، رمزگشایی می‌شود و به اطلاعات معنی‌دار تبدیل شده و سپس بر روی صفحه مانیتور نمایش داده خواهد شد.

## مشخصه‌های آنتن ارسال داده

برخی از مشخصات آنتن مورد استفاده در ایستگاه زمینی در جدول ۴ خلاصه شده است. مزایای استفاده از این مدل آنتن عبارتند از:

- سایز بسیار کوچک
- وزن کم
- دیوتی سایکل قابل تنظیم
- ساپورت تا محدوده ۱/۵ کیلومتری
- نشان‌دهنده محدوده از فاصله چند کیلومتری تنها با یک آنتن کوچک
- قابلیت کاربرد برای محدوده‌های بیشتر با استفاده از تقویت‌کننده کوچک

همچنین، طرح شماتیک ایستگاه زمینی که توسط تیم آر‌تا طراحی شده است، در شکل ۲۳ قابل مشاهده می‌باشد.

## تست ایستگاه زمینی

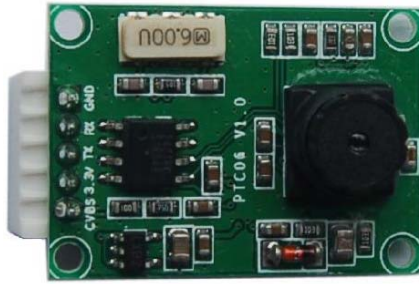
تمامی اطلاعات ارسال شده از طریق لینک در ایستگاه زمینی دریافت و پس از رمزگشایی نمایش داده می‌شود. به عنوان مثال، حسگر فشار از طریق پردازنده قرائت و داده آن توسط آنتن به ایستگاه زمینی فرستاده می‌شود. داده حسگر فشار در ایستگاه زمینی دریافت و نمایش آن به دو صورت عددی و گرافیکی پرداخته می‌شود که نتایج به صورت تصاویری در ادامه در شکل ۲۴ تا ۲۵ نمایان است. دیتاهای اخذ شده از حسگر تعیین وضعیت و موقعیت و نمایش آن در متلب-سیمولینک به صورت شکل ۲۶ می‌باشد [۵].

جدول ۴- مشخصات آنتن ارسال داده

نام آنتن	حساسیت گیرنده (dbbm)	قدرت (mw)	نرخ داده اطلاعات هوایی (bps)
Apc220	۱۱۲	۱۰۰	۹۶۰۰
برد (km)	بافر داده (Byte)	اتصال آنتن	رابط استاندارد
۱,۵	۲۵۶	RP_SMA	UART/TTL

## زیرسیستم دوربین و تصویربرداری

ماژول‌های تصویربرداری متنوعی برای استفاده در مأموریت‌های مختلف و با ویژگی‌های گوناگون در بازار موجود است. نکته حائز اهمیت، انتخاب یک ماژول در راستای برآورده‌سازی الزامات است. همچنین، درک نحوه اجرا و عملکرد پروتکل ارتباطی به خصوص در بخش فشرده‌سازی داده‌ها و ارسال به ایستگاه زمینی دارای اهمیت بسیار است.



شکل ۲۷- ماژول دوربین

### نحوه انتخاب و الزامات

انتخاب این ماژول براساس الزامات مسابقات و همچنین الزامات سیستمی عبارتند از:

الزامات مسابقات:

- تصویربرداری از سطح زمین در مسیر فرود و تصویربرداری از مسیر پیمایش زمینی
- تصویربرداری از محموله به منظور اطلاع از سلامت آن در کل زمان عملیات
- کیفیت و ابعاد تصویر ارسالی ذخیره شده (تهیه تصویر به صورت دیجیتال)
- تهیه حداقل چهار تصویر در هنگام فرود (فشرده‌سازی و ارسال به ایستگاه زمینی)
- الزامات سیستمی:
  - وزن: حداکثر ۶ گرم
  - ابعاد:  $۳۰ \times ۲۸ \times ۸$  میلی‌متر
  - توان: حداکثر ۱۰۰ میلی‌آمپر (۵ ولت)
  - ایستگاه زمینی: نوع ارتباط TTL سریال و با سرعت ۱۱۵,۲۰۰ بیت بر ثانیه

بر همین اساس دوربین PTC06 که در شکل ۲۷ به نمایش درآمده است. یک ماژول دریافت و پردازش تصاویر صنعتی و طراحی شده توسط شرکت فناوری ارتباطات گوانگژو است که ادغام تصویربرداری، فشرده‌سازی داده‌ها و انتقال توسط پورت سریال را انجام می‌دهد. تراشه پردازش سیگنال دیجیتال با کارایی بالا آن را قادر می‌سازد تا تصویر اصلی را در مقیاس بزرگ فشرده‌سازی کند. خروجی تصویر فرمت استاندارد JPEG است که به راحتی با نرم‌افزارهای مختلف پردازش تصویر سازگار است. این ماژول ارتباط UART سطح ۳ TTL را می‌پذیرد که می‌تواند به راحتی به یک میکرورایانه تک‌تراشه یا دیگر ریزپردازنده‌ها متصل شود. سرعت پیش‌فرض این محصول ۱۱۵,۲۰۰ بیت بر ثانیه است. سایر نرخ‌های بارگیری اختیاری ۹,۶۰۰، ۱۹,۲۰۰، ۳۸,۴۰۰ و ۵۷,۶۰۰ می‌باشند.

### ویژگی‌های رابط ماژول

این ماژول دارای پنج پین با فاصله ۲ میلی‌متر است. در میان آن‌ها، برای کنترل پورت سریال به منظور استفاده جهت تصویربرداری، تنها چهار پین GND، RX، TX و VCC مورد نیاز است. برای نمایش خروجی آنالوگ سیگنال CVBS مورد نیاز است. همچنین، TX و RX سیگنال‌های سطح ۳/۳۷ ولت TTL هستند.

### فرآیند تصویربرداری

فرآیند تصویربرداری را می‌توان در مراحل زیر خلاصه نمود:

۱. روشن کردن
۲. ۲/۵ ثانیه تأخیر
۳. دستور تنظیم اندازه عکس
۴. دستور تنظیم مجدد (اختیاری، در صورتی که مرحله سه انجام نشود، این مرحله لازم نیست)
۵. تنظیم سرعت فشرده‌سازی عکس (اختیاری)
۶. ارسال فرمان گرفتن عکس
۷. ارسال فرمان طول تصویر
۸. فرمان خواندن داده تصویر با توجه به طول تصویر حاصل از مرحله هفت
۹. ارسال دستور Cache خالی

### علت انتخاب ارتباط سریال

ارتباط سریال در علم مخابرات و کامپیوتر به فرآیند ارسال داده‌ها به وسیله یک بیت در واحد زمان و به ترتیب در چند کانال ارتباطی گفته می‌شود. در برابر این نوع از ارسال، ارسال موازی قرار دارد که چندین بیت را به‌طور هم‌زمان در یک لینک کانال موازی می‌فرستد. ارتباط سریال در مواقعی که مسافت ارتباطی، تعداد رایانه‌های موجود در شبکه و هزینه ارتباط کابلی زیاد است، مورد استفاده قرار می‌گیرد. زیرا هزینه موازی‌سازی بسیار بیشتر می‌شود. همچنین، پیاده‌سازی به صورت موازی غیرممکن است. باس‌های سریال حتی در مسافت‌های کوتاه نیز بسیار رایج شده‌اند. به دلیل یکپارچگی سیگنال و سرعت

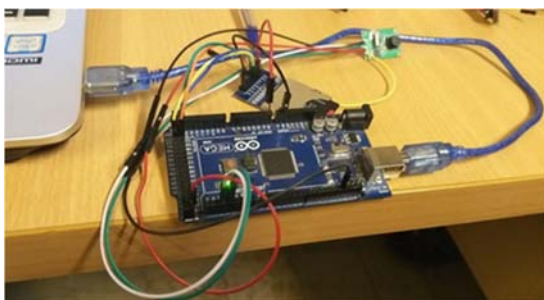
پایداری رسیدن چتر و سلامت محمولهٔ زیستی همانگونه که در شکل ۳۰ تا ۳۱ قابل مشاهده است و همچنین ارسال بر خط به ایستگاه زمینی، تمامی الزامات لازم را برآورده نموده و عملکرد مناسبی ارائه نماید.

```

1 RESET: 56 00 26 00 RETURN: 76 00 26 00
2 CAPTURE A IMAGE: 56 00 36 01 00 RETURN: 76 00 36 00 00
3 READ IMAGE DATA LENGTH: 56 00 34 01 00
4 READ IMAGE DATA: 56 00 32 0C 00 0D 00 00 XX XX 00 00 YY YY 00 0A
RETURN: 76 00 32 00 00 FF D8 ..... FF D9 76 00 32 00 00
00 00 XX XX
5 STOP CAPTURE: 56 00 36 01 03 RETURN: 76 00 36 00 00
6 SETTING IMAGE COMPRESSIBILITY: 56 00 31 05 01 01 12 04 XX
RETURN: 76 00 31 00 00
7 SETTING IMAGE RESOLUTION: (default: 640 * 480)
56 00 31 05 04 01 00 19 11 (320*240) RETURN: 76 00 31 00 00

```

شکل ۲۸- پروتکل ارتباطی ماژول دوربین



شکل ۲۹- نحوهٔ اتصال ماژول دوربین به رایانه از طریق پروموسور آردوینو به منظور تست



شکل ۳۰- نمایی از مسیر پیمایش و محمولهٔ زیستی (گوشهٔ پایین سمت راست)



شکل ۳۱- لحظاتی قبل از تماس کن‌ست با زمین (راست) جستجوی تیم بازیابی (چپ)

انتقال در تکنولوژی‌های جدید سریال بهبود بخشیده شده و نسبت به انتقال موازی ساده‌تر هستند.

از UART در بسیاری از پروژه‌های الکترونیکی جهت اتصال ماژول‌های GPS، بلوتوث و RFID به رزپیری‌پای، آردوینو و سایر میکروکنترلرها استفاده می‌شود. UART یک پروتکل ارتباطی مانند SPI و یا I2C نمی‌باشد، بلکه یک مدار فیزیکی در میکروکنترلر و یا به صورت یک IC است. هدف اصلی UART ارسال و دریافت داده‌ها به صورت سریال می‌باشد. یکی از نقاط قوت UART، استفاده از دو سیم جهت انتقال داده‌ها بین قطعات می‌باشد.

### معرفی ارتباط UART

در ارتباط UART دو دستگاه به طور مستقیم به یکدیگر متصل می‌شوند. دستگاه ارسال‌کننده داده‌های موازی را که از یک بخش کنترلی مانند CPU دریافت می‌کند، به صورت سریال تبدیل کرده و برای دستگاه دریافت‌کننده ارسال می‌کند. سپس، در سمت دریافت‌کننده داده‌های سریال به صورت موازی تبدیل می‌شوند. داده‌ها از پین TX دستگاه ارسال‌کننده برای پین RX دستگاه دریافت‌کننده فرستاده می‌شوند. مزایا و معایب روش UART عبارتند از:

مزایا:

- استفاده از فقط دو سیم
  - ضرورتی به استفاده از سیگنال کلاک وجود ندارد
  - وجود بیت توازن برای بررسی خطا
  - ساختار بسته‌های داده با توجه به تنظیمات دو سمت قابل تغییر است
  - در اختیار بودن مستندات، اطلاعات و روش‌های گستردهٔ استفاده
- معایب:
- اندازهٔ داده‌های ارسالی حداکثر به ۹ بیت محدود شده است
  - عدم پشتیبانی از چند کنترل‌کننده<sup>۱۰</sup> و چند کنترل‌شونده<sup>۱۱</sup>
  - میزان Baud rate دو سمت، حداکثر می‌تواند ۱۰ درصد با یکدیگر اختلاف داشته باشد.

### پروتکل ارتباطی

براساس پروتکل ارتباطی ماژول دوربین، دستورات در برنامه آردوینو، مطابق با شکل ۲۸ کدنویسی شده و در خصوص فیلم‌برداری از تمام فازهای پرتاب، اقدامات لازم صورت پذیرفت [۵]. همچنین، از آنجاکه الزام مسابقه ارسال چهار تصویر به ایستگاه زمینی بود، تصاویر مورد نیاز از فیلم تهیه شده و به تیم محترم داوران تحویل داده شد. در شکل ۲۹ نحوهٔ اتصال دوربین به لپ‌تاپ نمایان است. این ماژول در روز مسابقه توانست با فیلم‌برداری کامل از فرآیند پرتاب، فرود، نمایش به

12. Slave

10. Universal Asynchronous Receiver/Transmitter

11. Master



شکل ۳۲- لحظه تماس کن‌ست با زمین

این که تیم آرتا در کلاس علمی-اکتشافی فعالیت خود را جهت طراحی و ساخت کن‌ست خود آغاز نمود و وسیله به منظور پیمایش بر روی زمین نیازمند موتور بود، موتور گیربکس‌دار ZGA25RP-83P انتخاب شد. این موتور دارای ولتاژ ۱۲ ولت، میزان گشتاور ۱۴۰۰ گرم سانتی‌متر و سرعت ۷۰ دور بر دقیقه می‌باشد. موتور کنترلر چتر Micro Gear Motor-ZGA18R دارای ولتاژ ۶ ولت، میزان گشتاور ۱۲۰۰ گرم سانتی‌متر و سرعت ۱۰۰ دور بر دقیقه است. کنترل‌کننده موتور می‌تواند بلافاصله پس از انتخاب موتور انتخاب شود. همچنین، یک موتور به میزان گشتاوری که می‌تواند فراهم کند، مرتبط است.

در انتخاب درایور موتور چند نکته حائز اهمیت است. اول آنکه به ولتاژ نامی موتور توجه شود. هر نوع از کنترل‌کننده‌های موتور DC یک محدوده از ولتاژ را ارائه می‌دهند. دوم، جریان مداومی است که کنترل‌کننده نیاز دارد تأمین کند. در این‌جا باید کنترل‌کننده موتوری انتخاب شود که جریان را برابر یا بالاتر از مصرف جریان مداوم موتور، تحت بار ارائه دهد. بسیاری از کارخانه‌های سازنده موتوره‌های DC جریان استال موتور را مشخص می‌کنند. قاعده‌ای که می‌توان در انتخاب کنترل‌کننده موتور استفاده نمود، آن است که جریان مداوم را ۲۵-۲۰ درصد جریان استال تخمین زد. تمام کنترل‌کننده‌های موتور یک نرخ جریان بیشینه را ارائه می‌دهند. باید در انتخاب درایور موتور اطمینان حاصل شود که این نرخ حدوداً دو برابر جریان کارکرد مداوم موتور است. سوم روش کنترل است. روش‌های کنترل شامل ولتاژ آنالوگ، R/C، PWM و UART Serial I2C هستند. در صورت استفاده از میکروکنترلر باید بررسی شود که کدام پین‌ها موجود می‌باشند. اگر میکروکنترلر داری پین‌های ارتباطی سری باشد، می‌توان کنترل‌کننده موتور سری را انتخاب نمود. برای PWM به احتمال زیاد به یک کانال PWM برای هر موتور نیاز است. چهارم، درایور موتور تک-کاناله<sup>۳</sup> در مقابل دو-کاناله<sup>۴</sup> است. یک درایور دو کاناله DC می‌تواند سرعت و جهت دو موتور DC را به طور مستقل کنترل کند و اغلب موجب صرفه جویی در هزینه و زمان می‌شود.

برای کنترل موتورها ICهای مختلفی در بازار عرضه شده است که می‌توان به درایورهای LMD18201, SN154410, L293D, L298N و غیره اشاره نمود. با توجه به مشخصات ارائه شده از موتور انتخابی برای کن‌ست، زیرسیستم موتور، نوع درایوری را که برای کنترل موتور انتخاب می‌نماید، درایور L293D می‌باشد که در شکل ۳۳ مشاهده می‌شود. این آی‌سی نیز همانند درایور L298 یک مدار راه‌انداز برای دو موتور دارد. درایور L293D می‌تواند جریان ۰/۶ آمپر را به صورت پیوسته و ۱/۲ آمپر را به صورت لحظه‌ای از خود عبور دهد [۵].

در این مسابقات تیم کن‌ست آرتا توانست توسط یک دوربین PTC06، فرآیند فیلم‌برداری از مأموریت خود را با موفقیت به انجام برساند. همچنین، یکی از نقاط قوت این زیرسیستم وجود تنها یک دوربین برای انجام الزامات بود. درحالی‌که برطبق نظر داوران، برای انجام این کار حداقل به دو دوربین نیاز بود که با استفاده از یک ماژول با میدان دید مناسب و جایابی دقیق آن در سازه و مقاوم‌سازی آن در برابر شوک‌های احتمالی، تیم آرتا توانست به چندین زاویه دید مناسب به طور همزمان دست یابد.

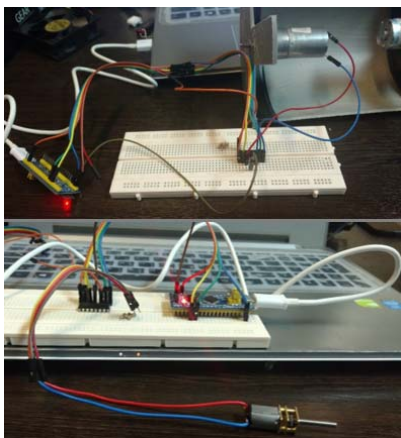
## زیرسیستم سطح‌نورد

اولین نکته‌ای که در کنترل موتوره‌های یک وسیله رباتیک مطرح است، نحوه و چگونگی کنترل آن‌ها است. در ادامه قطعات موردنیاز جهت کنترل موتور و نحوه کنترل آن شرح داده خواهد شد.

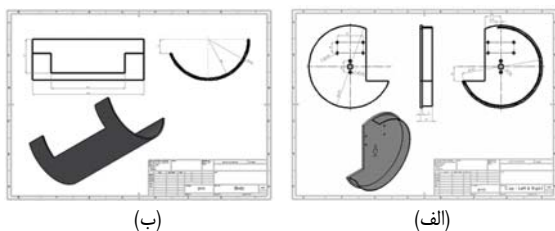
### کنترل‌کننده موتور

یک کنترل‌کننده موتور، یک دستگاه الکترونیکی است (معمولاً به شکل یک مدار بدون پوشش و محفظه) که به عنوان یک دستگاه واسطه بین میکروکنترلر، یک منبع تغذیه یا باتری و موتورها عمل می‌کند. اگرچه میکروکنترلر (مغز ربات) سرعت و جهت موتور را مشخص می‌کند، اما به دلیل محدودیت زیاد در تغذیه خروجی (جریان و ولتاژ) نمی‌تواند آن‌ها را مستقیماً هدایت کند. از طرف دیگر، درایور موتور می‌تواند جریان را در ولتاژ مورد نظر فراهم کند اما نمی‌تواند تصمیم بگیرد که موتور تا چه میزان سریع بچرخد. بنابراین، میکروکنترلر و کنترل‌کننده موتور باید باهم کار کنند تا موتور به طور مناسبی حرکت کند. معمولاً میکروکنترلر می‌تواند از طریق یک روش ارتباطی ساده مانند UART یا PWM به کنترل‌کننده موتور، دستوالعملی برای چگونگی تغذیه موتور بدهد.

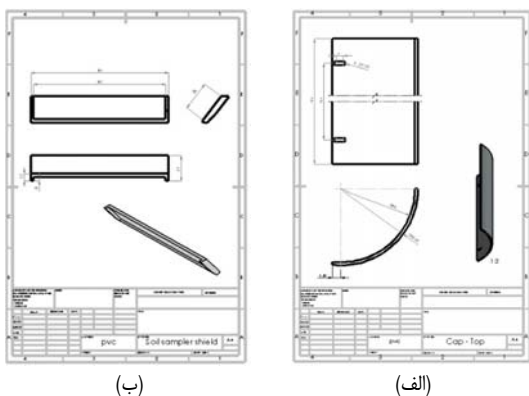
از آنجاکه انواع مختلفی از محرک‌ها یا عملگرها وجود دارد، انواع گوناگونی از کنترل‌کننده‌های موتور نیز وجود دارد. با توجه به



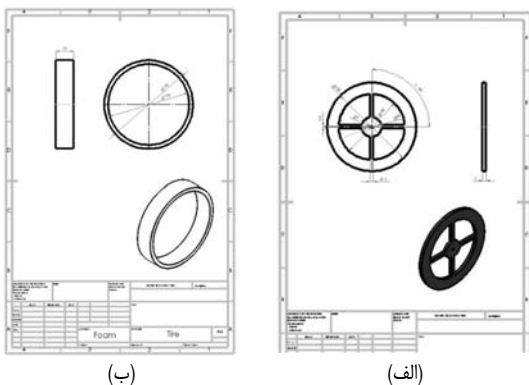
شکل ۳۴- راه‌اندازی موتور گیربکس دار سطح‌نورد (بالا) و موتور کنترل چتر (پایین)



شکل ۳۵- (الف) سه‌نمای دیواره جانبی (ب) محافظ بدنه کن‌ست



شکل ۳۶- (الف) جداره محافظ (ب) نگهدارنده خاک



شکل ۳۷- (الف) رینگ چرخ (ب) رینگ کناری محافظه



شکل ۳۳- شمای کلی درایور L293D

### تولید پالس PWM از طریق میکروکنترلر

از طریق میکروکنترلر به سادگی می‌توان پالس‌های PWM با زمان و وظیفه دلخواه تولید نمود. پروسوسوری که برای بستن مدار مورد استفاده قرار می‌گیرد، STM32-F103 یا همان برد Blue-Pill است. از این برد به عنوان پلتفرم استفاده شده است که موتور گیربکس‌دار به وسیله آی‌سی L293D به آن متصل شده است. درایور موتور L293D دارای دو پایانه H-bridge است که می‌تواند دو موتور را هم‌زمان با هم کنترل نماید.

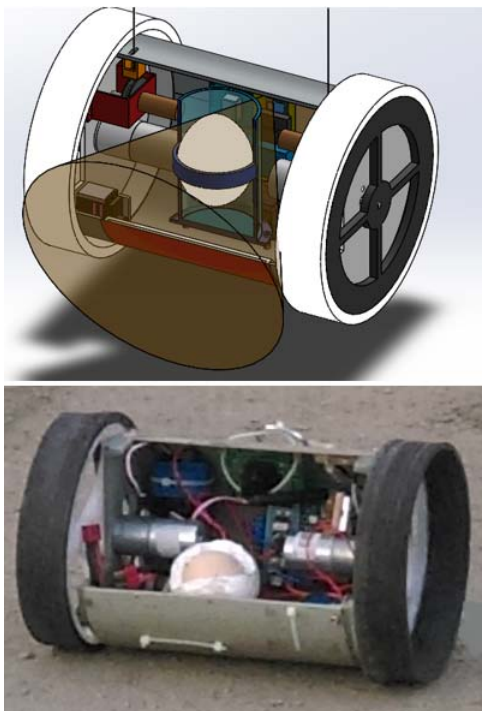
برای اینکه بتوان سرعت چرخش موتور را کنترل کرد و تغییر داد، فقط استفاده از پهن‌های دیجیتال PWM امکان‌پذیر خواهد بود. موتور DC چپ‌گرد و راست‌گرد دارد. در صورتی که ترتیب پین‌ها در اتصال به موتور عوض شود، تنها جهت چرخش موتور تغییر خواهد کرد. برای کنترل موتور فرمانی را از پروسوسور مذکور به درایورها فرستاده خواهد شد، سپس درایورها به منظور چپ‌گرد و راست‌گرد نمودن جهت چرخش موتور، پایه‌های PWM پروسوسور را به عنوان ورودی دریافت نموده و با تمویض این پایه‌ها می‌توان جهت چرخش را تغییر داد. در ادامه همانگونه که در شکل ۳۴ دیده می‌شود، موتورهای سطح‌نورد و موتورهای کنترل چتر به درایور و پردازنده به منظور تست چرخش، تنظیم سرعت و چپ‌گرد-راست‌گرد موتور، متصل شده است [۵].

### زیرسیستم سازه

با توجه به اینکه اجزای الکترونیکی کن‌ست از بازار به صورت آماده تهیه شده است، نیازمند نقشه ساخت و طراحی نمی‌باشند. همچنین، موتورها و سروو موتور نیز از بازار به صورت آماده تهیه شده و نیازی به ارائه نقشه ساخت نیست. از دیگر اجزای کن‌ست می‌توان به برد جمع شده آن اشاره نمود که نیازی به نقشه ساخت آن نمی‌باشد. اما برخی از اجزای کن‌ست نیازمند طراحی، ساخت و تست می‌باشند، این اجزا شامل دیواره جانبی کن‌ست، جداره محافظ کن‌ست، نگهدارنده سیستم جدایش چتر، نگهدارنده موتورهای کنترل چتر، شیلد نمونه‌برداری، محفظه نگهدارنده خاک، پولی کنترل چتر، رینگ کناری محفظه، رینگ چرخ، محافظ بدنه کن‌ست و اجزای یکپارچه شده کن‌ست هستند که در ادامه نقشه ساخت آن‌ها در شکل ۳۵ تا ۳۷ به صورت سه‌نما آورده شده است [۵].

### زیرسیستم نمونه برداری

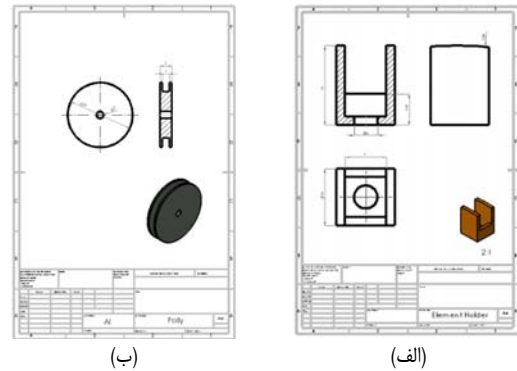
پس از به زمین رسیدن سطح‌نورد و اطمینان از سلامت محموله، مأموریت بعدی که نمونه‌برداری از سطح سیاره است آغاز می‌شود. برای این موضوع نیازمند زیرسیستم نمونه‌برداری خواهیم بود. با توجه به محدودیت ابعادی و جرمی در کن‌ست و توسعه سایر زیرسیستم‌ها برای مأموریت‌های مهمتر برای کن‌ست آرتا، استفاده از مکانیزم فعال منجر به رد شدن از محدودیت‌ها و الزامات جرمی و ابعادی می‌شد. بنابراین، با طراحی یک محفظه کوچک در زیر کن‌ست به صورت ثابت و استفاده از قدرت موتورهای متصل به چرخها، نمونه برداری از سطح در حین حرکت همانند یک بیل مکانیکی صورت گرفته و در محفظه زیر کن‌ست جمع‌آوری می‌شود. در روز تست، میزان خاک جمع‌آوری شده درون محفظه نمونه برداری، در حدود ۲۵ گرم ارزیابی شد که نسبت به میزان مورد انتظار (۵۰ گرم) کمتر بود. البته انتظار این کاهش با توجه به محدودیت ابعادی محفظه نگاه‌دارنده خاک نمونه برداری قابل پیش‌بینی بود.



شکل ۳۹- شکل مدل‌سازی شده در نرم‌افزار سالیدورک (بالا) و نمونه ساخته‌شده (پایین)

### نتیجه‌گیری

نتیجه‌ای که از عملکرد بخش‌های مختلف سیستم می‌توان دریافت نمود، عبارتند از: در بخش سنجش حسگرها، تمامی حسگرها اطلاعات لازمه را دریافت کرده و به صورت برخط به ایستگاه زمینی مخابره شد. در بخش دوربین، با جانمایی آن در زاویه‌ای مناسب از



شکل ۳۸- الف) نگهدارنده سیستم جدایش چتر ب) پولی کنترل چتر

طراحی که برای زیرسیستم سازه انتخاب شد، طراحی مبتنی بر دو چرخ بود. دو چرخ به صورت مستقیم به موتورها متصل می‌شود. در این سیستم، مرکز جرم باید به گونه‌ای طراحی شود که تعادل و تمایل سیستم برای حرکت تحت نیروی وزن از بین برود. چرخ‌ها با حداکثر قطر ممکن با توجه به الزامات طراحی (۱۵۰ میلی‌متر) در نظر گرفته شدند. با توجه به میزان گشتاور موتورها، در حرکت بر روی سطح شیب‌دار دچار مشکل نمی‌شود. همچنین، از دیگر مزایای این طرح به بهره‌گیری از حداکثر فضای قابل دسترسی، سادگی، اطمینان‌پذیری بالا و ایجاد سیستمی منطبق بر شکل نهایی استوانه می‌توان اشاره نمود.

مأموریت زیرسیستم سازه، فراهم آوردن جانمایی قطعات و اجزاء به صورتی بهینه و با قابلیت اطمینان بالا درون کن‌ست می‌باشد. سازه باید به نحوی طراحی شود که در حین فرود و پیمایش زمینی حداقل ضربه و یا آسیب به خود سازه و به خصوص به قطعات الکترونیکی وارد شود. از دیگر الزامات سازه، این نکته قابل ذکر می‌باشد که جنس بدنه باید به گونه‌ای انتخاب شود که مجموع وزنی سازه و تمام زیرسیستم‌ها حداکثر یک کیلوگرم باشد.

براساس طرح مبتنی بر سیستم دو چرخ، با توجه به الزامات، برخی از نکاتی که باید در طراحی مورد توجه قرار گیرد به شرح زیر می‌باشد [۴]:

- انتخاب بدنه‌ای با جنس الیاف کربن، چوب بالسا و یا پلاستیک
  - استفاده از چرخ‌هایی با قطر حداکثری برای بهره‌گیری از نهایت توانایی عبور از موانع
  - استفاده از فرمی در طراحی که بیشترین حجم مورد نیاز را تأمین نماید.
  - استفاده از چرخ‌هایی سبک جهت کاهش وزن سیستم
- در نهایت مدل کن‌ست آرتا در نرم‌افزار سالیدورک مونتاژ شده و نمونه ساخته شده واقعی در شکل ۳۹ ارائه شده است.

- [2] Khalil, M. and Miyazaki, Y., "CanSat Pico Size Artificial Satellite (a guidbook for building successful CanSat project)", *University Space Engineering Consortium (UNISEC)*, 2016-2017.
- [3] Piatong, A., Sirisestanon, A., Chiangchin, S. Apisakulroj, S., Suwat, W., and Chodkaveekityada, P., "CanSat Design and Their Applications", *SpaceOps Conference*, Marseille, France, 1 June 2018.
- [4] Nosratollahi, M., et. al., "Initial design report of Arta CanSat", Malek Ashtar University of Thecnology, Tehran, 2018, (In Persain).
- [5] Adami, A.H., et. al. "Detailed Design and Construction Report of Arta CanSat", Malek Ashtar University of Thecnology, Tehran, 2019, (In Persain).
- [6] Knacke, T.W., "Parachute Recovery Systems Design Manual", *Naval Weapons Center China LAKE, CA*, March 1991.
- [7] I. Industries INC, "Recovery Systems Design Guide", *United State Air Force*, California, December 1978.
- [8] "<http://airfoiltools.com>," [Online].
- [9] Bertin, J.J. and Smith, M.L., *Aerodynamics for Engineers*, Prentice Hall, 1998.
- [10] Anderson, J.D., *Aircraft Performance and Design*, New York, TATA McGRAW HILL, 2012.
- [11] "<https://www.tensiontech.com/tools-guides/fibres-guide>," [Online].
- [12] Kazemi, E., Dehghan, M., and Mashhadi, M., "Analytical and Experimental Investigation About Heat Transfer of Hot-Wire Anemometry", 2012.
- [13] S. R. Peters, P. E. Denney and M. Latessa, "Method and system to start and stop a hot wire system". US Patent App. 13/554,255 24 jan 2013.

تمامی مسیر پیمایش و محموله زیستی تصویربرداری به عمل آمد. در بخش سامانه بازیابی، عملکرد چتر کاملاً مطلوب و تنها پس از چند ثانیه از لحظه رهايش به پایداری رسید و فرودی ایمن را به ارمغان آورد. در سامانه هدایت، الگوریتم هدایتی به صورت کامل با حرکت وسیله به سمت نقطه از پیش تعیین شده اجرا شد. همچنین، سیستم جدایش چتر کاملاً به موقع چتر را از سیستم سطح‌نورد جدا نمود. در بخش نمونه‌برداری نیز باید به این نکته اشاره کرد که این زیرسیستم به صورت غیرفعال و کاملاً ابتکاری طراحی شده بود که علاوه بر نمونه‌برداری، پایداری و کنترل مرکز جرم وسیله را فراهم نمود. زیرسیستم نمونه‌برداری موفق به برداشت ۲۵ گرم نمونه خاک شد که از مقدار پیش‌فرض (۵۰ گرم) کمتر بود. سلامت تخم مرغ در هنگام برخورد به زمین و طی مسیر به خوبی حفظ شد.

## تشکر و قدردانی

در اینجا تیم آرتا بر خود لازم می‌داند که از پژوهشگاه هوافضا به علت برگزاری مسابقات تشکر نماید.

## مراجع

- [1] Can Satellite (CanSat) Design Manual, Japan: University Space Engineering Consortium (UNISEC), 2011.