استفاده از انرژی هسته‌ای در پژوهشهای فضائی

نوشته

حسین پناهنده* **مرتضی قریب****

چکیده :

ازآغاز عصر فضا وشروع سفرهای فضائی مدت زیادی نمی‌گذرد. باپرتاب نخستین قمر ساخت بشر به‌فضا دوران واقعی سفرهای فضائی آغازگردید، وپس‌از موفقیت برنامه‌های فضائی آمریکا در پیاده نمودن نخستین انسان برسطح ماه به نقطه اوج خود رسید. سپس گام‌های بعدی برای فتح سیارات‌نزدیک برداشته شد وسفاین بدون سرنشین متعددی عازم مطالعه منظومهٔشمسی شدند. بی‌شک سفر به‌نقاط دیگرکه در فواصل دورتری از زمین قرار دارند به‌زمان طولانی‌تری نیاز داشته وبخصوص این امر برای سفاین سرنشین دار محدودیت‌بزرگی را ایجاد می‌نماید.

بعنوان مثال انتظار می‌رود پیشتازهای ۱۰و۱۱، سفاین بدون سرنشینی که درسال‌های ۱۹۷۲و۱۹۷۳ برای مطالعه سیارات خارجی منظومه شمسی بفضا پرتاب شدند، پس‌از انجام مأموریت‌های محوله ومخابره اطلاعات لازم پیرامون شرائط فیزیکی وزیستی سیارات منظومه شمسی حدود ۱۹۸۷ تا۱۹۸۸ برای همیشه منظومه خورشیدی راترك‌گویند. بعبارت دیگر بااینکه این دوجسم‌سریعترین اجسامی بوده‌اندکه توسط بشر به‌فضا پرتاب شده‌اند، بااینحال پس‌ازگذشت ۱۶ سال به‌مرزهای منظومه خورشیدی خواهندرسید. درحالیکه انجام چنین سفرهائی توسط انسان بامسأله توانائی او در تحمل شرائط فضا روبروست وهمانطوریکه می‌دانیم ازاین لحاظ محدودیت وجود دارد. بعلاوه مسئله‌دیگری‌که وجود دارد افزایش جرم سفینه درسفرهای سرنشین‌داراست که‌بخودی‌خود نیروی پیشران‌بزرگتر ودر نتیجه سوخت بیشتری را لازم دارد وجرم‌راکت باتکنولوژی کنونی که ازسیستم شیمیائی برای پیشبردگی بهره می‌گیرد بسیار خواهد شد .

بنابراین باگسترش دامنه‌اکتشافات فضائی لزوم ایجاد سیستم‌های جدیدتر وقوی‌تر احساس‌می‌گردد تابدین وسیله مأموریت فضائی طی مدت‌کوتاهتری صورت‌گیرد. بعلاوه باداشتن سیستم‌های پیشبرندگی قوی‌تر - می‌توان‌مقادیر بیشتری جرم را بعنوان جرم مفید جابجانمود واین موضوع از لحاظ ساختن آزمایشگاههای کیهانی وایستگاههای بزرگ فضائی درآینده مورد توجه‌خاص است. بنابراین ملاحظه می‌گردد که‌اکتشافات منظومه‌ای و شاید بانظر خوشبینانه‌تری سفرهای بین ستاره‌ای با دو مساله اساسی مواجه هستندکه همانطورکه اشاره شد یکی مساله زمان ودیگری مساله جرم است.

---

*) دانشیار ومدیر گروه آموزشی تکنولوژی هسته‌ای‌مؤسسه علوم وفنون‌هسته‌ای دانشگاه تهران .

**) دانش‌آموخته‌فوق لیسانس رشته‌تکنولوژی هسته‌ای مؤسسه‌علوم‌وفنون‌هسته‌ای دانشگاه تهران .

حل این دومساله بکمک سیستم های قوی پیشبرندگی امکان پذیراست. چنین سیستم هائی نسبت به سیستم سنتی شیمیائی بسیار پیشرفته تربوده ویکی ازآنها که شانس زیادی برای جانشینی سیستم شیمیائی دارد،سیستم پیشبرندگی هسته‌ای است که بصورت های گوناگونی قابل استفاده‌بوده ومقاله حاضر به‌تشریح یکی‌از انواع آن می‌پردازد که پس‌ازذکر مختصری از سایر سیستمهای پیشبرندگی باتفصیل بیشتری بررسی خواهد شد.

۱- انواع سیستم‌های پیشبرندگی

مهمترین واساسی‌ترین قسمت یک‌موشک موتور آنست. وظیفه این قسمت‌عبارتست ازتهیه عکس‌العمل لازم برای حرکت موشک درفضا. برای رسیدن به‌این مقصود همانطوریکه ازقانون عمل وعکس‌العمل می‌دانیم ایجاد یک‌جریان خروجی از ذرات توسط موتور ضروریست تابدین وسیله نیروی پیشبرنده مورد نیاز تأمین‌گردد . این منظور وقتی‌حاصل می‌شود که به‌کمک یک منبع انرژی ذرات خروجی در جهت عکس مسیر حرکت موشک باسرعت زیادی پرتاب شوند. دراینجا موتور نقش واسطه‌ای را بازی می‌کند که باگرفتن انرژی از منبع انرژی موشک (انرژی بالقوه) آن را بصورت انرژی مکانیکی (انرژی بالفعل) در اختیار ذرات خروجی‌قرار می‌دهد. ازلحاظ تئوری‌چنین فرآیندی بطرق مختلف امکان پذیراست. نه‌تنها منابع انرژی که ازآنها استفاده می‌شود می‌توانند مختلف باشند بلکه نحوهٔ در اختیارگذاردن این انرژی نیزبه‌صورت ـ های‌گوناگون امکان پذیراست. بعنوان مثال چنانچه منبع انرژی، الکتریکی باشد که‌این نیز بنوبه خود از تبدیل سایرانواع انرژی درفضا حاصل می‌شود، می‌توان‌توسط قوس الکتریک ماده پیشبرنده را تادرجه حرارت زیادی‌گرم‌نمود که پس‌از انبساط دریک‌شیپوره[۱]، از موشک‌خارج‌می‌گردد ویاتوسط میدان‌های‌الکتریکی‌ومغناطیسی ماده پیشبرنده راکه دراین حالت یون‌ها می‌باشند شتاب داده وباسرعت زیادی از انتهای موشک بخارج پرتاب کرد. هنگامیکه بامنبع انرژی شیمیائی‌سروکار داشته باشیم می‌توان آن‌را ابتدا به‌انرژی الکتریکی تبدیل کرده وسپس همانطوریکه توضیح داده شد ازآن استفاده نمود ویا بااستفاده از روش دیگری موسوم‌به‌روش تبادل‌حرارتی می‌توان‌آن‌رابرای‌گرم‌نمودن‌سیال‌دیگری‌به‌کاربرد که‌سیال‌اخیربا خروج از دهانه موتور، پشبرندگی‌لازم‌را تولید می‌نماید وبالاخره همانطوریکه معمول است می‌توان‌از واکنش های‌خودماده شیمیائی استفاده کرد بابن معنی‌که انرژی‌حاصل از ترکیب دو مادهٔ سوخت ماکسیدکننده صرف بالا بردن دمای‌گازهای حاصله شود. این روش به‌دو روش دیگرکه درآنها وجود واسطه باعث پیچیده‌ترشدن سیستم واتلاف انرژی می‌گردیدند برتری چشمگیری دارد. بهمین دلیل درسیستم پیشبرندگی شیمیائی‌که قدیمی ترین ومتداولترین نوع پیشبرندگی است، از روش اخیر استفاده می‌گردد.

درمورد انرژی هسته‌ای نیز می‌توان ازطریق هریک از روش های بالا به‌پیشبرندگی موشک مبادرت ورزید. باین معنی که‌می‌توان‌انرژی هسته‌ای‌را به‌الکتر سیته‌تبدیل‌نموده وسپس‌ازآن‌استفاده‌کرد ویا از روش‌تبادل‌حرارتی‌برای‌گرم کردن سیال دیگری‌استفاده نموده وسپس‌سیال مزبور نیروی پیشبرندگی‌را تولید نماید. بطورکلی منابع‌انرژئی که‌برای پیشبرندگی می‌توان از آنها استفاده نمود به‌انرژی شیمیائی وانرژی هسته‌ای محدود می‌گردد. هرچند از انرژی گرمائی خورشید نیز می‌توان برای پیشبرندگی بخصوص در نواحی نزدیک بخورشید استفاده نمود لیکن بعلت محدود بودن حوزه کاربردآن از ذکرش صرفنظرکرده ودر جدول (۱) فقط به‌مقایسه انرژی شیمیائی وهسته‌ای می‌پردازیم .

همانطورکه در جدول (۱) ملاحظه‌می‌شود میزان انرژی حاصل از فعل‌وانفعالات هسته‌ای بمراتب بیشترازانرژی حاصل از فعل‌وانفعالات شیمیائی‌است ودرآینده‌ای نه‌چندان دور استفاده از انرژی هسته‌ای در پیشبرندگی فضائی امکان پذیر خواهدشد. ذکراین نکته لازمست که‌هرچه سیستم پیشبرندگی قوی‌تر ومؤثرتر باشد مشکلات تکنیکی استفاده ازآن نیز بهمان نسبت افزایش می‌یابد وجانشینی چنین سیستم های پیشرفته‌ای موکول به‌حل نهائی مسائل وابسته به‌آن می‌شود. در زیر به‌ذکر پاره‌ای ازاین سیستم‌ها که از انرژی هسته‌ای استفاده می‌کنند می‌پردازیم. ازآنجاکه اغلب این سیستم‌ها الگوئی از سیستم سنتی شیمیائی می‌باشند ابتدا این سیستم را شرح می‌دهیم .

---

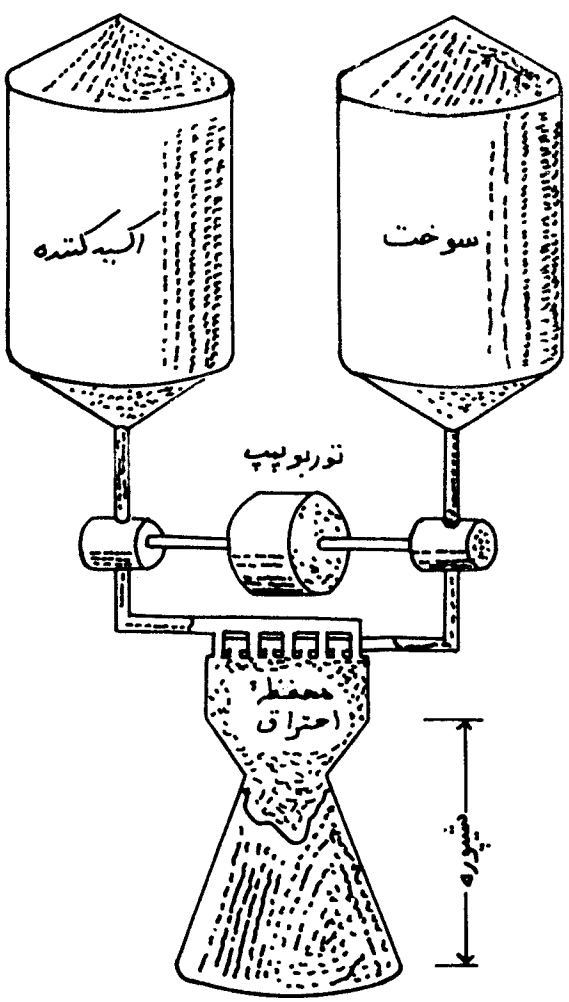
۱ — Nozzel

جدول ۱ـ مقایسه انرژی‌های واکنش حاصل از فعل و انفعالات شیمیائی و هسته‌ای

نوع واکنش	انرژی واکنش [kcal/kg]
احتراق کروزون ـ اکسیژن	$۲/٤ \times ۱۰^{۳}$
احتراق هیدرژن ـ اکسیژن	$۳/۲۱ \times ۱۰^{۳}$
تلاشی[۱] رادیوایزوتوپ $P()^{210}$	$٥/٥۸ \times ۱۰^{۸}$
فیسیون[۲] اورانیم	$۱/۷۳ \times ۱۰^{۱۰}$
ذوب هسته‌ای[۳]	$۱/۳۳ \times ۱۰^{۱۱}$
تباهی ماده ـ ضد ماده[٤]	$۲/۱٥ \times ۱۰^{۱۳}$

۱ـ۱ـ موشک شیمیائی با سوخت مایع :

درسیستم پیشبرندگی شیمیائی از انرژی ترکیب دوماده شیمیائی بنام سوخت واکسید کننده استفاده می‌شود این دو ماده هریک جداگانه در مخازنی نگاهداری شده وبوسیله پمپ‌هائی بدرون محفظه احتراق پاشیده می‌شوند (شکل ۱)



شکل ۱ـ موشک شیمیائی باسوخت مایع.

۱ — Decay ۲ — Fission ۳ — Fussion ٤ — Annihilation

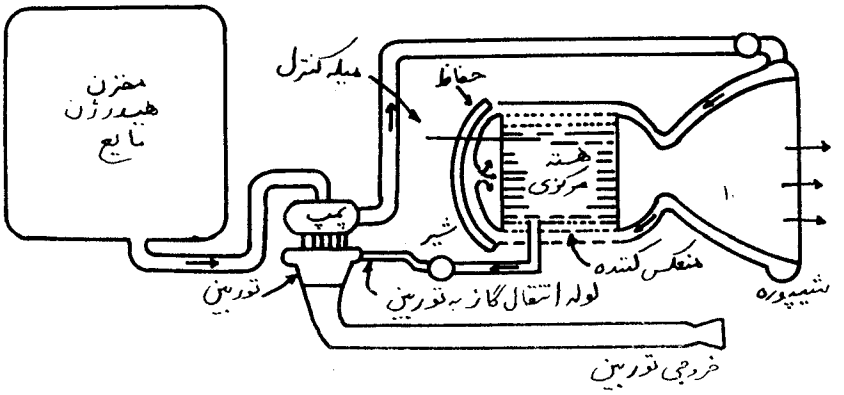
ودر آنجا که بصورت ذرات ریزی درآمده‌اند ترکیب شده وانرژی فعل‌وانفعال صرف بالا بردن دمای محصولات واکنش که در واقع همان ماده پیشبرنده است می‌گردد. در محفظهٔ احتراق حرکات این ذرات ناشی از جهش‌حرارتی بوده ودر تمام جهات متساوی‌الاحتمال هستند در نتیجه برآیند ساعت آنها صفراست. باعبور این گاز بسیار داغ از پشپوره سرعت‌های اتفاقی ذرات همگی در جهت‌خروج از دهانه انتهائی شیپوره همسوشده وتشکیل یک‌سرعت جمعی را می‌دهند که به«سرعت‌خروج»[1] موسوم است وبا V_{ex} نشان داده می‌شود .

درهرصورت ماده پیشبرنده مستقل از نوع واکنش نیست وبایک سوخت واکسید کننده معین انرژی واکنش‌و نوع پیشبرنده، که محصول ترکیب سوخت واکسید کننده‌است، تعیین می‌گردد. پمپ‌هائی که مسئول حرکت دادن‌سوخت واکسید کننده بطرف محفظه احتراق هستند توسط توربینی تغذیه می‌گردند که خود باقسمتی از گازهای خروجی بحرکت درمی‌آید .

مهمترین عامل مؤثر درکارآئی هرسیستم پیشبرندگی، سرعت خروج است که مقدار آن بایستی حتی‌المقدور بزرگ باشد وهمانطورکه بعداً نشان داده‌خواهد شد بادوفاکتور بسیار مهم بستگی دارد: بادمای محفظه احتراق‌نسبت مستقیم وباجرم مولکولی ماده پیشبرنده نسبت‌عکس دارد. متأسفانه درسیستم پیشبرندگی شیمیائی همانطورکه ذکرشداین دو، مستقل ازیکدیگر نیستند وباتعیین یکی دیگری‌خود بخودمعین می‌گردد. دمای محفظه احتراق درموشک‌های‌شیمیائی معمولا بین ۲۵۰۰ تا ۴۰۰۰ درجه سانتیگراد است وسرعت خروج‌گاز بین ۲ تا ۴ کیلومتر برثانیه متغیراست. بهترین سوخت‌و اکسیدکننده‌ای که دارای حداکثرکارآئی درموشک‌های شیمیائی است، هیدرژن واکسیژن می‌باشدکه سرعت خروج گازهای حاصله از واکنش آنها حدود ۴ km/sec است.

۱ـ۲ـ موشک هسته‌ای با هسته مرکزی جامد[2]

موتور این موشک در واقع یک راکتور هسته‌ای مشابه راکتور هسته‌ای کلاسیک است که برای تولید نیرو بکار می‌رود بااین تفاوت‌که شرائط پیشبرندگی ایجاب می‌کندکه دانسیته قدرت اینگونه راکتورها خیلی بزرگتر باشد. هسته‌مرکزی راکتور، جامداست ودرآن از اورانیوم بعنوان سوخت وازگرافیت بعنوان کندکننده استفاده می‌شود. سیال‌خنک کننده‌راکتورکه نقش پیشبرنده را نیز بازی‌می‌کند انرژی ناشی‌از فیسیون اورانیوم را جذب کرده وسپس از راکتور خارج می‌شود. دراینجا برخلاف راکتورهای زمینی سیکل خنک‌کننده بسته نیست وخنک‌کننده پس‌از خارج شدن از راکتوربرای همیشه آن راترک‌می‌کند. چون‌نوع خنک‌کننده مستقل‌از چگونگی پیدایش انرژی می‌باشد بنابراین می‌توان از بهترین پیشبرنده ممکن‌سود جست. برای‌این منظور از هیدرژن‌استفاده می‌گردد که‌دارای کمترین‌جرم ملکولی بوده ومی تواند کمک بزرگی به‌افزایش سرعت‌خروج بنماید. هرچند بهترین نوع پیشبرنده بادرنظرگرفتن مسائلی ازقبیل مساله خوردگی شیمیائی ومکانیکی هیدرژن نیست ولی ازلحاظ خصوصیات انتقال حرارتی خنک‌کننده ممتازی بشمار می‌رود. در چنین راکتورهائی همانطورکه ازشکل(۲) دیده می‌شود هیدرژن نخست از مخزن اصلی موشک به‌جدار شیپوره رفته وپس‌از خنک‌نمودن آن‌و



شکل ۲ـ نمودار یک موشک هسته‌ای‌باهسته‌مرکزی جامد.

۱ — Exit Velocity

۲ — Soqid Core Nuclear Rocket

عبور از اطراف منعکس کننده وجذب حرارتهای اضافی وارد هسته‌مرکزی می‌گردد.

حسن بزرگی که این کار دارد اینست که نه‌تنها دمای شیپوره را پائین نگاه می‌دارد بلکه باعث می‌شود که هیدرژن ابتدا تبخیر شده وسپس به‌حالت‌گازی وارد راکتورگردد. درحالیکه اگر مستقیماً بصورت مایع وارد راکتور شود بعلت داشتن خواص کریوژنیک وشکننده نمودن فلزات، تنش های حرارتی شدیدی راتولید خواهد نمود.

گازهیدرژن پس‌از عبور ازکانال‌های سوخت بادمای زیادی از راکتور خارج می‌شود. ازاین مرحله به‌بعدنحوهٔ کار، مشابه موتورهای شیمیائی است یعنی‌گازهای مذکور وارد شیپوره‌شده وپس‌از انبساط وخروج ازآن‌پیشبرندگی لازم را تولید می‌نمایند.

رویهمرفته می‌توان‌گفت طرزکاراین سیستم مشابه سیستم شیمیائی‌است وفقط محفظهٔ احتراق بایک‌راکتور - هسته‌ای تعویض گردیده است . تنها فرق عمده‌ای که بین این سیستم وسیستم شیمیائی وجود دارد «نامحدود بودن میزان تولید انرژی دراین سیستم است چه‌ار لحاظ نظری یک راکتورهسته‌ای قادر است بهرمیزان که لازم باشد انرژی تولید نماید درحالیکه عملا بعلت خصوصیات حرارتی ومسائل مکانیکی میزان تولید انرژی در راکتورهای هسته‌ای محدود می‌باشد.

یکی‌از مسائلی که دراین راه وجود دارد مسأله میزان تحمل مواد ساختمانی در مقابل دمااست. حرارت در قسمت جامد سوخت تولید می‌شود وخنک کننده باعبورازکانال‌های موجود در شبکه این حرارت را جذب می‌نماید . - بنابراین دمای قسمت‌های درونی سوخت همواره بیش‌از دمای خنک کننده بوده ولازمست درتمام مدت این دما از نقطه ذوب‌سوخت کمتر باشد.بنابراین‌دمای ماده‌پیشبرنده هنگام‌خروج‌از راکتور چندان زیادنبوده‌وحتی‌ممکن‌است‌ازدمای محفظه احتراق موشک‌های شیمیائی بمراتب کمتر وچیزی درحدود ۳۰۰۰ درجه سانتیگراد باشد. اما خوشبختانه کم بودن‌جرم ملاولی هیدرژن این عیب را مرتفع کرده وحتی می‌تواند باعث افزایش سرعت خروج تا حدود ۱۰ km/sec گردد که تقریباً ۲/۵ بار بیش‌از سرعت خروج در بهترین موشک‌های شیمیائی‌است. برای مسافرت‌های فضائی بخصوص به‌مناطق دور منظومه شمسی این سرعت هنوزکافی نیست ، اما ازآنجاکه در بین‌سیستم‌های پیشبرندگی، تکنولوژی این سیستم بعداز سیستم پیشبرندگی شیمیائی بیشترازهمه شناخته شده است باحتمال زیاد اولین سیستمی خواهد بود که جانشین سیستم‌سنتی فعلی‌می‌گردد. در دنباله این مبحث‌پس‌از ذکرمختصری از سیستم‌هائی که قوی‌تر ومؤثرتر از راکت هسته‌ای باهسته‌مرکزی جامد هستند به‌توضیح اجزاء این نوع راکت پرداخته وروش محاسبه آن را باتفصیل بیشتری دنبال می‌کنیم .

۱ـ۳ـ موشک هسته‌ای با هسته مرکزی گازی[1]

همانطورکه توضیح دادهشد انجام عمل فیسیون در سوخت راکتورهای هسته‌ای‌در فاز جامد سوخت باعث محدودیت دمای خنک کننده می‌گردد که‌اثرآن مستقیماً روی سرعت خروج ظاهر می‌شود. برای رفع این محدودیت می‌توان از راکتورهای باصطلاح‌گازی استفاده‌کرد باین معنی‌که عمل فیسیون درسوخت‌درفازگازی بوقوع پیوسته وباین ترتیب می‌توان به‌دماهای بالائی تاحدود ۱۰۰۰۰ درجه سانتیگراد دست یافت. درچنین دمائی هیدرژن یونیزه شده وباسرعتی معادل ۸۰ km/sec ازموشک خارج می‌گردد. هرچند سرعت خروج در اینگونه راکتور ها باندازه‌کافی زیاد است لیکن این اشکال را نیزدارد که سوخت همراه پیشبرنده از راکتور خارج می‌گردد . باین ترتیب مصرف مداوم اورانیوم وهدر - رفتن آن وهمچنین تماس‌فازگازی خیلی داغ بادیواره جامد راکتور مسائلی را بوجود می‌آورند که هرچند راه حل‌هائی برای آن پیشنهاد شده‌است لیکن هیچکدام راه‌حل قطعی نیست. بعنوان مثال‌بوجودآوردن‌یک‌حرکت چرخشی درسوخت یامحبوس نمودن پلاسمای اورانیوم درمیدان مغناطیسی وجدا نگاهداشتن آن از دیواره راکتوریکی ازاین راه حلها می‌باشد. در هر صورت این سیستم به‌مطالعه بیشتری احتیاج دارد وبعلاوه سیستم کنترل مطمئنی نیز باید برای‌آن پیش‌بینی نمود.

---

۱ – Gaseous Core Nuclear Rocket

۱ـ٤ـ موشک هسته‌ای با سیستم پیشبرندگی بمب هسته‌ای[1]

دراین سیستم از انفجار کامل بمب هسته‌ای استفاده می‌گردد، در اغلب سیستم‌های هسته‌ای سعی می‌شود میزان انرژی آزادشده باتوانائی جذب وانتقال آن توسط خنک کننده (ماده پیشبرنده) متناسب باشد. اما دراین سیستم خنک کننده‌ای وجود ندارد ونمی‌توان از راکتور یا شیپوره واجزاء مشابه آن استفاده کرد. درعوض در انتهای سفینه بازتابنده شلجمی‌شکل بزرگی نصب شده‌است که بمبهای هسته‌ای کوچکی بافواصل زمانی معین درکانون‌آن منفجر می‌شود. ابتدا امواج الکترومغناطیسی وپس‌ازآن امواج ناشی از ذرات تبخیر شده بمب به‌آئینه برخورد کرده وپس‌از بازتاب پیشبرندگی لازم را تولید می‌نماید. سرعت خروج معادل،دراین سیستم حدود km/sec ۱۰۰۰ پیش بینی می‌گردد.

۱ـ۵ـ موشک ذوب هسته‌ای[2]

دراین سیستم از انرژی ذوب هسته‌ای استفاده می‌گردد وهمانطوریکه در جدول(۱) ملاحظه می‌شود انرژی حاصله ازآن بمراتب‌بیش‌از انرژی فیسیون می‌باشد. سرعت خروج در چنین سیستمی تاحدود km/sec ۳۰۰۰ برآورد می‌شود. البته تاهنگامیکه مسائل مربوط به‌ایجاد واکنش خودکفا وکنترل مؤثرآن‌در روی زمین‌حل‌نشده باشد کاربرد این سیستم درفضا مقدور نیست.

۱ـ٦ـ سیستم پیشبرندگی ماده ـ ضد ماده

تلاش بشر برای دستیابی‌به‌سرعت‌های زیاد درنهایت به‌این سیستم ختم خواهد شد. همانطورکه بعداًخواهیم دید، سرعت نهائی راکت مستقیماً باسرعت خروج ماده پیشبرنده ازآن متناسب می‌باشد. درمورد کوانتم‌های نور این‌سرعت به‌حداکثر ممکن می‌رسد وبرابر باسرعت نوراست. بنابراین ازلحاظ تئوری دستیابی به‌سرعتهای نزدیک به‌سرعت نور توسط راکتهای فتونی امکان پذیراست ومطابق جدول(۱) بیشترین کارآئی تبدیل جرم به انرژی ناشی‌از ترکیب ماده وضدماده می‌باشد. امافعلا تصورچنین موشکی بلحاظ مشکلات زیادی که در راه استفاده ازآن قرار دارد فقط در چارچوب داستانهای علمی می‌گنجد ودرحال‌حاضر نمی‌توان نسبت به‌آمادەشدن چنین سیستمی برای پرواز خوشبین بود.

۲ـ نحوه کار و مسیر حرکت راکت در فضا

محاسبه سرعت خروج گازها از موتور موشک شیمیائی یا بطور خلاصه سرعت خروج، بااستفاده از اصول ترمو ـ دینامیک وفرض های ساده کننده امکان پذیر بوده ومی‌توان فرمول نسبتاً دقیقی بصورت زیر برای آن ارائه داد:

$$V_{ex} = \sqrt{2R_v\left(\frac{\gamma}{\gamma-1}\right)\frac{T_o}{M}} \qquad (۱)$$

که‌درآن R_v ثابت عمومی گازها وبرابر ۸/۳۲ j/mol°، γ ضریب اتمیسیته گاز ودر مورد هیدرژن برابر ۱/٤۱، M جرم ملکولی گاز پیشبرنده وبالاخره T_o دمای محفظه احتراق است که توسط نوع واکنش شیمیائی تعیین می‌گردد. درمورد موتورهسته‌ای نیز این رابطه صادق است بااین تفاوت که T_o معرف دمای گاز بلافاصله‌پس‌ازخروج‌از راکتور وقبل‌ازورود به‌شیپوره است. بنابراین در یک موتور هسته‌ای که خنک کننده آن هیدرژن ($M=۲$) است کافیست دمای خنک کننده را هنگام خارج شدن از راکتور دانست.

باداشتن V_{ex} می‌توان فاکتورمهم دیگری راکه معرف قابلیت پرواز موشک است بدست آورد. چنانچه جرم کل موشک درلحظه پرتاب m_o وپس‌از تمام شدن سوخت،تمام‌شدن ماده پیشبرنده، m_b باشد دراین صورت حداکثر

---

۱ — Nuclear Bomb Propulsion

۲ — Thermoncuclear Rocket

سرعتی که سفینه کسب خواهد کرد از رابطه زیر بدست می‌آید که به«سرعت پایان سوخت»[1] موسوم است:

$$V_b = V_{ex} Ln(m_o/m_b) \qquad (۲)$$

کسر $\frac{m_o}{m_b}$ به«نسبت جرمی»[2] موسوم است ومقدارآن در موشک‌های شیمیائی حداکثر حدود ده‌است. پس برای یک موشک‌شیمیائی‌متوسط بافرض‌اینکه V_{ex} حدود ۲/۰ km/sec باشد،حداکثرسرعت‌پایان سوخت می‌تواند ۰/۷ km/sec باشد. باتوجه به‌سرعت فرار از جاذبه زمین که ۱۱/۲ km/sec است ، ملاحظه می‌شود که یک موشک یک طبقه شیمیائی هرگز قادر به‌فرار از جاذبه زمین نیست. باتهیه موشک‌های چندطبقه این نقص تاحدود زیادی برطرف میگرددودر پایان هرمرحله مخازن‌خالی‌همراه باموتورهای آن‌طبقه از بقیه موشک جدا شده وباین ترتیب نسبت $\frac{m_o}{m_b}$ بنحو قابل ملاحظه‌ای افزایش می‌یابد. جرم ماده پیشبرنده از رابطه $m_p = m_o - m_b$ بدست می‌آید وبااستفاده از رابطه(۲) می‌توان نوشت:

$$m_p/m_o = 1 - e^{-V_b/V_{ex}} \qquad (۳)$$

معمولا بجای‌اینکه V_b ازرابطه(۲) محاسبه شود، مقدارآن را برابر «سرعت مشخصه»[3]* فرض نموده واز رابطه بالانسبت ماده پیشبرنده به‌جرم کل راکت محاسبه می‌شود.

سفر از زمین به‌سیارات منظومه شمسی ازمسیرهای مختلف انجام پذیراست که اختلافشان در انرژی لازم برای برای طی این مسیر هاست. مسیربا کمترین انرژی مورد نیاز بیضی انتقالی موسوم به «بیضی‌هوهمن»[4] است و محاسباتی که انجام‌می‌گیرد برای طی چنین مسیری‌است. خاصیت جالب این مسیر اینست‌که نقاط اوج وحضیض آن منطبق برمدارسیاه مادر وسیاره هدف است وسرعت‌سفینه مماس ودر جهت حرکت مداری این سیارات است وباین ترتیب از سرعت مداری این سیارات‌بطورکامل‌استفاده می‌گردد.در مسیرهای‌باانرژی موردنیاززیاد مدت‌مسافرت کوتاه‌ترمی‌گردد.بعنوان‌مثال‌مسیرازطریق بیضی هوهمن برای سفر اززمین به‌مریخ مطابق شکل (۳) است.

یکی‌از راههای‌محاسبه سرعت مشخصه که‌از تقریب خوبی برخوردار است بشرح زیر می‌باشد. افزایش سرعت برای برخاستن از سطح زمین وقرارگرفتن در امتدادبیضی انتقالی، ΔV_i ، برابر است با:

$$\Delta V_i = \sqrt{V^2_{esci} + \Delta V^2_{tran}}$$

که‌درآن V_{esci} سرعت فرار از زمین و $\Delta V_{tran} = V_{sE} - V_E$ می‌باشد V_E سرعت مداری زمین حدود ۳۰ km/sec و $V_{sE} = V_E \sqrt{\frac{2a}{1-a}}$ سرعت سفینه در حوالی زمین وروی بیضی هوهمن است که درآن a فاصله سیاره هدف از خورشیدبرحسب‌واحدنجومی می‌باشد. پس‌از رسیدن سفینه به‌حوالی‌سیاره‌هدف‌باردیگر موتورهای‌سفینه روشن‌شده وتغییرسرعت دیگری انجام می‌گیرد تانخست‌سرعت سفینه به‌سرعت مداری‌سیاره هدف‌رسیده وسپس برسطح آن‌فرودآید واین‌تغییر سرعت برابر

$$\Delta V_f = \sqrt{V^2_{escf} - \Delta V^2_m}$$

است‌که درآن $\Delta V_m = V_{sp} - V_p$ می‌باشد. V_p سرعت مداری سیاره و V_{sp} سرعت سفینه روی بیضی هوهمن و درنقطه اوج (یاحضیض، چنانچه سیاره هدف یکی از سیارات داخلی باشد) است و برابر

$$V_{sp} = V_E \sqrt{\frac{2/a}{1+a}}$$

---

۱ — Burnout Velocity
۲ — Mass Ratio
۳ — Chracteristic Veiocity
٤ - Hohmann Ellipse

*) سرعت مشخصه افزایش سرعتی‌است‌که سفینه برای انجام یک مأموریت معین باید کسب نماید.

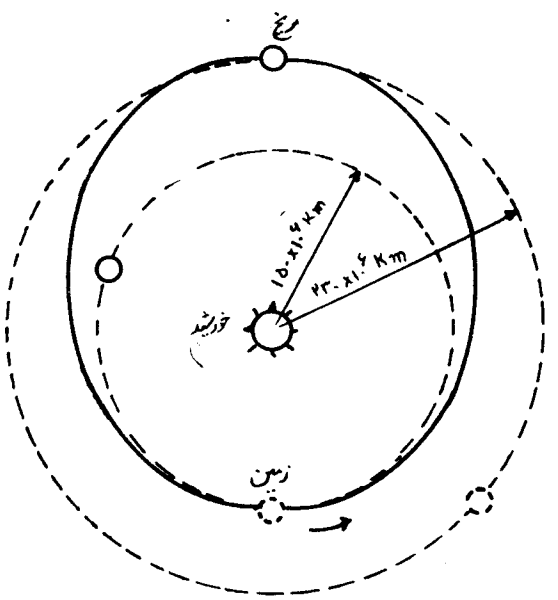
می‌باشد. بنابراین تغییر سرعت کل که برابر سرعت مشخصه برای مسیر رفت می‌باشد برابر

$$\Delta V_{tot} = \Delta V_i + \Delta V_f$$

است. برای مسیر برگشت نیز همین تغییر سرعت لازم است. برای حالتی که شروع حرکت از مدار زمین باشد و یامقصد بجای سطح سیاره هدف، ورود به‌مدار آن باشد تغییراتی در سرعت مشخصه حاصل می‌شود و لازمست بجای V_{esc} از اختلاف سرعت موهواره‌ای ، $V_{sat} = \sqrt{\frac{GM}{r}}$ ، باسرعت گریز از مدار ، $\sqrt{\frac{2CM}{r}}$ ، استفاده کرد وبجای آن نوشت:

$$\Delta V_{csc} = (\sqrt{2} - 1) V_{sat}$$

راکت هسته‌ای به‌لحاظ ایمنی مستقیماً از سطح زمین پرتاب نمی‌شود بلکه بعنوان‌طبقه سوم موشک شیمیائی ازحدود ۲۰۰ کیلومتری سطح زمین، عازم مأموریت می‌گردد. درمحاسباتی که انجام‌گرفته‌است سه‌مأموریت برای آن در نظرگرفته شده‌است رفت وبرگشت به‌ماه، رفت‌وبرگشت به‌مدار مریخ وبالاخره رفت‌وبرگشت به‌سطح سیاره‌مریخ. در تمام این‌مأموریتها نقطه‌آغاز حرکت سفینه مدار زمین ونقطه پایان در هنگام بازگشت سطح زمین است. درمأموریت آخری فرض‌شده است که نشستن برروی سطح سیاره بااستفاده کامل از نیروی ترمزی اتمسفر انجام می‌گیرد ، بعلاوه هنگام رسیدن سفینه به‌نقاط اوج‌وحضیض سیارات هدف‌ومبداء در همسایگی آن بوده ودر سرعت مشخصه صرفه‌جوئی گردد.



شکل ۳- مسیر حداقل انرژی در مسافرت از زمین به‌مریخ . دایره‌های خطچین معرف وضعیت نسبی این دوهنگام پرتاب سفینه از زمین ودایره‌های پرنشان دهنده وضعیت نسبی آنها هنگام رسیدن‌سفینه به مریخ است .

جرم کل راکت را می‌توان مجموع این اجزاء دانست: جرم سیستم پیشبرندگی m_{ps} جرم ماده پیشبرنده m_p جرم مخازن m_{st} جرم مفید m_l بعبارت دیگر :

$$m_o = m_{ps} + m_p + m_{st} + m_l$$

براساس نتایج‌حاصل از موشک‌های شیمیائی وتجربیات اولیه روی موشک هسته‌ای می‌توان فرض کرد: $m_{st} \approx ۰/۱ m_p$ و $M_{ps} \approx ۱/۷ m_{reac}$ که M_{reac} معرف جرم راکتور است. چنانچه نسبت M_p/m_o کوچکتر یامساوی ۷/. پیدا

شود ، $m_1 = ۲۰٪ m_o$ و درصورتیکه بین ۰٫۷ تا ۰٫۷۸ باشد ، $m_1 = ۱۰\% m_o$ فرض می‌شود. دراینصورت می‌توان جرم کل راکت را بصورت زیر نوشت :

$$m_o = \frac{۱/۷ m_{reac}}{۱ - K - ۱/۱ \frac{m_p}{m_o}}$$

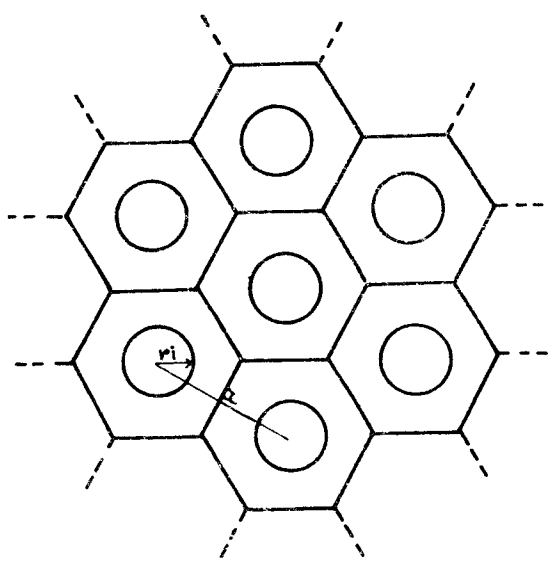
که‌مقدار K چنانچه گفته شد یا ۱۰٪ یا۲۰٪ می‌باشد. جرم راکتور نیز براساس ملاحظات‌هسته‌ای راکتور قابل محاسبه است.

۱ـ طرح راکتور

مهمترین قسمت طرح راکت، طرح موتورآن یعنی طرح یک راکتور هسته‌ای است. برای اینکه ازیک راکت هسته‌ای بهترین بهره بدست آید می‌بایستی‌راکتور طوری طراحی شود که بتواند باداشتن حداقل وزن بیشترین نیرو راتولید نموده ودرضمن در تمام‌مدت کار بنحو اطمینان بخشی عمل نماید. تعداد پارامترهائی که در محاسبات وارد می‌شوند زیاد هستند از اینرو تعیین مشخصات راکتور ونیز تعیین تمام حالات ممکنه برای انجام سه مأموریتی که در بخش گذشته ذکر شد بکمک یک‌برنامه کامپیوتری انجام‌گرفته‌است وبرخی از نتایج حاصل‌ازآن بصورت منحنی‌هائی در انتهای مقاله آمده‌است درهرحال طرح ومحاسبه راکتور در دو مرحله جداگانه بشرح زیر انجام می‌گیرد:

۳ـ۱ـ محاسبات هسته‌ای راکتور

راکتوری که طرح آن مورد نظراست، راکتوریست حرارتی که ماده کند کننده آن‌گرافیت وخنک کننده‌آن‌گاز هیدرژن می‌باشد. سوخت این راکتور از نوع خاصی‌بنام«سوخت‌پراکنده شده»[۱] می‌باشد که‌بصورت $UC - ZrC$ درون‌گرافیت پخش شده است. اورانیوم موجود درشبکه سوخت از ε درصد U^{238} و μ درصد U^{235} تشکیل شده است. وجود زیرکونیوم درشبکه سوخت برای حفظ آن درمقابل خوردگی ناشی از هیدرژن است. شبکه سوخت مطابق شکل (٤) یک شبکه شش‌ضلعی منتظم است وپارامترشبکه یعنی فواصل بین مراکز هردوسلول مجاور را با a نمایش می‌دهیم.



شکل ٤ـ قسمتی از مقطع شبکه سوخت a پارامتر شبکه و r_i شعاع کانال خنک کننده است.

۱ — Dispersion Fuel

هرسلول بنیادی شبکه از منشوری تشکیل شده است که ارتفاعش طول هسته مرکزی راکتور وقاعده آن مطابق شکل یک شش ضلعی منتظم می‌باشد که ازمرکز آن کانال خنک‌کننده باشعاع r_i عبور می‌نماید. چنین شبکه‌ای با دوپارامتر a و r_i کاملا مشخص می‌گردد.

برای شروع محاسبات هسته‌ای راکتور ابتداآن را هموژن کرده سپس تعدداهسته های هرعنصر در واحدحجم سیستم محاسبه می‌گردد. پس‌از آن ضریب تکثیر راکتور را برحسب تابعی از aوr_iوμوε بدست می‌آوریم. چنانچه ارتفاع راکتور H وشعاع آن R باشد می‌توان ثابت کرد که نشت نوترون‌ها از راکتور هنگامی به‌حداقل خود می‌رسد که $H = 1.848R$ باشد.

درمرحله بعد مقداری سوخت اضافی وارد راکتور کرده وابعاد جدید راکتور را حساب می‌کنیم.

ازآنجا که راکتیویته سوخت اضافی می‌بایست توسط میله‌های کنترل جبران گردد، ضریب مؤثر راکتور، K_{eff} رابعنوان متغیر در محاسبه وارد می‌کنیم. باقرار دادن منعکس کننده‌ای از جنس اکسید برلیوم به‌ضخامت تقریبی ۳۰ سانتیمتر در سطح جانبی هسته مرکزی شروع به‌تخت کردن سطح فلوی نوترون درهسته مرکزی کرده ودر نتیجه ابعاد راکتوروسوخت مورد نیاز کاهش می‌یابد. از روی کاهش ابعاد، ابعاد جدید راکتور راحساب نموده وباین ترتیب از جرم کل راکتور ونیز ازمیزان سوخت اضافی راکتور وانرژئی که تولید خواهد کرد می‌توان اطلاع حاصل نمود.

۳ـ۲ـ محاسبات حرارتی راکتور

تولید حرارت در قسمت جامد سوخت وانتقال آن به‌سیال خنک‌کننده، نحوهٔ حرکت سیال درکانال‌های سوخت و چگونگی گرفتن حرارت ازمیله‌های سوخت از جمله مسائلی هستند که در طرح حرارتی راکتور مورد نظر قرار می‌گیرند. ـ محدودیتهائی از قبیل نقطه ذوب سوخت و مسأله مقاومت مواد ساختمانی در برابر تنش‌های حرارتی و مکانیکی ناشی از عبور ماده خنک‌کننده باعث می‌شود تامیزان آزاد شدن انرژی در هسته مرکزی محدود بوده وبستگی بسیار زیادی به‌شکل هندسی راکتور وخواص فیزیکی مواد ساختمانی آن داشته باشد. در هرحال میزان انرژی آزاد شده بافلوی جرمی خنک کننده، M^o، رابطه دارد.

انتقال حرارت در داخل سوخت از طریق رسانائی ودر انتقال به‌مادهٔ خنک‌کننده از طریق جابجائی صورت می‌گیرد. مهمترین عاملی که برنحوهٔانتقال اثر می‌گذارد، ضریب انتقال حرارت، h، می‌باشد که خود به عوامل بیشماری بستگی دارد. ازجمله بستگی بسیار زیادی به‌خواص هندسی راکتور وخواص فیزیکی سیال دارد وبصورت تابعی ازاین کمیاب نوشته می‌شود. خواص فیزیکی سیال خود تابع شرایط درون راکتور است وازهمه مهمتر به‌دما بستگی دارد. از سوی دیگر توزیع دمای خنک‌کننده درکانال‌های سوخت خود تابع ضریب انتقال حرارت است. ازاینرو در تعیین هریک ازاین کمیات بادوری روبرو هستیم که حل آن از «روش آزمایش وخطا»[1] امکان پذیر است. باین معنی که ابتدا دمای ورودی وخروجی راکتور را مقادیری دلخواه فرض کرده، آنگاه خواص فیزیکی وتوزیع دمای درون راکتور را تعیین می‌کنیم سپس دمای متوسط خنک‌کننده را هنگام خروج‌از راکتور محاسبه نموده و ویامقداری که ابتدا برای‌آن تصورکرده بودیم مقایسه می‌نمائیم. ودر صورتیکه اختلاف آنها زیادباشد بار دیگر محاسبات را بامقدار جدید دما تکرار کرده وآنقدر این‌عمل را ادامه می‌دهیم تااختلاف نسبی مقادیر فرضی ومحاسبه‌ای بحد کافی کوچک شود.

طبق رابطه(۱) اگر بخواهیم سرعت خروج خیلی بزرگ باشد بایستی دمای خنک‌کننده هنگام خروج از راکتور تاحدود امکان زیاد باشد واین امر ممکن نمی‌گردد مگر دمای راکتور در حداکثر مجاز خود باشد. با توجه باینکه فلوی نوترون درمرکز هندسی راکتور ماکزیمم است، میزان حرارت ایجاد شده دراین نقطه حداکثربوده لیکن نقطه‌ای که‌دارای حداکثر درجه حرارت است در روی‌محورمرکزی راکتور ودر محلی پائین ازاین نقطه قرار دارد (حرکت خنک‌کننده ازبالا به‌پائین فرض می‌شود). در تمام مدت کار راکتور دمای این نقطه باید کمتراز دمای نقطه ذوب سوخت باشد وباتوجه

۱- Trial — and — Error Procedure

به‌نوع سوخت این دمای بحرانی نباید از ۳۰۰۰ درجه سانتیگراد تجاوز نماید. باین ترتیب می‌توانیم دمای متوسط خنک کننده راهنگام خروج از راکتور که متناظر بادمای محفظه احتراق درموشک‌های شیمیائی است پیدا نمائیم. ضمناً دمای خنک کننده هنگام ورود به راکتور تابعی از قدرت راکتور است که این خود به‌خواص فیزیکی خنک کننده بستگی دارد. بنابراین تعیین دمای ورودی نیز بااستفاده از روش آزمایش وخطا صورت می‌گیرد بااین تفاوت که درهر دور محاسبات اندازه قدرت راکتور نیز مشخص می‌گردد. پس باین ترتیب دراین قسمت از محاسبات علاوه برسرعت خروج، مقدار قدرت کل راکتور ونیروی کل پیشبرنده نیز تعیین می‌گردد.

٤- نتیجه

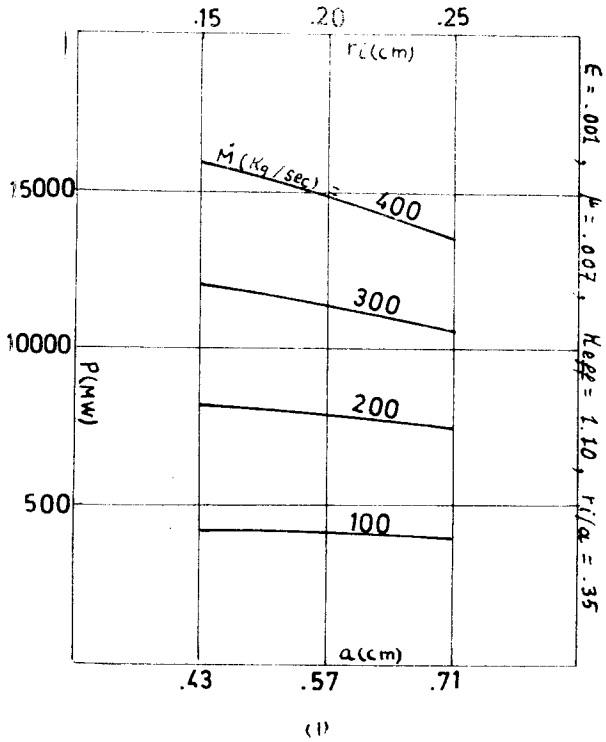
دراین مقاله رئوس کلی یک محاسبه مقدماتی‌از مهمترین اجزاء یک راکت هسته‌ای را مشاهده کردیم و بخصوص نحوهٔ محاسبه راکتوری‌راکه بعنوان موتور این راکت بکار خواهد رفت دیدیم. در محاسبات مربوط ازهفت‌حلقه D_o استفاده شده است که‌ضمن‌آن‌هریک ازکمیات M^o ، Keff ، ε ، μ ، r_i ، $\frac{r_i}{a}$ وبالاخره V_b (سرعت مشخصه) درحدود مناسبی تغییر داده شده اند برای سه مأموریتی که قبلادر نظرگرفته شده بود حدود ۱۰۰۰ حالت مختلف به‌عنوان نتایج قابل قبول ارائه می‌شود.

هرچند تمام این حالات از نظر شرائط مسأله قابل قبول می‌باشند لیکن انتخاب یک حالت معین باید باتوجه به‌نتایج تجربی صورت گیرد.

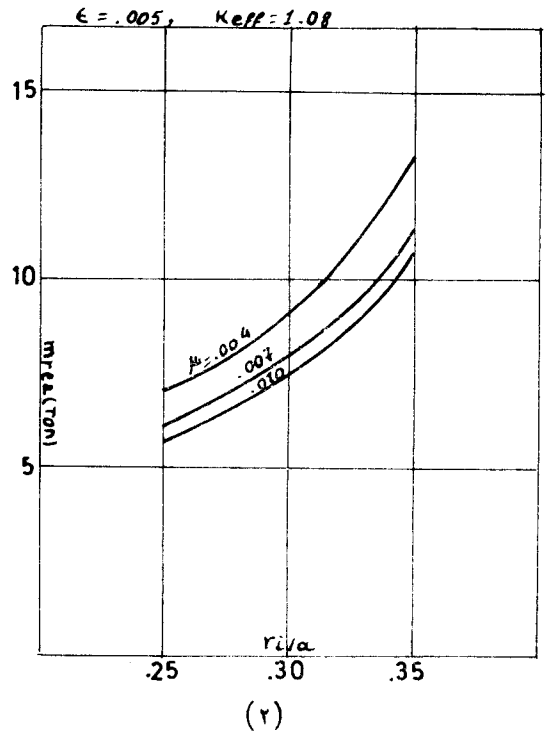
کمیاتی که بعنوان‌جواب‌برنامه خواسته‌شده‌اند علاوه برپارامترهای‌بالاعبارتنداز:شعاع راکتورR،ارتفاع راکتور H، جرم راکتور m_{reac} دمای ورود وخروج هیدرژن از راکتور T_{f2}،T_{f1}قدرت کل راکتورP، سرعت خروج V_{ex}،نیروی پیشران F، مدت کار راکتور t_b جرم کل راکت m_o وجرم مفید m_1 بانتایج حاصله می‌توان یک سری از مهمترین - خصوصیات راکت هسته‌ای را برحسب سایر پارامترها بصورت‌منحنی رسم کرد. از ملاحظه این منحنی‌ها چندنکته جالب دستگیرمی‌شود یکی‌اینکه در زمینه ساخت راکتور هرچه r_i کوچکتر و $\frac{r_i}{a}$ بزرگتر باشد قدرت راکتور وسرعت خروج گازها بیشتراست که البته همراه آن جرم راکتورودر نتیجه جرم راکت نیز افزایش می‌یابد (شکل ۵منحنی‌های ۱ تا٤) از سوی دیگر مقادیر r_i و $\frac{r_i}{a}$ را نمی‌توان به‌میزان دلخواه کوچک‌وبزرگ‌انتخاب کرد زیرا باظریف‌ترشدن شبکه سوخت ممکنست عبور خنک کننده باسرعت زیادی که دارد باعث‌خوردگی شدید شبکه سوخت وانهدام آن‌گردد. نکته جالب توجه دیگر حساسیت قدرت راکتور وسرعت‌خروج نسبت به‌تغییرات r_i بازای یک $\frac{r_i}{a}$ ثابت است. بویژه در مواقعی که فلوی‌خنک کننده زیاد است این تغییرات کاملا نمایان است (شکل ۵و۶ منحنی‌های ۱و۷و۸) در منحنی‌های ۵و۶ (شکل۶) اثر سرعت - خروج روی جرم کل راکت مشاهده می‌گردد وملاحظه می‌شود که افزایش سرعت خروج تامیزان ده‌درصد چه‌اثر بزرگی روی جرم راکت دارد بطوریکه جرم آنرا تقریباً به‌نصف تقلیل می‌دهد درهرحال همانطوریکه گفته شد بادر نظرگرفتن محدودیت‌های عملی می‌توان برای یک مأموریت معین یک سری از جواب‌های مسأله را بعنوان یک حالت قابل قبول برای راکت‌هسته‌ای در نظرگرفت بعنوان مثال دونوع مشخصات راکت راکه یکی برای سفر به‌ماه دیگری برای سفر - به‌سریخ در نظر گرفته شده‌اند در زیر می‌آوریم:

جدول ۲ - پارامترهای راکتور

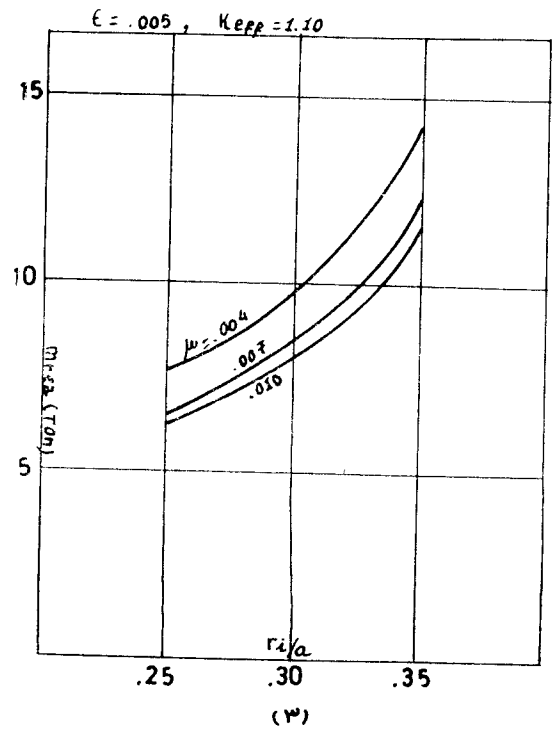
پارامترها	سفر به ماه $V_b = ۷۹۸۵\ m/sec$	سفر به مریخ (قرارگرفتن در مدار مریخ) $V_b = ۱۳۴۸۰\ m/sec$
ε	۰/۰۰۱	۰/۰۰۱
μ	۰/۰۰۷	۰/۰۰۷
r_i [cm]	۰/۱۵	۰/۱۵
a [cm]	۰/۵۰	۰/۴۳
keff	۱/۱۰	۱/۱۰
M [kg/sec]	۴۰۰	۴۰۰
R [cm]	۴۸/۳	۵۸/۵
H [cm]	۱۷۱/۹	۲۰۸/۴
m_{reac} [kg]	۷۲۴۲	۹۵۹۲
T_{f1} [°C]	۲۱۹	۲۴۲
T_{f2} [°C]	۲۷۷۰	۳۰۹۵
P [MW]	۱۴۳۲۰	۱۵۷۳۳
V_{ex} [m/sec]	۸۷۳۹	۹۳۵۴
F [N]	۳۴۹۵۵۰۳	۳۷۴۱۴۳۷
t_b [min]	۲/۰۳	۸/۷
m_o [kg]	۸۱۲۱۱	۲۷۰۳۲۹
m_e [kg]	۱۷۲۴۲	۲۷۰۴۳
m_p [kg]	۴۸۷۴۳	۲۰۷۳۵۱



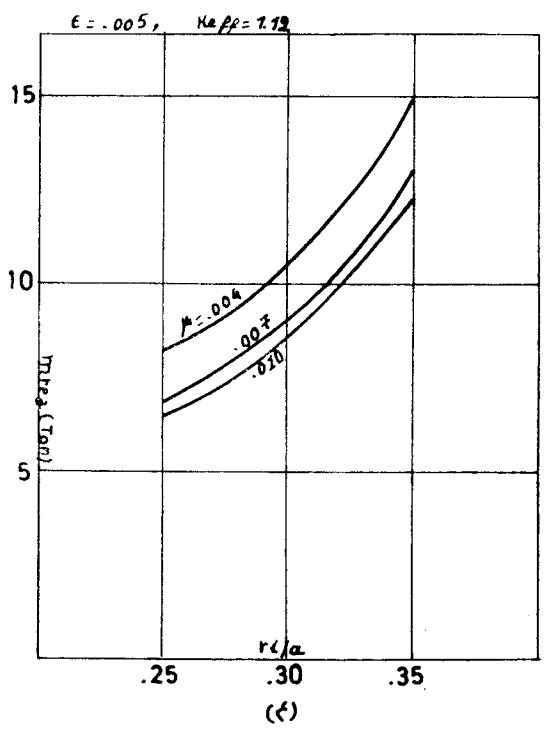
(۱)



(۲)

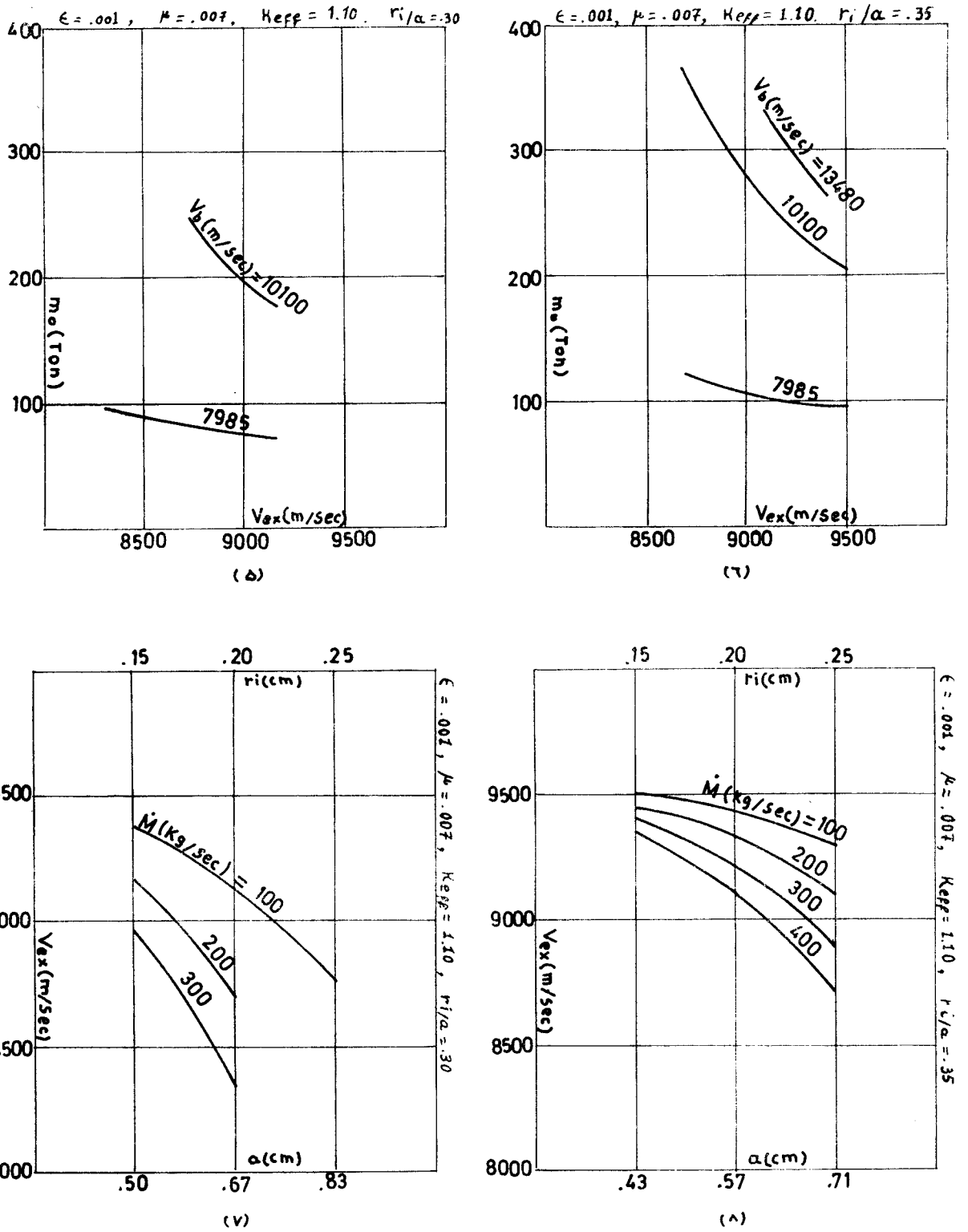


(۳)



(۴)

شکل ۵ـ منحنی‌های مربوط به‌محاسبه پارامترهای راکتور



شکل ۶- منحنی‌های مربوط به‌محاسبه پارامترهای راکتور

REFERENCES

1 – GEORGE P. SUTTON Rocket Propulsion Elements. John Wiley and Sons, Inc. (1964)

2 – WILLIAM R. CORLISS Propulsion Systems for Space Flight McGraw – Hill Book Company, Inc. (1960)

3 – BENJAMIN P. BAASINGAME Astoronautics McGraw – Hill Book Company Inc. (1964)

4 – SAMOEL GLASSTONE Sourse Book oo The Space Saiences D. Van Nost - rand Co, (965)

5 – EUGEN SANGER Space Flight Countdown For The Future McGraw – Hill Book Company, Inc

6 – R. W. BUSSARD and G. D. DELAUER Nuclear Rocket Propulsion McGraw – Hill Book Company, Inc. (1958)

7 – D.S. GABRIEL, I. HELMS The New Status of Space Nuclear Propulsion In The U.S.A. Atomic Energy Review Vol. 12, No. 4 IAEA, (1974)

8 – FRANCIS C. SCHMENK Space Nuclear Propulslon Systems And Aplications Proceedings of The National Sysmposiom on Natural And Manmade Radi- tion In Space (1971)

9 – H. LOEB Nuclear Englneering For Sateellites And Rockets Verlag Karl Thiemig KG. (1970)

10 – M.M. EL – WAKIL Nuclear Heat Transport International Text book Company (1971)

11 – SAMUEL GLASSTONE, ALEXANDER SEIONSKE Nuclear Reactor Engineering D. Van Nostrand Co, (1967)

12 – JOHN H. PERRY Chemicel Engineers Handbook McGraw – Hill Book Company, Inc. (1941)

13 – HAROLD ETHERINGTON Nuclear Eogineering Handbook McGraw – Hill Book Company, Inc. (1958)

14 – G.W.C. KAYE, T.H. LABY Tables of physical and chemical constants Londman Group Limited (1975)

15 – W.M. ROHSENOW, J.P. HARTNETT Handbook of Heat Transfer Mc Graw – Hill Book Company (1973)