

# استخراج ویژگی‌های سطح سیستم فضایی سرنشین‌دار بر اساس مدل‌های آماری

مهران میرشمس<sup>۱\*</sup> و لیلا خلج‌زاده<sup>۲</sup>

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 فضایی سرنشین‌داری که قابلیت حمل یک تا دو سرنشین را به مدارهای پایینی زمین داشته باشد مستلزم شناسایی نیازمندی‌ها و داشتن اطلاعات فنی از فضایی‌های توسعه یافته از این دست است. مرور ویژگی‌های این فضایی‌ها منجر به مشخص شدن نیازمندی‌های سطح سیستم و دستیابی به نتایجی می‌شود که در طراحی و توسعه فضایی‌های سرنشین‌دار مورد نیاز است. مقایسه ویژگی‌های فضایی‌های سرنشین‌دار در قالب جدول و نمودار نشان از پیروی از الگوی کمابیش یکسانی در این فضایی‌ها در جرم و ابعاد و برخورداری از زیرسیستم‌هایی با عملکردی مشابه دارد.

واژه‌های کلیدی: فضایی سرنشین‌دار، نیازمندی‌های طراحی، طراحی سیستمی، کسول‌های فضایی

## مقدمه

توسعه فضایی سرنشین‌داری که قابلیت پرواز کوتاه مدت با یک تا دو سرنشین را به مدارهای پایینی زمین داشته باشد نیازمند توسعه 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 فضایی‌های سرنشین‌داری که تا به امروز توسعه یافته‌اند به همراه تجارب به‌دست‌آمده در طراحی آنها تهیه شود. در کنار آن توسعه دانش طراحی سیستمی و زیرسیستمی فضایی‌های سرنشین‌دار به بهترین نتیجه را امکان‌پذیر می‌کند.

فضایی‌های سرنشین‌دار به سه دسته کلی ایستگاه‌های فضایی، کسول‌های فضایی (مدارگردها) و سیستم‌های حمل و نقل فضایی تقسیم می‌شوند. در کنار این سه دسته فضایی‌های 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 فضایی‌های سرنشین‌دار، ویژگی‌ها و کاربردهای خاص خود را دارد [۱ و ۲].

ایستگاه‌های فضایی، فضایی‌های سرنشین‌داری هستند که سیستم پیش‌رانش و فرود ندارند. سیستم‌های حمل و نقل فضایی یا اسپیس‌پلین‌ها فضایی‌های 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 فضاوردان، مأموریت را انجام می‌دهد و مرحله بازگشت به جو و فرود را به انجام می‌رساند. درصد زیادی از این فضایی‌ها قابلیت استفاده مجدد دارد، به‌گونه‌ای که کل وسیله را می‌توان قابل استفاده مجدد دانست. شاتل فضایی و بوران در این دسته از فضایی‌های سرنشین‌دار قرار می‌گیرند.

۱. استادیار (نویسنده مخاطب)

۲. کارشناس ارشد

### واستوک و واسخود

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

فضاییمی واسخود در حقیقت نمونه پیشرفته‌تر کپسول فضایی واستوک بود که قابلیت حمل چند سرنشین را داشت. برای فراهم کردن فضای بیشتر برای فضاوردان در داخل کپسول، صندلی خلاصی برای استفاده در هنگام فرود یا در مواقع خطر، از کپسول حذف شده بود و مدول بازگشتی واسخود با خدمه درونش به زمین می‌رسید. در کپسول واستوک فضاوردان با استفاده از سیستم خلاصی از کپسول جدا می‌شدند و سپس با استفاده از چتر روی زمین فرود می‌آمدند [۳]. فضاپیماهای 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 [۱ و ۲] و [۵-۱۸].

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.

### فضایماهای گروه هدف

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

جدول ۱- مقایسه ویژگی‌های کلی فضاپیماهای گروه هدف

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

جدول ۲- مقایسه ابعادی فضاپیماهای گروه هدف

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

جدول ۳- مقایسه ویژگی‌های جرمی فضاپیماهای گروه هدف

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

جدول ۴- مقایسه مدول‌های فضایی‌های گروه هدف

مدول مداری					
پارامتر	سایوز	سنترو			
طول	۲/۹۸	۲/۸۰			
قطر	۲/۳۶	۲/۲۵			
اسپین	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، ۱۲/۳۴ مترمربع، ۰/۵۰ کیلووات متوسط، ۱/۲ کیلووات ساعت			
مدول بازگشتی					
فضایما	واستوک	واسخود ۱	واسخود ۲	سایوز	سنترو
تعداد خدمه	۱	۳	۲	۳ تا ۲	۳
حجم قابل سکونت	۳	۳	۳	۴	۶
کنترل وضعیت	ندارد	ندارد	ندارد	۶ × ۹۸	۸ × ۱۵۰
کنترل‌ها	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 (کیلونوتن)	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 فضایما	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

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، لایه بالایی، شامل ورقه‌ای از پنبه نسوز (آزبست)، و لایه زیرین از یک ماده سبک عایق در برابر گرماس [۱۹]. در هر یک از مدول‌ها تجهیزاتی قرار گرفته است که وظیفه‌ای را در به ثمر رساندن 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].

فضایمای سایوز، موفق‌ترین فضایمای سرنشین‌داری است که تا به امروز ساخته شده است. سه مدول اصلی سایوز از انتها عبارتند از: مدول تحت فشار قرارنگرفته پیش‌ران‌ش که به‌عنوان مدول خدمات وسیله عمل می‌کند، مدول تحت فشار بازگشتی که خدمه را در خود جای می‌دهد و به‌عنوان مرکز فرماندهی فضایما 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 فضایمای دوم مانند ایستگاه فضایی است.



جدول ۶- مقایسه ویژگی‌های فنی نسخه‌های فضایی 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 فضایی (متر بر ثانیه)	۴۲۰	۳۹۰	۲۰۰	۲۱۰	۲۱۵	۳۲۰	۳۹۰	۳۹۰
تراست موتور پشتیبان	۴۰۳۰	۴۰۳۰	-	۴۰۳۰	۴۰۳۰	ندارد	ندارد	ندارد
<b>سیستم الکتریکی</b>								
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
<b>سیستم کنترل عکس‌العملی مدول بازگشتی</b>								
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
<b>مدول تجهیزات</b>								
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
<b>سیستم کنترل عکس‌العملی مدول تجهیزات</b>								
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

کپسول‌های خواب و توالی (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 [۱۳ و ۱۹].

#### ۲- مدول بازگشتی

این مدول تنها بخش سایوز است که قابل بازیابی است. مدول بازگشتی (در حالت ایستاده) در بالای مدول پیشرانش قرار گرفته 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، محفظه تجهیزات، و مکان تجهیزات است که تجهیزات پشتیبانی حیات، سیستم کنترل وضعیت و فرود وسیله را در بر می‌گیرد [۱۳ و 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 فضایی سایوز است. تمام کنترل‌کننده‌ها و نمایشگرهای لازم سایوز در این مدول قرار گرفته 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 به کار 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، ۲۰ و ۲۳].

پس از جدایش مدول‌ها، فقط مدول بازگشتی به زمین بازمی‌گردد. فرود و نشست 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 دریچه بالایی خود را بیرون می‌کشند (یا در صورت به پهلو قرارگرفتن مدول، سینه‌خیز بیرون می‌آیند) [۱۹].

#### ۳- مدول پیشرانش

انتباهی‌ترین 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.

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

جدول ۷- بودجه‌بندی جرمی سایوز ۷ کی

بخش	جرم (کیلوگرم)	درصد جرم به جرم خشک مدول
<b>مدول بازگشتی</b>		
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
<b>مدول پیشرانش</b>		
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
<b>مدول مداری</b>		
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 فضایی سایوز

### ۱- مدول مداری

جلویی‌ترین یا (در حالت ایستاده) بالایی‌ترین مدول فضایی 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، دریچه اتصال، آنتن‌ها برای سیستم پهلوگیری خودکار، و سیستم رادار پایه برای مانور به سمت ایستگاه برای پهلوگیری. این کره تحت فشار شامل قفسه‌های خوراک، کنترل‌کننده‌های راه دور،

در پایه دری دارد که به مدول بازگشتی باز می‌شود. در بیرون مدول مداری یک جفت آرایه خورشیدی، حسگرهای خورشیدی، آنتن یا آنتن‌های مخابراتی و یک سازه پهلوگیری وجود دارد.

کپسول بازگشتی فضایی‌های سنژو بین دو مدول مداری و پیشرانس قرار گرفته است. این مدول محل استقرار فضانوردان و مرکز فرمان فضاییما 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 سنژو نزدیک به ۱/۷ متر (۱۳٪) بزرگتر است، بنابراین سخت‌افزارهای روسی را نمی‌تواند به کارگیرد، اما شکل ایرودینامیک چراغی شکل سایوز را با افزایش ابعاد به نسبت ثابت اتخاذ کرده است.

مدول خدمات توان الکتریکی، کنترل وضعیت، و پیشرانس را برای فضاییما در مدار فراهم می‌کند. این مدول مانند مدول تجهیزات سایوز است، اما بزرگتر و عریض‌تر است و بیرون‌آمدگی لبه پایه آن کمتر احساس می‌شود.

دو پنل خورشیدی با دهانه 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 فضاییما بچرخند.

تراسترهای حرکت انتقالی و رول کنترل وضعیت در انتهای جلوی مدول خدمات قرار گرفته‌اند. در پایه 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].

## مقایسه ویژگی‌های فضایی‌های گروه هدف

ویژگی‌های فضایی‌های 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 فضایی‌های واستوک، واسخود، سایوز و سنژو به عمل می‌آورد.

### نمودارهای مقایسه‌ای ابعادی

شکل‌های (۱) تا (۳) را برای مقایسه ابعادی فضایی‌های واستوک، واسخود، سایوز و سنژو داریم. ترتیب قرارگیری اعداد به ترتیب قرارگیری فضایی‌ها در جدول‌های مقایسه‌ای (۱) تا (۴) است.

بخش انتقالی جلوترین بخش مدول پیشرانس است، و با مدول بازگشتی تداخل دارد. این بخش جایی برای مخازن سوخت موتورهای پیشروی و جهت‌گیری، تانک‌های ذخیره 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 پیشرانس تحت فشار قرار نمی‌گیرد و شامل سیستم اصلی پیشرانس، 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، ۱۹ و ۲۰].

## سایوز تی‌ام‌ای

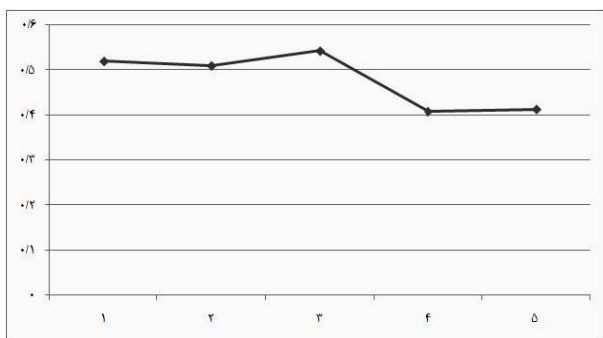
نسخه تی‌ام‌ای سایوز برای نقل و انتقال سرنشین به ایستگاه فضایی بین‌المللی طراحی شد. در این نسخه تا سه فضانورد می‌تواند به مدارهای پایینی زمین حمل شود، و فضاییما تا پنج روز پرواز مستقل داشته باشد تا با ایستگاه فضایی پهلوگیری کند. سایوز یک فضایی‌های نجات است که (وسیله‌ای همانند قایق نجات) تا ۲۰۰ روز یا 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 [۱۳ و ۱۹]. در جدول‌های (۱) تا (۴)، ویژگی‌های این نسخه از سایوز به عنوان نماینده نسخه‌های آن آورده شده است.

## سنژو

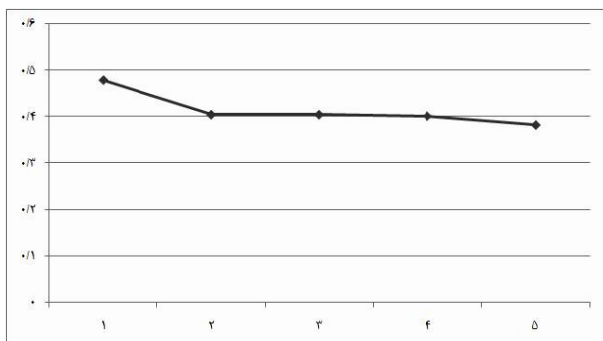
پیکربندی سنژو بسیار شبیه به اولین سایوز یعنی سایوز-۱ است که در سال ۱۹۶۲ طراحی شد.

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

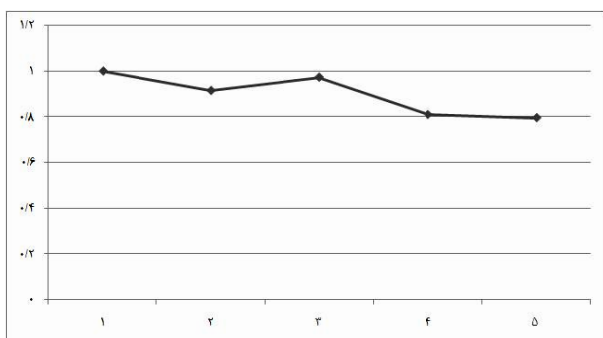




شکل ۴- نسبت جرم مدول بازگشتی به جرم کل



شکل ۵- نسبت جرم مدول پیش‌رانش به جرم کل

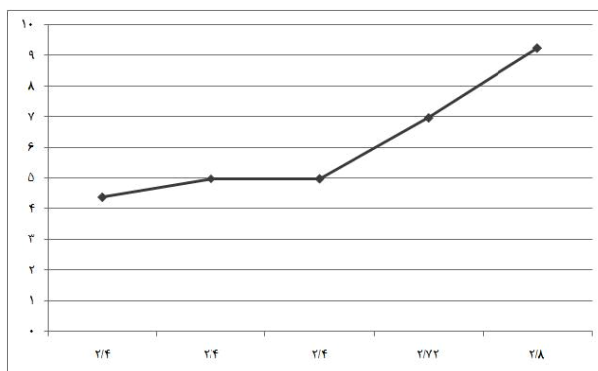


شکل ۶- نسبت جرم مجموع مدول‌های بازگشتی و پیش‌رانش به جرم کل

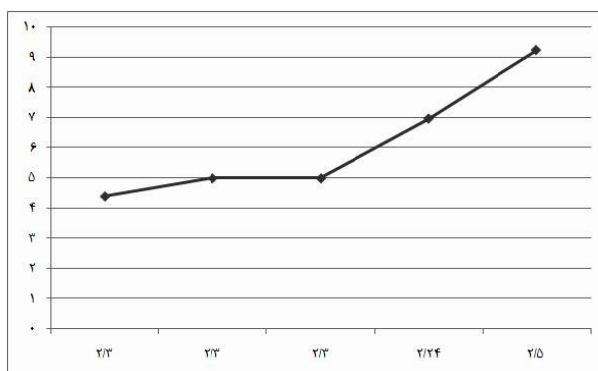
## پیش‌رانش و کنترل عکس‌العملی

جدول ۸- مقایسه ویژگی‌های موتور اصلی فضایی‌های گروه هدف

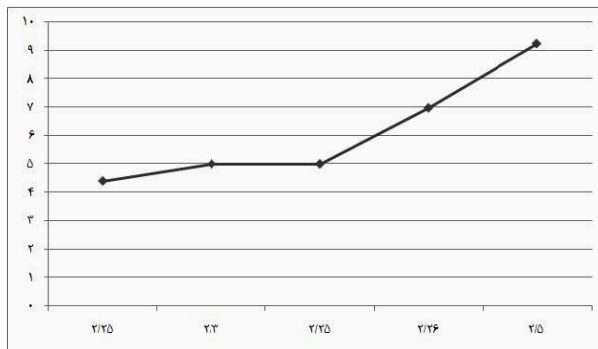
پارامتر	واستوک	واسخود	سایوز	شنژو
وزن (کیلوگرم)	۳۹۷	۳۹۷	۳۱۰	-
جلوبرندگی (کیلونوتن)	۱۵/۸۳	۱۵/۸۳	۳/۹۲۰	۱۰
پیش‌رانه	نیتروس اکسید	نیتروس اکسید	هیدرازین دوپایه	هیدرازین دوپایه
جرم (کیلوگرم)	۲۷۵	۲۷۵	۸۸۰	۱۰۰۰
ضربه ویژه (ثانیه)	۲۶۶	۲۶۶	۳۰۵	۲۹۰
تغییر سرعت فضایی (متر بر ثانیه)	۱۵۵	۲۱۵	۳۹۰	۳۸۰



شکل ۱- نسبت طول به قطر در فضایی‌های گروه هدف



شکل ۲- نسبت طول کل به طول مدول بازگشتی



شکل ۳- نسبت طول کل به طول مدول پیش‌رانش

## نمودارهای مقایسه جرمی

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

## مقایسه زیرسیستم‌ها

ویژگی زیرسیستم‌های فضایی‌های 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.

جدول ۹- مقایسه سیستم کنترل عکس‌العملی در فضاپیماهای گروه هدف

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

جدول ۱۱- فشار کابین خدمه در فضاپیماهای گروه هدف

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

### حفاظت حرارتی

در خصوص سپر حرارتی مقایسه زیر را داریم:

جدول ۱۲- مقایسه جرم سپر حرارتی در فضاپیماهای گروه هدف

جرم‌ها	واستوک	واسخود	سایوز	شنزو
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 شنزو به پیشرفت فناوری در این زمینه باز می‌گردد.

### زیرسیستم فرود

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

جدول ۱۳- مقایسه چترهای زیرسیستم فرود در فضاپیماهای گروه هدف

چتر	سایوز	شنزو
اصلی	۹۰۰	۱۲۰۰
پشتیبان	۵۷۰	۷۶۰
جرم (کیلوگرم)	-	۹۰
اصلی	-	-
پشتیبان	۰/۲۷	-
حجم محفظه (مترمکعب)	۰/۱۷	-
اصلی	-	-
پشتیبان	-	-

### 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 ۷ کی- تی‌ام در جدول (۷) اعلام شد.

### توان الکتریکی

در بین فضاپیماهای گروه هدف دو فضاپیمای واستوک و واسخود از باتری و دو فضاپیمای سایوز و شنزو از سلول‌های خورشیدی به‌عنوان منبع اولیه تولید توان استفاده می‌کنند. سطح صفحات خورشیدی در فضاپیمای شنزو 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- مقایسه زیرسیستم توان الکتریکی فضاپیماهای گروه هدف

توان خروجی سیستم الکتریکی	نسخه‌های سایوز	شنزو
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.

سنژو) در قالب جدول (۱ تا ۶) و نمودار (شکل‌های ۱ تا ۶) با یکدیگر مقایسه شد. پس از آن ویژگی‌های بحرانی زیرسیستم‌های اصلی فضایی‌های گروه هدف یک به یک در قالب جدول‌های مقایسه‌ای (۸ تا ۱۳) از نظر گذشت.

پس از آن با توجه به اهمیت بودجه جرمی و توانی در نیازهای سطح سیستم با وجود کمبود اطلاعات در این زمینه، بودجه‌بندی جرمی برای فضایی‌های 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 فضایی‌ها از دو یا سه مدول (بخش مجزا) تشکیل شده‌اند.
- ۲- این دسته از فضایی‌ها غالباً یک تا سه نفره هستند.
- ۳- وزن این فضایی‌ها بسته به تعداد مدول‌ها (سرنشین) از حوالی ۵ تن تا نزدیک ۸ تن تغییر می‌کند.
- ۴- ابعاد این فضایی‌ها در قطر تقریباً یکسان و در طول بسته به دو مدوله یا سه مدوله بودن با رعایت نسبت متفاوت است.
- ۵- ارتفاع متوسط مدار مأموریتی فضایی‌ها زیر ۴۰۰ کیلومتر است و از بیضویت مدار فضایی‌های نخست در فضایی‌های اخیر کاسته شده است.
- ۶- هر فضایی‌های سرنشین‌دار تمامی زیرسیستم‌های اصلی فضایی‌های 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 فضایی‌ها را تشکیل می‌دهند.

۷- سیستم الکتریکی در فضایی‌ها 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 فضایی‌هاست که به زمین بازمی‌گردد. این بخش در فضایی‌های نخست فاقد سیستم کنترل وضعیت بوده است بنابراین کپسول بازگشت بالستیک انجام می‌داده است، درحالی که در انواع اخیر بازگشت به جو با تراسترهای سیستم کنترل عکس‌العملی اختصاصی مدول کنترل می‌شود.

۹- جلوبرندگی موتور اصلی در فضایی‌های اولیه بالا و در انواع اخیر با توجه به نیاز واقعی فضایی‌ها تعدیل شده است. این موضوع شاید به پیشرفت فناوری در توسعه سیستم‌های پیشرانش فضایی با دامنه تراست گسترده‌تر (از بسیار پایین تا بسیار بالا) بازگردد.

۱۰- بودجه‌بندی‌های جرمی و توانی که در خصوص سایر فضایی‌ها (اعم از ماهواره‌ها و کاوشگرهای بی‌سرنشین) مطرح می‌شود در طراحی سیستمی فضایی‌های سرنشین‌دار قابل پیاده‌سازی نیست. از

در این بین مرجع ۲۷ برای وسیله 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 فضایی‌های سرنشین‌دار که در بخش پیش از نظر گذشت، بودجه جرمی زیرسیستم‌های اصلی فضایی‌های سرنشین‌داری از دسته مدارگردهای ۲ تا ۳ نفره با دو یا سه مدول به صورت جدول (۱۵) گمانه‌زنی می‌شود.

جدول ۱۴- تخمین جرمی وسیله 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 بودجه جرمی برای مدارگردی با ۲ تا ۳ سرنشین

زیرسیستم	درصد جرمی به جرم خشک فضایی‌ها/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 فضایی‌های سرنشین‌دار در مقدمه این مطالعه، ویژگی‌های عمومی و فنی گروهی از این فضایی‌ها به عنوان گروه هدف (فضایی‌های سرنشین‌دار مداری متشکل از دو یا سه مدول، دسته استوانه‌ای شکل با تمرکز بیشتر بر دو فضایی‌های سایوز و

- [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] دانشنامه 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*, 18<sup>th</sup> 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] POKKOCMOC, 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, *5<sup>th</sup> 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/>).

روشن‌ترین علل این موضوع اضافه شدن زیرسیستم‌های کنترل محیطی و پشتیبانی حیات، و فرود به جرگه زیرسیستم‌های اصلی فضاپیماست که به‌طور کامل بودجه‌بندی‌های تعریف شده متداول را برای هر فضاپیمای سرنشین‌داری از اعتبار می‌اندازد. از سوی دیگر به دلیل اینکه فضاپیمای سرنشین‌دار برای بازگرداندن سرنشین‌های خود (بخشی از آن یا تمام آن) باید به زمین بازگردد، تمهیدات حفاظت حرارتی برای گذر از مرحله 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.

مقایسه 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 مطالعه آمار جدول‌ها و نمودارهای مقایسه 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 درصد جرم فضاپیما را به خود اختصاص می‌دهد.

در پایان نیز، بررسی و مقایسه 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/>