JSST
Journal of Space Science & Technology

Vol. 3, No. 1, 2, Spring and Summer 2010

Drivation of System Level Characteristics of a Manned Spacecraft by Applying Statistics Models

M. Mirshams[1]* and L. Khaladjzadeh[2]

1. Department of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology
2. Space Research Institute (SRI)

*Eastern Vafadar St. Tehranpars, Tehran, IRAN

Mirshams@kntu.ac.ir

Designing a manned spacecraft carrying one or two persons to low Earth orbits needs to recognize system level requirements and acquire technical data developed in this eria. Revising manned spacecrafts' characteristics leads to recognize system level requirements and achieve applicable results which are needed to design and development of such a spacecraft. Manned spacecraft characteristics comparing charts and figures show a roughly analogous pattern in terms of mass and dimensions and confirm the parallel subsystems have similar performance.

Keywords: manned spacecraft, design requirements, system design, space capsules

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

JSST
فصلنامهٔ علمی - پژوهشی علوم و فناوری فضایی

جلد ۳/ شمارهٔ ۱ و ۲ / بهار و تابستان ۱۳۸۹
ص. ص ۳۶- ۲۵

استخراج ویژگی‌های سطح سیستم فضاپیمای سرنشین‌دار بر اساس مدل‌های آماری

مهران میرشمس[۱*] و لیلا خلج‌زاده[۲]

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

* تهران، فلکه چهارم تهرانپارس، خ وفادار شرقی

mirshams@kntu.ac.ir

طراحی فضاپیمای سرنشین‌داری که قابلیت حمل یک تا دو سرنشین را به مدارهای پایینی زمین داشته باشد مستلزم شناسایی نیازمندی‌ها و داشتن اطلاعات فنی از فضاپیماهای توسعه‌یافتهٔ از این دست است. مرور ویژگی‌های این فضاپیماها منجر به مشخص‌شدن نیازمندی‌های سطح سیستم و دستیابی به نتایجی می‌شود که در طراحی و توسعهٔ فضاپیماهای سرنشین‌دار مورد نیاز است. مقایسهٔ ویژگی‌های فضاپیماهای سرنشین‌دار در قالب جدول و نمودار نشان از پیروی از الگوی کمابیش یکسانی در این فضاپیماها در جرم و ابعاد و برخورداری از زیرسیستم‌هایی با عملکردی مشابه دارد.

واژه‌های کلیدی: فضاپیمای سرنشین‌دار، نیازمندی‌های طراحی، طراحی سیستمی، کپسول‌های فضایی

مقدمه

توسعهٔ فضاپیمای سرنشین‌داری که قابلیت پرواز کوتاه مدت با یک تا دو سرنشین را به مدارهای پایینی زمین داشته باشد نیازمند توسعهٔ طراحی سیستمی در این خصوص است. یکی از اصول اولیه در طراحی سیستمی شناسایی نیازمندی‌های سطح سیستم است. برای رسیدن به چنین مطلوبی باید بانک اطلاعاتی قابل‌قبولی از ویژگی‌های فضاپیماهای سرنشین‌داری که تا به امروز توسعه یافته‌اند به همراه تجارب به‌دست‌آمده در طراحی آنها تهیه شود. در کنار آن توسعهٔ دانش طراحی سیستمی و زیرسیستمی فضاپیما دستیابی به بهترین نتیجه را امکان‌پذیر می‌کند.

فضاپیماهای سرنشین‌دار به سه دستهٔ کلی ایستگاه‌های فضایی، کپسول‌های فضایی (مدارگردها) و سیستم‌های حمل و نقل فضایی تقسیم می‌شوند. در کنار این سه دسته فضاپیماهای زیرمداری (هوافضاپیماها) نیز وجود دارند که تنها تا مرز فضا پیش می‌روند یا به عبارتی پرواز زیرمداری انجام می‌دهند. این وسایل در مدار شناور نمی‌شوند، بنابراین مدت زمان پرواز آنها در مقایسه با وسایل پرواز مداری کوتاه‌تر است. هر یک از انواع فضاپیماهای سرنشین‌دار، ویژگی‌ها و کاربردهای خاص خود را دارد [۱ و ۲].

ایستگاه‌های فضایی، فضاپیماهای سرنشین‌داری هستند که سیستم پیشرانش و فرود ندارند. سیستم‌های حمل و نقل فضایی یا اسپیس‌پلین‌ها فضاپیماهای سرنشین‌داری هستند که می‌توانند بارها پرواز کنند. این سیستم‌ها با بهره‌گیری از سیستم پیشرانش خود تا مدار زمین پیش می‌روند و بخش مدارگرد آنها در مدار قرار می‌گیرد. همین بخش، حامل فضانوردان، مأموریت را انجام می‌دهد و مرحلهٔ بازگشت به جو و فرود را به انجام می‌رساند. درصد زیادی از این فضاپیماها قابلیت استفادهٔ مجدد دارد، به‌گونه‌ای که کل وسیله را می‌توان قابل استفادهٔ مجدد دانست. شاتل فضایی و بوران در این دسته از فضاپیماهای سرنشین‌دار قرار می‌گیرند.

---

۱. استادیار (نویسنده مخاطب)
۲. کارشناس ارشد

تعدادی از فضاپیماهای سرنشین‌دار از چند بخش مجزا یا مدول تشکیل شده‌اند. مدول به معنای یک بخش مستقل است که ممکن است با سایر بخش‌ها تداخل داشته باشد. به مدول‌های سرنشین‌دار در این فضاپیماها کپسول فضایی نیز گفته می‌شود [۳ و ۴].

این دست از فضاپیماها از موفق‌ترین و مقرون به صرفه‌ترین فضاپیماهای سرنشین‌دار محسوب می‌شوند. در ادامه به بررسی ویژگی‌های این فضاپیماها پرداخته شده است.

فضاپیماهای گروه هدف

مدارگردهای سرنشین‌دار مدولار را می‌توان به دو دستهٔ استوانه‌ای شکل (سیستم‌های شرقی) و مخروطی (سیستم‌های امریکایی) تقسیم کرد. واستوک، واسخود، سایوز و آخرین آنها شنژو شکلی استوانه‌ای، و مرکوری، جمینی، آپولو و آخرین آنها اوریون شکل مخروط ناقص دارند. در ادامه، ویژگی‌های فضاپیماهای دستهٔ نخست به‌عنوان گروه هدف مورد بررسی قرار می‌گیرد.

واستوک و واسخود

واستوک فضاپیمایی است که نخستین پرواز فضایی سرنشین‌دار را به انجام رساند. این فضاپیما چهار نسخه دارد که دو نسخهٔ اول به فضاپیمای واستوک و دو نسخهٔ دوم به فضاپیمای واسخود مشهورند. این فضاپیما یک کپسول کروی داشت که مدول پیشرانش مخروطی شکل به آن متصل بود [۳].

فضاپیمای واسخود در حقیقت نمونهٔ پیشرفته‌تر کپسول فضایی واستوک بود که قابلیت حمل چند سرنشین را داشت. برای فراهم‌کردن فضای بیشتر برای فضانوردان در داخل کپسول، صندلی خلاصی برای استفاده در هنگام فرود یا در مواقع خطر، از کپسول حذف شده بود و مدول بازگشتی واسخود با خدمهٔ درونش به زمین می‌رسید. در کپسول واستوک فضانوردان با استفاده از سیستم خلاصی از کپسول جدا می‌شدند و سپس با استفاده از چتر روی زمین فرود می‌آمدند [۳]. فضاپیمای واسخود دو نسخه دارد و از هر یک از آنها تنها در یک مأموریت سرنشین‌دار استفاده شد که هر یک در نوع خود شایان توجه است. در جدول‌های (۱) تا (۴) ویژگی‌های این دو فضاپیما در کنار سایر فضاپیماهای گروه هدف به چشم می‌خورد [۱و ۲] و [۵–۱۸].

جدول ۱– مقایسه ویژگی‌های کلی فضاپیماهای گروه هدف

فضاپیما		واستوک	واسخود ۱	واسخود ۲	سایوز	شنژو
تعداد خدمه		۱	۳	۲	۲ تا ۳	۳
عمر طراحی		۱۰	۱۴	۱۴	۱۴	۲۰
مدار اولیه	ارتفاع	۱۷۷ × ۴۷۱	۱۶۳ × ۵۹۱	۱۶۳ × ۵۹۱	۲۰۲ × ۲۳۸	۱۹۶ × ۳۲۴
	میل	۶۴/۹	۶۴/۸	۶۴/۸	۵۱/۷	۴۲/۵
ابعاد	ارتفاع	۴/۴	۵	۵	۶/۹۸	۹/۲۵
	قطر	۲/۴	۲/۴	۲/۴	۲/۷۲	۲/۸
	حجم	–	–	–	۹	۱۴/۰۰
	اسپن	–	–	–	۱۰/۷	۱۷/۰۰
جرم‌ها	کل	۴۷۳۰	۵۶۸۲	۵۳۴۳	۷۲۲۰	۷۸۴۰
	پیشرانه	۲۷۵	۳۶۲	۳۶۲	۹۰۰	۱۰۰۰
	مداری	ندارد	ندارد	ندارد	۱۳۷۰	۱۵۰۰
	بازگشتی	۲۴۶۰	۲۹۰۰	۲۹۰۰	۲۹۵۰	۳۲۴۰
	تجهیزات	۲۲۷۰	۲۳۰۰	۲۳۰۰	۲۹۰۰	۳۰۰۰
توان	سیستم الکتریک	باتری	باتری	باتری	آرایه خورشیدی	آرایه خورشیدی
	کل (کیلووات ساعت)	۲۴	۲۴	۲۴	–	۲/۴
تغییر سرعت فضاپیما		۱۵۵	۲۱۵	۲۱۵	۳۹۰	۳۸۰
ضربه ویژه موتور اصلی		۲۶۶	۲۶۶	۲۶۶	۳۰۵	۲۹۰

جدول ۲- مقایسهٔ ابعادی فضاپیماهای گروه هدف

پارامتر مقایسه‌ای	واستوک	واسخود ۱	واسخود ۲	سایوز	شنژو
طول	۴/۴	۵	۵	۶/۹۸	۹/۲۵
قطر	۲/۴	۲/۴	۲/۴	۲/۷۲	۲/۸
طول مدول بازگشتی	۲/۳	۲/۳	۲/۳	۲/۲۴	۲/۵۰
طول مدول پیشرانش	۲/۲۵	۲/۳	۲/۲۵	۲/۲۶	۲/۵۰
طول مدول مداری	–	–	–	۲/۹۸	۲/۸۰
قطر مدول بازگشتی	۲/۳	۲/۳	۲/۳	۲/۱۷	۲/۵۲
قطر مدول پیشرانش	۲/۴۳	۲/۴۳	۲/۴۳	۲/۱۵	۲/۵۰
قطر مدول مداری	–	–	–	۲/۲۶	۲/۲۵
نسبت‌های طولی					
طول به قطر	۱/۸۱	۲/۰۸	۲/۰۸	۲/۵	۳/۳
مدول بازگشتی به کل	۰/۵۲۳	۰/۴۶	۰/۴۶	۰/۳۲۱	۰/۲۹۹
مدول پیشرانش به کل	۰/۵۱۱	۰/۴۶	۰/۴۵	۰/۳۲۴	۰/۳۰۲
مدول مداری به کل	–	–	–	۰/۴۲۷	۰/۳۹۸

جدول ۳- مقایسهٔ ویژگی‌های جرمی فضاپیماهای گروه هدف

جرم ها	واستوک	واسخود ۱	واسخود ۲	سایوز	شنژو
کل	۴۷۳۰	۵۶۸۲	۵۳۴۳	۷۲۲۰	۷۸۴۰
مداری	–	–	–	۱۳۷۰	۱۵۰۰
بازگشتی	۲۴۶۰	۲۹۰۰	۲۹۰۰	۲۹۵۰	۳۲۴۰
تجهیزات	۲۲۷۰	۲۳۰۰	۲۳۰۰	۲۹۰۰	۳۰۰۰
مجموع جرم مدول تجهیزات و بازگشتی	۴۷۳۰	۵۲۰۰	۵۲۰۰	۵۸۵۰	۶۲۴۰
نسبت‌های جرمی					
مدول بازگشتی به کل	۰/۵۲۰	۰/۵۱۰	۰/۵۴۳	۰/۴۰۸	۰/۴۱۳
مدول پیشرانش به کل	۰/۴۷۹	۰/۴۰۵	۰/۴۰۵	۰/۴۰۲	۰/۳۸۳
مدول مدرای به کل	–	–	–	۰/۱۸۹	۰/۱۹۱
کل پیشرانه به کل	۰/۰۵۸	۰/۰۶۴	۰/۰۶۸	–	–
پیشرانه موتور اصلی به مدول پیشرانش	۰/۱۲۱	۰/۱۱۹	۰/۱۱۹	۰/۳۱۰	۰/۳۳۴
سپر حرارتی به مدول بازگشتی	۰/۳۴۰	۰/۲۸۸	۰/۲۸۸	–	۰/۱۳۹

جدول ۴- مقایسه مدول‌های فضاپیماهای گروه هدف

مدول مداری			
پارامتر		سایوز	شنژو
طول		۲/۹۸	۲/۸۰
قطر		۲/۲۶	۲/۲۵
اسپن		آرایه ندارد	۱۰/۴۰
حجم قابل سکونت		۵/۰۰	۸/۰۰
جرم		۱۳۷۰	۱۵۰۰
سیستم کنترل عکس‌العملی	جلوبرندگی	–	۱۶ × ۵ نیوتن
	پیشرانه	–	هیدرازین
سیستم الکتریکی		–	پنلهای خورشیدی، ۱۲/۲۴ مترمربع، ۰/۵۰ کیلووات متوسط، ۱/۲ کیلووات ساعت

مدول بازگشتی					
فضاپیما	واستوک	واسخود ۱	واسخود ۲	سایوز	شنژو
تعداد خدمه	۱	۳	۲	۲ تا ۳	۳
حجم قابل سکونت	۳	۳	۳	۴	۶
کنترل وضعیت	ندارد	ندارد	ندارد	۶ × ۹۸	۸ × ۱۵۰
کنترل ها	آنالوگ	آنالوگ	آنالوگ	دیجیتال	دیجیتال
سیستم فرود	بازگشت بالستیک با چتر و راکت معکوس	بازگشت بالستیک با چتر و راکت معکوس	بازگشت بالستیک با چتر و راکت معکوس	چتر و راکت معکوس	چتر و راکت معکوس
شتاب بازگشتی بالستیک	۸ جی	۸ جی	۸ جی	–	–
چتر	تکی	تکی	تکی	اصلی و پشتیبان	اصلی و پشتیبان
ارتفاع باز شدن چتر	۲/۵	۲/۵	۲/۵	۵	۵
ارتفاع بیرون پریدن خدمه	۷ کیلومتری	–	–	–	–
مدول تجهیزات					
موتور اصلی					
جرم موتور اصلی	۳۹۷	۳۹۷	۳۹۷	۳۱۰	–
جلوبرندگی موتور اصلی (کیلونیوتن)	۱۵/۸۳	۱۵/۸۳	۱۵/۸۳	۳/۹۲۰	۱۰
پیشرانه موتور اصلی	نیتروس اکسید/آمین	نیتروس اکسید/آمین	نیتروس اکسید/آمین	تتراکسید نیتروژن/دی‌متیل هیدرازین نامتقارن	تتراکسید نیتروژن/مونومتیل هیدرازین
جرم پیشرانه موتور اصلی	۲۷۵	۲۷۵	۲۷۵	۸۸۰	۱۰۰۰
ضربه ویژه موتور اصلی (ثانیه)	۲۶۶	۲۶۶	۲۶۶	۳۰۵	۲۹۰
تغییر سرعت فضاپیما	۱۵۵	۲۱۵	۲۱۵	۳۹۰	۳۸۰
سیستم الکتریکی					
سیستم الکتریکی	باتری	باتری	باتری	آرایه‌های خورشیدی	آرایه‌های خورشیدی
سطح آرایه‌ها	–	–	–	۱۰/۵	۳۶/۷۲
توان متوسط سیستم الکتریک	۰/۲۰ کیلووات	۰/۲۰ کیلووات	۰/۲۰ کیلووات	۰/۶۰ کیلووات	۱/۰ کیلووات
توان کل سیستم الکتریک	۲۴/۰ کیلووات ساعت	۲۴/۰ کیلووات ساعت	۲۴/۰ کیلووات ساعت	–	۲/۴۰ کیلووات ساعت

سایوز

فضاپیمای سایوز، موفق‌ترین فضاپیمای سرنشین‌داری است که تا به امروز ساخته شده است. سه مدول اصلی سایوز از انتها عبارتند از: مدول تحت فشار قرارنگرفتهٔ پیشرانش که به‌عنوان مدول خدمات وسیله عمل می‌کند، مدول تحت فشار بازگشتی که خدمه را در خود جای می‌دهد و به‌عنوان مرکز فرماندهی فضاپیما عمل می‌کند، و مدول مداری که تسهیلات اقامت، انبار تدارکات و امکانات فعالیت‌های خارج از وسیله مانند راهپیمایی فضایی را فراهم می‌کند و کابین عبوری به فضاپیمای دوم مانند ایستگاه فضایی است. آرایه‌های خورشیدی روی مدول خدمات سوارند. در ساخت این مدول‌ها از آلیاژی‌های آلومینیم استفاده شده است. عایق حرارتی‌ای که مدول‌ها را می‌پوشاند دو لایه دارد، لایهٔ بالایی، شامل ورقه‌ای از پنبهٔ نسوز (آزبست)، و لایهٔ زیرین از یک مادهٔ سبک عایق در برابر گرماست [۱۹]. در هر یک از مدول‌ها تجهیزاتی قرارگرفته است که وظیفه‌ای را در به ثمررساندن مأموریت سایوز به‌عهده دارد.

از سال ۱۹۶۳ تا به امروز هشت نسخه از سایوز معرفی شده است. ویژگی‌های این نسخه‌ها در جدول‌های (۵) و (۶) مقایسه شده است [۱، ۳، ۱۳– ۱۵ و ۲۰–۲۴].

با مرور این جدول‌ها ملاحظه می‌شود بین نسخه‌های گوناگون سایوز تفاوت اندکی از نظر جرم و ابعاد وجود دارد. با پیشرفت فناوری از دستگاه‌های پیشرفته‌تری در داخل سایوز استفاده می‌شود که از نظر کیفی خدمات بهتری را عرضه می‌کنند.

جدول ۵- مقایسهٔ ویژگی‌های نسخه‌های فضاپیمای سایوز

نسخه	A	7K-K	7K-L1	7K-T	7K-TM	T	TM	TMA
دورهٔ عملیات	۱۹۶۳	۱۹۷۱-۱۹۶۷	۱۹۷۰-۱۹۶۷	۱۹۸۱-۱۹۷۳	۱۹۷۵-۱۹۷۴	۱۹۸۶-۱۹۷۸	۲۰۰۲-۱۹۸۶	۲۰۰۲- ...
تعداد خدمه	۳	۳	۲	۲	۲	۳	۳	۳
عمر طراحی	۳۰	-	-	۳	-	-	-	۱۴
ذخیره مداری	۳۰	۳۵	۷	۱۱۰	۷	۱۸۰	۱۸۰	۲۰۰
جرم (کیلوگرم)	۵۸۸۰	۶۵۶۰	۵۳۹۰	۶۸۰۰	۶۶۸۰	۶۸۵۰	۷۲۵۰	۷۲۲۰
طول (متر)	۷/۴۰	۷/۹۵	۴/۸۸	۷/۴۸	۷/۴۸	۷/۴۸	۷/۴۸	۷/۴۸
بیشترین قطر (متر)	۲/۵۰	۲/۷۲	۲/۷۲	۲/۷۲	۲/۷۲	۲/۷۲	۲/۷۲	۲/۷۲
اسپن (متر)	-	۹/۸۰	-	۹/۸۰	۸/۳۷	۱۰/۶	۱۰/۶	۱۰/۷
مدول مداری								
جرم (کیلوگرم)	۱۰۰۰	۱۱۰۰	ندارد	۱۳۵۰	۱۲۲۴	۱۱۰۰	۱۴۵۰	۱۳۷۰
طول (متر)	۳/۰۰	۳/۴۵	-	۲/۹۸	۳/۱۰	۲/۹۸	۲/۹۸	۲/۹۸
قطر (متر)	۲/۲۰	۲/۲۵	-	۲/۲۶	۲/۲۶	۲/۲۶	۲/۲۶	۲/۲۶
حجم قابل‌سکونت (متر مکعب)	۵/۰۰	۵/۰۰	-	۵/۰۰	۵/۰۰	۵/۰۰	۵/۰۰	۵/۰۰
مدول بازگشتی								
جرم (کیلوگرم)	۲۴۸۰	۲۸۱۰	۲۸۰۴	۲۸۵۰	۲۸۰۲	۳۰۰۰	۲۸۵۰	۲۹۵۰
طول (متر)	۲/۳۰	۲/۲۴	۲/۲۴	۲/۲۴	۲/۲۴	۲/۲۴	۲/۲۴	۲/۲۴
قطر (متر)	۲/۱۷	۲/۱۷	۲/۱۷	۲/۱۷	۲/۱۷	۲/۱۷	۲/۱۷	۲/۱۷
حجم قابل‌سکونت (متر مکعب)	۴/۰۰	۴/۰۰	۴/۰۰	۳/۵۰	۴/۰۰	۴/۰۰	۳/۵۰	۴/۰۰
مدول خدمات								
جرم (کیلوگرم)	۲۴۰۰	۲۶۵۰	۲۷۰۰	۲۷۰۰	۲۶۵۴	۲۷۵۰	۲۹۵۰	۲۹۰۰
جرم مصرفی (کیلوگرم)	۸۳۰	۵۰۰	۴۰۰	۵۰۰	۵۰۰	۷۰۰	۸۸۰	۸۸۰
طول (متر)	۲/۱۰	۲/۲۶	۲/۲۶	۲/۲۶	۲/۲۶	۲/۲۶	۲/۲۶	۲/۲۶
قطر (متر)	۲/۳۰	۲/۱۵	۲/۱۵	۲/۱۵	۲/۱۵	۲/۱۵	۲/۱۵	۲/۱۵
بیشترین قطر (متر)	۲/۵۰	۲/۷۲	۲/۷۲	۲/۷۲	۲/۷۲	۲/۷۲	۲/۷۲	۲/۷۲

جدول۶- مقایسهٔ ویژگی‌های فنی نسخه‌های فضاپیمای سایوز

نسخه	A	7K-OK	7K-L1	7K-T	7K-TM	T	TM	TMA
تراست (نیوتن)	۴۰۸۹	۴۰۹۰	۴۱۷۰	۴۰۸۹	۴۰۹۰	۳۹۲۰	۳۹۲۰	۳۹۲۰
جرم پیشرانه (کیلوگرم)	۸۳۰	۵۰۰	۷۰۰	۵۰۰	۵۰۰	۸۵۰	۹۵۰	۹۰۰
ضربه ویژه (ثانیه)	۲۸۲	۲۸۲	۲۷۶	۲۸۲	۲۸۲	۳۰۵	۳۰۵	۳۰۵
تغییر سرعت فضاپیما (متر بر ثانیه)	۴۲۰	۳۹۰	۲۰۰	۲۱۰	۲۱۵	۳۲۰	۳۹۰	۳۹۰
تراست موتور پشتیبان	۴۰۳۰	۴۰۳۰	–	۴۰۳۰	۴۰۳۰	ندارد	ندارد	ندارد
سیستم الکتریکی								
سیستم الکتریکی	باتری	آرایه خورشیدی	آرایه خورشیدی	باتری	آرایه خورشیدی	آرایه خورشیدی	آرایه خورشیدی	آرایه خورشیدی
توان متوسط (کیلووات)	۰/۵۰	۰/۵۰	۰/۸	۰/۸۴	۰/۵	۰/۶	۰/۶	۰/۶
سیستم کنترل عکس‌العملی مدول بازگشتی								
تعداد تراستر در جلوبرندگی آنها	۶×۹۸	۶×۹۸	۶×۹۸	۶×۹۸	۶×۹۸	۶×۹۸	۶×۹۸	۶×۹۸
پیشرانه	پروکسید هیدروژن	پروکسید هیدروژن	پروکسید هیدروژن	پروکسید هیدروژن	پروکسید هیدروژن	پروکسید هیدروژن	پروکسید هیدروژن	پروکسید هیدروژن
جرم پیشرانه	۴۰	۴۰	۱۰۰	۴۰	۴۰	۴۰	۴۰	۴۰
مدول تجهیزات								
موتور	**KTDU-35**	**KTDU-35**	**KTDU-53**	**KTDU-35**	**KTDU-35**	**KTDU-80**	**KTDU-80**	**KTDU-80**
وزن	۳۰۵	۳۰۵	۳۰۵	۳۰۵	۳۰۵	۳۱۰	۳۱۰	۳۱۰
پیشرانه	تتراکسید نیتروژن/ هیدرازین	تتراکسید نیتروژن/ هیدرازین	تتراکسید نیتروژن/ هیدرازین	تتراکسید نیتروژن/ هیدرازین	تتراکسید نیتروژن/ هیدرازین	تتراکسید نیتروژن/ هیدرازین	تتراکسید نیتروژن/ هیدرازین	تتراکسید نیتروژن/ هیدرازین
جرم پیشرانه (کیلوگرم)	۸۳۰	۵۰۰	۴۰۰	۵۰۰	۵۰۰	۷۰۰	۸۸۰	۸۸۰
سسیستم کنترل عکس‌العملی مدول تجهیزات								
تراسترهای بزرگ	۱۴ × ۹۸	۱۴ × ۹۸	۱۴ × ۹۸	۱۴ × ۹۸	۱۴ × ۹۸	۱۴ × ۱۳۷	۱۴ × ۱۳۷	۱۴ × ۱۳۷
تراسترهای کوچک	۸×۹/۸	۸×۹/۸	۸×۹/۸	۸×۹/۸	۸×۹/۸	۱۲×۲۴/۵	۱۲×۲۴/۵	۱۲×۲۴/۵
تراسترهای پشتیبان بزرگ	۴×۹۸	۴×۹۸	۴×۹۸	۴×۹۸	۴×۹۸	ندارد	ندارد	ندارد
تراسترهای پشتیبان کوچک	۴×۱۰ رول	۴×۱۰ رول	۴×۱۰ رول	۴×۱۰ رول	۴×۱۰ رول	ندارد	ندارد	ندارد
پیشرانه	پروکسید هیدروژن	پروکسید هیدروژن	پروکسید هیدروژن	پروکسید هیدروژن	پروکسید هیدروژن	تتراکسید نیتروژن/دی‌متیل هیدرازین نامتقارن	تتراکسید نیتروژن/دی‌متیل هیدرازین نامتقارن	تتراکسید نیتروژن/دی‌متیل هیدرازین نامتقارن

مرجع ۱۳ بودجه‌بندی جرمی سایوز ۷کی- تی‌ام معروف به سایوز ای‌اس‌تی‌پی (نسخه‌ای از سایوز که مأموریت مشهور اتصال دو فضاپیمای سایوز و آپولو را به انجام رساند) را به صورت جدول (۷) اعلام می‌کند.

جدول ۷- بودجه‌بندی جرمی سایوز ۷کی

بخش	جرم (کیلوگرم)	درصد جرم به جرم خشک مدول
مدول بازگشتی		
کل مدول	۲۸۰۲	-
جرم بدون پیشرانه (خشک بدون احتساب مواد تحت فشار گذارنده)	۲۷۵۷	۹۸ درصد جرم کل مدول
سازه	۱۲۳۳	۴۴/۷
سپر حرارتی	۳۰۰	۱۰/۸
سیستم کنترل عکس‌العملی	۱۰۰	۳/۶
تجهیزات بازیافتی	۳۷۰	۱۳/۴
تجهیزات ناوبری	۸۰	۲/۹
تجهیزات تلمتری	۵۰	۱/۸
تجهیزات الکتریکی	۱۵۰	۵/۴
تجهیزات مخابراتی	۳۰	۱/۱
صندلی و تدارکات خدمه	۱۰۰	۳/۶
خدمه	۱۴۴	۵/۲
تجهیزات متفرقه احتمالی	۵۰	۱/۸
سیستم کنترل محیطی	۱۵۰	۵/۴
پیشرانه آرسی‌اس	۴۰	۱/۴۵
مدول پیشرانش		
کل مدول	۲۶۵۴	-
جرم بدون پیشرانه (خشک بدون احتساب مواد تحت فشار گذارنده)	۲۱۵۴	۸۱ درصد جرم کل مدول
سازه	۹۷۴	۴۵/۲
سیستم کنترل عکس‌العملی	۲۵۰	۱۱/۶
تجهیزات ناوبری	۳۰	۱/۴
تجهیزات تلمتری	۵۰	۲/۳
تجهیزات الکتریکی	۵۰۰	۲۳/۲
مدول مداری		
کل مدول	۱۲۲۴	-
سازه	۷۰۰	۵۷/۲
تجهیزات بازیافتی	۳۲۴	۲۶/۵
تجهیزات الکتریکی	۵۰	۴/۱
تجهیزات مخابراتی	۵۰	۴/۱
صندلی و تدارکات خدمه	۱۰۰	۸/۱۷

مدول‌های فضاپیمای سایوز

۱- مدول مداری

جلویی‌ترین یا (در حالت ایستاده) بالایی‌ترین مدول فضاپیمای سایوز است. خدمه در طول پرواز آزاد مداری از این مدول استفاده می‌کنند.

در جلوی مدول مداری تجهیزات پهلوگیری نصب شده است: ساز و کار پهلوگیری، دریچهٔ اتصال، آنتن‌ها برای سیستم پهلوگیری خودکار، و سیستم رادار پایه برای مانور به سمت ایستگاه برای پهلوگیری. این کرهٔ تحت فشار شامل قفسه‌های خوراک، کنترل‌کننده‌های راه دور، کیسه‌های خواب و توالت (در شکل بسیار اولیه) است. همانند مدول تجهیزات، مدول مداری نیز از مدول بازگشتی پس از رتروفایر در طول مانور خروج از مدار جدا می‌شود و در طول عبور از اتمسفر متلاشی می‌شود و می‌سوزد [۱۳و ۱۹].

۲- مدول بازگشتی

این مدول تنها بخش سایوز است که قابل بازیابی است. مدول بازگشتی (در حالت ایستاده) در بالای مدول پیشرانش قرارگرفته است و خدمه در هنگام پرتاب، مانور مداری، الحاق، جدایش، بازگشت به جو و فرود در آن قرار می‌گیرند. در طراحی این مدول دو مکان اصلی دیده شده است: مکان کار شامل: صندلی خدمه، کنترل‌ها و نمایش‌دهنده‌ها، محفظهٔ تجهیزات، و مکان تجهیزات است که تجهیزات پشتیبانی حیات، سیستم کنترل وضعیت و فرود وسیله را در بر می‌گیرد [۱۳و ۱۹].

بیرون مدول با روکشی از مواد ابلتیو مقاوم در برابر حرارت پوشانده شده است تا از مدول در طول بازگشت به جو در برابر گرمای ایرودینامیکی شدید حفاظت کند. همچنین یک سپر حرارتی در زیر مدول قرار دارد که در طول بازگشت به جو مدول را حفظ می‌کند و در پایان مأموریت جدا شده، می‌افتد.

مدول بازگشتی، مرکز فرماندهی فضاپیمای سایوز است. تمام کنترل‌کننده‌ها و نمایشگرهای لازم سایوز در این مدول قرارگرفته است. این مدول مانند مدول خدمات دارای سیستم هدایت، ناوبری و کنترل برای مانور وسیله در طول فاز فرود است، با این تفاوت که سیستم مدول بازگشتی مستقل و پیچیدگی کمتری دارد. شش (بعضی منابع هشت) تراستر پروکسید هیدروژن برای کنترل وضعیت مدول تا باز شدن چتر به‌کار گرفته می‌شوند. این تراسترها همانند باتری‌های مدول تنها در فاز نزول استفاده می‌شوند. مخازن پیشرانه در مخزن‌های تحت فشار جداگانه مهر و موم شده، قرار دارند [۱۹، ۲۰و ۲۳].

پس از جدایش مدول‌ها، فقط مدول بازگشتی به زمین بازمی‌گردد. فرود و نشستن روی زمین در صورت وزیدن باد و بالا و پایین‌بردن کپسول پس از رسیدن به زمین می‌تواند با مشکلاتی همراه باشد. پس از قرارگیری کامل کپسول بر روی زمین، خدمه از دریچهٔ بالایی خود را بیرون می‌کشند (یا در صورت به پهلو قرارگرفتن مدول، سینه‌خیز بیرون می‌آیند) [۱۹].

۳- مدول پیشرانش

انتهایی‌ترین مدول سایوز، مدول پیشرانش یا خدمات است. این کابین استوانه‌ای پر از تجهیزات است و به سه بخش تقسیم می‌شود: بخش انتقالی (واسطه)، بخش تجهیزات و بخش اسمبلی یا پیشرانش.

بخش انتقالی جلوترین بخش مدول پیشرانش است، و با مدول بازگشتی تداخل دارد. این بخش جایی برای مخازن سوخت موتورهای پیشروی و جهت‌گیری، تانک‌های ذخیرهٔ اکسیژن کنترل وضعیت، موتورهای پیشروی و جهت‌گیری و زیرسیستم‌های آنها، و تجهیزات الکترونیکی، مخابراتی و کنترلی است. در خارج از آن رادیاتور کوچک‌تر از دو رادیاتور کنترل حرارت نصب شده است.

بخش تجهیزات یک بخش مهر و موم شده و تحت فشار است که مبدل‌های حرارتی سیستم کنترل حرارت و تجهیزات وابسته، تجهیزات رادیویی و تله‌متری، سیستم تأمین توان، سیستم هدایت ناوبری و کنترل و سیستم کامپیوتر را در خود جای می‌دهد. این بخش مهر و موم شده، با گاز نیتروژن در حال گردش پر شده تا تجهیزات ناوبری خنک نگه داشته شوند.

بخش اسمبلی یا پیشرانش تحت فشار قرار نمی‌گیرد و شامل سیستم اصلی پیشرانش، موتورهای پیشروی و جهت‌گیری رترو، باتری‌های ذخیره در مدار و سیستم اصلی کنترل حرارت است. در بیرون مدول، رادیاتور بزرگ‌تر از دو رادیاتور کنترل حرارت نصب است. آرایه‌های خورشیدی در بیرون در دو طرف مدول روبه‌روی هم نصب شده‌اند و به باتری‌های قابل شارژ متصل هستند [۱۳، ۱۹و ۲۰].

سایوز تی‌ام‌ای

نسخهٔ تی‌ام‌ای سایوز برای نقل و انتقال سرنشین به ایستگاه فضایی بین‌المللی طراحی شد. در این نسخه تا سه فضانورد می‌تواند به مدارهای پایینی زمین حمل شود، و فضاپیما تا پنج روز پرواز مستقل داشته باشد تا با ایستگاه فضایی پهلوگیری کند. سایوز یک فضاپیمای نجات است که (وسیله‌ای همانند قایق نجات) تا ۲۰۰ روز یا ۶ ماه می‌تواند به ایستگاه متصل بماند. علاوه بر سه خدمه، سایوز تی‌ام‌ای می‌تواند ۱۸۰ کیلوگرم بار به ایستگاه ببرد و ۵۰ کیلوگرم بازگرداند. چنانچه تعداد سرنشینان دو نفر باشد این مقدار به ۱۵۰ کیلوگرم افزایش می‌یابد [۱۳و ۱۹]. در جدول‌های (۱) تا (۴)، ویژگی‌های این نسخه از سایوز به عنوان نمایندهٔ نسخه‌های آن آورده شده است.

شنژو

پیکربندی شنژو بسیار شبیه به اولین سایوز یعنی سایوز- ۱ است که در سال ۱۹۶۲ طراحی شد.

در مدول مداری آن فضانوردان پس از ورود به مدار کار و زندگی می‌کنند. علاوه بر مواد و وسایل حیاتی در زندگی روزانه مانند غذا، کیسه‌های خواب، جمع‌کننده‌های فضولات، این مدول با تجهیزاتی برای آزمایش‌های کاربردی و علمی فضایی تجهیز شده است. مدول در پایه دری دارد که به مدول بازگشتی باز می‌شود. در بیرون مدول مداری یک جفت آرایهٔ خورشیدی، حسگرهای خورشیدی، آنتن یا آنتن‌های مخابراتی و یک سازهٔ پهلوگیری وجود دارد.

کپسول بازگشتی فضاپیمای شنژو بین دو مدول مداری و پیشرانش قرارگرفته است. این مدول محل استقرار فضانوردان و مرکز فرمان فضاپیما در طول برخاست، نزول و بازگشت است. در انتهای جلویی آن دریچه‌ای است که فضانوردان از آن به داخل مدول آمد و رفت می‌کنند. طراحی این مدول بر اساس مدول بازگشتی سایوز انجام گرفته است، اما کپی کامل نیست. ابعاد کپسول بازگشتی شنژو نزدیک به ۱/۷ متر (۱۳٪) بزرگ‌تر است، بنابراین سخت‌افزارهای روسی را نمی‌تواند به‌کارگیرد، اما شکل ایرودینامیک چراغی شکل سایوز را با افزایش ابعاد به نسبت ثابت اتخاذ کرده است.

مدول خدمات توان الکتریکی، کنترل وضعیت، و پیشرانش را برای فضاپیما در مدار فراهم می‌کند. این مدول مانند مدول تجهیزات سایوز است، اما بزرگ‌تر و عریض‌تر است و بیرون‌آمدگی لبهٔ پایهٔ آن کمتر احساس می‌شود.

دو پنل خورشیدی با دهانهٔ کل بیش از ۱۷ متر از پهلوهای مدول تجهیزات باز می‌شوند. بر خلاف سایوز، این پنل‌ها می‌توانند برای به‌دست‌آوردن بیشترین تابش خورشید فارغ از وضعیت فضاپیما بچرخند.

تراسترهای حرکت انتقالی و رولِ کنترل وضعیت در انتهای جلوی مدول خدمات قرارگرفته‌اند. در پایهٔ مدول نیز که لبه‌های آن به بیرون امتداد یافته‌است، آرایش خاصی از تراسترها حرکت پیچ و یاو را کنترل می‌کنند [۱، ۲، ۱۳، ۱۵-۱۷، ۲۲، ۲۵ و ۲۶].

مقایسهٔ ویژگی‌های فضاپیماهای گروه هدف

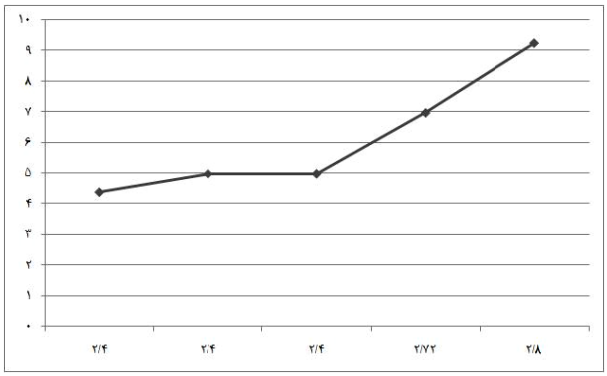
ویژگی‌های فضاپیماهای معرفی شده به عنوان گروه هدف در اینجا به دو صورت جدول و نمودار مقایسه می‌شوند.

جدول‌های مقایسه‌ای

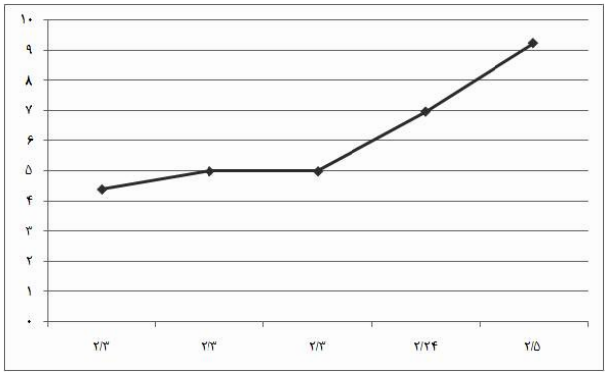
جدول‌های (۱) تا (۴) مقایسه‌ای را بین ویژگی‌های جرمی و ابعادی، و همچنین مشخصات فنی فضاپیماهای واستوک، واسخود، سایوز و شنژو به عمل می‌آورد.

نمودارهای مقایسه‌ای ابعادی

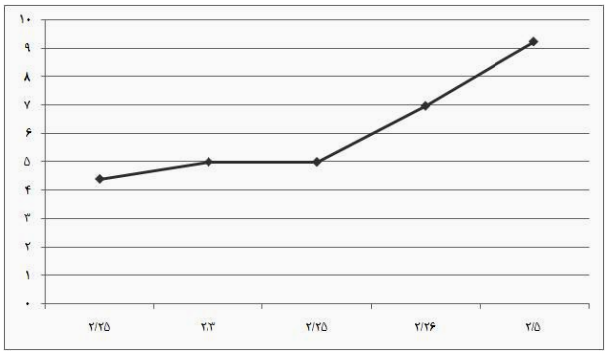
شکل‌های (۱) تا (۳) را برای مقایسهٔ ابعادی فضاپیماهای واستوک، واسخود، سایوز و شنژو داریم. ترتیب قرارگیری اعداد به ترتیب قرارگیری فضاپیماها در جدول‌های مقایسه‌ای (۱) تا (۴) است.



شکل ۱- نسبت طول به قطر در فضاپیماهای گروه هدف



شکل ۲- نسبت طول کل به طول مدول بازگشتی



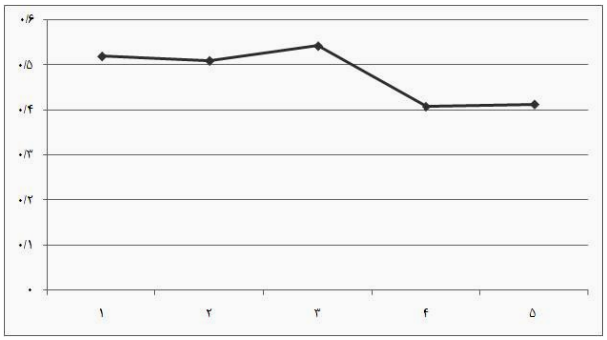
شکل ۳- نسبت طول کل به طول مدول پیشرانش

نمودارهای مقایسهٔ جرمی

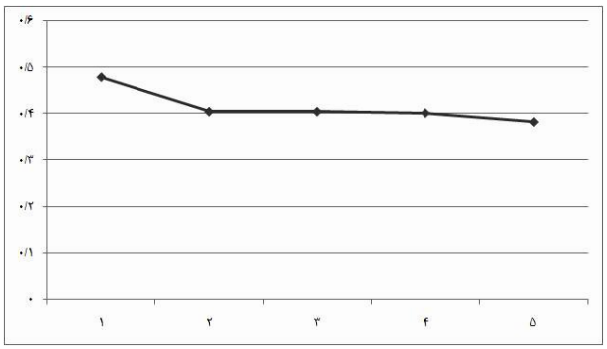
نمودارهای (۴) تا (۶) را برای مقایسهٔ جرمی فضاپیماهای واستوک، واسخود، سایوز و شنژو داریم. ترتیب قرارگیری اعداد به ترتیب قرارگیری فضاپیماها در جدول‌های مقایسه‌ای (۱) تا (۴) است.

مقایسهٔ زیرسیستم‌ها

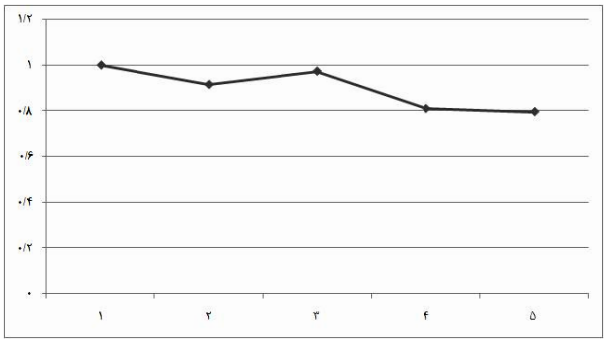
ویژگی زیرسیستم‌های فضاپیماهای گروه هدف به صورت جدول‌های (۸) تا (۱۳) با یکدیگر مقایسه می‌شود [۱، ۲، ۵-۱۷، ۱۹-۲۲ و ۲۴-۲۶]. در این جدول‌ها تمامی واحدها در سیستم استاندارد ایزو است.



شکل ۴- نسبت جرم مدول بازگشتی به جرم کل



شکل ۵- نسبت جرم مدول پیشرانش به جرم کل



شکل ۶- نسبت جرم مجموع مدول‌های بازگشتی و پیشرانش به جرم کل

پیشرانش و کنترل عکس‌العملی

جدول ۸- مقایسهٔ ویژگی‌های موتور اصلی فضاپیماهای گروه هدف

پارامتر	واستوک	واسخود	سایوز	شنژو
وزن (کیلوگرم)	۳۹۷	۳۹۷	۳۱۰	-
جلوبرندگی (کیلونیوتن)	۱۵/۸۳	۱۵/۸۳	۳/۹۲۰	۱۰
پیشرانه	نیتروس اکسید	نیتروس اکسید	هیدرازین دوپایه	هیدرازین دوپایه
جرم پیشرانه (کیلوگرم)	۲۷۵	۲۷۵	۸۸۰	۱۰۰۰
ضربه ویژه (ثانیه)	۲۶۶	۲۶۶	۳۰۵	۲۹۰
تغییر سرعت فضاپیما (متر بر ثانیه)	۱۵۵	۲۱۵	۳۹۰	۳۸۰

جدول ۹- مقایسهٔ سیستم کنترل عکس‌العملی در فضاپیماهای گروه هدف

مدول پیشرانش				
فضاپیما	واستوک	واسخود	سایوز	شنژو
تعداد تراسترها	دردسترس نیست	دردسترس نیست	۱۳۷ × ۱۴ ۲۴/۵ × ۱۲	۱۵۰ × ۸ ۵ × ۱۶
پیشرانه	گاز سرد	گاز سرد	هیدرازین دوپایه	هیدرازین دوپایه
جرم پیشرانه	۲۰	۲۰	بهره‌برداری از مخزن موتور اصلی	
مدول بازگشتی				
فضاپیما	ندارد	ندارد	۹۸ × ۶	۱۵۰ × ۸
پیشرانه	–	–	پروکسید هیدروژن	هیدرازین
جرم پیشرانه	–	–	۴۰	۲۸

توان الکتریکی

در بین فضاپیماهای گروه هدف دو فضاپیمای واستوک و واسخود از باتری و دو فضاپیمای سایوز و شنژو از سلول‌های خورشیدی به‌عنوان منبع اولیهٔ تولید توان استفاده می‌کنند. سطح صفحات خورشیدی در فضاپیمای شنژو تقریباً دو برابر سطح صفحات سایوز است (بدون احتساب آرایه‌های مدول مداری که در پرواز مستقل از آنها استفاده می‌کند). در جدول (۱۰) مقایسه‌ای بین آرایه‌های خورشیدی سه فضاپیما صورت گرفته است.

جدول ۱۰- مقایسهٔ زیرسیستم توان الکتریکی فضاپیماهای گروه هدف

	نسخه‌های سایوز	شنژو
سطح آرایه‌ها	۱۰/۵ تا ۱۴ مترمربع	۲۴/۴۸ مترمربع
توان خروجی سیستم الکتریکی	۱/۳ کیلووات	۱/۵ کیلووات

زیرسیستم پشتیبانی حیات

یکی از مهم‌ترین عوامل در زیرسیستم پشتیبانی حیات شرایط فیزیکی کابین خدمه و از مهم‌ترین آنها عامل فشار است که این عامل در جدول (۱۱) (بر حسب کیلوپاسکال) در فضاپیماهای گروه هدف مقایسه شده است.

جدول ۱۱- فشار کابین خدمه در فضاپیماهای گروه هدف

واستوک	واسخود	سایوز	شنژو
فشار سطح دریا، ۲۱ ٪ اکسیژن، ۷۹٪ نیتروژن	۹۴/۵ تا ۱۱۳ فشار پاره‌ای اکسیژن: ۱۸/۶ تا ۲۷	۹۴/۵ تا ۱۱۳ فشار پاره‌ای اکسیژن: ۱۸/۶ تا ۲۷	۸۱ تا ۱۰۱ فشار پاره‌ای اکسیژن: ۲۰ تا ۲۴

حفاظت حرارتی

در خصوص سپر حرارتی مقایسهٔ زیر را داریم:

جدول ۱۲- مقایسهٔ جرم سپر حرارتی در فضاپیماهای گروه هدف

جرم‌ها	واستوک	واسخود	سایوز	شنژو
وزن سپر حرارتی (کیلوگرم)	۸۳۷	۸۳۷	۳۰۰	۴۹۰
نسبت وزن سپر/ مدول	۰/۳۴۰	۰/۲۸۸	۰/۱۰۷	۰/۱۳۹

تفاوت وزن سپر حرارتی در واستوک و واسخود نسبت به سایوز و شنژو به پیشرفت فناوری در این زمینه باز می‌گردد.

زیرسیستم فرود

ویژگی‌های فیزیکی چترهای اصلی و پشتیبان در جدول (۱۳) مقایسه شده است.

جدول ۱۳- مقایسهٔ چترهای زیرسیستم فرود در فضاپیماهای گروه هدف

	چتر	سایوز	شنژو
مساحت (مترمربع)	اصلی	۹۰۰	۱۲۰۰
	پشتیبان	۵۷۰	۷۶۰
جرم (کیلوگرم)	اصلی	–	۹۰
	پشتیبان	–	–
حجم محفظه (مترمکعب)	اصلی	۰/۲۷	–
	پشتیبان	۰/۱۷	–

استخراج بودجه‌بندی جرمی

یکی از اساسی‌ترین نیازهای سطح سیستم در طراحی، اطلاع از بودجه‌بندی جرمی و توانی سیستم‌های مشابه است که متأسفانه چنین اطلاعاتی از فضاپیماهای گروه هدف در هیچ مرجع معتبری یافت نشد. تنها بودجه‌بندی جرمی در دسترس برای سایوز ۷کی- تی‌ام در جدول (۷) اعلام شد.

در این بین مرجع ۲۷ برای وسیلهٔ بازگشتی تخمین جرمی را به صورت جدول (۱۴) ارائه می‌دهد.

با استناد به این مرجع و همچنین، با بهره‌گیری از جدول (۷) و استناد به ویژگی‌های زیرسیستم‌های اصلی فضاپیماهای سرنشین‌دار که در بخش پیش از نظر گذشت، بودجهٔ جرمی زیرسیستم‌های اصلی فضاپیمای سرنشین‌داری از دسته مدارگردهای ۲ تا ۳ نفره با دو یا سه مدول به صورت جدول (۱۵) گمانه‌زنی می‌شود.

جدول ۱۴- تخمین جرمی وسیلهٔ بازگشتی بر حسب جرم خشک وسیله

زیرسیستم	درصد جرم تخمینی
سازه	۴۰
سیستم توان	۱۰
تجهیزات پرواز	۸
هدایت، ناوبری و کنترل	۱۶
سیستم حفاظت حرارتی	۸
سیستم بازیابی	۱۴
فاصل‌های پرتاب	۲

جدول ۱۵- گمانه‌زنی بودجهٔ جرمی برای مدارگردی با ۲ تا ۳ سرنشین

زیرسیستم	درصد جرمی به جرم خشک فضاپیما/ مدول بازگشتی
سازه	۴۰-۴۵
حفاظت حرارتی	۱۱ تا ۱۲ درصد جرم خشک مدول بازگشتی
کنترل محیطی	۵/۴ درصد جرم خشک مدول بازگشتی
مخابرات و تله‌متری	۲/۹
توان الکتریکی	۱۱/۴
تجهیزات ناوبری	۱/۸
سیستم کنترل عکس‌العملی	۵/۷
خدمه	۵/۲ درصد جرم خشک مدول بازگشتی
تدارکات و صندلی خدمه	۳/۶ درصد جرم خشک مدول بازگشتی
سیستم بازیابی	۱۴ درصد جرم خشک مدول بازگشتی
تجهیزات بازیافتی	۱۱/۳
متفرقه	۱

جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

پس از آشنایی کلی با انواع فضاپیماهای سرنشین‌دار در مقدمهٔ این مطالعه، ویژگی‌های عمومی و فنی گروهی از این فضاپیماها به عنوان گروه هدف (فضاپیماهای سرنشین‌دار مداری متشکل از دو یا سه مدول، دسته استوانه‌ای شکل با تمرکز بیشتر بر دو فضاپیمای سایوز و شنژو) در قالب جدول (۱ تا ۶) و نمودار (شکل‌های ۱ تا ۶) با یکدیگر مقایسه شد. پس از آن ویژگی‌های بحرانی زیرسیستم‌های اصلی فضاپیماهای گروه هدف یک به یک در قالب جدول‌های مقایسه‌ای (۸ تا ۱۳) از نظر گذشت.

پس از آن با توجه به اهمیت بودجهٔ جرمی و توانی در نیازهای سطح سیستم با وجود کمبود اطلاعات در این زمینه، بودجه‌بندی جرمی برای فضاپیمای سرنشین‌دار دو تا سه نفره از دسته مدارگردها گمانه‌زنی (جدول ۱۵) شد. در این گمانه‌زنی از حداقل منابع معتبر موجود (جدول‌های ۷ و ۱۴) بهره‌گیری شد.

علاوه بر جدول ۱۵، به‌عنوان یکی از نتایج این مقاله، دیگر نتایج حاصل از این مطالعه را می‌توان به صورت زیر برشمرد:

۱- این فضاپیماها از دو یا سه مدول (بخش مجزا) تشکیل شده‌اند.
۲- این دسته از فضاپیماها غالباً یک تا سه نفره هستند.
۳- وزن این فضاپیماها بسته به تعداد مدول‌ها (سرنشین) از حوالی ۵ تن تا نزدیک ۸ تن تغییر می‌کند.
۴- ابعاد این فضاپیماها در قطر تقریباً یکسان و در طول بسته به دو مدوله یا سه مدوله‌بودن با رعایت نسبت متفاوت است.
۵- ارتفاع متوسط مدار مأموریتی فضاپیماها زیر ۴۰۰ کیلومتر است و از بیضویت مدار فضاپیماهای نخست در فضاپیماهای اخیر کاسته شده است.
۶- هر فضاپیمای سرنشین‌دار تمامی زیرسیستم‌های اصلی فضاپیمای بی‌سرنشین را دارد که به آنها دو زیرسیستم پشتیبانی حیات و بازیابی و فرود را باید افزود. در کل، سازه، پیشرانش، کنترل حرارت، کنترل محیطی و پشتیبانی حیات، مخابرات، هدایت ناوبری و کنترل، توان، و بازیابی و فرود زیرسیستم‌های اصلی این فضاپیماها را تشکیل می‌دهند.
۷- سیستم الکتریکی در فضاپیماها از باتری به آرایه‌های خورشیدی و توان متوسط از ۰/۲ کیلووات به نزدیک ۱ کیلووات تغییر یافته است.
۸- مدول بازگشتی، تنها بخشی از فضاپیماست که به زمین بازمی‌گردد. این بخش در فضاپیماهای نخست فاقد سیستم کنترل وضعیت بوده است بنابراین کپسول بازگشت بالستیک انجام می داده است، درحالی که در انواع اخیر بازگشت به جو با تراسترهای سیستم کنترل عکس‌العملی اختصاصی مدول کنترل می‌شود.
۹- جلوبرندگی موتور اصلی در فضاپیماهای اولیهٔ بالا و در انواع اخیر با توجه به نیاز واقعی فضاپیما تعدیل شده است. این موضوع شاید به پیشرفت فناوری در توسعهٔ سیستم‌های پیشرانش فضایی با دامنهٔ تراست گسترده‌تر (از بسیار پایین تا بسیار بالا) بازگردد.
۱۰- بودجه‌بندی‌های جرم و توانی که در خصوص سایر فضاپیماها (اعم از ماهواره‌ها و کاوشگرهای بی‌سرنشین) مطرح می‌شود در طراحی سیستمی فضاپیمای سرنشین‌دار قابل پیاده‌سازی نیست. از

روشن‌ترین علل این موضوع اضافه شدن زیرسیستم‌های کنترل محیطی و پشتیبانی حیات، و فرود به جرگهٔ زیرسیستم‌های اصلی فضاپیماست که به‌طورکامل بودجه‌بندی‌های تعریف شدهٔ متداول را برای هر فضاپیمای سرنشین‌داری از اعتبار می‌اندازد. از سوی دیگر به‌دلیل اینکه فضاپیمای سرنشین‌دار برای بازگرداندن سرنشین‌های خود (بخشی از آن یا تمام آن) باید به زمین بازگردد، تمهیدات حفاظت حرارتی برای گذر از مرحلهٔ بازگشت به جو باید در مورد آن به اجرا درآید که این موضوع در کنار سایر عوامل پیشین بودجه‌بندی جرمی، فضاپیما را دستخوش تغییرات اساسی می‌کند. چنانچه به این عوامل مأموریت‌های ویژه‌ای مانند پهلوگیری با فضاپیمایی دیگر را نیز بیفزاییم باز هم تعاریف متفاوت خواهد بود.

مقایسهٔ آمار جدول‌ها و نمودارهای ارائه شده از ابعاد فضاپیماهای سرنشین‌دار مداری نتایج زیر را حاصل می‌کند:

۱- طول کل فضاپیما در فضاپیماهای دو مدوله نزدیک به ۲ برابر قطر و در فضاپیماهای سه مدوله، نزدیک به ۳ برابر قطر متوسط فضاپیماست.

۲- هر یک از مدول‌ها نسبت تقریباً مساوی از کل طول فضاپیما را به خود اختصاص داده‌اند؛ به این ترتیب که در فضاپیماهای سه مدول نسبت یک سوم و در فضاپیماهای دو مدوله نسبت یک دوم به طول کل فضاپیما دارند.

۳- طول و قطر مدول‌ها تقریباً یکسان است یا دست کم تفاوت ناچیزی بین قطر و طول هر مدول فضایی وجود دارد.

با مطالعهٔ آمار جدول‌ها و نمودارهای مقایسهٔ جرمی به نتایج زیر می‌رسیم:

- جرم مدول بازگشتی غالباً بین ۲ تا ۳ تن و 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.
- جرم مدول پیشرانش بین ۲ تا ۳ تن و غالباً ۴۰ (تا ۵۰) درصد از وزن کل فضاپیما را به خود اختصاص می‌دهد.
- مجموع جرم دو مدول پیشرانش و بازگشتی بین ۴ تا ۶ تن است و هشتاد تا صد در صد جرم فضاپیما را به خود اختصاص می‌دهد.

در پایان نیز، بررسی و مقایسهٔ ویژگی‌های فضاپیماهای سرنشین‌دار در سطح سیستم، رهنمون مناسبی در تعیین نیازمندی‌های طراحی چنین فضاپیمایی در همین سطح خواهد بود.

مراجع

[1] [on line]: Available, http://www.russianspaceweb. com/

[2] [on line]: Available, http://www.wikipedia.org/

[۳] خلجزاده، لیلا؛ انصاری، هاله؛ *پنجاه سال در فضا*، سازمان فضایی ایران، تهران، ویرایش نخست، ۱۳۸۶.

[۴] دانشنامهٔ فضایی سازمان فضایی ایران، قابل دسترس در http://www.isa.ir/enc/

[5] [on line]: Available, http://acis.mit.edu/

[6] [on line]: Available, http://library.iit.edu/

[7] [on line]: Available, http://library.thinkquest.org/

[8] [on line]: Available, http://nssdc.gsfc.nasa.gov/

[9] [on line]: Available, http://science.ksc. nasa. gov/

[10][on line]: Available, http://spaceflight.nasa.gov/

[11] [on line]: Available, http://www. absoluteastronomy. com/

[12][on line]: Available, http://www.aerospaceguide.net/

[13] [on line]: Available, http://www.astronautix.com/

[14] [on line]: Available, http://www.esa.int/

[15][on line]: Available, http://www.interspacenews.com/

[16] [on line]: Available, http://www.scientificamerican. com/

[17][on line]: Available, http://www.thespacereview. com/

[18] Kayton M., "Avionics for Manned Spacecraft," *IEEE Transitions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 25, No. 6, page 798, November 1989.

[19] Hall R. D. and Shayler D. J., *Soyuz; A Universal Spacecraft*, Springer, Chichester, UK, 2003.

[20] Baker D., *Jane's Space Directory 2002-2003*, 18th Edition, Jane's Information Groups Inc., Virginia, USA, 2002.

[21] [on line]: Available, http://www.braeunig.us/

[22] [on line]: Available, http://www.cctv.com/

[23] [on line]: Available, http://www.svengrahn.pp.se/

[24] POCKOCMOC, Federal Space Agency, Expedition 23 & 24 on Soyuz TMA-18, Baikonur Cosmodrome, April 2010.

[25] Pang H. and Shouquan K., China's Shenzhou Manned Spaceship and its Environmental Tests, *5th International Symposium on Environmental Testing for Space Programs*, Noordwijk, the Netherlands, 15-17 June 2004.

[26] Zongpeng, Z., "The Current Situation of China Manned Aerospace Technology and the direction for its further development," *Acta Astronautica*, Vol. 95, Issues 3-4, 2009, pp. 308-31.

[27] Wijker J., Lecture Series ae2-S02, Delft University of Technology, 2002, (Also available at: http://www.lr.tudelft.nl/).