Vol. 4, No. 3& 4, Fall 2011 and Winter 2012

JSST
Journal of Space Science & Technology

Conceptual Design Algorithm of Dousti Manned Spacecraft

M. Mirshams[1] and L. Khalaj-Zade[2]*

1. Department of Engineering Aerospace, K. N. Toosi University. of Technology

2. Space Research Institute

*14th St., Saadat Abad, Tehran, IRAN

mirshams@kntu.ac.ir

To design a manned spacecraft carrying one to two crews to the low Earth orbits, design phases should be completed in various levels. It also needs to gather manned spacecrafts technical data which is developed in the same category. In the system design algorithm presented in this paper, the conceptual design sequences of a manned spacecraft named Dousti is accomplished systematically.

First of all, in accordance with a target group of manned spacecrafts' mission, Dousti's mission profile is defined and system level requirements are recognized. User's requirements are also considered in the mission profile and subsequently in system level requirements.

General characteristics of Dousti spacecraft as well as its mass and dimensional features are derived in the next step. Statistics and parametric models are systematically applied in design sequence. Then, final characteristics of the spacecraft's main subsystems designed through engineering methods and applying parametric models are introduced.

Afterwards, resulting characteristics of the spacecraft are traded off to reform and then validated by statistics and parametric models to present the final plan.

Keywords: manned spacecraft, conceptual design, system design, design algorithm, manned spacecraft mission profile, design requirements

1. Assitant Professor
2. M. Sc. (Corresponding Author)

Recived: 2011.04.23 , Accepted: 2011.12.13

JSST
فصلنامهٔ علمی - پژوهشی علوم و فناوری فضایی

جلد ۴/ شمارهٔ ۳ و ۴/ پاییز و زمستان ۱۳۹۰
ص. ص ۲۲- ۱۱

الگوریتم طراحی مفهومی فضاپیمای سرنشین‌دار «دوستی»

مهران میرشمس[۱] و لیلا خلج‌زاده[۲*]

۱- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی
۲- پژوهشکده تحقیقات فضایی، سازمان فضایی ایران

*تهران، سعادت‌آباد، خ چهاردهم
mirshams@kntu.ac.ir

طراحی فضاپیمای سرنشین‌داری که قابلیت حمل یک تا دو سرنشین را به مدارهای پایینی زمین داشته باشد، مستلزم طی مراحل گوناگون طراحی و داشتن اطلاعات فنی از فضاپیماهای توسعه‌یافته از این دست است. در الگوریتم ارائه شده در این مقاله، مراحل طراحی مفهومی فضاپیمایی با نام "دوستی" در قالب قدم‌هایی یک به یک طی می‌شود. ابتدا پروفایل مأموریت با توجه به نیازهای داخلی و مرور مأموریت‌های فضاپیماهای گروه هدف استخراج و بر اساس آن نیازمندی‌های سطح سیستم تعیین می‌شود. سپس، با بهره‌گیری از مدل‌های آماری و به‌کارگیری دیدگاه سیستمی، ویژگی‌های کلی فضاپیمای دوستی و مشخصات جرمی و ابعادی آن استخراج می‌شود. نتایج حاصل از طراحی زیرسیستم‌های اصلی فضاپیما که با به‌کارگیری روش‌های مهندسی و بهره‌برداری از مدل‌های آماری و پارامتری انجام گرفته در مرحلهٔ بعد اعلام می‌شود. آنگاه، طرح حاصل، سبک و سنگین می‌شود تا اصلاحات مورد نیاز در سطح سیستم اعمال شود. ویژگی‌های فضاپیما با نمونه‌های آماری صحت‌سنجی و در پایان، طرح نهایی فضاپیمای دوستی ارائه می‌شود.

واژه‌های کلیدی: فضاپیمای سرنشین‌دار، طراحی مفهومی، الگوریتم طراحی پروفایل مأموریت فضاپیمای سرنشین‌دار، نیازمندی‌های طراحی

مقدمه

روند طراحی هر فضاپیما در سه مرحله خلاصه می‌شود: طراحی مفهومی، طراحی مقدماتی، و طراحی دقیق. وظیفهٔ اصلی طراح در طول مرحلهٔ طراحی مفهومی تأثیرگذاری بر پیکربندی فضاپیماست و در مراحل نخست آن نیازهای سطح سیستم در مورد مدار، نوع پرتابگر، سیستم پیشرانش برای تنظیم مدار و کنترل وضعیت فضاپیما تعیین می‌شود. پس از نهایی‌کردن طراحی مفهومی، طراحی مقدماتی با سبک و سنگین‌کردن‌های سطح سیستم بر اساس نیازمندی‌های فضاپیما و مأموریت، و تعمیم نیازهای سطح بالای سیستم به مشخصه‌هایی که تمامی پارامترهای مهندسی سیستم و زیرسیستمی را بپوشاند شروع می‌شود و انتخاب‌های لازم صورت می‌گیرد. در اینجا پیکربندی دقیق‌تری از فضاپیما معرفی، بودجهٔ جرم و توان برقرار و اصلاحات لازم بر طراحی اعمال می‌شود. مراحل بعدی با عمق بیشتری در طراحی دقیق ادامه می‌یابد [۲-۱]. الگوریتمی که در این مقاله معرفی شده است با استفاده از مدل‌های آماری مراحل طراحی مفهومی را با نگاه سیستمی برای فضاپیمای سرنشین‌داری با نام "دوستی" اعمال می‌کند که قابلیت پرواز کوتاه مدت با یک تا دو سرنشین را به مدارهای پایینی زمین دارد.

تعداد فضاپیماهای سرنشین‌دار ساخته‌شده بسیار اندک است.

---

۱. استادیار
۲. کارشناس ارشد (نویسندهٔ مخاطب)

دریافت مقاله: ۹۰/۰۲/۰۳ ، تأیید مقاله: ۹۰/۰۹/۲۲

این فضاپیماها به چند دستهٔ کلی تقسیم می‌شوند: ایستگاه‌های فضایی (سالوت، میر، ایستگاه فضایی بین‌المللی)، شاتل‌های فضایی (شاتل و بوران)، فضاپیماهای مداری شامل کپسول فضایی در دو دستهٔ مخروطی (سیستم‌های امریکایی شامل مرکوری، جمینی، آپولو و اوریون) و استوانه‌ای (سیستم‌های شرقی شامل واستوک، واسخود، سایوز و شنژو). در طراحی حاضر، ویژگی‌های کپسول‌های فضایی سرنشین‌دار واستوک، واسخود، سایوز و شنژو، به ویژه دو فضاپیمای آخر، به عنوان گروه هدف ملاک طراحی قرارگرفته است. دو فضاپیمای نخست گروه فناوری قدیمی‌تری دارند و تعداد پروازهای محدودی داشته‌اند. پیشرفت فناوری و اعمال اصلاحات در طول سالیان، منجر به پیدایش فضاپیماهای پیشرفته‌تر گروه همچون سایوز تی‌ام‌ای و شنژو شده است. به جز واستوک، سایر فضاپیماهای گروه قابلیت بردن تا سه سرنشین را به مدارهای پایینی زمین دارند.

الگوریتم طراحی سیستمی فضاپیمای سرنشین‌دار

الگوریتم طراحی مفهومی فضاپیمای سرنشین‌دار دوستی با بهره‌گیری از مدل‌های آماری و پارامتری در شکل (۱) به نمایش در آمده است.

مطابق با این روندنما، اولین قدم در طراحی، تعیین نیازمندی‌ها در سطح سیستم است که پروفایل مأموریت این نیازمندی‌ها را تا میزان زیادی مشخص می‌کند.

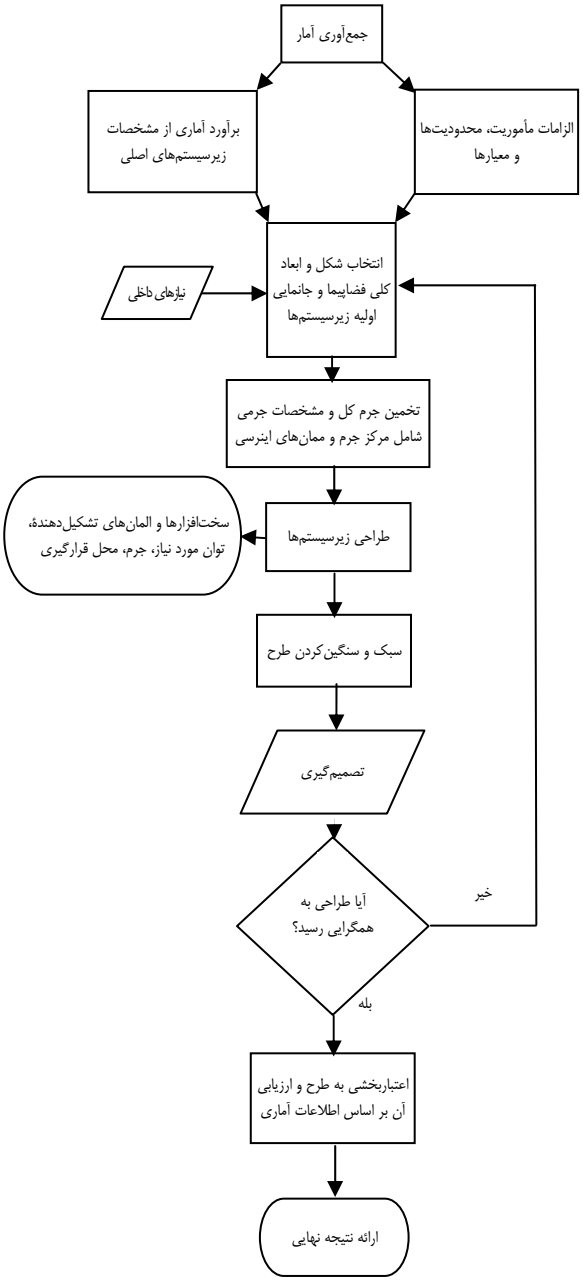
پروفایل مأموریت فضاپیمای دوستی

با الگوبرداری از پروفایل مأموریت‌های فضاپیماهای گروه هدف به ویژه سایوز تی‌ام‌ای و شنژو [۹-۳] و با درنظر داشتن نیازهای داخلی، پروفایل زیر برای مأموریت فضاپیمای دوستی استخراج می‌شود.

الف) مرحلهٔ پرتاب تا قرارگیری در مدار: در مرحلهٔ پرتاب، پرتابگر شرایط لازم را برای نگهداری فضاپیما، مانند دما، رطوبت، تهویهٔ مطبوع و توان فراهم می‌کند. از پرتاب تا رسیدن به مدار ۸ تا ۱۰ دقیقه طول می‌کشد.

ب) مرحلهٔ گشت‌زنی در مدار: مراحل عملیاتی به صورت زیر خواهد بود:

۱. قرارگیری در مدار اولیه ۲۵۰ × ۲۰۰ کیلومتر با زاویهٔ میل نزدیک به ۵۰ درجه
۲. رسیدن به حالت پایدار آنتن‌ها و آرایه‌های گسترده، بررسی‌های لازم توسط مرکز کنترل پرواز و خدمه
۳. مانور تصحیح مدار اولیه، تغییر مدار اولیه به مدار دایروی با ارتفاع متوسط ۳۳۰ کیلومتر با بهره‌گیری از پیشرانش فضاپیما
۴. فعالیت در مدار عملیاتی تعویض لباس، بررسی‌های لازم، راه‌اندازی و نظارت بر آزمایش‌های تعریف شده
۵. گردش در مدار، پیمودن نزدیک به چهل مدار
۶. مانور چرخش انجام مانورهای پیچ، رول و یاو برای نمایش فناوری
۷. مانور تصحیح مدار در صورت افت مدار فضاپیما به دلیل پسای اتمسفری، مدار فضاپیما با بهره‌گیری از سیستم پیشرانش آن تصحیح می‌شود.



شکل ۱- الگوریتم طراحی مفهومی فضاپیمای دوستی

انتخاب مدار اولیه و مدار عملیاتی فضاپیما با توجه به مدل‌های آماری (نسخه‌های سایوز و شنژو) و توان پرتابگرهای با قابلیت پرتاب فضاپیمای سرنشین‌دار صورت گرفته است (زاویهٔ تزریق در مدار برای سایوز ۵۱ درجه، برای شنژو ۴۲/۵ درجه و زاویهٔ میل ایستگاه فضایی بین‌المللی ۵۱/۵ درجه است).

ج- مرحلهٔ بازگشت به جو و فرود: مراحل فرود به صورت زیر است:

۱. روشن‌شدن موتور برای خروج از مدار (مانور دی‌اوربیت با روشن‌شدن موتور رترو)
۲. ورود به اتمسفر فوقانی
۳. جدایش کپسول بازگشتی از مدول خدمات ۱۰ دقیقه پس از روشن‌شدن موتور رترو
۴. کاهش زیاد شتاب ثقل، سقوط در اتمسفر پایینی
۵. قطع موقتی ارتباط به دلیل تشکیل لایهٔ پلاسمایی
۶. بازشدن چتر(های) کمکی در ۱۰ کیلومتری زمین
۷. بازشدن چتر اصلی در ۵ کیلومتری
۸. افتادن سپر حرارتی در ۳ کیلومتری
۹. روشن‌شدن راکت‌های رتروی فرود آرام در ۱/۵ متری زمین
۱۰. فرود آرام و انداختن چتر
۱۱. خروج خدمه از کپسول

نیازمندی‌های مأموریت

فضاپیمای دوستی باید قابلیت حمل یک تا دو نفر را به مدار زمین داشته باشد و بتواند در کمال صحت و سلامت آنها را بازگرداند. مدت زمان مأموریت از یک تا سه روز متغیر خواهد بود، که در این مدت زمان طی تا ۴۰ مدار درنظرگرفته شده است. عمر مداری فضاپیما حداقل ۱۴ روز باید باشد. فضاپیما حالت‌های عملیاتی زیر را دارد [۱۰]:

- حالت فعال‌سازی اولیه
- حالت استقرار در مدار
- حالت عملیاتی
- حالت چرخش
- حالت ایمنی
- حالت بازگشت به جو و فرود

هر یک از زیرسیستم‌های فضاپیما در حالت‌های نامبرده باید پاسخگوی نیازهای فضاپیما باشند. در ادامه نیازمندی‌های سطح سیستم فضاپیمای سرنشین‌دار دوستی که قرار است پروفایل مأموریتی را، که در قسمت قبل شرح داده شد، به انجام رساند، به تفکیک زیرسیستم آمده است.

ویژگی‌های اصلی سیستم فضاپیمای سرنشین‌دار دوستی

سیستم فضایی از بخش‌های زیر تشکیل شده است:

- بخش فضایی
- بخش زمینی
- پرتابگر

خط ارتباطی بین فضاپیما و ایستگاه زمینی باید برای تمامی وضعیت‌های فضاپیما تضمین شود و عمر فضاپیما باید دست کم ۱۴ روز باشد.

نیازمندی‌های پرتابگر

۱. فضاپیما باید با سیستم پرتاب انتخابی سازگار باشد.
۲. فضاپیما باید به عنوان محمولهٔ اولیه پرتاب شود.
۳. جدایش از مرحلهٔ فوقانی پرتابگر باید فضاپیما را در مدار نامی اولیه قرار دهد.
۴. جدایش فضاپیما باید با سیستم فرمان پرتابگر انجام گیرد.

بارهای سازه‌ای محوری و طولی در فاصل بین فضاپیما و پرتابگر باید در سند کنترل فاصل[3] پرتابگر شرح داده شود.

محدودیت‌های فرکانسی در جهت‌های عرضی و محوری باید در سند کنترل فاصل پرتابگر آورده شود.

در طول عملیات پرتاب شرایط محیطی فیرینگ باید با ویژگی‌های فضاپیما سازگار باشد.

خروج از مرکز عرضی مرکز جرم نباید از اندازهٔ مجاز فراتر رود.

سرعت زاویه‌ای فضاپیما پس از جدایش باید در سند کنترل فاصل پرتابگر آورده شود.

سرعت نسبی فضاپیما پس از جدایش باید در سند کنترل فاصل پرتابگر آورده شود.

نیازمندی‌های بخش فضایی

۱. ویژگی‌های مدار مأموریتی عبارت هستند از:
- مدار پایینی زمین
- ارتفاع: ۵ ± ۳۳۰ کیلومتر
- میل: ۱ ± ۵۰ درجه
- پریود: ۵۴۹۰ ثانیه (۹۱/۵ دقیقه)

3. Interface Control Document

- خروج از مرکز: نزدیک به صفر
- نیم محور بزرگ: ۵ ± ۶۷۰۸ کیلومتر

۲. فضاپیما باید از زیرسیستم‌های زیر تشکیل شود:
- پیشرانش
- کنترل وضعیت
- کنترل محیطی و پشتیبانی حیات
- کنترل حرارت
- توان
- مخابرات
- سازه، حفاظت حرارتی و حفاظت تشعشعی فرود و بازیابی

نیازمندی‌های زیرسیستم سازه

۱. سازهٔ فضاپیما باید تمامی زیرسیستم‌ها و تجهیزات فضاپیما (به جز آرایه‌های خورشیدی) را در خود جای دهد.
۲. سازهٔ فضاپیما باید فضای کافی برای سرنشین(ها) فراهم کند.
۳. سازهٔ فضاپیما باید با فاصل پرتابگر تجهیز شود.
۴. سازهٔ فضاپیما باید تمامی بارهای واردشونده را در طول مدت عمر فضاپیما، از لحظهٔ شروع پرتاب تا پایان فرود، تحمل کند.
۵. دستگاه مختصات فضاپیما به صورت زیر تعریف می‌شود:
- مرکز مختصات در مرکز هندسی استوانهٔ سازه
- محور X در راستای طول استوانه (جهت مثبت به سمت جلوی مدول خدمه)
- محور Y در راستای شعاع دایره سطح مقطع از مرکز به سمت راست وجه جانبی (راستای محور با توجه به چیدمان صندلی خدمه موازی با کف مدول مداری تعیین می‌شود)
- محور Z در راستای عمود بر صفحهٔ X و Y و در جهت قانون دست راست
- مشخصات دستگاه مرجع مداری به ترتیب زیر است:
- محور Z0 هم امتداد با محور ندیر از فضاپیما به مرکز زمین
- محور X0 مماس بر صفحهٔ مداری فضاپیما و جهت مثبت آن در جهت حرکت مستقیم فضاپیما در مدار
- محور Y0 کامل‌کنندهٔ دستگاه راست‌گرد

ممان اینرسی فضاپیما نسبت به دستگاه مرجع با جهت‌های منطبق بر جهت‌های دستگاه مختصات فضاپیما محاسبه می‌شود.

نیازمندی‌های حفاظت حرارتی

۱. زیرسیستم حفاظت حرارتی باید کابین خدمه را در مدول بازگشتی در هنگام بازگشت به جو از حرارت حفظ کند.
۲. حفاظت حرارتی کابین خدمه باید به گونه‌ای باشد که بیشترین دمای کابین در طول بازگشت به جو از ۴۰ درجه سانتی‌گراد فراتر نرود.
۳. در پایهٔ مدول بازگشتی که در هنگام بازگشت به جو در مواجهه با جریان هوا (اتمسفر) قرار می‌گیرد باید از سپر حرارتی استفاده شود.
۴. سپر حرارتی باید در پایان مرحله بازگشت به جو در ارتفاع ۳ کیلومتری از زمین به صورت خودکار از کپسول جدا شود.

نیازمندی‌های حفاظت تشعشعی

زیرسیستم حفاظت تشعشعی باید کابین خدمه را از تابش‌های زیر در طول مدت مأموریت حفظ کند:
- تابش کیهانی
- ذرات پرانرژی

نیازمندی‌های زیرسیستم پیشرانش

۱. زیرسیستم پیشرانش باید فضاپیما را پس از رهاشدن از پرتابگر و قرارگرفتن در مدار بیضوی اولیه ۲۵۰ × ۲۰۰ کیلومتری، به مدار مأموریتی ۵ ± ۳۳۰ کیلومتری انتقال دهد.
۲. زیرسیستم پیشرانش باید سوخت لازم را برای انجام مانورهای مأموریتی زیر حمل کند:
- مانور تصحیح مدار در صورت افت ارتفاع مداری در اثر پسای اتمسفری
- مانور خروج از مدار شامل انتقال فضاپیما از مدار نامی مأموریت به ارتفاع ۱۲۰ کیلومتری
- انجام مانورهای پیچ (۳۰±درجه)، رول (۳۶۰ درجه)، یاو (۳۶۰ درجه)

۳. زیرسیستم پیشرانش باید سوخت ذخیره برای شرایط احتمالی داشته باشد.
۴. انجام مانورها توسط زیرسیستم پیشرانش باید با فرمان از دور انجام گیرد.
۵. در شرایط احتمالی زیرسیستم پیشرانش باید بتواند توسط خدمه به کار افتد.
۶. وزن زیرسیستم پیشرانش نباید از محدودهٔ اختصاص یافته به آن فراتر رود.

نیازمندی‌های زیرسیستم کنترل وضعیت

۱. حسگرهای زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت در مجموع باید توانایی تعیین وضعیت فضاپیما را در تمامی شرایط

مأموریت داشته باشند.

۲. عملگرهای زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت باید وضعیت فضاپیما را در تمامی شرایط مأموریت کنترل کنند.
۳. عملگرهای زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت باید در صورت نیاز در تأمین اهداف فنی مأموریت به صورت زیر وارد شوند:
- انجام مانور تصحیح مدار در صورت افت ارتفاع مداری در اثر پسای اتمسفری
- انجام مانور خروج از مدار شامل انتقال فضاپیما از مدار نامی مأموریت به ارتفاع ۱۲۰ کیلومتری
- انجام مانورهای پیچ (۳۰± درجه)، رول (۳۶۰ درجه)، یاو (۳۶۰ درجه)

۴. فضاپیما باید بتواند برای اهداف کنترل حرارت و تأمین توان حول محورهای لازم بچرخد.
۵. وزن زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت نباید از محدودهٔ اختصاص‌یافته به آن فراتر رود.

نیازمندی‌های زیرسیستم کنترل محیطی و پشتیبانی حیات

۱. زیرسیستم کنترل محیطی و پشتیبانی حیات باید دما، فشار و رطوبت کابین خدمه را در طول کل مأموریت طبق اندازه‌های زیر تأمین کند:
- فشار: ۰/۵ تا ۱ اتمسفر
- دما: ۱۷ تا ۲۵ درجه سانتی‌گراد
- رطوبت: ۳۰ تا ۷۰ درصد

۲. زیرسیستم کنترل محیطی و پشتیبانی حیات باید خوراک، آب و اکسیژن مورد نیاز خدمه را در مدت زمان مأموریت طبق اندازه‌های زیر تأمین کند:
- خوراک: ۰/۶۲ کیلوگرم در روز برای هر نفر
- آب: ۳/۵۳ کیلوگرم در روز برای هر نفر
- اکسیژن: ۰/۸۳ کیلوگرم در روز برای هر نفر

۳. زیرسیستم کنترل محیطی و پشتیبانی حیات باید جیره احتیاطی خوراک به اندازهٔ دو تا سه وعده برای هر نفر برای شرایط احتمالی ذخیره داشته باشد.
۴. زیرسیستم کنترل محیطی و پشتیبانی حیات باید تهویه مطبوع شامل نگهداری درصد مناسبی از اکسیژن، نیتروژن و دی‌اکسیدکربن، و جذب مونوکسیدکربن، گرد و غبار و بوها را در طول مدت مأموریت در کابین خدمه برقرار کند.
۵. زیرسیستم کنترل محیطی و پشتیبانی حیات باید قابلیت دفع پس‌ماندهای مایع و جامد تولیدشده توسط خدمه را داشته باشد.

نیازمندی‌های زیرسیستم کنترل حرارت

۱. زیرسیستم کنترل حرارت باید دمای تجهیزات را در محدودهٔ عملکردی آنها نگه دارد.
۲. کنترل حرارت فضاپیما باید به‌گونه‌ای باشد که تبادل دمایی ناخواسته را با محیط فضا کمینه کند.
۳. وزن زیرسیستم کنترل حرارت نباید از اندازهٔ اختصاص یافته به آن بیشتر شود.

نیازمندی‌های زیرسیستم توان

۱. زیرسیستم توان باید توان مورد نیاز تمام اجزای فضاپیما را تأمین و توزیع کند.
۲. در طراحی زیرسیستم توان الکتریکی باید افت انرژی بخش‌های داخلی در نظر گرفته شود.
۳. توان باید توسط صفحات خورشیدی متصل به فضاپیما تأمین شود.
۴. بسته باتری‌ها باید توان مورد نیاز فضاپیما در زمان شب را در خود ذخیره کند.
۵. ولتاژ اولیه باید ۵ ± ۲۵ ولت باشد.
۶. توان مورد نیاز کپسول بازگشتی در طول فاز بازگشت به جو باید توسط باتری‌های مجزا تأمین شود.
۷. بخش‌های اصلی الکترونیکی زیرسیستم توان باید جایگزین داشته باشند.
۸. مدیریت جایگزینی قطعات جایگزین باید با فرمان از دور (تله‌کامند) و خودکار انجام گیرد.
۹. سازگاری الکترومغناطیسی با دیگر اجزای فضاپیما باید رعایت شود.
۱۰. وزن زیرسیستم توان الکتریکی نباید از محدوده اختصاص یافته به آن فراتر رود.

نیازمندی‌های زیرسیستم مخابرات

۱. زیرسیستم مخابرات باید برای انجام وظایف مدیریتی فضاپیما مورد استفاده قرار گیرد.
۲. زیرسیستم مخابرات باید ارتباط رادیویی دو طرفه برای کنترل فضاپیما فراهم کند.
۳. زیرسیستم مخابرات باید ارتباط صوتی و تصویری خدمه را با زمین امکان‌پذیر کند.
۴. در صورت نیاز به دقت رهگیری بالا باید از فرکانس رهگیری مجزا استفاده شود.
۵. عملیات تجهیزات مخابراتی نباید بر خروجی سایر حسگرها تأثیر گذارد.
۶. نرخ ارسال اطلاعات باید قابل انتخاب باشد.

نیازمندی‌های زیرسیستم بازیابی و فرود

۱. زیرسیستم بازیابی و فرود باید در هر شرایطی قابلیت رساندن خدمه را در سلامت کامل به زمین داشته باشد.
۲. در صورت ناقص ماندن پرتاب زیرسیستم بازیابی باید به صورت خودکار عمل کند.
۳. فرود باید با چتر و موتورهای رترو و در خشکی انجام گیرد.
۴. زیرسیستم بازیابی و فرود باید مجهز به چترهای کمکی، اصلی و پشتیبان و راکت‌های فرود آرام باشد.
۵. زیرسیستم بازیابی و فرود در مواقع احتمالی باید قابلیت فرود و بازیابی کپسول بازگشتی را در آب داشته باشد.
۶. چترهای کمکی باید در ۱۰ کیلومتری زمین باز شوند.
۷. در مواقع احتمالی چتر پشتیبان باید به صورت خودکار باز شود.
۸. ارتفاع روشن‌شدن راکت‌های فرود آرام باید ۱/۵ متری زمین باشد.
۹. سرعت برخورد با زمین نباید از ۵ متر بر ثانیه بیشتر شود.
۱۰. در صورت فرود در آب یا شرایط نامساعد هوایی زیرسیستم بازیابی باید با صدور هشدارهای نوری و صوتی به صورت خودکار تیم جستجو را از محل فرود کپسول مطلع کند.
۱۱. وزن زیرسیستم بازیابی و فرود نباید از محدودهٔ تعیین شده فراتر رود.

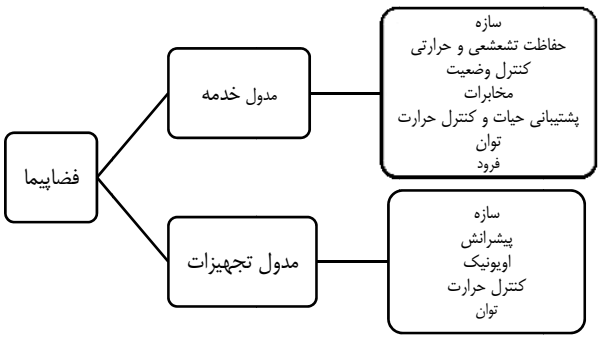
برآورد آماری از فضاپیماهای گروه هدف

واستوک، واسخود، سایوز و شنژو چهار فضاپیمای گروه هدف را تشکیل می‌دهند. نتایج حاصل از مطالعهٔ ساختار کلی و ویژگی‌های جرمی و توانی فضاپیماهای گروه هدف به صورت زیر خلاصه می‌شود [۱۱]:

- این فضاپیماها از دو یا سه مدول تشکیل شده‌اند و غالباً یک تا سه نفره هستند.
- ارتفاع متوسط مدار مأموریتی فضاپیماها زیر ۴۰۰ کیلومتر است و از بیضوی گون مدار در فضاپیماهای اخیر کاسته شده است.
- وزن این فضاپیماها بسته به تعداد مدول (سرنشین) از حوالی ۵ تن تا نزدیک ۸ تن متغیر است. مدول بازگشتی به طور متوسط در فضاپیماهای دو مدوله ۵۰ درصد، و در فضاپیماهای سه مدوله ۴۰ درصد از جرم کل فضاپیما را به خود اختصاص می‌دهد. مدول پیشرانش نیز غالباً ۴۰ (تا ۵۰) درصد از وزن کل فضاپیما را به خود اختصاص می‌دهد.
- ابعاد این فضاپیماها در قطر تقریباً یکسان و در طول بسته به تعداد مدول‌ها با رعایت نسبت متفاوت است. به این ترتیب که طول کل فضاپیما در فضاپیماهای دو مدوله نزدیک به دو برابر قطر و در فضاپیماهای سه مدوله، نزدیک به سه برابر قطر متوسط فضاپیماست. همچنین، هر یک از مدول‌ها نسبت تقریباً مساوی از طول فضاپیما را به خود اختصاص داده‌اند.
- سازه، پیشرانش، کنترل حرارت، کنترل محیطی و پشتیبانی حیات، مخابرات، تعیین و کنترل وضعیت، توان، و بازیابی و فرود زیرسیستم‌های اصلی این فضاپیماها را تشکیل می‌دهند.
- سیستم الکتریکی از باتری به آرایهٔ خورشیدی و توان متوسط از ۰/۲ کیلووات به نزدیک به ۱ کیلووات تغییر کرده است.
- مدول بازگشتی، در فضاپیماهای نخست فاقد سیستم کنترل وضعیت بوده است، اما در انواع اخیر با تراسترهای مجزای سیستم کنترل عکس‌العملی کپسول کنترل می‌شود.
- جلوبرندگی موتور اصلی در فضاپیماهای اولیه بالا و در انواع اخیر با توجه به نیاز واقعی فضاپیما تعدیل شده است.

سیستم فضاپیمای سرنشین‌دار دوستی

ویژگی‌های سیستم فضاپیمای دوستی با توجه به نیازمندی‌ها و ویژگی‌های فضاپیماهای سرنشین‌دارِ مشابه، به صورت شکل (۲) استخراج می‌شود.



شکل۲- سیستم کلی فضاپیمای سرنشین‌دار دوستی

ساختار کلی فضاپیما از دو مدول تشکیل شده است: یک مدول سرنشین‌دار و یک مدول خدمات. زیرسیستم‌های قرار گرفته در هر یک از مدول‌ها در شکل (۲) دیده می‌شود.

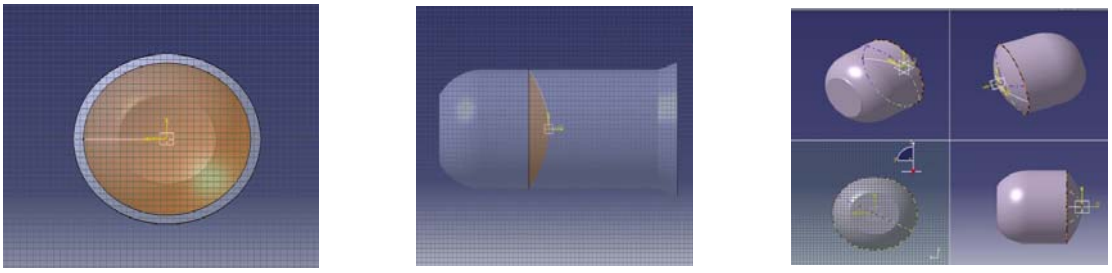
استخراج شکل و ابعاد فضاپیما

شکل و ابعاد کلی فضاپیمای دوستی با توجه به اطلاعات آماری (بخش ۵) و سیستم کلی آن (شکل ۲) به صورت جدول (۱) استخراج می‌شود.

جدول۱- شکل و ابعاد کلی فضاپیمای دوستی

شکل		استوانه
ابعاد	طول	۵ متر
	قطر	۲/۵ متر
ابعاد مدول‌ها	بازگشتی	طول ۲/۵، قطر ۲/۵ متر
	تجهیزات	طول ۲/۵، قطر ۲/۵ متر

شکل (۳)، شکل و ابعاد کلی فضاپیما و مدول بازگشتی آن را به نمایش می‌گذارد.



شکل ۳- مدول بازگشتی (راست)، شکل و ابعاد کلی فضاپیما (وسط)، تصویر از بالای فضاپیما (چپ)

تخمین مشخصات جرمی فضاپیما

جرم کل فضاپیما، مرکز جرم و حاشیهٔ تغییرات آن و همچنین ممان‌های اینرسی جرمی فضاپیما به صورت جدول (۲) گمانه‌زنی و محاسبه می‌شود.

جدول ۲- ویژگی‌های جرمی فضاپیمای دوستی

جرم کل		۵ تن
جرم مدول‌ها	بازگشتی	۲/۵ تن
	خدمات	۲/۵ تن
مرکز جرم		در مرکز استوانه همگن و توپر فرضی فضاپیما
حاشیه تغییرات طول مرکز جرم		۰/۳ متر
ممان‌های اینرسی		$I_x = mr^2$
		$I_y = I_z = \frac{m}{4}(3r^2 + h^2)$

حاشیهٔ تغییرات مرکز جرم با توجه به میزان مصرف پیشرانهٔ فضاپیما با احتساب حاشیه احتمالی حساب شده است.

توسعهٔ پرتابگر

به‌منظور پرتاب فضاپیمای سرنشین‌دار، معمولاً همزمان با طراحی و ساخت فضاپیما، پرتابگر مخصوص به آن توسعه داده می‌شود. در پروژه‌های بزرگ و حساس فضایی خصوصاً از دستهٔ سرنشین‌دار فضاپیما براساس نیازمندی مأموریت طراحی می‌شود و بر آن اساس پرتابگر توسعه می‌یابد. در روند طراحی فضاپیما و پرتابگر، تعاملات به صورت همزمان مدنظر قرار می‌گیرد.

هم‌اکنون، برای پرتاب سایوز تی‌ام‌ای از موشک سایوز اف‌جی و برای پرتاب شنژو از چانگ‌ژنگ ۲اف استفاده می‌شود [۱۲، ۸، ۶]. همچنین، هم‌زمان با طراحی و توسعهٔ فضاپیمای اوریون، موشک ارس برای پرتاب این فضاپیما مراحل ساخت و تست را پشت‌سر می‌گذارد. از اینجا لزوم توسعهٔ پرتابگری مناسب برای پرتاب فضاپیمای دوستی با تکیه بر توان داخلی مشخص می‌شود.

در توسعهٔ پرتابگر نیازمندی‌های مأموریت (بخش ۴) باید مدنظر قرار گیرد تا به بهترین شکل پاسخ داده شوند. وزن و اندازهٔ فضاپیما، مدار مأموریتی، محدودیت‌های سازه‌ای و شرایط محیطی از ملاحظات اولیه در توسعهٔ پرتابگر هستند. شایان ذکر است قابلیت اطمینان چنین پرتابگری باید ۹۹/۹۹ درصد باشد [۱۳،۱۴].

زیرسیستم‌های فضاپیمای دوستی

پیشرانش، کنترل وضعیت، پشتیبانی حیات، کنترل حرارت، توان، رهگیری و فرمان، سازه، حفاظت حرارتی و حفاظت تشعشعی، و بازیابی و فرود، زیرسیستم‌های اصلی فضاپیمای دوستی را تشکیل می‌دهند. این زیرسیستم‌ها یک به یک با بهره‌گیری از روش‌های طراحی زیرسیستمی [۲۹- ۱۵] طراحی شده‌اند که نتایج حاصل از این طراحی‌ها در قالب ویژگی‌های کلی در جدول (۳) آمده است. در طراحی زیرسیستم‌ها در کنار بهره‌گیری از روش‌های طراحی مهندسی در ورودی‌های مورد نیاز به مدل‌های آماری مراجعه شده است. در اینجا از ذکر روابط مورد استفاده و انتخاب‌های صورت گرفته از مراجع معتبر خودداری و تنها به آوردن نتایج بسنده شده‌است.

سبک و سنگین‌کردن طرح

با توجه به روندنما، در این مرحله ویژگی‌های طرح سیستمی و زیرسیستمی فضاپیما ارزیابی می‌شوند تا اصلاحات لازم اعمال شود. در ارزیابی طرح در درجهٔ نخست بودجه‌های سطح سیستم به‌ویژه جرم و توان مورد بررسی دوباره قرار می‌گیرند. نتایج حاصل از ارزیابی بودجه‌بندی توان به صورت زیر است:

ارزیابی بودجه‌بندی توان

از بودجه‌بندی اولیهٔ توان در ابتدای طراحی این زیرسیستم، توان مصرفی تجهیزات ۶۰۰ وات تخمین زده شده است. اما، نگاهی به توان مصرفی زیرسیستم‌های فضاپیما در جدول (۳)، نشان می‌دهد میزان توان مصرفی تجهیزات فضاپیما بیش از مقدار اختصاص‌یافته در طراحی زیرسیستم تواناست. بنابراین، طرح زیرسیستم توان باید مرور و اصلاح شود.

جدول ۳- ویژگی‌های نهایی زیرسیستم‌های اصلی فضاپیمای دوستی

زیرسیستم	سخت افزار/المان‌های اصلی	جرم (کیلوگرم)	توان مصرفی (وات)	توضیحات
پیشرانش	موتور اصلی فضاپیما	۲۵۰ تا ۳۵۰	ناچیز	– تغییر سرعت فضاپیما ۱۵۰ متر بر ثانیه – تراست موردنیاز ۳/۱ کیلونیوتن – جرم و ابعاد موتور بر اساس آمار
	پیشرانه هیدرازین دوپایه، ضربه ویژه ۳۱۰ ثانیه	۵۰۰ تا ۷۰۰	–	
کنترل وضعیت	حسگرهای افق (۵ تا)، ستاره یا خورشید (۳ تا)، واحد اندازه‌گیری اینرسی (۱)	۳۰	۶۰ تا ۲۵۰	استفاده از حسگر ستاره نسبت به خورشید به دلیل دقت بالاتر ترجیح داده می‌شود.
	چرخ عکس‌العملی (۴ تا) یا ژیروسکوپ کنترل ممان به تعداد جایگزینی چرخ‌ها	۴۰	۶۰ تا ۷۰	ژیروسکوپ‌ها عملکرد بهتری را از چرخ‌ها ارائه می‌کنند، اما وزن و قیمت بالاتری دارند.
سیستم کنترل عکس‌العملی	مدول بازگشتی: ۶ تراستر با جلوبرندگی نزدیک به ۱۰۰ نیوتن	۱۸	۵ وات برای هر بار روشن شدن تراستر	– متشکل از تراسترها برای کنترل سرش و دامپینگ (برداشتن) گشتاور – هر مدول سیستم مربوط به خود را دارد. – این سیستم بین زیرسیستم‌های کنترل وضعیت و پیشرانش مشترک است.
	مدول تجهیزات: ۱۴ تراستر با جلوبرندگی ۱۴۰ تا ۱۵۰ نیوتن + ۱۰ تراستر با جلوبرندگی ۸ تا ۲۴/۵ نیوتن	۴+۴۲	۵ وات برای هر بار روشن شدن تراستر	
کنترل حرارت	مدول خدمه: لوپ خنک‌سازی فعال + عایق‌های چندلایه در بیرون مدول	۱۵ (عایق‌ها)	۲۸۵	این زیر سیستم دو لوپ خنک‌سازی مجزا برای هر یک از مدول‌ها دارد: – مدول خدمه: ۱۷–۲۵ درجه – مدول تجهیزات: ۰ تا ۳۰ درجه
	مدول تجهیزات: رادیاتور با لوله‌های حرارتی (۱/۵ متر مربع) + بهره‌گیری از عایق‌ها در اطراف موتور و گرم‌کن‌ها و سایر روش‌ها برای تجهیزات حساس	۸ + ۸		
کنترل محیطی و پشتیبانی حیات	مبدل‌های حرارتی، اکسیدکننده قوی، حسگرهای اندازه‌گیری فشار، فیلترها، سیستم تحت فشار قرار دادن شامل مخازن هوا، منابع آب و خوراک، محفظه‌های جمع‌آوری ضایعات، مخازن فاضلاب	۱۳۰ (گمانه‌زنی از آمار)	در دسترس نیست	تجهیزات کنترل حرارت شامل گرم‌کن، رادیاتور، صفحات سرد، لوور، پمپ‌های حرارتی در این زیرسیستم وجود دارد که با زیرسیستم کنترل حرارت مشترک است.
توان	صفحات خورشیدی	۹۰	–	– سطح آرایه‌های خورشیدی ۱۲ متر مربع از جنس سیلیکون برای تامین ۶۰۰ وات توان برای زیرسیستم‌ها – توان خروجی آرایه‌ها ۱/۵ کیلووات
	باتری‌ها	۶۴	–	– ۱۳ باتری نیکل کادمیم برای استفاده فضاپیما در شب – ۷ باتری نیکل کادمیم برای استفاده مدول بازگشتی در فاز بازگشت به جو و ساعاتی پس از فرود
	سایر	۱۸۴	۱۲۶	شامل واحد کنترل توان، تبدیل/تنظیم کننده‌ها، و کابل‌ها
رهگیری و فرمان، مخابرات	فرستنده روی فضاپیما، آنتن ترن‌استایل، صفحه زمین آنتن	۳	۲۰	خط ارتباطی ۱: UHF، ۴۰۱ مگاهرتز، برای ارسال اطلاعات وبکم شامل صوت و تصویر
	فرستنده روی فضاپیما، گیرنده، آنتن ترن‌استایل، صفحه‌زمین آنتن، سوئیچ	۳	۲۰	خط ارتباطی ۲: VHF، ۱۴۷ مگاهرتز، دریافت فرامین و ارسال تلمتری به صورت نوبتی[1]
سازه	آلومینیم آلیاژ 7075-T7351	۱۶۰۰ تا ۱۸۰۰	–	– پارامترهای جرمی سازه فضاپیما عبارت از مرکز جرم و حاشیه تغییرات آن، و ممان‌های اینرسی هستند. – در محاسبه ممان‌های اینرسی فضاپیما به صورت استوانه توپر درنظر گرفته می‌شود. – در محاسبه حاشیه تغییرات مرکز جرم، خالی شدن مخازن پیشرانه مدنظر قرار می‌گیرد.
حفاظت حرارتی	سپر حرارتی در زیر مدول خدمه	۲۷۰	–	اپوکسی رزین روی بدنه آلومینیمی+ تمهیدات کنترل حرارت
حفاظت تشعشعی	ترکیبی از المان‌های سازه‌ای خشک	صرفنظر	–	داخل از فوم سلول‌های بسته پلی‌اتیلن، لایه رویی از بافته پلی‌اتیلن با چگالی بالا در ترکیب با زمینه‌ای از اپوکسی
فرود	چتر اصلی (۱۱۰۰ مترمربع)	۱۰۰	–	سایر اجزای این زیرسیستم را چترهای خلبانی، چتر مهار، ارتفاع‌سنج و ۴ راکت فرود آرام تشکیل می‌دهند.
	چتر پشتیبان (۶۹۰ مترمربع)	۷۵	–	

1. half duplex

در اصلاح طرح زیرسیستم توان، این بار توان مصرفی تجهیزات ۱۵۰۰ وات درنظرگرفته می‌شود. این میزان، سطح آرایه‌ها را به ۲۴ مترمربع می‌رساند. نتایج حاصل از این تغییر و تأثیر آن بر زیرسیستم‌ها و در نهایت کل فضاپیما در جدول (۴) نشان داده شده است.

با بیشترشدن توان مصرفی زیرسیستم‌ها، اتلاف توان نیز بیشتر شده، برای دفع حرارت ناشی از توان مازاد به رادیاتور بزرگتری نیاز است. ردیف دوم جدول (۴) نتایج حاصل از محاسبات برای رادیاتور بزرگ‌تر را نشان می‌دهد.

از سوی دیگر، با بزرگ‌شدن سطح آرایه‌ها، گشتاورهای اغتشاشی بزرگ‌تری بر فضاپیما وارد می‌شود. همچنین، انجام مانورهای تعریف‌شده برای فضاپیما تراسترهای قوی‌تری را می‌طلبد. این عوامل (قدرت چرخ عکس‌العملی در مانورهای چرخشی و جلوبرندگی تراستر در پاسخ به نرخ چرخش) زیرسیستم کنترل وضعیت و سیستم کنترل عکس‌العملی فضاپیما را تحت‌الشعاع قرار داده، تغییراتی در تجهیزات آنها به‌وجود می‌آورند. این تغییرات در جدول (۴) دیده می‌شود. از آنجاکه سخت‌افزارهای انتخابی زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت همچنان به تغییرات به‌وجود آمده پاسخ می‌دهند، در نتیجه در وزن و توان مصرفی این زیرسیستم تغییری حاصل نمی‌شود.

جدول ۴- اثرگذاری اصلاح زیرسیستم توان بر سایر زیرسیستم‌ها

زیرسیستم	اثرگذاری	تغییر وزن/ توان مصرفی
توان	تغییر سطح آریه‌ها به ۲۴ مترمربع، افزایش تعداد باتری‌ها	۱۶۲ / ۱۲۰
کنترل حرارت	افزایش سطح رادیاتور به ۳/۲ مترمربع	۵/۵ / -
کنترل عکس‌العملی	افزایش ناچیز در نیروی مورد نیاز تراستر و زمان مورد نیاز برای انجام مانورها در حد چند ثانیه	افزایش پیشرانه موردنیاز به اندازه چند کیلوگرم / -
کنترل وضعیت	افزایش ناچیز در نیروی مورد نیاز چرخ عکس‌العملی در مانورهای چرخشی	-/-

زیرسیستم‌های پشتیبانی حیات، حفاظت حرارتی و تشعشعی، بازیابی و فرود، و تله‌متری و فرمان دستخوش تغییرات حاصل از تغییر طراحی زیرسیستم توان نمی‌شوند.

صحت‌سنجی طرح سیستمی فضاپیمای دوستی

در این مرحله، مطابق با روندنما ویژگی‌های نهایی فضاپیما در طرح کلی سیستمی و ویژگی‌های زیرسیستم‌های آن با نمونه‌های آماری مقایسه می‌شود. در این طراحی، پروفایل مأموریت و به دنبال آن نیازمندی‌ها از مأموریت‌های مدل‌های آماری گرفته شد. طرح کلی فضاپیما و ویژگی‌های سطح سیستم آن بر همین اساس استخراج شد و زیرسیستم‌ها با توجه به الزامات مربوط به هر یک با استفاده از روش‌های طراحی موجود در مراجع طراحی شدند. حال، ویژگی‌های نهایی هر یک از این زیرسیستم‌ها (تا حد مجال) با نمونه‌های آماری مقایسه می‌شود. با توجه به اینکه اساس طراحی بر مدل‌های آماری قرار داشته است، دامنهٔ تطبیق یا مغایرت این ویژگی‌ها، صحت یا سقم طراحی را تا میزان زیادی مشخص می‌کند.

در ادامه نتایج صحت‌سنجی چند زیرسیستم اصلی فضاپیمای دوستی با مدل‌های آماری برای نمونه آمده است. شایان ذکر است در این صحت‌سنجی، از بین فضاپیماهای گروه هدف به ویژگی‌های دو فضاپیمای سایوز و شنژو به دلیل برخورداری از فناوری پیشرفته‌تر، توجه بیشتری شده است.

صحت‌سنجی طرح زیرسیستم توان الکتریکی

در زیر مقایسه‌ای بین آرایه‌های خورشیدی سه فضاپیمای سایوز، شنژو [۱۱] و دوستی صورت گرفته است.

این مقایسه، مغایرت اساسی در زیرسیستم توان فضاپیما با مدل‌های آماری نشان نمی‌دهد، و با توجه به حاشیهٔ احتمالی مصرف توان که در مراحل اولیهٔ طراحی تا ۹۰ درصد نیز درنظرگرفته می‌شود [۱۵] سیستم الکتریکی طراحی شده مناسب و پاسخگو به‌نظر می‌رسد.

	سایوز	شنژو	دوستی
سطح آرایه‌ها	۱۰/۵ تا ۱۴ مترمربع	۲۴/۴۸ متر مربع (مدول پیشرانش)	اصلاح از ۱۲ مترمربع به ۲۴ مترمربع
توان خروجی سیستم الکتریکی	۱/۳ کیلووات	۱/۵ کیلووات	اصلاح از ۱/۵ کیلووات به ۳/۵ کیلووات

صحت‌سنجی طرح زیرسیستم سازه، حفاظت حرارتی و حفاظت تشعشعی

شکل، ابعاد، جنس و ویژگی‌های کلی سازهٔ فضاپیمای دوستی از فضاپیماهای گروه هدف گرفته شد و وزن سازه بر اساس مرجع مدل‌های آماری ۴۰ تا ۴۵ درصد جرم خشک فضاپیما [۱۱] گمانه‌زنی شده است.

در خصوص حفاظت تشعشعی کابین خدمه اطلاع دقیقی از فضاپیماهای گروه هدف در دسترس نیست اما تمهیدات پیشنهادی در جدول (۳)، با توجه به اعتبار مراجع استفاده شده ([۲۶-۲۴]) پاسخگوی نیازمندی‌های مأموریت خواهد بود. در خصوص حفاظت حرارتی با توجه به مرجع مورد استفاده ([۲۰]) همین مطلب برقرار است، علاوه بر آنکه تمهیداتی مانند استفاده

از لایهٔ اپوکسی رزین روی بدنهٔ آلومینیمی از مدل‌های آماری (سایوز) [۷ و ۶] گرفته شده است. درمورد سپر حرارتی مقایسهٔ زیر را با مدل‌های آماری [۱۱،۹-۳] داریم:

جرم‌ها	واستوک	واسخود	سایوز	شنژو	دوستی
سپرحرارتی	۸۳۷	۸۳۷	۳۰۰	۴۹۰	۲۷۰
نسبت وزن سپر/ مدول	۰/۳۴۰	۰/۲۸۸	/۱۰۷	/۱۳۹	۰/۰۸ تا ۰/۱

تفاوت وزن سپر حرارتی در واستوک و واسخود نسبت به سایوز و شنژو به پیشرفت فناوری در این زمینه باز می‌گردد. مقایسه بالا نشان می‌دهد وزن سپر حرارتی با توجه به مدل‌های آماری کمی پایین تخمین زده شده است (۱۱ درصد جرم خشک مدول بازگشتی [۳۰])، چنانچه وزن سپر حرارتی را ۱۲/۵ درصد جرم خشک مدول بازگشتی (میانگین آمار سایوز و شنژو) در نظر بگیریم، ۳۱۲ کیلوگرم می‌شود که با توجه به آمار رقم مناسب‌تری است.

صحت‌سنجی طرح زیرسیستم فرود

اجزای نامبرده در زیرسیستم فرود از مدل‌های آماری گرفته شده است. ویژگی‌های فیزیکی چترهای اصلی و پشتیبان در زیر با نمونه‌های آماری [۹،۱۱-۳] مقایسه شده است.

این مقایسه، اندازهٔ چترها را که با توجه به ابعاد و حجم اشغالی مدول بازگشتی در فضا برآورد شده، تأیید می‌کند. جرم چترها با توجه به جرم کپسول بازگشتی [۳] گمانه‌زنی شده است.

چتر		سایوز	شنژو	دوستی
مساحت (مترمربع)	اصلی	۹۰۰	۱۲۰۰	۱۱۰۰
	پشتیبان	۵۷۰	۷۶۰	۶۹۰
جرم (کیلوگرم)	اصلی	–	۹۰	۱۰۰ (۴ درصد جرم مدول بازگشتی)
	پشتیبان	–	–	۷۵ (۳ درصد جرم مدول بازگشتی)
حجم محفظه (مترمکعب)	اصلی	۰/۲۷	–	۰/۳
	پشتیبان	۰/۱۷	–	۰/۲

طرح نهایی فضاپیمای سرنشین‌دار دوستی

ویژگی‌های کلی و نهایی فضاپیمای سرنشین‌دار دوستی در جدول (۵) به نمایش در آمده است.

جدول ۵- ویژگی‌های نهایی فضاپیمای سرنشین‌دار دوستی

تعداد خدمه	۱ تا ۲ نفر
عمر طراحی	۱۴ روز
طول ماموریت	۳ روز
پارامترهای مداری	
میل	۵۱ درجه
ارتفاع تزریق	۲۵۰ × ۲۰۰ کیلومتر
ارتفاع عملیاتی	۵± ۳۳۰ کیلومتر
ارتفاع بازگشت به جو	۱۲۰ کیلومتر
ابعاد(میلی‌متر)	
طول بدنه	۵۰۰۰
قطر	۲۵۰۰
ماکزیمم قطر (در پایه)	۲۸۰۰
اسپن	۱۴۵۰۰
حجم قابل سکونت	نزدیک به ۴ مترمکعب
جرم‌ها (کیلوگرم)	
کل	۵۰۰۰
مدول بازگشتی	۲۵۰۰
مدول پیشرانش	۲۵۰۰
موتور اصلی	
جلوبرندگی	۳/۱ کیلونیوتن
پیشرانه	هیدرازین (پیشرانه دوپایه)
جرم پیشرانه	۵۰۰ تا ۷۰۰ کیلوگرم
ضربه ویژه	۳۱۰ ثانیه
تغییر سرعت فضاپیما	۱۵۰ متر بر ثانیه
سیستم الکتریکی	
سیستم الکتریکی	آرایه‌های خورشیدی
سطح صفحات خورشیدی	۱۲ × ۲ مترمربع
فرود	
سیستم فرود	چتر (اصلی و پشتیبان + راکت ترمزی)

جدول‌های (۶) و (۷) ویژگی‌های نهایی مدول‌های بازگشتی و تجهیزات فضاپیمای دوستی را نشان می‌دهند.

جدول ۶- ویژگی‌های مدول بازگشتی فضاپیمای دوستی

نوع	کپسول فضایی
تعداد خدمه	۱ تا ۲ نفر
قطر	۲/۵ متر
طول	۲/۵ متر
جرم	۲۵۰۰ کیلوگرم
جرم سپر حرارتی	۳۱۲ کیلوگرم
پنجره	۲ تا
کنترل وضعیت	۶ تراستر با جلوبرندگی ۱۰۰ نیوتن
محیط کابین	اکسیژن + نیتروژن در۰/۵ تا ۱ اتمسفر دما بین ۱۷ تا ۲۵ درجه سانتیگراد
سیستم فرود	چتر اصلی (۱۱۰۰ مترمربع) و پشتیبان (۶۹۰ مترمربع) + راکت‌های فرود آرام (۴ تا)
ارتفاع باز شدن چتر اصلی	۵ کیلومتری

جدول ۷- ویژگی‌های مدول تجهیزات فضاپیمای دوستی

طول	۲/۵ متر
قطر	۲/۵ متر
جرم	۲۵۰۰ کیلوگرم
تجهیزات	در بخش تحت فشار (عمده تجهیزات شامل تجهیزات اویونیک)
وزن موتور اصلی	۲۵۰ تا ۳۵۰ کیلوگرم
جلوبرندگی موتور اصلی	۳/۱ کیلونیوتن
ابعاد موتور اصلی	۲/۳ قطر، ۱/۲ ارتفاع (متر)
پیشرانه موتور اصلی	هیدرازین دو پایه
جرم پیشرانه موتور اصلی	۵۰۰ تا ۷۰۰ کیلوگرم
ضربه ویژه موتور اصلی	۳۱۰ ثانیه
تغییر سرعت فضاپیما	۱۵۵ متر بر ثانیه
مخازن پیشرانه	مخازن کروی با قطر حداکثر ۸۰ سانتیمتر از جنس استیل دو مخزن سوخت، دو مخزن اکسیدکننده
جرم مخازن	۵۰ تا ۷۰ کیلوگرم
سیستم کنترل عکس‌العملی	
پیشرانه	هیدرازین دو پایه، سیستم یکپارچه شده با موتور اصلی
تراسترها	۱۴ تراستر با جلوبرندگی ۱۴۰ تا ۱۵۰ نیوتن + ۱۰ تراستر با جلوبرندگی ۲۴/۵ نیوتن
سیستم الکتریکی	
سیستم الکتریکی	آرایه خورشیدی
سطح آرایه‌ها	۱۲ × ۲ مترمربع
کنترل حرارت	
سیستم اصلی	رادیاتور با لوله حرارتی
سطح رادیاتور	۴ مترمربع، دو سطح هم‌اندازه و موازی روی سطح بیرونی مدول

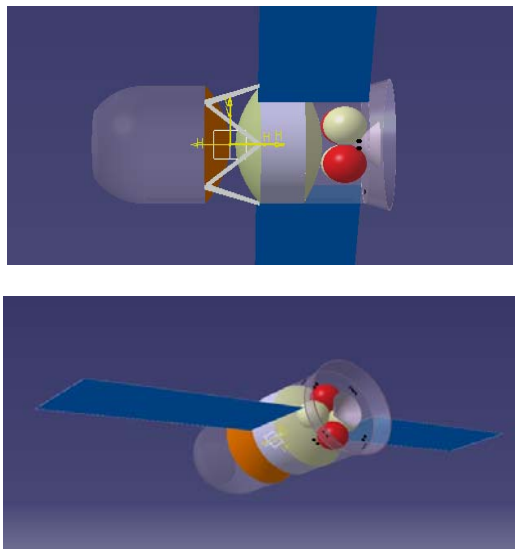
جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این مقاله روندنمایی (الگوریتمی) برای طراحی مفهومی فضاپیمای سرنشین‌داری ارائه شد که طی آن مراحل طراحی برای یک فضاپیمای سرنشین‌دار با بهره‌گیری از مدل‌های آماری و پارامتری در سطح مقدماتی انجام گرفت. در نخستین قدم، با پیش‌زمینه‌ای از مطالعهٔ ویژگی‌های فضاپیماهای گروه هدف و با تزریق نیازهای داخلی، پروفایل مأموریت فضاپیما استخراج شد. با تعریف مأموریت، نیازمندی‌های سیستمی فضاپیما مشخص شد. سپس، با توجه به نیازمندی‌ها و برآورد آماری از فضاپیماهای گروه هدف، سیستم کلی فضاپیمای سرنشین‌دار دوستی تعیین شد (شکل ۲) و شکل و ابعاد کلی فضاپیمای دوستی استخراج شد (جدول ۱، شکل ۳). در همین مرحله پارامترهای جرمی فضاپیما در سطح سیستم آن برآورد شدند (جدول ۲).

در مرحلهٔ بعد، نتایج حاصل از طراحی زیرسیستم‌های اصلی فضاپیما با بهره‌گیری از روش‌های طراحی مهندسی، معرفی شدند (جدول ۳). در سبک و سنگین‌کردن طرح حاصل از طراحی سیستمی و زیرسیستم‌های فضاپیما در مرحلهٔ بعد، بودجهٔ توان دوباره ارزیابی و اصلاحات لازم اعمال شد (جدول ۴). پس از آن، شماری از ویژگی‌های طرح اصلاح شدهٔ فضاپیما با نمونه‌های آماری صحت‌سنجی شدند. در صحت‌سنجی طرح، باردیگر ویژگی‌های سطح سیستم فضاپیما ارزیابی شدند تا اصلاحات لازم اعمال شود. در پایان، ویژگی‌های طرح نهایی فضاپیمای دوستی ارائه شد (جدول‌های ۵، ۶ و ۷). شکل (۴) در انتهای مقاله شکل کلی و نهایی فضاپیمای دوستی را به همراه جانمایی چند زیرسیستم اصلی آن به نمایش می‌گذارد.

مهم‌ترین نکته در طراحی، خصوصاً در مراحل نخست آن، برآورد درست و مدیریت نیازمندی‌هاست. عمده‌ترین این نیازها در مورد مدار، نوع پرتابگر، سیستم پیشرانش برای تنظیم مدار (در صورت نیاز)، خصوصیات کنترل وضعیت، و پیکربندی کلی فضاپیما مطرح می‌شود. در کل، پس از طی فراز و نشیب‌هایی که در مسیر طراحی مفهومی یک فضاپیمای سرنشین‌دار با استفاده از مدل‌های آماری و پارامتری وجود داشت، به صورت خلاصه می‌توان گفت توسعهٔ فضاپیمای سرنشین‌دار در متداول‌ترین شکل خود نیازمند موارد زیر است:

۱. برخورداری از دانش و تجربهٔ سیستمی در سطح عالی
۲. برخورداری از دانش تجربی کافی در زمینهٔ طراحی و ساخت فضاپیماها یا دسترسی به اطلاعات دقیق طراحی فضاپیمای سرنشین‌دار
۳. برخورداری از تجربهٔ کافی در زمینهٔ طراحی و ساخت زیرسیستم‌های اصلی فضاپیما
۴. برخورداری از امکانات تست و آزمایش برای نهایی‌کردن طرح فضاپیما



شکل ۴- ساختار نهایی فضاپیمای دوستی به همراه جانمایی زیرسیستم‌های پیشرانش در انتهای مدول تجهیزات، تجهیزات اویونیک در زیر مدول بازگشتی و بالای موتور، سپر حرارتی در پایه مدول بازگشتی. دو مدول با بخش انتقالی مدول تجهیزات که به شکل سازه خرپایی ساده نشان داده شده‌اند از یکدیگر فاصله می‌گیرند.

مراجع

[1] Fortescue P., Stark J., Swinerd G., *Spacecraft System Engineering*, Third Edition, John Whily& Sons Ltd, England, February 2004.
[2] Agrawal, B. N., *Design a Geosynchronous Spacecraft*, Prentice Hall INC., USA, June 1986.
[3] Hall, R. D., Shayler, D. J., *Soyuz; a Universal Spacecraft*, 1st ed., Springer, Chichester, UK, 2003.
[4] Pang, H., Ke, S., "China's Shenzhou Manned Spaceship and its Environmental Tests," *Acta Astronautica*, Article in Press, available: [on line] at www.sciencedirect.com, published bu Elsevier Ltd, 2009.
[5] Zongpeng, Z., "The Current Situation of China Manned Aerospace Technology and the Direction for its Further Development," *Acta Astronautica*, Article in Press, available: [on line], at www.sciencedirect.com, published bu Elsevier Ltd, 2009.
[6] Available: [on line],http://www.astronautix.com/
[7] Available: [on line], http://www.Russianspaceweb.com/
[8] Available: [on line], http://www.cctv.com/
[9] Available: [on line], http://www. thespacereview.com/
[۱۰] میرشمس، مهران. طراحی سیستمی ماهواره، [جزوهٔ درسی]، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، ۱۳۸۶.
[۱۱] میرشمس، مهران و خلجزاده، لیلا. «استخراج ویژگی‌های سطح سیستم فضاپیمای سرنشین‌دار»، فصلنامه علمی پژوهشی علوم و فناوری فضایی، سال سوم، شمارهٔ ۱ و ۲، پژوهشگاه هوافضا، تهران، ۱۳۸۹.
[12] Available: [on line], http://nssdc.gsfc.nasa.gov/
[13] Keith, E. L., Launch Vehicle Selection, Design, Performance and Use, Professional Development Short Course, Applied Technology Institute, Available at http://www. aticourses.com/launch_vehicle_selection_use.htm.
[14] Keesee, J. C., Launch Systems, Professional Development Short Course, Applied Technology Institute, 5 September, 2003.
[15] Brown, C. D., *Elements of Spacecraft Design*, AIAA Inc., Virginia, USA, 2002.
[16] Larson, W. J. and Werts, J. R., *Space Mission Analysis and Design*, Third Edition, Microcosm Press & Kluwer Academic Publishers, USA, 2005.
[۱۷] میرشمس، مهران، طراحی زیرسیستم مخابراتی، [جزوهٔ درسی]، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، ۱۳۸۶.
[۱۸] میرشمس مهران. طراحی زیرسیستم سازه، [جزوهٔ درسی]، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، ۱۳۸۶.
[19] Curtis H. D., *Orbital Mechanics for Engineering Students,* Elsevier Butterworth-Heinemann, MA, USA, 2005.
[20] Ley, W., Wittmenn, K., Hallmann (Editors), *Handbook of Space Technology*, John Whily and Sons, Ltd., 2009.
[21] Sidi, M. J., *Spacecraft Dynamics and Control a Practical Engineering Approach*, Cambridge University Press, USA, 1997.
[22] Hahmmond, W. E., *Design Methodology for a Space Transportation System*, AIAA Inc., Virginia, USA, 2001.
[23] OHB-System (Prepared by), End of life De-orbit Strategies, DLR, Doc No: EOL-OHB-ES-001, Issue 1, 2002.
[24] Clowdsley, M. S., Nealy, J. E., "Radiation Protection for Lunar Mission Scenarios," *AIAA 2005-6650*, 30 August -1 September, Long Beach, California, USA, 2005.
[25] Atwell, W., "Spacecraft Design Onsiderations for Human Radiation Shielding and Protection Issues," *AIAA 2005-6650*, 30 August -1 September, Long Beach, California, USA, 2005.
[26] Badavi, F., Nealy J. E.,"Radiation Environment and Shield Modeling Validation for CEV Design," *AIAA 2005-6650*, 30 August -1 September, Long Beach, California, USA, 2005.
[27] System Engineering Workshop Life Science Department, Environmental Control and Life Support System (ECLSS), Ames Research Center,USA, ISU SSP 2009.
[28] Aloca Global Cold Finished Products, Undrestanding Cold Finished Aluminum Alloys, Alloy 7075, available: [on line], at www.aloca.com/gcfp.
[29] Anarella, C., Chapter on Spacecraft Structures Taken from http://www.tsgc.utexas.edu/archive/subsystems/ structures.pdf
[30] Wijker J.: Lecture Series ae2-S02, Delft University of Technology, 2002.