دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

دانشکده مهندسی هوافضا

پایان نامه کارشناسی ارشد

مهندسی هوافضا-گرایش مهندسی فضایی

طراحی مفهومی یک فضاپیمای بازگشت پذیر

نگارش

علیرضا سبزه

استاد راهنما

دکترعلیرضا نوین زاده

خرداد ماه ۱۳۸۹

بسم الله الرّحمن الرّحيم

تشکر و قدردانی

خداوند متعال را شکر می کنم که مرا از الطاف خود بی بهره نگذاشت و در تمام لحظات سختی و ناامیدی با الطاف خویش مرا یاری نمود.از زحمات استاد عزیزم جناب آقای دکتر نوین زاده که با راهنمایی هایشان چراغ راه من بودند و تمامی کسانی که در انجام این پایان نامه مرا یاری کردند علی الخصوص آقایان امیرحسین آدمی وسید مجید حسینی صمیمانه قدردانی و تشکر می کنم.در این جا بر خود لازم می دانم که از خانواده عزیزم که در تمام مراحل زندگی همواره حامی و پشتیبان من بوده اند صمیمانه سپاسگذاری نمایم و در پایان امیدوارم که با انجام این پایان نامه گامی مثبت در جهت ارتقاء صنعت هوافضای این مرز و بوم برداشته باشم.

فهرست مطالب

فصل ۱- بررسی انواع وسایل بازگشت پذیر ۱

بخش ۱-۱- کپسول ها ۳

بخش ۱-۱-۱- کپسول فضایی مرکوری ۳

بخش ۱-۱-۲- کپسول فضایی سایوز ۵

بخش ۱-۱-۳- کپسول فضایی وسخود ۹

بخش ۱-۱-۴- کپسول فضایی جمینی ۱۱

بخش ۱-۱-۵- کپسول فضایی ارکس ۱۳

بخش ۱-۲- شبه مخروط ها ۱۶

بخش ۱-۲-۱- اکسپرت ۱۷

بخش ۱-۲-۲- پری ایکس ۱۹

فصل ۲- انتخاب نوع ماموریت و تعریف سناریوی بازگشت ۲۲

بخش ۲-۱- بررسی نوع ماموریت و انتخاب سناریو ۲۳

بخش ۲-۲- بررسی حوزه های بازگشت پذیری ۲۵

بخش ۲-۳- تعیین پارامترهای سناریو ۲۵

بخش ۲-۴- تعیین نوع ماموریت ۲۷

فصل ۳- طراحی هندسی ۳۰

بخش ۳-۱- انتخاب پیکره وسیله بازگشت پذیر ۳۰

بخش ۳-۲- معیار های طراحی ۳۱

بخش ۳-۲-۱- محاسبه حجم RV ۳۴

بخش ۳-۲-۲- محاسبه سطح مخروط ۳۵

بخش ۳-۲-۳- محاسبه ضریب پسا ۳۶

بخش ۳-۳- نتایج و خروجیهای حاصل از برنامه ۳۹

فصل ۴- تخمین وزن و چیدمانی زیر سیستمها ۴۲

بخش ۴-۱- بررسی زیرسیستمها از دیدگاه ساختار هندسی ۴۲
بخش ۴-۱-۱- ساختار هندسی بالدار در ابعاد بزرگ مانند شاتل و بوران..... ۴۲
بخش ۴-۱-۲- کپسول ها..... ۴۴
بخش ۴-۱-۳- شبه مخروط ها..... ۴۶
بخش ۴-۲- بررسی زیر سیستمها از دیدگاه ماموریت..... ۴۸
بخش ۴-۲-۱- بررسی زیر سیستمی وسایل بازگشت پذیر سرنشین دار..... ۴۸
بخش ۴-۲-۲- بررسی زیر سیستمی وسایل بازگشت پذیر بدون سرنشین..... ۴۹
بخش ۴-۳- بررسی زیر سیستمی از لحاظ کنترل پذیری ۵۰
بخش ۴-۳-۱- وسایل بازگشت پذیر کنترل پذیر ۵۰
بخش ۴-۳-۲- وسایل بازگشت پذیر کنترل ناپذیر ۵۲
بخش ۴-۴- چیدمانی اجزاء و زیر سیستمهای داخلی ۵۳

فصل ۵- شبیه سازی سه درجه آزادی..... ۶۰

بخش ۵-۱- دستگاههای مختصات..... ۶۰

بخش ۵-۲- مدل سازی زمین ،اتمسفر و گرانش..... ۶۱
بخش ۵-۲-۱- مدل زمین..... ۶۱
بخش ۵-۲-۲- مدل سازی اتمسفر زمین..... ۶۲
بخش ۵-۲-۳- مدل شتاب جاذبه زمین ۶۵
بخش ۵-۳- معادلات حرکت..... ۶۷
بخش ۵-۴- نتایج حاصل از شبیه سازی..... ۶۹
بخش ۵-۴-۱- تغییرات سرعت و ارتفاع با زمان..... ۶۹
بخش ۵-۴-۲- چگونگی حرکت وسیله در محورهای x و y و z..... ۷۰
بخش ۵-۴-۳- چگونگی تغییرات سرعت با ارتفاع..... ۷۲
بخش ۵-۴-۴- چگونگی تغییرات راستاهای مختلف سرعت با زمان..... ۷۳
بخش ۵-۴-۵- مکان فرود..... ۷۵

فصل ۶- جمع بندی و نتیجه گیری و ارائه پیشنهادات ۷۷

بخش ۶-۱- جمع آوری اطلاعات آماری..... ۷۷

بخش ۶-۲- تعریف سناریوی بازگشت ۷۹

بخش ۶-۳- طراحی هندسی وسیله بازگشت پذیر ۷۹
بخش ۶-۴- تخمین جرم ،تعیین زیرسیستم ها و چیدمانی آنها ۸۰
بخش ۶-۵- شبیه سازی ۳ درجه آزادی ۸۱
بخش ۶-۶- نتیجه گیری و ارائه پیشنهادات ۸۳
ضمائم و پیوست ها ۸۶
پیوست ۱: متن برنامه طراحی هندسی ۸۷
پیوست ۲:متن برنامه شبیه سازی سه درجه آزادی ۹۲
پیوست ۳ : کاربرد تئوری نیوتنی برای محاسبه ضرایب آیرودینامیکی ۹۵
منابع و مراجع ۱۰۷

فهرست اشکال

شکل۱-۱: کپسول در حال ورود به جو ۲
شکل۱-۲: کپسول Mercury ۳
شکل۱-۳: کپسول سایوز در مدار ۵
شکل۱-۴: ساختار سایوز ۶
شکل۱-۵: نمای برش خورده از سایوز ۷
شکل۱-۶: واحد مداری سایوز ۷
شکل۱-۷: واحد پیشرانش و تجهیزات فضاپیمای سایوز ۹
شکل۱-۸: کپسول وسخود ۱۰
شکل۱-۹: کپسول جمینی ۱۱
شکل۱-۱۰: چگونگی قرار گیری فضانوردان در جمینی ۱۲
شکل۱-۱۱: کپسول OREX در حال بازگشت به جو ۱۴
شکل۱-۱۲: اجزای تشکیل دهنده کپسول OREX ۱۶
شکل۱-۱۳: نمای خارجی اکسپرت ۱۷
شکل۱-۱۴: ابعاد اکسپرت ۱۸
شکل۱-۱۵: نمای مأموریت EXPERT ۱۸
شکل۲-۱: فلوچارت طراحی ۲۲
شکل۲-۲: نیروهای وارد شده بر وسیله در زمان بازگشت به جو ۲۴
شکل۲-۳: یک نمونه از سناریو برای ماموریتهای بازگشت پذیر ۲۷
شکل۲-۴: یک سناریو بازگشت و مسیر و شکل هندسی متناسب با آن ۲۸
شکل۳-۱: انواع ساختار های شبه مخروط ها ۳۰
شکل۳-۲: شکل هندسی وسیله بازگشت پذیر ۳۱
شکل۳-۳: شکل هندسی وسیله بازگشت پذیر ۳۳
شکل۳-۴: بردارهای روابط آیرودینامیکی ۳۶
شکل۳-۵: محاسبه ضریب درگ برای نیم مخروط ۳۷
شکل۳-۶: شکل حاصل از برنامه طراحی هندسی ۴۰
شکل۴-۱: شاتل فضایی در حال پرتاب ۴۳
شکل۴-۲: بازوی رباتی جایگذاری از راه دور شاتل فضایی ۴۴
شکل۴-۳: نمایی از کپسول مرکوری ۴۵
شکل۴-۴: اجزای سایوز ۴۶
شکل۴-۵: نمایی از کپسول OREX ۴۶
شکل۴-۶: زیرسیستم ها در اکسپرت ۴۷

شکل۴-۷: جانمایی PRE-X ۴۷
شکل۴-۸: نمای داخلی وسیله بازگشت پذیر و ترتیب قرار گیری زیر سیستمها ۵۶
شکل۴-۹: بخش‌های اصلی در سازه "pre-x" ۵۶
شکل۵-۱: نحوه قرار گیری دستگاه اینرسی ۶۱
شکل۵-۲: نمودار تغییرات دما با ارتفاع ۶۳
شکل۵-۳: نمودار تغییرات سرعت و ارتفاع با زمان ۶۹
شکل۵-۴: نمودار حرکت سه بعدی وسیله ۷۰
شکل۵-۵: نمودار حرکت وسیله در محورهای x وy ۷۱
شکل۵-۶: نمودار حرکت وسیله در محورهای z وy ۷۱
شکل۵-۷: نمودار حرکت وسیله در محورهای z وx ۷۲
شکل۵-۸: نمودار تغییرات سرعت بر حسب ارتفاع ۷۳
شکل۵-۹: نمودار تغییرات سرعت در راستای محور x با زمان ۷۴
شکل۵-۱۰: نمودار تغییرات سرعت در راستای محور y با زمان ۷۴
شکل۵-۱۱: نمودار تغییرات سرعت در راستای محور z با زمان ۷۵
شکل۵-۱۲: مکان فرود حاصل از برنامه شبیه سازی ۷۶
شکل۶-۱: فلوچارت طراحی ۷۸
شکل۶-۲: شکل کلی وسیله ۸۰
شکل۶-۳: نمای داخلی وسیله بازگشت پذیر و ترتیب قرار گیری زیر سیستمها ۸۱
شکل۶-۴: نتایج حاصل از برنامه ۸۳
آیرودینامیک نیوتنی ۹۵
تحلیل انواع هندسه ۹۶
زاویه جدایش جریان از سطح در جریان ماوراء صوت ۹۷
مقایسه تغیرات ضریب فشار چند روش مختلف ۹۸
مقایسه ضرایب آیرودینامیکی روش بهینه شده نیوتنی ۹۸
جهت محورهای انتخابی دستگاه بدنی ۹۹
تغیرات فشار روی یک مخروط ۹۹
المانهای فشاری ۱۰۱
سیستم مختصات انتخابی برای المان گیری ۱۰۱
مدل مخروطی و معرفی پارامترها ۱۰۳
المانهای سطح ۱۰۴
شبه مخروط با دماغه کروی ۱۰۵
تلفیق مخروط و کره دماغه ۱۰۵

فهرست جداول

جدول ۱-۱: مشخصات کپسول مرکوری ۴
جدول ۱-۲: آمار ماموریت کپسول وسخود ۱۰
جدول ۱-۳: مشخصات فنی کپسول جمینی ی ۱۳
جدول ۱-۴: شرایط بازگشت‌پذیر "pre-x" به‌همراه "DNEPR" ۲۰
جدول ۱-۵: مشخصات ابعادی وسایل بازگشت پذیر ۲۱
جدول ۳-۱ : نتایج طراحی هندسی ۴۱
جدول ۶-۱ :جدول صحت سنجی نتایج ۸۴

فهرست علایم و اختصارات

D: قطرانتهای وسیله

L : طول وسیله

C_A: ضریب نیروی محوری

C_N: ضریب نیروی عمودی

C_M: ضریب ممان

S: سطح جانبی

μ_e: نسبت جرم کل به جرم خالی وسیله

M_0: جرم اولیه

$M_{p.s}$: جرم سیستم پیشران

$M_{c.s}$: جرم سیستم کنترل

M_{pay}: جرم بار مفید

M_σ: جرم تجهیزات فرود

M_e: جرم خالی وسیله

M_f:جرم سوخت

C_L: ضریب نیروی برآ

C_D: ضریب نیروی پسا

D: نیروی پسا

ρ_∞: چگالی محیط اطراف وسیله

P_∞: فضای محیط اطراف وسیله

h: ارتفاع تا سطح زمین

$h_{deorbit}$: ارتفاع بازگشت

$V_{deorbit}$: سرعت بازگشت

V_{orb}: سرعت مداری

ΔV: اختلاف سرعت مداری و بازگشت

I_{sp}:ضریب ویژه سوخت

R_n: شعاع قاعده مخروط

L_1: طول نیم مخروط اول

L_2: طول نیم مخروط دوم

θ_1: زاویه نیم مخروط اول

θ_2: زاویه نیم مخروط دوم

R_1: شعاع انتهای وسیله

R_2: شعاع انتهای نیم مخروط اول

R_3: شعاع انتهای دماغه

V: حجم کل وسیله

$V_{\min}$: حجم حداقل مورد نیاز

a_x: شتاب وسیله در جهت محور x

a_y: شتاب وسیله در جهت محور y

a_z: شتاب وسیله در جهت محور z

V_x: سرعت وسیله در جهت محور x

V_y: سرعت وسیله در جهت محور y

V_z: سرعت وسیله در جهت محور z

r: فاصله جسم تا مرکز زمین

R_E:شعاع زمین

α: زاویه حمله

g_0: شتاب گرانش در نزدیکی سطح زمین

R^*: ثابت جهانی گازها

M: جرم مولکولی

T: دمای اطراف وسیله

t: زمان بازگشت

R_e: شعاع بزرگ زمین در مدل بیضی گون

R_p: شعاع کوچک زمین در مدل بیضی گون

e: خروج از مرکز بیضی

M_E: جرم زمین

چکیده

هدف از انجام این پایان نامه طراحی یک وسیله بازگشت پذیر در فاز بازگشت و به صورت مفهومی می باشد.در این پایان نامه در فصل اول انواع وسایل بازگشت پذیر در انواع مختلف بررسی گردیده است و طرح کلی مورد نظر از میان آنها انتخاب گردیده است.در فصل دوم سناریوی بازگشت تعریف شده است.در سناریوی بازگشت مکان،ارتفاع و سرعت دی اربیت وسیله بازگشت پذیر تعریف گردیده است و هدف فرود وسیله در نقطه ای مشخص در درون ایران می باشد.در فصل سوم با توجه به طرح کلی انتخاب شده با استفاده از نرم افزار ، طراحی هندسی بر روی وسیله انجام پذیرفته است.در فصل چهارم به تخمین جرمی و چیدمانی زیر سیستم ها پرداخته شده است.در فصل پنجم با استفاده از نرم افزار به شبیه سازی سه درجه آزادی وسیله پرداخته شده است و در فصل ششم نتایج حاصل از شبیه سازی ارائه گردیده است و در انتها طرح نهایی با نمونه های مشابه مقایسه گردیده است.

فصل ۱- بررسی انواع وسایل بازگشت پذیر

مقدمه:

در این فصل در ابتدا به مفهوم بازگشت پذیری پرداخته می شود و سپس انواع وسایل بازگشت پذیر از دیدگاه هندسی دسته بندی شده و مورد بررسی قرار می گیرند

سرجنگی موشک‌های بالستیک، موشک‌های حامل ماهواره‌های فضایی، کپسول‌های ارسال شده از پایگاه‌ها و ماهواره‌ها، هواپیماهای ماورا صوت که ممکن است در لحظات خاص مانور خود در شرایط بازگشت پذیری قرار گیرند و درنهایت هر شیء خارجی مانند شهاب‌سنگ‌ها و زباله‌های فضایی که قصد ورود به جو را داشته باشند در حوزه بازگشت پذیری قرار می‌گیرند.[۱]

با توجه به مأموریت وسیله برگشت‌پذیر، مسیر بازگشت و شکل هندسی و دیگر پارامترهای طراحی وسیله مشخص می‌گردد.

در قوانین مکانیکی بازگشت پذیری، دینامیک اجسام بازگشت‌پذیر به‌عنوان کارکرد منطقی مکانیک در این حوزه، درنظر گرفته می‌شود.وسایل بازگشت پذیر با سرعت بالایی وارد جو می شوند.این سرعت به‌طور اساسی وابسته به حرکت مداری وسیله است. در این سرعت‌های بالا، پرواز وسیله پرنده در اتمسفر به‌وسیله اختلالات و نیروهای فشاری وارده بر آن از طرف میدان جریان متأثر می‌گردد و برای کنترل پذیری تنها راه حل ممکن ایجاد تغییر و اصلاح در این حوزه فشاری است که این تغییر اغلب به دو صورت انجام می‌پذیرد. اول آنکه در شکل هندسی وسیله تغییر ایجاد شود. یکی از روش‌ها تغییر زوایای فلپ‌ها است که در نتیجه آن شکل هندسی وسیله پرنده تغییر کرده و در نتیجه نیروهای وارده بر آن هم تغییر می‌کند. دوم اینکه در توزیع جرمی آن تغییراتی ایجاد کنیم که نتیجه آن تغییر ممان‌های وارد بر وسیله خواهد بود. [۱]

در بازگشت به جو مقابله و کنترل با این نیروهای وارده به دانش بیشتری نیازمند است. برای پیچیده‌تر شدن موضوع می‌توان علاوه بر سرعت بالای بازگشت، تنش‌های حرارتی را هم به تنش‌های فشاری تحمیل شده از طرف میدان حول وسیله بازگشت‌پذیر اضافه کرد.

شکل۱-۱: کپسول در حال ورود به جو[۳۶]

بازگشت به اتمسفر مربوط به تحولاتی درساخته بشر یا اجسام طبیعی‌است که از فضایی خارج ازفضای جو به داخل جو وارد می شود. معمولا این وسیله ها از یک بازگرداننده از مدار بهره می‌برند که این فرایندها نیاز به روش های خاصی به منظور محافظت در برابر گرما دارد.

برای مطالعات آماری طرح مورد نظر از لحاظ هندسی وسایل بازگشت پذیر را در دو نوع عمده بررسی می کنیم که این انواع عبارتند از:

۱-کپسول ها

۲-شبه مخروط ها

در ادامه به بررسی هر کدام از این ساختارها پرداخته می شود.

بخش ۱-۱- کپسول ها

بخش ۱-۱-۱- کپسول فضایی مرکوری[1]

مرکوری اولین فضاپیمای سرنشین‌دار آمریکا است که برای بردن یک فضانورد به فضا طراحی شده است. نام مرکوری بر گرفته از خدایان روم است و نماد سرعت می‌باشد. امریکا در فوریه ۱۹۶۲ اولین پرتاب مرکوری را توسط اطلس ۶ انجام داد.

مرکوری برای یک فضانورد در قسمت مخروطی‌شکل، جا دارد. فضانورد در کپسول، پشت به سپر حرارتی قرار می‌گیرد.

شکل۱-۲: کپسول Mercury [۳۷]

این کپسول دارای ۲ متر طول و ۱/۸۹ متر عرض است. یک استوانه به قسمت بالایی کپسول متصل است که m ۵/۸ طول دارد. قسمت باریک دماغه کپسول، محل قرارگیری چتر فرود است. سپرهای حرارتی، کپسول و فضانورد را از دمای $3000^{\circ}F$ در هنگام بازگشت حفظ می‌کنند. برای پرتاب مرکوری از راکت های رداستون[2] و اطلس[3] استفاده شده است.

---

[1] Mercury
[2] Redstone
[3] Atlas

اگر در هنگام پرتاب مشکلی به‌وجود آید، کپسول و فضانورد توسط یک سیستم فرار، نجات می‌یابند. این سیستم شامل یک راکت سوخت است که در بالای کپسول قرار دارد. هنگامی که پرتاب دچار مشکل شود، این موتور به مدت یک ثانیه عمل کرده، کپسول و فضانورد را از قسمت نقص دیده جدا می‌کند. سپس چتر کپسول باز شده و به همراه فضانورد فرود می‌آید.

یک فلپ کوچک در دماغه کپسول قرار دارد که اسپویلر[1] نام دارد و اگر فضاپیما با دماغه به سمت جو زمین بازگردد، فلپ باعث چرخیدن آن در جهت صحیح می‌شود تا کپسول با قسمت پهن که دارای محافظ حرارتی است وارد جو شود. در هنگام ورود به جو، فضانورد شتاب g ۴ را تحمل می‌کند.

مشخصات کپسول مرکوری در جدول ۱-۱ نشان داده شده است.

جدول ۱-۱: **مشخصات کپسول مرکوری [۳۸]**

تعداد خدمه	یک خلبان
ارتفاع	۳/۵۱ m
قطر	۱/۸۹ m
حجم	۱/۷ m^2
وزن (MA-6)	هنگام پرتاب: ۱۹۳۵ kg در مدار: ۱۳۵۴ kg هنگام بازگشت: ۱۲۲۴ kg هنگام فرود: ۱۰۹۸ kg
قدرت موتورهای بازگشتی (۳ عدد)	هرکدام ۴/۵ KN با سوخت جامد
قدرت موتورهایی که کپسول را از پرتابگر جدا می‌کنند (۳ عدد)	هرکدام ۱/۸۵ KN با سوخت جامد
قدرت موتورهای RC Slow (۶ عدد)	هرکدام ۱۰۸ N با سوخت هیدروژن مایع/ اکسیژن مایع
قدرت موتورهای RCS High (۶ عدد)	هرکدام ۴۹ N با سوخت هیدروژن مایع/ اکسیژن مایع
مدت زمان پرواز	تا ۳۴ ساعت

[1] Spoiler

بخش ۱-۱-۲- کپسول فضایی سایوز[1]

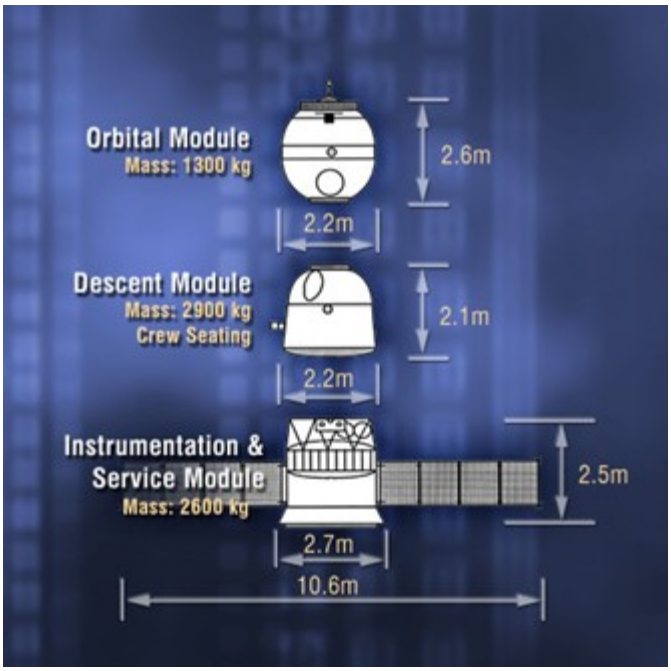
کپسول بازگشت‌پذیر سایوز ساخت کشور شوروی سابق می باشد. این کپسول قسمتی از یک پرتابگر می‌باشد که پس از انجام مأموریت به زمین بازمی‌گردد.

کپسول بازگشت‌پذیر شامل سیستم چرخه زندگی و باتری، برای فاز پایانی مأموریت و موتورهای سوخت جامد برای فرود می‌باشد. کپسول بازگشت‌پذیر همچنین با هشت تراستر کوچک تعیین کنترل، مجهز شده است که منحصراً در طی فاز فرود استفاده می‌شوند. آنها بوسیله یکی از اجزای سیستم پیشرانش (پراکسید هیدروژن) تأمین توان می‌شوند.

شکل۱-۳: کپسول سایوز در مدار [۳۹]

وزن کپسول بازگشت پذیر سایوز ۲۹۰۰ کیلوگرم وطول آن ۲/۱ متروقطر آن ۲/۲ متر می باشد.همچنین بارمحموله بازگشتی ۵۰ کیلوگرم با سه سرنشین و ۱۵۰ کیلوگرم با دو سرنشین می باشد.

[1] SOYUZ

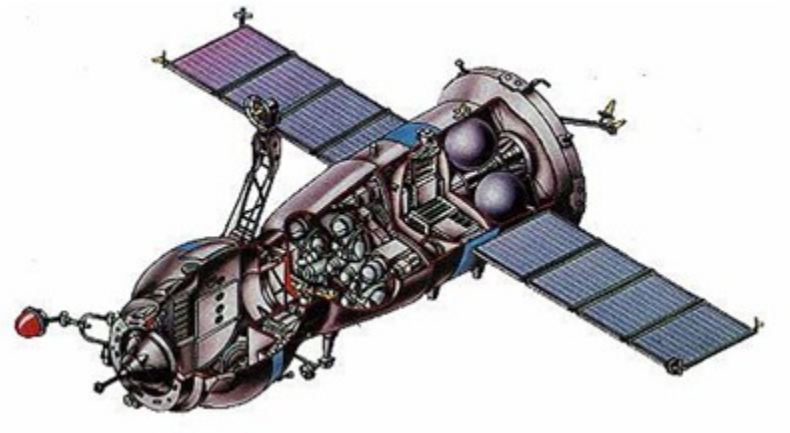


شکل۱-۴: ساختار سایوز [۳۹]

سایوز ارزان و قابل اعتماد است. پانزده عدد از مدل‌های مختلف کپسول سایوز، ۴۵ مسافر را در مدار قرار داده است و همچنین می‌تواند سرنشینان و تجهیزات را در طی بازه تقریباً دوهفته‌ای در فضا نگه دارد. سایوز می‌تواند سه سرنشین را حمل کرده و شرایط زندگی را برای آنها در حدود ۳۰ نفر روز تأمین کند.

سیستم تهویه هوا، اکسیژن و نیتروژن موردنیاز سرنشینان را فراهم می‌کند. فشار درحدود فشار سطح دریا است. اتمسفر از طریق سیلندر KO_2 احیاء می‌شود که دی‌اکسید کربن و آب تولید شده بوسیله سرنشیان را جذب می‌کند و به اکسیژن تبدیل می‌کند.

سایوز از لحاظ ایمنی همانند شاتل آمریکا است (دو سانحه بد و وحشتناک داشته است). سایوز قادر است در مدار با دوره تناوب‌های طولانی پرواز می‌کند.



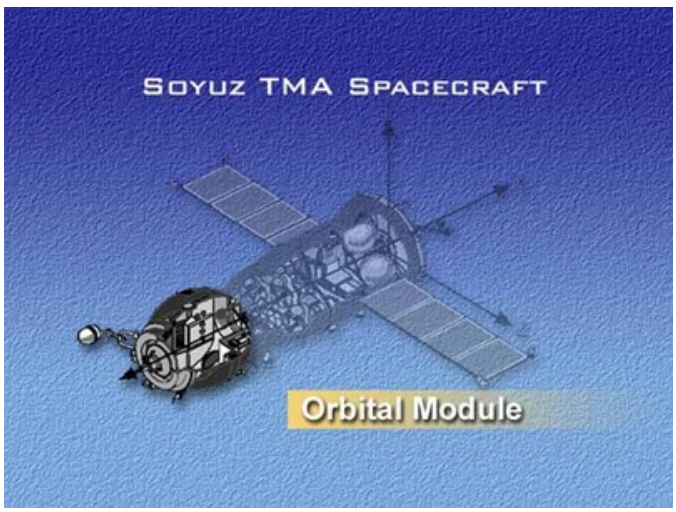
شکل۱-۵: نمای برش خورده از سایوز [۳۹]

فضاپیمای سایوز از سه بخش تشکیل شده است :

۱- واحد مداری(BO) :

شامل تجهیزات سیستم زندگی (آب، غذا و...)، جلسات و تجهیزات ارتباط با یک فضاپیمای دیگر، سیستم حمل کننده تجهیزات خودکار و دوربین‌های تلویزیونی می‌باشد. واحد مداری به شکل کره‌ای ناهموار است که در جلوی کپسول بازگشتی قرار دارد. این قسمت، قابل سکونت نیز می‌باشد. دراین قسمت تمامی وسایل و تجهیزاتی که نیاز به برگشت نداشته باشند از قبیل آزمایشگاه دوربین و بارمحموله قرار می‌گیرند.

همچنین شامل قسمت ورود و خروج سرنشینان به ایستگاه فضایی در حین تعمیرات می‌باشد.



شکل۱-۶: واحد مداری سایوز [۳۹]

۲- واحد بازگشت (SA) :

که سرنشینان در آن، در طی صعود، مانور مداری و بازگشت به صورت درازکش قرار گرفته‌اند، و ابعادی کوچک‌تر داشته و به‌منظور بازگرداندن سرنشینان به سطح زمین بکار می‌رود. واحد بازگشت برای پرتاب و برگشت به زمین استفاده می‌شود. این واحد به وسیله یک عایق حرارتی پوشیده شده است که عایق در طی بازگشت، از واحد بازگشت کپسول محافظت می‌کند. واحد بازگشت در ابتدا به آهستگی وارد اتمسفر می‌شود، سپس بوسیله چتر سرعت خود را کاهش می‌دهد و بوسیله چتر اصلی فرود، کپسول به آهستگی فرود می‌آید.

در نزدیکی سطح زمین، موتورهای ترمزی سوخت جامد نصب شده در عقب واحد بازگشت‌پذیر روشن شده تا کپسول فرود نرمی داشته باشد.

۳- واحد تجهیزات و سیستم پیشرانش (DAO) :

این بخش شامل مخزن اکسیژن و سیستم‌های کنترل حرارتی و الکتریکی، کامپیوترها، تراسترهای جت، سنسورهای مادون قرمز، رادیاتورهای خارجی و متعلقات آرایه‌های خورشیدی میباشد. در قسمت عقب وسیله ، واحد سرویس و خدمات قرار دارد. این واحد فشار هوای داخل کابین سفینه را تنظیم می‌کند که شکلی محدب‌گونه دارد و سیستم‌های کنترل دما، سیستم تأمین توان الکتریکی، ارتباطات رادیویی دوربرد، رادیوتله‌متری، آلات دقیق تعیین موقعیت و کنترل وضعیت را در بر می‌گیرد.

در بخش واحد سرویس و خدمات هیچ‌گونه تنظیم فشاری وجود ندارد که شامل موتور اصلی و موتور یدکی می‌باشد. برای مانور مداری و آغاز برگشت به زمین سیستم پیشرانش سوخت مایع استفاده می‌شود. سفینه فضایی همچنین سیستم تراست ضعیفی برای تعیین موقعیت دارد که در وسط بدنه متصل است.

در خارج از واحد سرویس، سنسورها برای سیستم تعیین موقعیت و آرایه‌های خورشیدی وجود دارند که تمایل به‌سمت خورشید بوسیله چرخش فضاپیما انجام می‌شود.