

## Technical Note

# Introducing the Conceptual Design Process of the Armita Lunar Rover Based on ECSS

Amirhossein Adami\* , Zahra Pourjabari, Mohammad Azhdari, Seyed Ali Saadatdar, Haniyeh Eshaghnia, Kazem Gholipour, Seyed Mohammad Mir Mohammadi, and Alireza Ahangarani Farahani 

Faculty of Aerospace Engineering, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran

## ARTICLE INFO

### Article History:

Received 13 Feb 2024

Revised 07 March 2024

Accepted 14 April 2024

Available Online 21 April 2024

### Keywords:

Probe

Lunar rover

System design

ECSS standard

Product tree

Function tree

Conceptual design

## ABSTRACT

This study examines the structural design of planetary probes, introducing common configurations and methodologies. The research focuses on the system design process of the Armita lunar rover, developed for the first national probe robot competition organized by the Iran Space Research Institute. The Armita team achieved first place in the initial phase of the competition in 1401. The design process of the Armita rover adheres to the European cooperation for space standardization (ECSS) framework. Key stages of the process are briefly outlined, including the compilation and extraction of a requirements document, the development of a function-performance tree, a product tree, and the conceptual design of subsystems to meet mission objectives. According to the design results, the Armita rover has a mass of 6.9 kg and geometric dimensions of  $48 \times 38 \times 36$  cm, with a total energy consumption of 112 amp-hours. These specifications enable the rover to successfully perform its intended mission while meeting all technical, dimensional, and mass requirements.

\*Corresponding Author's E-mail: [adami\\_amir@mut.ac.ir](mailto:adami_amir@mut.ac.ir)

## How to Cite this Article:

A. H. Adami *et al.*, "Introducing the conceptual design process of the Armita lunar rover based on ECSS," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 4, pp. 65-76, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1477>.



## COPYRIGHTS

© 2024 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).



## ارائه روند طراحی مفهومی ماه‌نورد آرمتا مطابق با استاندارد ECSS

امیرحسین آدمی<sup>۱\*</sup>، زهرا پورجباری<sup>۲</sup>، محمد اژدری<sup>۳</sup>، سیدعلی سعادتدار<sup>۴</sup>، حانیه اسحاق‌نیا<sup>۵</sup>، کاظم قلی‌پور<sup>۶</sup>، سیدمحمد میرمحمدی<sup>۷</sup>، و علیرضا آهنگرانی<sup>۸</sup>

۱ و ۸ - استادیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

۲، ۳، ۶ و ۷ - کارشناسی ارشد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

۴ و ۵ - دانشجوی دکتری، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

## چکیده

## اطلاعات مقاله

در این تحقیق ابتدا به بررسی ساختار کاوشگرهای ارسال شده به سایر سیاره‌ها پرداخته شده و ساختارهای متداول معرفی می‌گردند. در ادامه، به ارائه روند طراحی سیستمی کاوشگر آرمتا که برای اولین مسابقات ملی ربات کاوشگر (پژوهشگاه فضایی ایران) آماده‌سازی شده بود پرداخته خواهد شد. تیم آرمتا موفق به کسب رتبه نخست در فاز اول مسابقه در سال ۱۴۰۱ گردیده است. روند طراحی کاوشگر، مبتنی بر استاندارد ECSS بوده و به‌طور مختصر ارائه می‌گردد که شامل تدوین و استخراج سند الزامات، درخت کارکرد-عملکرد، درخت محصول و نهایتاً طراحی مفهومی زیرسامانه‌ها برای دستیابی به انجام ماموریت مدنظر می‌باشد. بر اساس نتایج استخراج شده، کاوشگر آرمتا با جرم ۶/۹ کیلوگرم و ابعاد هندسی ۳۶×۳۸×۴۸ سانتی متر با انرژی مصرفی کل ۱۱۲ آمپر ساعت امکان انجام ماموریت در نظر گرفته شده را خواهد داشت و کلیه الزامات فنی، ابعادی و جرمی را به‌خوبی ارضاء می‌نماید.

## تاریخچه مقاله:

دریافت ۲۴ بهمن ۱۴۰۲

بازنگری ۱۷ اسفند ۱۴۰۲

پذیرش ۲۶ فروردین ۱۴۰۳

اولین انتشار ۰۲ اردیبهشت ۱۴۰۳

## واژه‌های کلیدی:

کاوشگر

ماه‌نورد

طراحی سیستمی

استاندارد ECSS

درخت محصول

درخت کارکرد

طراحی مفهومی

\*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: [adami\\_amir@mut.ac.ir](mailto:adami_amir@mut.ac.ir)

## How to Cite this Article:

A. H. Adami et al., "Introducing the conceptual design process of the Armita lunar rover based on ECSS," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 4, pp. 65-76, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1477>.

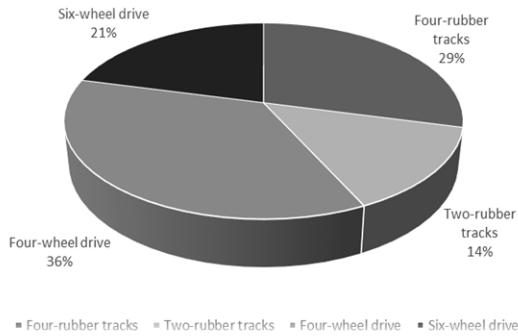


## COPYRIGHTS

© 2024 by the authors. Published by Aerospace Research Institute. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of [The Creative Commons Attribution 4.0 International \(CC BY 4.0\)](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).



برای این نوع سامانه‌ها دو نوع پیکربندی رایج وجود دارد که عبارتند از: نوع چرخ‌دار و نوع سنی. در شکل ۱ توزیع آماری ساختارها نشان داده شده است.



شکل ۱- نمونه‌های کاوشگر بررسی شده برای شرایط مشابه [۱].

Fig. 1. Probe samples examined for similar conditions [1].

اغلب ربات‌هایی که به مریخ و ماه ارسال شده‌اند؛ پنج هدف علمی زیر را پوشش می‌دهند:

- در جستجوی نشانی از آب(مایع حیات): شناسایی محیط‌ها یا بسترهایی که در آن‌ها آب قرار دارد.
  - در جستجوی نشانی از قابلیت زندگی (حیات): شناسایی محیط‌هایی که در گذشته می‌توانسته‌اند قادر به پشتیبانی از زندگی میکروبی باشند.
  - به دنبال نشانه‌های زیستی: یافتن نشانه‌هایی از حیات میکروبی پیشین در آن محیط‌های دارای قابلیت میزبانی زیست، به‌ویژه در سنگ‌های بخصوصی که با گذشت زمان چنین نشانه‌هایی را در خود حفظ می‌کنند.
  - یافتن و ذخیره‌سازی نمونه‌ها: یافتن نمونه‌هایی از سنگ اصلی و سنگ‌پوشه‌ها (خاک) و جمع‌آوری آن‌ها.
  - آماده‌سازی برای انسان: آزمون روش تهیه اکسیژن از جو آن سیاره این تحقیق، به ارائه روند طراحی سیستمی کاوشگر آرمیتا که برای اولین مسابقات ملی ربات کاوشگر (پژوهشگاه فضایی ایران) آماده‌سازی شده بود، می‌پردازد. روند طراحی مبتنی بر استاندارد ECSS بوده و تیم آرمیتا موفق به کسب رتبه نخست در فاز اول مسابقه در سال ۱۴۰۱ گردید.
- ابتدا ماموریت و الزامات فنی معرفی شده و سپس درخت کارکرد-عملکرد سامانه برای ارضاء سند الزامات استخراج می‌شود. در ادامه بر اساس درخت کارکرد-عملکرد، درخت محصول متناظر، طراحی شده و در نهایت روند طراحی مفهومی زیر سامانه‌ها برای دستیابی به سامانه اصلی تشریح می‌گردد.

## علائم و اختصارات

$A_i$	سطح مقطع نواحی مختلف
$m_i$	جرم
$c_{p_i}$	گرمای ویژه
$C_{ij}$	ضریب انتقال حرارت
$F_{ij}$	ضریب دید
$Q_i$	ورودی و خروجی ماهنورد
$T_j, T_i$	دما در نقاط خاص
$\sigma$	ثابت استفان بولترمن
$\epsilon_j, \epsilon_i$	گسیل پذیری

## مقدمه

سال‌هاست که ایده مسکونی شدن کرات دیگر و اعزام انسان به فضا به‌طور جدی پیگیری می‌شود. دانشمندان تلاش‌های زیادی را در راستای کشف آثار حیات در سایر کرات و انتخاب مکان مناسب برای زندگی انسان‌ها در فضا انجام داده‌اند. فناوری فضایی یکی از مهم‌ترین زمینه‌های رقابتی در بین کشورها شناخته می‌شود به گونه‌ای که میزان دستیابی به اشکال گوناگون فناوری فضایی مبنایی برای مقایسه کشورها از نظر توسعه اقتصادی و صنعتی است. بهره‌برداری از فضا با اهداف مختلفی انجام می‌شود. به دلیل پیچیدگی، هزینه گزاف، ریسک‌پذیری بالای پروژه‌های فضایی و عدم پوشش تمامی ابعاد علمی-تکنولوژیک آن توسط طراحان و متخصصان، طراحی و ساخت محصولات فضایی با توجه به کارهای پیشین صورت می‌گیرد. یکی از حوزه‌های نوین در کاوش محیط فضا و سیارات دیگر، بحث کاوشگرهای فضایی است [۱]. فعالیتهای اکتشافی-استخراجی یک ربات معمولاً در یک محیط سخت نظیر اعماق دریا، معادن، فضای خارج از جو، رادیواکتیو یا در محیطی با درجه حرارت بالا صورت می‌گیرد. به‌طور کلی هر کاوشگر دارای چندین بخش است که این بخش‌ها شامل: سازه و چیدمانی، چرخ و موبیلیتی، کنترل، هدایت و ناوبری، مخابرات، تامین و توزیع توان، کنترل حرارت و محموله است، که برای اهداف علمی و اکتشافی مناسب‌سازی می‌گردند.

در ادامه روند طراحی کاوشگرها براساس جامعه آماری و بررسی انواع پیکربندی‌های کاوشگرهای فضایی آورده شده است [۲]. یکی از اولین گام‌ها در طراحی هر سامانه، مطالعه ویژگی‌ها و مشخصات عملکردی سامانه‌های مشابه است [۳-۵]. به‌صورت کلی

## ارائه مأموریت و الزامات فنی طراحی

روند طراحی مفهومی کاوشگر بر اساس دو مأموریت علمی و ناوبری و با توجه به الزامات عنوان شده به شرح زیر در نظر گرفته شده است.

مأموریت اول، جستجوی علائم وجود آب در یک منطقه به شعاع ۵۰ متر است. همچنین کاوشگر باید در کمتر از ۴۰ دقیقه بتواند علائم وجود آب را استخراج کند. کشف علائم حیات باید به صورت برخط باشد. جستجو در یک منطقه ناشناخته نیازمند استفاده از متدهای SLAM<sup>۱</sup> برای تولید نقشه و مکان‌یابی است.

مأموریت دوم، ناوبری اتوماتیک است. در این مأموریت مأموریت باید بتواند به صورت اتوماتیک به مناطقی که مختصات آن‌ها به مأموریت داده شده است با خطای حداکثر سه متر برود.

شایان ذکر است که هدف طراحی کاوشگر برای استفاده بر روی ماه می‌باشد ولی در یک گام میانی مأموریت تقلیل یافته تا امکان تست و ارزیابی بر روی سطح زمین را داشته باشد.

برخی از الزامات فنی مطابق با سند الزامات در جدول ۱ خلاصه شده است.

جدول ۱- الزامات فنی مأموریت آرمیتا [۶].

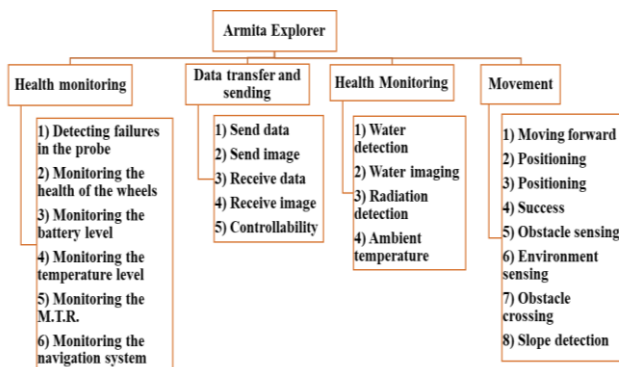
7	The rover must be able to deal with Lunar Dust, which contains abrasive particles, which is one of the challenging factors in the design of the rover.
8	The rover must perform mission changes in the worst-case temperature conditions between -150 and 150 degrees.
9	The weight of the rover must be a maximum of 10 kilograms.
10	The rover must have a processing system to be able to automatically collect data.
11	The rover must be able to produce 360-degree images of the environment.
12	After the location and mapping operations, the rover must have the ability to semi-automatically return to designated points in the environment that have been previously explored.
13	After the rover loses contact with the operator and the base, the rover must be able to continue patrolling and exploring unknown points automatically.

Table 1. Armita Rover technical requirements [6].

Row	Requirement Title
1	The rover must be autonomous. No power or data transmission is allowed by wire.
2	The rover must be able to move for a total distance of 500 meters.
3	The rover must be able to move up to 250 meters from the control station.
4	The rover must be able to move in an environment with a slope of 15 degrees.
5	The mass of the rover must be less than 10 kilograms.
6	The rover must be placed completely (with antennas) in a box measuring 60×60×60 centimeters.

## ارائه درخت عملکرد و درخت محصول

براساس الزامات مشخص شده در جدول ۱، درخت کارکرد و عملکرد و سپس درخت محصول برای انجام مأموریت استخراج شده و به طور خلاصه در شکل ۲ ارائه شده است

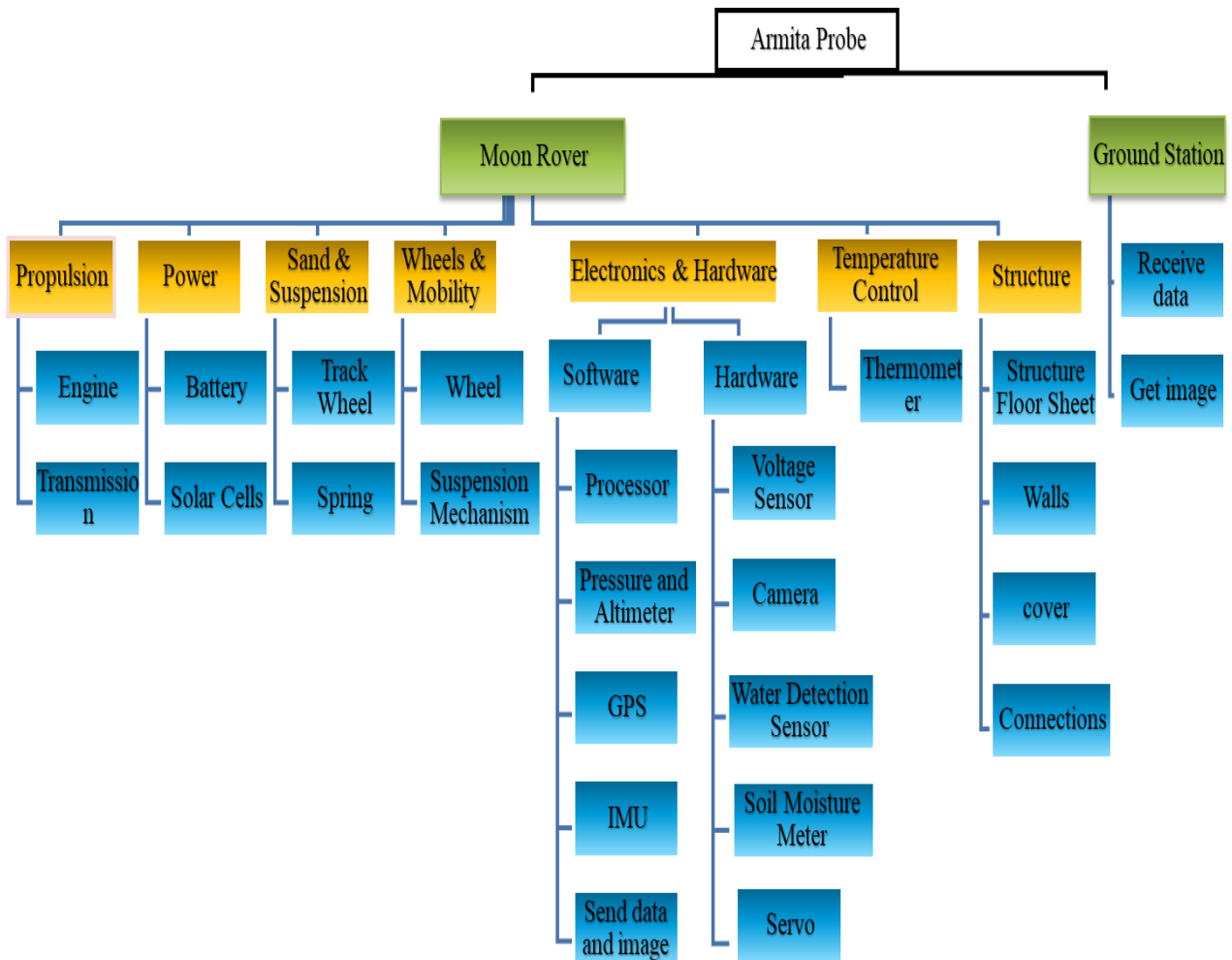


شکل ۲- درخت عملکردی-کارکردی مأموریت آرمیتا [۶].

Fig. 2. Functional tree of Armita Rover [6].

محصول، متناظر با کارکردها و عملکردهای خواسته شده استخراج و در شکل ۳ ارائه گردیده است.

درخت محصول، سند مرجعی می‌باشد که ساختار و اجزاء محصولات پروژه را تعریف و تعیین می‌کند. این سند بیانگر تعاریف اصلی از سیستم مأموریت ماهنورد و بخش زمینی تا سطوح پایین‌تر است. درخت



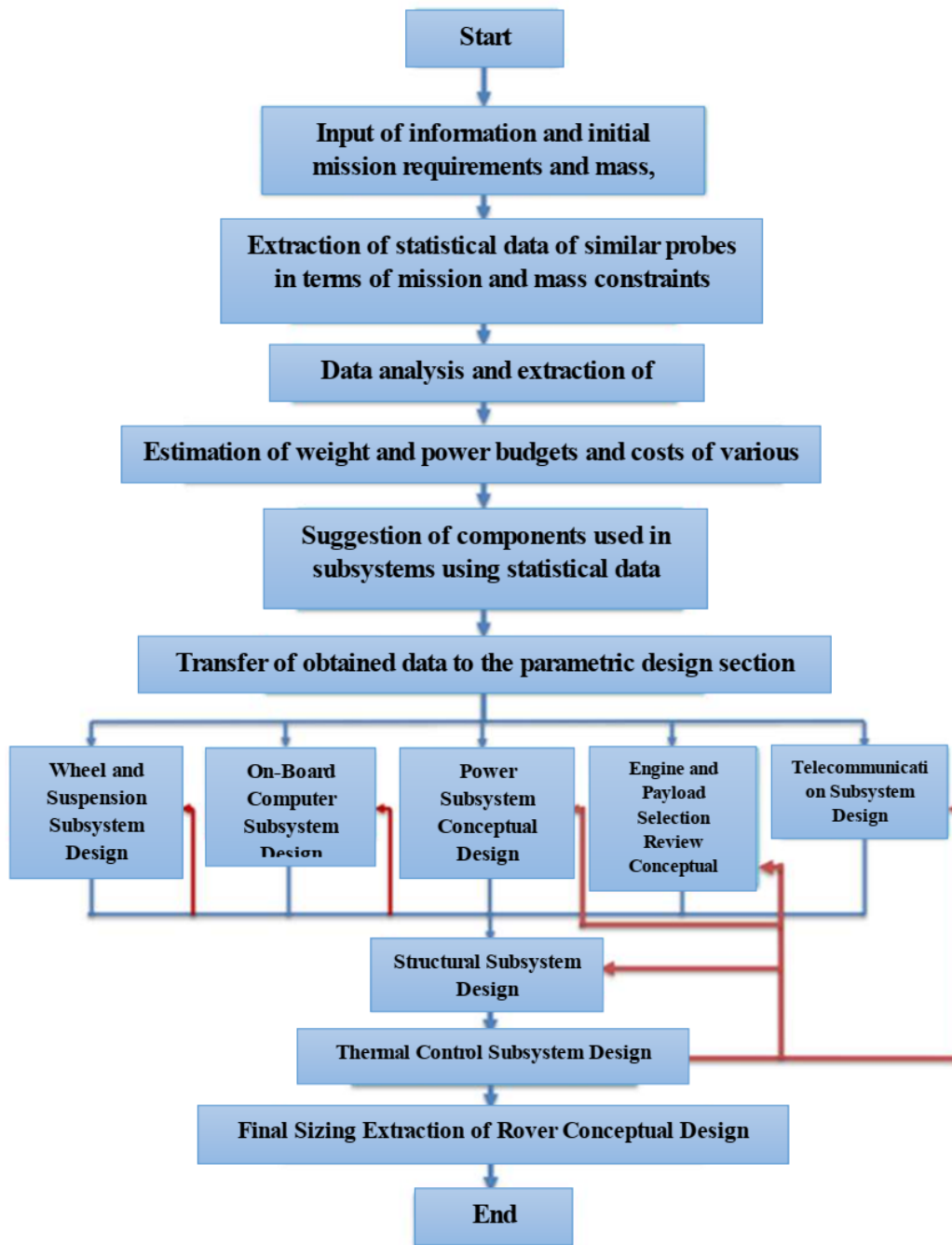
شکل ۳- درخت محصول ماهنورد آرمیتا [۶].

Fig. 3. Armita Rover product tree [6].

### ارائه طراحی سامانه و طراحی زیرسامانه‌ها

الگوریتم طراحی مفهومی کاوشگر، مطابق با دیاگرام شکل ۴ تدوین و انجام پذیرفته است

پیکربندی نهایی ماهنورد حاصل مصالحه میان تعداد زیادی از معیارهای طراحی است. برای این منظور هدف زیر سامانه‌ها به‌گونه‌ای است که انجام مأموریت و ارضاء کلیه الزامات مربوط به سند الزامات فنی را تضمین نماید. در ادامه به‌طور مختصر روند طراحی مفهومی زیر سیستم‌ها کاوشگر آرمیتا (پس از نهایی سازی) ارائه شده است.



شکل ۴- بلوک دیاگرام روند طراحی ماهنورد آرمیتا [۶].

Fig. 4. Block diagram design process of Armita Rover [6].

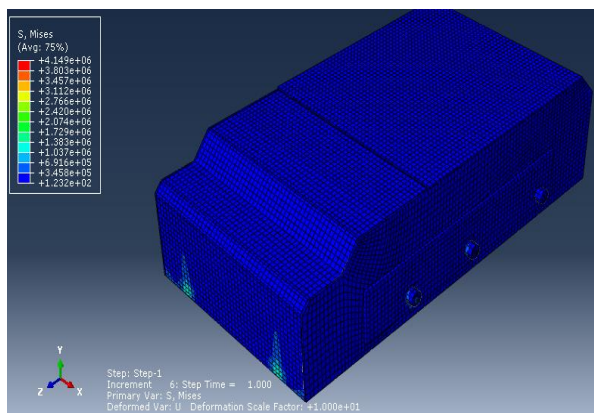
### طراحی زیر سیستم سازه

سازه اصلی یا بدنه، ستون فقرات کاوشگر به‌شمار می‌رود. این سازه تمامی نیروهای برشی، ممان‌های خمشی، بارهای محوری، و بارهای پیششی را باید تحمل کند. با توجه به نیازمندی‌های سیستمی، سازه کاوشگر باید

روند طراحی تا رسیدن به مشخصات اصلی انجام و در برخی موارد تغییراتی در زیرسامانه‌ها با عملیات رفت و برگشتی انجام شده‌است. با توجه به درخت محصول نشان‌داده‌شده در شکل ۳، بخش‌های مورد نیاز در طراحی زیرسیستم‌ها در ادامه تشریح می‌گردد.

Characteristics	Al 7075-T6	Al 6063-T6	Units
Property	Value	Value	---
Thermal Expansion Coefficient	2.36E-05	2.34E-05	/k
Thermal Conductivity	130	209	W/(m.k)
Specific Heat	960	900	J/(kg.k)

در بخش دوم، نتایج حاصل از تحلیل‌های استحکامی و دینامیکی استخراج شده از نرم‌افزار آباکوس بیان شده است.



شکل ۶ - ماکزیمم تنش فون میسز وارده بر کاوشگر در تحلیل استحکامی [۷].

Fig. 6. The maximum von mises stress on the probe in strength analysis [7].

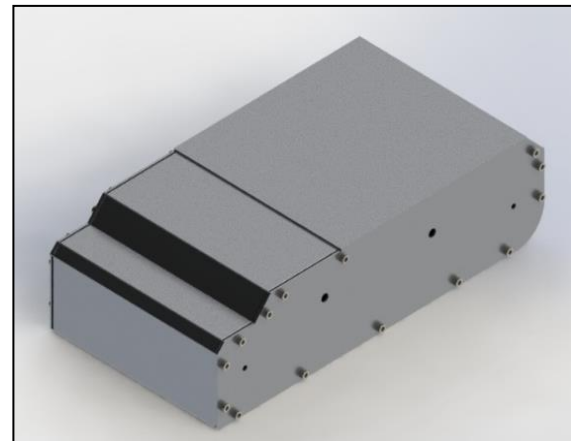
باتوجه به شکل ۶ میزان تنش وارد شده به سازه ۴ مگاپاسکال در تحلیل استاتیکی محاسبه شده است که این مقدار بسیار ناچیز است. تحلیل استحکامی شامل بارگذاری استاتیکی ناشی از نیروی وزن کاوشگر و تحلیل دینامیکی شامل آنالیز مودال است. فرکانس‌های طبیعی حاصل از تحلیل مودال در جدول ۳ نشان داده شده‌اند.

جدول ۳ - فرکانس‌های طبیعی ماهنورد آرمیتا [۸].

Table 3. Armita rover natural frequencies [8].

Mode	Frequency
1	15.73
2	19.37
3	24.32
4	29.65
5	44.95
6	53.70

به صورت یک باکس سر بسته باشد تا زیر سامانه‌ها را از تشعشعات موجود در فضا حفظ نماید. برای سازه کاوشگر، ضرایب بار مندرج در استاندارد MIL-STD-810G برای طراحی مفهومی سازه کافی است. این ضرایب در قالب شتاب‌های محوری و جانبی و عمودی متشکل از شتاب‌های تصادفی و همچنین شوک به سازه اعمال می‌گردد. در شکل ۵ نمونه‌ای از طراحی سازه کاوشگر مشاهده می‌شود.



شکل ۵ - سازه بدنه کاوشگر [۷].

Fig. 5. Probe body structure [7].

طراحی بخش سازه شامل دو بخش کلی است. بخش اول در مورد مواردی همچون طراحی پیکربندی، شکل عمومی و جنس ماده انتخابی سازه، بحث شده است. بر اساس مطالعات آماری انجام شده، Al 6063-T6 و Al 7075-T6 به عنوان دو ماده اصلی انتخابی برای سازه بدنه کاوشگر انتخاب شده که خواص آن در جدول ۲ آورده شده است.

جدول ۲ - مشخصات مکانیکی آلومینیوم ۶۰۶۳ و آلومینیوم ۷۰۷۵ [۷].

Table 2- Mechanical characteristics of aluminum 6063 and aluminum 7075 [7].

Characteristics	Al 7075-T6	Al 6063-T6	Units
Property	Value	Value	---
Elastic Modulus	7.2E10	6.95E10	N/m <sup>2</sup>
Poisson's Ratio	0.33	0.33	N/A
Shear Modulus	2.69E10	2.58E10	N/m <sup>2</sup>
Mass Density	2810	2700	Kg/m <sup>3</sup>
Tensile Strength	570E6	240E6	N/m <sup>2</sup>
Compressive Strength	-	240E6	N/m <sup>2</sup>
Yield Strength	5.05E6	215E6	N/m <sup>2</sup>

اول می‌باشد و در معادله (۱) بیان شده است.

$$m_i c_{pi} \frac{dT_i}{dt} = Q_i - \sum_{j=1}^n C_{ij}(T_i - T_j) - \sum_{j=1}^n \epsilon_i \epsilon_j F_{ij} A_i \sigma (T_i^4 - T_j^4) \quad (1)$$

در معادله (۱)،  $m_i$  جرم،  $c_{pi}$  گرمای ویژه،  $Q_i$  ورودی و خروجی حرارتی به مهنورد،  $C_{ij}$  ضریب انتقال حرارت،  $\epsilon_i$  و  $\epsilon_j$  گسیل‌پذیری،  $T_i$  و  $T_j$  دما در نقاط خاص،  $F_{ij}$  ضریب دید،  $A_i$  سطح مقطع نواحی مختلف و  $\sigma$  ثابت استفان بولتزمن می‌باشند.

جدول ۴ - محدوده دمای عملیاتی سخت افزارهای مورد استفاده [۱۰].

Table 4. The operating temperature range of the used hardware [10].

Material	$\lambda$	$c_p$	$\epsilon$	$\alpha$
CFRP	10	795	0.80	0.80
Stainless steel	17	510	0.56	0.80
Al 7075-T6	130	960	0.06	0.25
ULTEM	0.1225	1470	0.84	0.40
Magnesium alloy	156	1050	0.07	0.39
Ag Teflon	5.02	1400	0.76	0.17
Solar panel	66	320	0.85	0.92
$\lambda_{gel}$	2.60	1150	0.79	N/A
FR4	0.22	1386	0.75	N/A

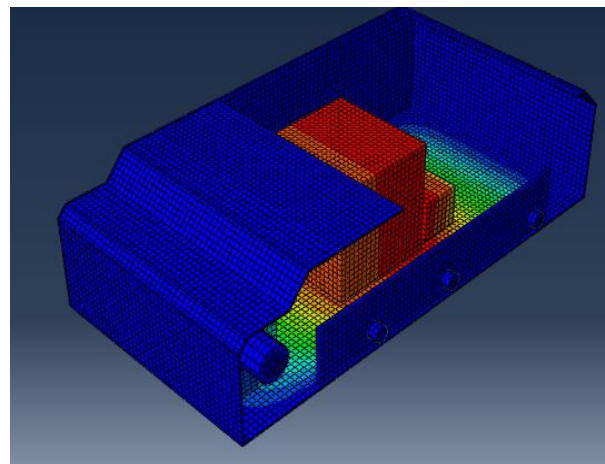
هدایت حرارتی بیشترین تأثیر را بر روی مهنورد دارد. با توجه به این موضوع هر جزء در مکان خاصی نصب شده است تا از اشباع حرارتی جلوگیری شود.

## زیرسامانه الکترونیک و سخت‌افزار

زیرسیستم الکترونیک و سخت‌افزار را می‌توان از اصلی‌ترین بخش‌های یک کاوشگر نامید که داده‌های مورد نیاز کاوشگر برای انجام موفق مأموریت تولید می‌نماید. واحد الکترونیکی کاوشگر از یک پردازنده و حسگرهایی نظیر IMU، دماسنج، فشار و ارتفاع سنس، GPS، دوربین، برد توزیع توان، حسگر ولتاژ تشکیل شده است متناسب با الزامات مأموریتی نهایتاً، لیست قطعات الکترونیکی استفاده شده در مهنورد آرمیتا در جدول ۵ آورده شده است. [۸]

Mode	Frequency
7	63.01
8	67.56
9	82.56
10	105.01

نتایج حاصل از شبیه‌سازی عددی حاکی از آن است که سازه، استحکام کافی در برابر بارهای استاتیکی وارده بر آن را دارد و در فازهای بعد به تحلیل استحکام سازه در برابر بارهای شبه استاتیکی و بارهای دینامیکی نظیر شوک و بارگذاری اتفاقی پرداخته خواهد شد.



شکل ۷ - شکل مود اول سازه کاوشگر آرمیتا [۷].

Fig. 7. The figure of the first mode of the Armita probe structure [7].














باتوجه به شکل مودها و فرکانس‌های استخراج شده می‌توان رفتار سازه را در هنگام مواجهه با بارهای تصادفی و شوک پیش‌بینی نمود.

## زیر سیستم کنترل حرارت

اگر کاوشگر مدت زمان طولانی در سایه‌ی ماه قرار گیرد، چنان سرد می‌شود که دمای قطعاتش از محدوده مجاز پایین تر خواهد رفت و اگر در برابر خورشید قرار بگیرند، بدنه‌ی فلزی آن به شدت گرم می‌شود [۶] بنابراین، همیشه این خطر وجود دارد که ابزارهای موجود در کاوشگر بیش از حد گرم یا چنان سرد شوند که از کار بیفتند. چون در فضا، هوا وجود ندارد، تنظیم دما به شیوه‌ی تبادل حرارتی با محیط ممکن نیست، اما به شیوه‌ی تابشی می‌توان مقدار دما را تغییر داد. به همین دلیل، کاوشگرها را با موادی پوشانده شده که عایق حرارتی باشند و پرتوهای رسیده را منعکس کنند. معادله توازن حرارتی کلی به صورت معادله دیفرانسیل مرتبه

جدول ۵ - لیست تجهیزات الکترونیکی مورد استفاده [۸].

Table 5. List of electronic equipments [8].

Weight g	Power consumption W	Dimensions mm	Shape	Name	Component
10	80×10 <sup>-3</sup>	53×20.8		Arduino (Blupill stm32)	Processor
4	105.6×10 <sup>-6</sup>	14×12×0.9		BMP180	Pressure and altitude
4	150×10 <sup>-6</sup>	5×3×0.9		SHT10	Temperature and humidity
10	180×10 <sup>-3</sup>	25×25×3		-GY NEO6M V2	GPS
5	5×10 <sup>-3</sup>	-		DS18B20	Thermometer
5	1.65×10 <sup>-5</sup>	25×11×3		MAX17043	Voltage sensor
5	10.56×10 <sup>-3</sup>	35×15×3		MPU9250	IMU
15	3.3×80×10 <sup>-6</sup>	35×25×10		JPEG Camera	Camera
4	0.1	60×20×7		Water sensor YwRobot	Water detection sensor
10	0.2	71.65×24×1.6		Soil Moisture Meter AHN-72	Soil moisture sensor
52	2	77×27×30		TS582000	Image transmission
30	0.5	50×50×20		DRF7020 D27	Data transmission
13.4	2.1	22.8×12.2×28.5		MG90S (Micro Servo)	Servo
167.4	5.1761	-	-	-	Total

مطابق جدول ۵ مجموع توان مورد نیاز برای بخش الکترونیکی و ساختافزار برابر با ۵/۱۷۶۱ وات است. مطابق با سند مهندسی سیستم، ۲۰ درصد قابلیت اطمینان به این عدد باید اضافه گردد. همچنین مجموع وزن این بخش برابر با ۱۶۷/۴ گرم به دست آمده است.

باند فرکانسی سیستم ارسال تصویر ۵.۸ GHz و ابعاد آنتن ۵×۰/۵ سانتی متر با برد مخابراتی ۷۰۰ متر و اگر از آنتن‌های پولاریزه استفاده شود، برد آن تا ۲ کیلومتر نیز قابل افزایش است. باند فرکانسی سیستم تله متری ۴۳۳ MHz و ابعاد آنتن ۱۰×۱ سانتی متر با برد مخابراتی ۶ کیلومتر می‌باشد.

### زیرسامانه چرخ و موبیلیتی

در بین روش‌های مختلفی که برای جابه‌جایی و حرکت وجود دارد، یکی از روش‌ها برای جابه‌جاشدن کاوشگر، چرخ است [۸-۷] هدف از این طراحی تعیین ابعاد هندسی چرخ کاوشگر آرمیتا است. با مروری بر جامعه آماری، انواع طرح و ایده‌های مورد استفاده شده بررسی و مقایسه می‌گردد. برای تعیین قطر، عرض، جنس و وزن هر چرخ، تعداد ۸ کاوشگر، که آخرین فناوری ارسالی بشر به سیاره‌ای دیگر است را به عنوان جامعه آماری هدف مشخص نموده، سپس با به دست آوردن نسبت وزن کل کاوشگر به وزن هر چرخ، بودجه بندی وزنی محاسبه خواهد شد. برای تعیین قطر و عرض چرخ، سامانه تعلیق نیز در نظر گرفته شده است. تمرکز این سامانه‌ها بر روی افزایش توانایی حرکت سامانه اعم از رد کردن موانع بلند، پله‌ها، سراسیمبی‌ها و سربالایی‌های تند و در درجه پایین‌تر کاهش ارتعاشات و ضربات ناشی از عبور از موانع است. به صورت کلی سامانه تعلیق مورد استفاده در ماهنوردهای چرخ‌دار بر روی جانمایی چرخ‌ها و نحوه اتصالات به نحوی که درجه آزادی مفیدی داشته باشند است. در شکل ۸ نمای از نحوه اتصالات چرخ‌ها در ماهنورد آرمیتا آورده شده است.



شکل ۸- زیر سیستم چرخ و تعلیق در کاوشگر آرمیتا [۱۳].

Fig. 8. Wheel and suspension system in Armita probe [13].

جدول ۷ - مشخصات موتور کاوشگر [۱۴].

Table 7. Probe engine specifications [14].

Minimum shaft diameter	Maximum shaft length	Maximum engine length	Minimum output speed	Minimum torque output
4 mm	20 mm	60.5 - 70 mm	40 rpm	5010 $g_f.cm$

### زیر سیستم توان

زیر سیستم تأمین توان نقش تولید و ذخیره و توزیع توان الکتریکی را در کاوشگر دارد. یکی از روش‌های تأمین توان باطری است. باتری لیتیوم پلیمری یا باتری لیتیوم-یون پلیمری که اصولاً به Lipoly, Li-Po, Lipo و یا لپیو مخفف می‌شود، باتری انتخاب شده برای این مأموریت است. این باتری‌ها در مقایسه با انواع دیگر باتری‌های لیتیومی انرژی بالاتری را انتقال می‌دهند. در ادامه روند دقیق انتخاب باتری بررسی خواهد شد. برای انتخاب باتری لازم است ابتدا مقدار power را محاسبه شود که با استفاده از رابطه (۴) به دست می‌آید.

$$power = \frac{(torque(N.M).speed(rpm))}{9.5488} \quad (4)$$

میزان توان مصرفی کل سامانه برابر است با 93 W که برای زمان تقریبی ۱ ساعت و با در نظر گرفتن 1.2 حاشیه اطمینان برای سامانه، مقدار توان مصرفی کل سامانه برابر با 11.6 Wh می‌شود [۱۵] جهت تعیین ظرفیت باتری که باید انتخاب گردد این مقدار توان را طبق رابطه (۵) باید به ولتاژ باتری تقسیم نمود.

$$Cappacity = \frac{P_{total}}{V_{max}} = \frac{111.6}{12} = 9.3 Ah \quad (5)$$

با در نظر گرفتن حاشیه اطمینان برای ظرفیت باتری، باتری انتخاب شده باید ظرفیت 9.3 Ah و ولتاژ 12 V داشته باشد. با توجه به نوع باتری‌های لیتیومی موجود، باتری انتخاب شده باید از میان باتری‌های 3Cell انتخاب گردد.

جدول ۸ - مشخصات باتری کاوشگر [۱۵].

Table 8. Probe battery specifications [15].

N.O battery packs	Voltage V	power wh	Dimensions mm	Weight g
1	11.1	9.435	55×30×25	73

با توجه به طراحی صورت گرفته و به کمک جامعه آماری مشخصات کلی چرخ‌های ماهنورد آرمیتا در جدول ۶ خلاصه شده است.

جدول ۶ - مشخصات نهایی چرخ کاوشگر [۱۳].

Table 6. The final specifications of the probe wheel [13].

Dimension s (mm)	Weight (grams)	Shape	Subsystem	Row
$\phi=100$ W=62	2200		Wheel set (4 pcs.)	1

میزان قطر و ارتفاع تعیین شده، با جامعه آماری هدف همپوشانی خوبی دارد و قادر به ارضاء قیود و الزامات تعیین شده می‌باشد.

### زیر سیستم نیرو محرکه

موتور محرک را می‌توان به‌عنوان وسیله‌ای که انرژی را به حرکت فیزیکی تبدیل می‌کند تعریف کرد. هر روباتی برای حرکت نیاز به یک عامل تولید کننده نیرو و یک عامل انتقال دهنده آن دارد همان‌طور که از اسم آن مشخص است، به این نوع محرک‌ها، موتور محرکه گفته می‌شود. اهمیت سامانه انتقال قدرت از این جهت بیشتر می‌شود که باید انتقال قدرت و توان تولیدی موتور با کمترین کاهش و هدر رفت به چرخ‌ها برسد [۱۴] بنابراین، نیروی اصطکاکی که در اثر تماس چرخ با زمین به وسیله اعمال می‌شود، به‌صورت معادله (۲) بیان می‌شود.

$$F = mg \cdot \cos\theta \cdot \mu + mg \cdot \sin\theta \quad (2)$$

که با ضرب نمودن این رابطه در شعاع چرخ،  $T$  حداقل گشتاور مورد نیاز موتورها را می‌توان به دست آورد. (رابطه شماره (۳))

$$T = F \times R_w \quad (3)$$

با احتساب حاشیه اطمینان، زمان پیدا کردن آب و حداقل سرعتی که وسیله نیاز دارد تا این مسافت ۵۰۰ متری را ظرف مدت ۴۰ دقیقه همراه با کاوش جهت شناسایی آب طی نماید، معادل ۴۰ تا ۴۵ rpm خواهد بود. این مقدار بدین معناست که موتوری که انتخاب می‌گردد، حداقل دور خروجی که لازم است داشته باشد، باید از 40 rpm بیشتر باشد. با توجه به این محاسبات مشخصات نهایی محرک‌های انتخابی در جدول ۷ مشاهده می‌شود.

جدول ۹- مشخصات سیستمی کاوشگر آرمیتا [۶].

Table 9. Armita probe system specifications [6].

Number of sensors	Number of engines	Energy consumption (Ahr)	Geometric dimensions (mm)	Total mass (kg)
8	4	112	480×387×360	6.9

همان طور که نتایج نشان می‌دهد، طراحی صورت گرفته الزامات

سیستمی نظیر جرم و حجم را ارضا می‌نماید [۹-۱۶].

### جمع بندی و خلاصه

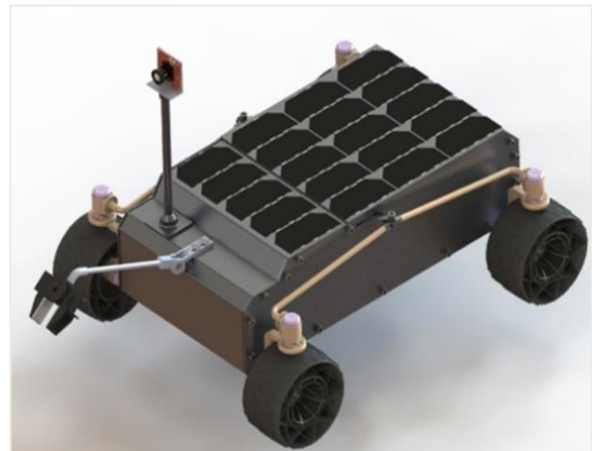
در این تحقیق به طور مختصر به بررسی ساختار کاوشگرهای ارسال شده به سایر سیاره‌ها پرداخته شده و ساختار چرخ دار (۴ عدد چرخ) به عنوان ساختار برگزیده برای ماموریت مدنظر این تحقیق انتخاب گردید. در ادامه، با پیاده‌سازی استاندارد ECSS در روند طراحی مفهومی، سند الزامات، درخت کارکرد-عملکرد، درخت محصول و نهایتاً طراحی مفهومی زیرسامانه‌ها برای دستیابی به انجام ماموریت مدنظر ارائه گردید. زیر سامانه سازه بر اساس المان پوسته و جنس Al 7075-T6 و Al 6063-T6 طراحی گردید که در تحلیل استاتیکی و دینامیکی آنالیز مودال، سازه دارای فرکانس طبیعی اول ۱۵/۷۳ می‌باشد. زیر سامانه کنترل حرارت به صورت غیر فعال و مبتنی بر هدایت رسانایی و تشعشعی طراحی گردید که نتایج تحلیل‌های حرارتی در بدترین شرایط گرم و بدترین شرایط سرد نشان دهنده تامین دمای مجاز برای کلیه قطعات است. زیرسامانه الکترونیک و سخت افزار بر اساس الزامات فنی، مبتنی بر استفاده از نمونه تجاری به صورت کامل استخراج و ارائه گردید که با لحاظ ۲۰ درصد حاشیه اطمینان طراحی توان مصرفی برابر با ۶/۲۱ وات مطالبه می‌نماید. خلاقانه ترین بخش ماهنورد یعنی زیر سامانه موبیلیتی و چرخ بر اساس الزامات فنی طراحی و با طراحی مکانیکی صورت گرفته چرخها دارای درجه آزادی نسبت به هم برای عبور از موانع خواهند بود. جرم این زیرسامانه ۲۲۰۰ گرم می‌باشد. زیرسامانه نیرو محرکه بر اساس الزامات فنی و ماموریتی (در بخش یافتن آب) نهایتاً منجر به استفاده از موتور الکتریکی با توان حداقل گشتاور ۵۰۱۰ گرم نیرو. سانی مترو سرعت چرخش حداقل ۴۰rpm گردید. حساس ترین زیرسامانه یعنی تولید و توزیع توان الکتریکی، بر اساس مطالبات مصرفی زیرسامانه‌ها و لحاظ حاشیه اطمینان قید شده، منجر به استفاده از باطری لیتیوم-یون با ولتاژ ۱۲ ولت و ظرفیت ۹/۳ آمپر ساعت برای انجام ماموریت گردید. بر اساس نتایج استخراج شده، کاوشگر آرمیتا با جرم ۶/۹ کیلوگرم و

با توجه به محاسبات ذکر شده و باتری‌های موجود، می‌توان از ۴ بسته از باتری‌های با مشخصات جدول ۸ که به صورت سری به یکدیگر وصل می‌شوند استفاده نمود.

### ارائه طرح نهایی و بودجه فنی، جرمی و حجمی

تیم مهندسی سیستم طرح‌های مختلف چرخ دار و شنی را مد نظر قرار داد و در نهایت برای این ماموریت گزینه بهینه براساس ارزیابی انجام شده طرح چهار چرخ است که در ادامه بودجه‌بندی آن به طور مختصر ارائه می‌گردد.

با توجه به الزامات و طراحی صورت گرفته ابعاد و هندسه کلی این ماهنورد ۴۸۰ × ۳۸۷ × ۳۶۰ میلی‌متر است. در این طرح از چهار موتور استفاده شده که درون چرخ‌ها نصب شده و سایر زیر سامانه‌ها درون بدنه قرار گرفته‌اند. بدنه و سازه خارجی از طریق مکانیزم سیستم تعلیق به چرخ‌ها متصل می‌شود. از جمله مزایای استفاده از طرح چرخ دار می‌توان به وزن پایین و قابلیت اطمینان بالای آن اشاره کرد. استحکام پایین این طرح از جمله معایب آن به‌شمار می‌رود. در شکل ۹ نمای از بالای کاوشگر آرمیتا نشان داده شده‌است.



شکل ۹- نمای ایزومتریک کاوشگر آرمیتا [۷].

Fig. 9. Armita probe isometric view [7].

در طرح چرخ‌دار، چرخ‌های عقب و جلو هر طرف به کمک میله‌هایی که تحت زاویه خاصی قرار گرفته‌اند به یکدیگر متصل می‌شوند همچنین مجموعه چرخ‌های سمت چپ و راست ماهنورد با استفاده از مکانیزمی که درون بدنه قرار گرفته است به یکدیگر متصل شده‌اند. این مکانیزم یک درجه آزادی چرخشی دارد که تعادل ماهنورد در هنگام عبور از موانع حفظ می‌شود. مشخصات جرمی و حجمی این کاوشگر در جدول ۹ خلاصه شده است.

- [7] A. H. Adami *et al.*, "Conceptual design report of our structure and layout subsystem," Armita team of Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran, 1401.
- [8] A. H. Adami *et al.*, "Conceptual design report of electronic and hardware sub-system," Armita team of Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran 1401.
- [9] S. Barraclough, K. Huston, and E. Allouis, "Thermal design for moon-next polar rover," SAE., Technical Paper 2009-01-2461, 2009, <https://doi.org/10.4271/2009-01-2461>.
- [10] A. H. Adami *et al.*, "Conceptual design report of temperature control subsystem," Armita team of Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran 1401.
- [11] D. Cardile, N. Viola, S. Chiesa, and A. Rougier, "Applied design methodology for lunar rover elastic wheel," *Acta Astronautica*, vol. 81, no. 1, pp. 1-11, 2012, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2012.06.002>.
- [12] B. Bhattarai, C. Datta, K. M. Shrilakshmi, A. S. Deeptha, and K. Nair, "Design and analysis of lunar rover wheels using finite element modelling," *ECS Transactions*, vol. 107, no. 1, 2022, Art. no. 3769, <https://doi.org/10.1149/10701.3769ecst>.
- [13] A. H. Adami *et al.*, "Conceptual design report of wheel and mobility subsystem," Armita team of Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran, 1401.
- [14] A. H. Adami *et al.*, "Conceptual design report of gearbox engine subsystem," Armita team of Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran, 1401.
- [15] A. H. Adami *et al.*, "Conceptual design of electric power supply and distribution subsystem," Armita team of Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran, 1401.
- [16] A. H. Adami *et al.*, "Statistical community report," Armita team of Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran, 1401.

ابعاد هندسی ۳۶×۳۸×۴۸ سانتی‌متر با انرژی مصرفی کل ۱۱۲ آمپر ساعت امکان انجام ماموریت را خواهد داشت و کلیه الزامات فنی، ابعادی و جرمی را به خوبی ارضاء می‌نماید.

## تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

## منابع

- [1] P. Berkelman *et al.*, "Design of a Day/Night Lunar Rover," The Robotics Institute Carnegie Mellon University Pittsburgh, Pennsylvania 15213, Technical Report CMU-RI-TR-95-24, 1995.
- [2] A. Vasiliev, I. Dalyaev, and E. Slyuta, "Design concept of lunar rover for the moon geological exploration," in *28th DAAAM International Symposium On Intelligent Manufacturing And Automation Annals*, Zadar, Croatia, 2017, <https://doi.org/10.2507/28th.daaam.proceedings.110>.
- [3] G. Kumar, "Moon Rover design." in *IEEE Conference on Control Applications (CCA)*, Buenos Aires, Argentina, 2016.
- [4] A. Della Torre, *et al.*, "Amalia mission lunar rover—the conceptual design of the team italia rover, candidate for the google lunar X prize challenge," *Acta Astronautica*, vol. 67, no. 7-8, pp. 961-978, 2010, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2010.05.023>.
- [5] N. Britton, K. Yoshida, J. Walker, K. Nagatani, G. Taylor, and L. Dauphin, "Lunar micro rover design for exploration through virtual reality teleoperation," in *Field and Service Robotics Springer Tracts in Advanced Robotics*, L. Mejias, P. Corke, and J. Roberts, Eds. vol. 105, Springer, Cham, 2015, [https://doi.org/10.1007/978-3-319-07488-7\\_18](https://doi.org/10.1007/978-3-319-07488-7_18)
- [6] A.H. Adami *et al.*, "Design of engineering document," Armita Team of Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran, 1401.