

Integrated Design of Orbital Transfer Block in an Optimized and Multistep Converged Environment

M. Nosrat Elahi¹, A. R. Basohbat Novinzadeh², M. Zakeri^{3*}, V. Bemani⁴ and Y. Emadi Noori⁵

1, 3-5. Aerospace Department of Malek- e- Ashtar University of Technology

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

*Postal Code: 158751774, Tehran, IRAN

zakeri@mut.ac.ir

The design method presented in this paper is for utilizing, fast and easy system designing of orbital transfer block for transferring satellite from park orbit to destination orbit. The main purpose of this paper is system designing liquid propellant orbital transfer block with a new approach for ideal orbital transfer and presenting a simple interfered systematic method for designing aerospace products. Designing orbital transfer block consists of designing all subsystems and integrating all parts of design. Designing all subsystems can be achieved with a meaningful connection between all system and subsystem constraints. In addition to systematic design approach to each of the design sub- algorithms, creating subsystem optimization environment according to physical performance of subsystem and also general integration of orbital transfer block system design in an optimized environment have been carried out. Final result of orbital transfer block design for a specific mission is through mass-dimension convergence of equations in integrated design. Design integration according to design matrix and optimizations and convergences of the design is discussed in the paper. According to presented method, which is scientific, functional and extensible to final design of the product, parametric process of results is briefly validated. So in this paper new method is provided for integrating the design in an optimized and collaborative convergence environment maintaining all systemic constraints and limitations to specify specifications of orbital transfer block systems and subsystems.

Keywords: System design, Collaborative design, Integration, Optimized environment

1. Assistant Professor
2. Assistant Professor
3. PhD Candidate (Corresponding Author)
4. M. Sc.
5. M.Sc.

طراحی مشارکتی بلوک انتقال مداری در محیط بهینه‌سازی و همگرایی چندگامه

مه‌ران نصرت الهی^۱، علیرضا باصحب‌ت نوین‌زاده^۲، مصطفی ذاکری^{۳*}، ولی بمانی^۴ و یزدان عمادی‌نوری^۵

۱، ۳، ۵ - مجتمع تحقیقات فضایی، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

۲ - دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی

*ته‌ران، کد پستی: ۱۵۸۷۵۱۷۷۴

zakeri@mut.ac.ir

روش طراحی که در این مقاله ارائه می‌شود، برای بلوک انتقال مداری و به‌منظور ابزارسازی، تسریع و سهولت در انجام طراحی سیستمی بلوک انتقال مداری برای انتقال ماهواره از مدار مقصد به مدار هدف است. هدف اصلی در این مقاله، طراحی سیستمی بلوک انتقال مداری سوخت مایع با رویکردی جدید، به‌منظور انجام مانور انتقال مداری در حالت ایده‌آل و ارائه یک روش نظام‌مند ساده تداخلی برای طراحی محصولات هوافضایی است. طراحی بلوک انتقال مداری شامل طراحی کلیه زیرسیستم‌ها و یکپارچه‌سازی کلیه زیربخش‌های طراحی است. طراحی کلیه زیرسیستم‌ها در ارتباط معنادار با سایر زیرسیستم‌ها و کلیه قیودات زیرسیستمی و سیستمی حاصل می‌شود. علاوه بر نگاه سیستمی به طراحی هر یک از زیر بخش‌های طراحی، ایجاد محیط بهینه‌سازی زیرسیستم با توجه به فیزیک عملکردی زیرسیستم و همچنین یکپارچه‌سازی جامع طراحی سیستمی بلوک انتقال مداری در یک محیط بهینه صورت گرفته است. نتیجه نهایی طراحی بلوک انتقال مداری برای یک مأموریت مشخص در نتیجه همگرایی جرمی- ابعادی روابط موجود در طراحی یکپارچه است. موارد یکپارچه‌سازی طراحی طبق ماتریس طراحی و موارد بهینه‌سازی و همگرایی در طراحی در متن مقاله به تفصیل آورده شده است. با توجه به ارائه روشی کاملاً علمی و کاربردی و قابل بسط به طراحی نهایی محصول، صحنه‌گذاری در این مقاله به صورت بررسی اجمالی بر روند پارامتری نتایج حاصل از طراحی صورت گرفته است. بنابراین، در این مقاله، روشی جدید برای یکپارچه‌سازی طراحی در محیط بهینه‌سازی و همگرایی مشارکتی با حفظ کلیه قیودات و محدودیت‌های سیستمی برای مشخص کردن مشخصات سیستم و زیرسیستم‌های بلوک انتقال مداری تدوین شده است.

واژه‌های کلیدی: طراحی سیستمی، طراحی مشارکتی، یکپارچه‌سازی، محیط بهینه

علائم و اختصارات

\dot{m}_h	نرخ دمش		
n_x, n_y	ضریب شتاب محوری و جانبی	P_c, P_e	فشار احتراق و خروجی
α, β	ضرایب همگرایی جرمی	P_{blow}	فشار مخازن دمش
t_{cr}	توزیع ضخامت بدنه	t_t	توزیع زمان سوزش
l_{max}	حداکثر گام تقویت‌کننده‌ها	ΔP_h	توزیع اختلاف فشار جریان
d_x, d_y	توزیع ابعادی	L_c	طول محفظه احتراق
ΔV_i	تغییر انرژی هر بار سوزش		
M_{sh}, M_{se}, M_{st}	تقسیم‌بندی جرم خشک		
m_h, m_{line}, m_{he}	توزیع جرمی مخازن دمش		
m_{valve}, m_{hiter}			
σ_{hw}	حد تنش دیواره		
N_{equ}	توزیع تنش معادل		
N_{head}, N_{ullage}	نیروی ارتفاع سیال و فشار بالشتک در واحد طول		

۱. استادیار

۲. استادیار

۳. دانشجو دکتری (نویسنده مخاطب)

۴. کارشناس ارشد

۵. کارشناس ارشد

این بلوک‌ها بسته به نوع کاربرد، به انواع مختلفی با پیشران‌های بسیار متنوع تقسیم می‌شوند و دارای انواع پیشران‌های گاز سرد، شیمیایی، الکتریکی و ... هستند.

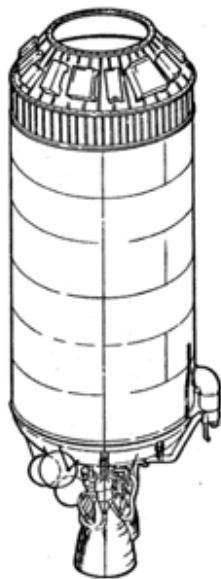
پرکاربردترین بلوک‌های انتقال مداری، بلوک‌های دارای پیشران شیمیایی هستند که به نوبه خود به دو نوع سوخت مایع و سوخت جامد تقسیم می‌شوند. البته، بلوک‌های انتقال مداری نوع هیبرید (سوخت جامد همراه با اکسیدکننده) نیز موجود هستند اما نسبت به انواع سوخت مایع و جامد کاربرد کمتری دارند.

کل مسیری که توسط بلوک‌های انتقال مداری طی می‌شود، در خارج از جو قرار دارد و ارتفاع کاری آنها از ۲۰۰ تا ۳۶۰۰۰ کیلومتر متغیر است.

در حال حاضر، حدود هشت کشور دنیا (روسیه، آمریکا، اتحادیه اروپا، ژاپن، چین، هند، اکراین و اسرائیل) دارای فناوری بلوک‌های انتقال مداری هستند و این بلوک‌ها را در موشک‌های حامل خود مورد استفاده قرار داده‌اند.

بلوک‌های انتقال مداری علاوه بر زیرسیستم موتور که مهم‌ترین بخش آنها محسوب می‌شود، معمولاً دارای بخش‌های زیر هستند:

- مکانیزم کنترل بردار پیشران
 - کامپیوتر و نرم‌افزارهای مربوطه
 - المان‌های الکتریکی و مکانیکی
 - سیستم تغذیه دمشی
 - سازه بدنه و تقویت کننده‌ها
 - آداپتور بین ماهواره و موشک حامل
- در شکل (۱) نمونه‌ای از تصویر یک بلوک انتقال مداری (Centaur D-1 A) نشان داده شده است.



شکل ۱- بلوک انتقال مداری (Centaur D-1 A)

$N(x), Q(x)$	نیروی محوری و برشی در طول
$M(x)$	گشتاور خمشی در طول
$L_f, L_o, L_{of}, L_e, L_s$	توزیع طولی مؤثر
t_s, t_t, t_r	توزیع ضخامت مؤثر
f_s	پرشدهی مخازن
$V_{to}, V_{tf}, V_{th}, V_c$	حجم مخازن پیشران، دمش و محفظه احتراق
R_b, h_t	شعاع و ارتفاع مخازن
s	ایمپالس ویژه
T	رانش
M_p, M_t, M_{pav}, M_f	جرم سوخت، کل، محموله و نهایی
R^2	دقت منحنی
μ_p, μ_f	نسبت جرمی محموله و خشک
γ	نسبت حرارتی ویژه
L^*	مشخصه طولی احتراق
θ	زاویه نازل
ϵ	نسبت واشدهی نازل
F_{tu}	حد نهایی تنش انبساطی
P_p, P_0	فشار پیشران در ورودی پمپ و بالشتک

مقدمه

بهینه‌سازی محاسباتی همواره به‌عنوان یک فعالیت «کامپیوتر متمرکز» مد نظر بوده است. این دیدگاه در غالب بسته‌های موجود بهینه‌سازی حاکم است، که در آنها تداخل کاربر^۷ معمولاً به صرف تعریف مسئله یا تجسم نتایج آن محدود می‌شود. طراحی مشارکتی، یکی از روش‌های موفق طراحی سیستمی در هر محیط است که در آن تداخل کاربر حین اجرا ملحوظ شده است [۱]. در حقیقت سیستم‌های تجمعی انسان- ماشین^۸ (IHMS) و تجربه گروه‌های مهندسی نشان داده‌اند که توزیع وظایف طراحی هوشمندانه بین کاربر ماهر (انسان) و کاربر مجازی (ماشین) حین طراحی منجر به بهره‌برداری بهینه و مؤثرتری از قابلیت‌های تکمیلی این دو (انسان- ماشین) خواهد شد. در این مقاله، مفاهیم بهینه‌سازی تداخلی در یک محیط محاسباتی راهبردی^۹ برای طراحی بلوک انتقال مداری به کارگرفته شده است.

بلوک انتقال مداری

بلوک‌های انتقال مداری که به عنوان مرحله فوقانی^{۱۰} در موشک‌های حامل به کار برده می‌شوند، به‌منظور قراردادن ماهواره در موقعیت دقیق مداری مورد استفاده قرار می‌گیرند.

6. Computer Machine Center
7. User Interaction
8. Integrated Human Machine Systems (IHMS)
9. Computational Steering Environment
10. upper stage

تعیین پارامترهای بهینه‌سازی عملکرد استفاده می‌کند. این حلقه به صورت اتوماتیک، طراحی حول حلقه خارجی را (تا زمانی که مقادیر اصلی طراحی پیکربندی تغییر نکنند) بهینه‌سازی خواهد کرد. در صورت عدم کفایت طراحی پیکربندی و نرسیدن به عملکرد مطلوب، حلقه خارجی عمل خواهد کرد و اطلاعات جدید بر مبنای پیکربندی به‌روزشده وارد حلقه داخلی خواهد شد. در این مقاله، مفاهیم طراحی و بهینه‌سازی تداخلی در یک محیط محاسباتی راهبردی برای طراحی بلوک انتقال مداری موشک‌های حامل ماهواره برای انتقال ماهواره از مدار پارک به مدار مقصد به کارگرفته شده است که حاصل آن تحت عنوان طراحی مشارکتی بلوک انتقال مداری در محیط بهینه‌سازی تدوین شده است. پارامترهای مطرح در این روش را می‌توان به قسمت‌های زیر تقسیم‌بندی کرد:

۱. متغیرهای طراحی یا مستقل: از قبیل نسبت جرمی سوخت، نسبت‌های جرمی سازه موتور به کل موتور و ...
 ۲. محدودیت‌های ساده: از قبیل نسبت‌های جرمی، نسبت مساحت سطح بالشتک به مخازن، I_{sp} و ...
 ۳. قیود: کالیبر، ارتفاع مداری، بار مفید
 ۴. توابع لیاقت ترکیبی: با هدف مینیمم‌سازی جرم کل و طراحی بهترین شیوه ارسال ماهواره به مدار مقصد [۳ و ۴]
- الگوریتم طراحی بلوک انتقال مداری در این روش شامل موارد زیر است:
- طراحی آماری و آنالیز اطلاعات آماری

- الزامات و محدودیت‌های طراحی و ساخت
- دینامیک و طراحی مسیر
- آنالیز سیستم‌های پیش‌رانش
- آنالیز سیستم تغذیه
- آنالیز جرمی - ابعادی و چیدمان کلیه زیربخش‌ها
- آنالیز سازه‌ای
- آنالیز سیستمی (پیکربندی، یکپارچه‌سازی و بهینه‌سازی) مفروضات اولیه الگوریتم طراحی بلوک انتقال مداری شامل موارد زیر است:
- بار محموله
- مدار پارک و مقصد
- خصوصیات مکانیکی مواد
- خصوصیات مکانیکی هلیوم
- خصوصیات سوخت انتخابی
- ضرایب اطمینان
- دمای مخازن و شعله

روش طراحی مشارکتی

طراحی مشارکتی نمونه‌ای مدرن از طراحی محصولات هوافضایی است. در این روش ارتباط بین زیرسیستم‌ها با یکدیگر و سیستم در فضایی همگراکننده و بهینه صورت می‌گیرد، همچنین اصلی‌ترین مشخصه در این روش حضور انسان خبره در محیط ابزار طراحی و یکپارچه‌سازی کلیه زیربخش‌های طراحی است. در این مقاله، این روش برای طراحی مفهومی بلوک انتقال مداری پیاده شده است. شایان ذکر است که طراحی مفهومی بیان‌کننده سطح اول طراحی محصول در غالب پیکره جرمی - ابعادی و پیاده‌سازی کلیه پارامترهای مأموریتی است.

• ترتیب روش انجام کار

- طراحی آماری برای تعیین نقطه شروع طراحی
- تفکیک زیرسیستم‌های اصلی
- استخراج کلیه پارامترها در قالب طراحی مفهومی
- تشکیل ماتریس طراحی
- استخراج فلوجارت طراحی زیرسیستم‌های اصلی
- استخراج نمودار طراحی کل سیستم در حضور زیرسیستم‌های اصلی
- شروع طراحی از نتایج طراحی آماری
- تعیین واریانت‌های طراحی مفهومی
- روش استخراج شده در این مقاله، طبق موارد زیر، معایب و مزایایی دارد:
- معایب
- پیچیده بودن استخراج نمودار طراحی زیرسیستم‌ها و کل سیستم
- زمان بالا برای اجرای کد کامپیوتری
- مزایا
- حضور طراح در فرآیند طراحی
- انجام کامل طراحی آماری، طراحی مفهومی و قسمتی از طراحی اولیه
- اجتهاد طراح سیستمی در فرآیند طراحی
- بومی‌سازی طرح بر اساس ایجاد محدودیت‌های طراحی و فناوری

الگوریتم طراحی سیستمی

فرایند چند گامی طراحی مشارکتی شامل چندین حلقه داخلی بهینه‌سازی زیرسیستم‌ها و یک حلقه خارجی پیکربندی است [۲]. حلقه اول (موارد بهینه‌سازی داخلی)، از داده‌های حلقه دوم برای

- مدارهای واسط و تعداد زمان سوزش

الزامات و محدودیت‌های طراحی

کلیه الزامات و محدودیت‌های طراحی بلوک انتقال مداری از دید سیستمی و با توجه به مأموریت و کلیه گلوگاه‌ها و محدودیت‌های اجرایی تبیین می‌شود. در کلیه مراحل طراحی، این قیود برقرار شده و با حضور طراح در محیط طراحی صورت می‌گیرد. کلیه الزامات و محدودیت‌ها را می‌توان طبق موارد زیر دسته‌بندی کرد:

- الزامات مسیر برون جوی و درون جوی
- الزامات موشک ماهواره‌بر و پرتاب
- الزامات زیرسیستم‌ها و زیرمجموعه‌ها
- الزامات ساخت و مونتاژ
- محدودیت‌های انتخاب سخت‌افزار

و به‌طورکل می‌توان گفت، خصوصیت اصلی و بارز در این روش طراحی، ارائه طرح بهینه با توجه به کلیه الزامات و محدودیت‌هاست. در شکل‌های (۲) و (۳) نمونه‌ای از تصویر یک بلوک انتقال مداری (Centaur D-1 A) نشان داده شده است.

ماتریس طراحی و الگوریتم جامع

الگوریتم طراحی در این روش مثل سایر الگوریتم‌های طراحی، به‌صورت درختی یا صرفاً بهینه‌سازی ریاضی نیست. در این روش، الگوریتم به‌صورت ارتباط مستقیم کلیه زیربخش‌های طراحی با یکدیگر ترسیم شده است [۵] و استفاده از بهترین شیوه همگرایی با توجه به فیزیک محصول و زیرسیستم‌ها صورت گرفته است. طراح به‌راحتی می‌تواند کلیه محدودیت‌ها و قیودات طراحی را در این روش قرار بدهد. پیکره اصلی ارتباط بین زیرسیستم‌ها با یکدیگر و سیستم، طبق ماتریس طراحی تدوین شده است. ماتریس‌های طراحی راهنمای طراح برای وضوح ارتباطات طراحی و تأثیر پارامترها بر یکدیگر و همچنین چهره نهان الگوریتم طراحی است. مهم‌ترین ماتریس طراحی، همان ماتریس جامع طراحی است که در شکل (۳) نشان داده شده است، همچنین به علت اهمیت زیاد ارتباط اجزای سیستم پیشران، ماتریس ارتباطی بین اجزای پیشران در شکل (۲) آورده شده است. در این ماتریس علاوه بر ارتباطات داخلی، نحوه استخراج ضریب همگرایی بتا نیز آورده شده است. شایان ذکر است که در این ماتریس فقط پارامترهای اصلی طراحی آورده شده است. الگوریتم جامع طراحی که شامل کلیه موارد مقاله است در شکل (۴) آورده شده است.

موارد بهینه‌سازی و همگرایی داخلی در روش ارائه شده در این

مقاله شامل موارد زیر است:

۱. همگرایی روند طراحی طبق معادلات آماری (کاهش زمان و افزایش دقت)
استفاده از معادلات آماری موجب فراهم‌کردن مقادیر اولیه طراحی همگرایی است. به دلیل دقت قابل قبول مقادیر اولیه، علاوه بر کاهش زمان برنامه طراحی بلوک انتقال مداری، موجب افزایش دقت (اشاره به روند ریاضی بهینه‌سازی) می‌شود.
۲. بهینه‌سازی سیستم‌های پیشران طبق معیار ضریب همگرایی سازه سیستم پیشران (بهینه‌سازی الزامات و محدودیت‌ها)

$$\beta_n - \beta_{n-1} < \varepsilon \quad (1)$$

۳. بهینه‌سازی ضخامت پوسته و تقویت‌کننده‌ها طبق معیار آزمایش کماتش و استفاده از الگوریتم ژنتیک
متغیرهای بهینه‌سازی مقدار ضخامت سازه و تعداد تقویت‌کننده‌ها است و هدف از بهینه‌سازی کمترین مقدار جرم سازه بدنه و تقویت‌کننده‌های بلوک انتقال مداری است. راهبرد بهینه‌سازی در این قسمت طبق موارد زیر است:

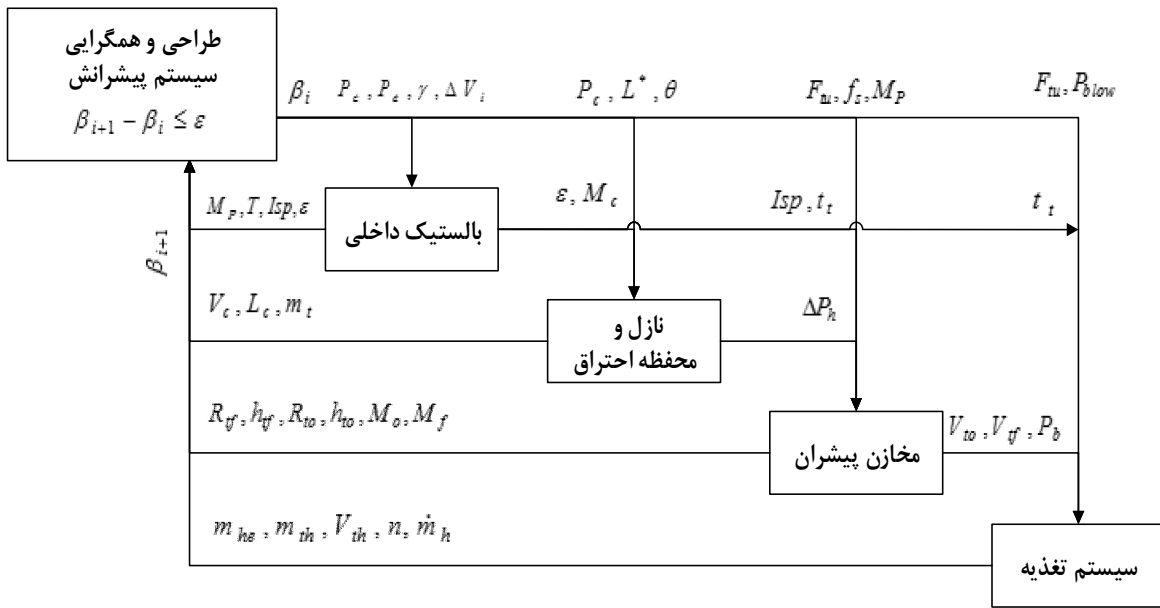
- تغییر در ضخامت بدنه
- تغییر در گام تقویت‌کننده‌ها
- تغییر در صلبیت تقویت‌کننده‌ها

۴. بهینه‌سازی بلوک نسبت به مرحله قبلی موشک حامل

$$\alpha = \frac{M_{P_1}}{M_{P_2}} \quad (2)$$

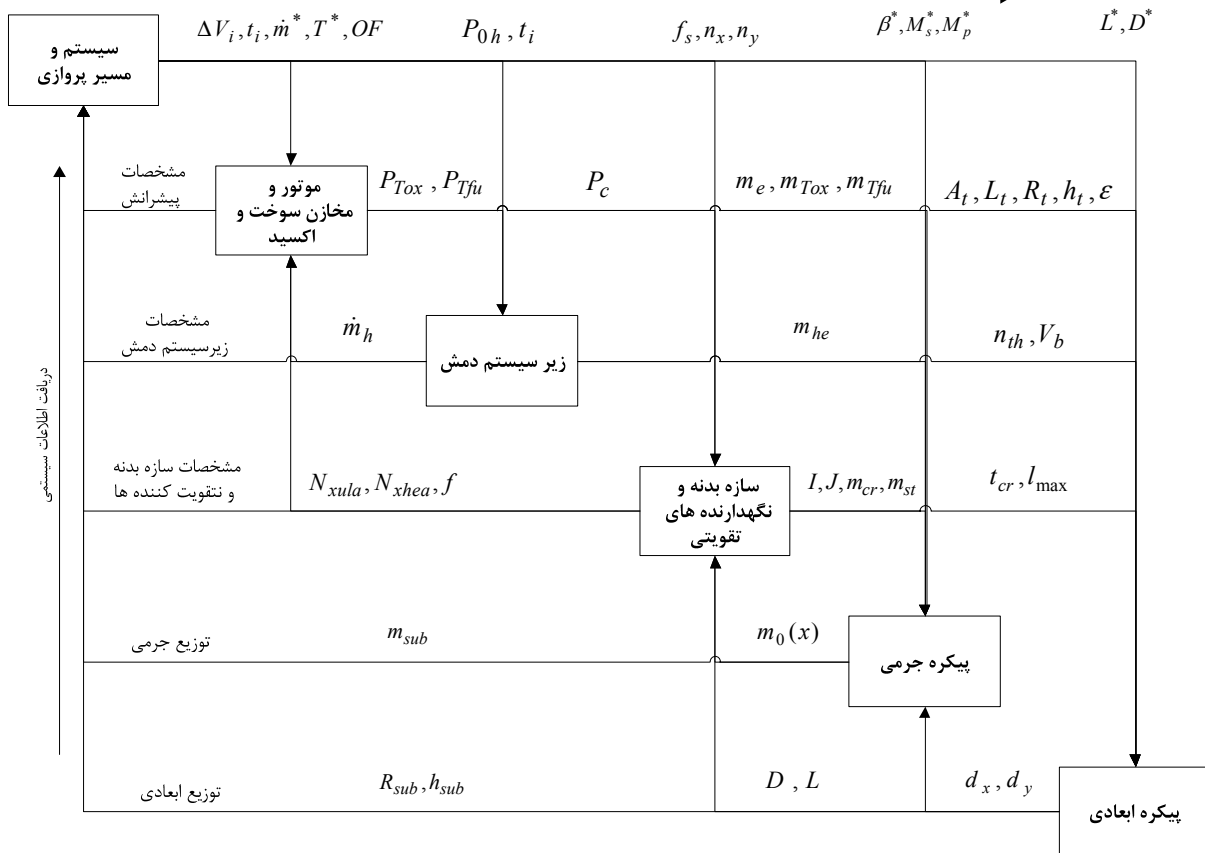
۵. علاوه بر موارد بهینه‌سازی داخلی، به‌منظور انتخاب طرح نهایی طبق هدف اصلی بهینه‌سازی (کمترین مقدار جرم سوخت)، برای کل محیط طراحی صورت گرفته است.
هدف سیستم بهینه‌سازی خارجی، کمترین مقدار جرم سوخت و یا کمترین مقدار جرم بلوک انتقال مداری است. در این روش بازه‌های منطقی از مقادیر متغیرها و محدودیت‌های آن‌ها که در ابتدا به نرم‌افزار طراحی بهینه بلوک انتقال مداری تزریق می‌شود، آورده شده است:

- نسبت اختلاط سوخت به اکسید
- زمان سوزش در آخرین دور طراحی
- محدوده نسبت طولی محفظه احتراق با توجه به نوع پیشران
- محدوده فشار محفظه احتراق با توجه به جنس سازه و کنترل نیروی سیال

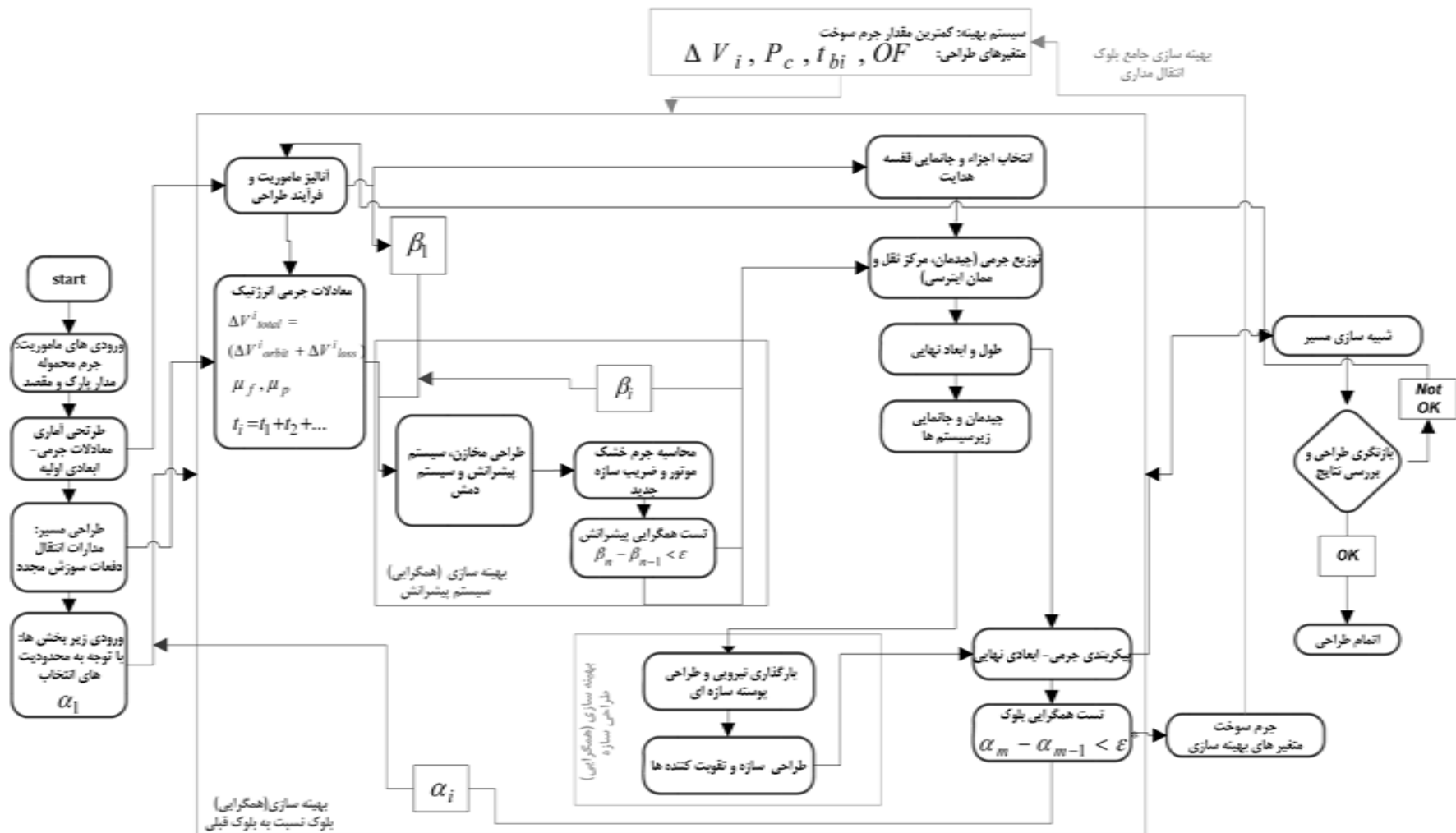


شکل ۲- ماتریس ارتباطات سیستم پیشران

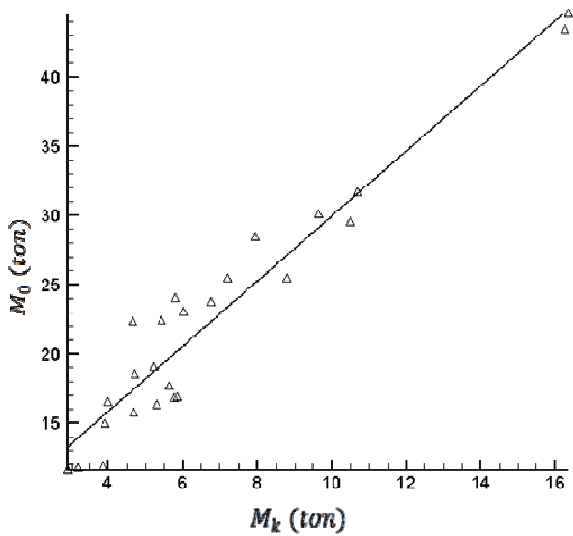
کلیه الزامات و محدودیت های جانمایی، جرمی و عملکردی سیستمی زیر سیستم ها



شکل ۳- ماتریس ارتباطات طراحی مفهومی



شکل ۴ - الگوریتم جامع طراحی مفهومی

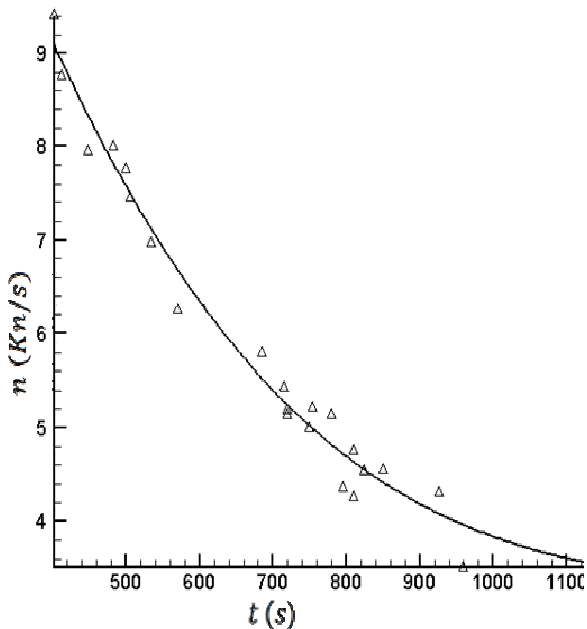


شکل ۶- جرم خشک نسبت به جرم کل

$$M_0 = 6.42 + 2.35 \times M_k \quad (۴)$$

$$R^2 = 0.92$$

پیشران به وزن، نسبت به مقدار زمان سوزش:



شکل ۷- پیشران به وزن نسبت به مقدار زمان سوزش

$$n = 19.38 - 0.035 t + 2.6 \cdot 10^{-5} t^2 - 6.88 \cdot 10^{-9} t^3 \quad (۵)$$

$$R^2 = 0.98$$

جرم سوخت به زمان سوزش نسبت پیشران به ایمپالس ویژه:

در ادامه این مقاله، زیربخش‌های اصلی طراحی به اختصار بیان شده است.

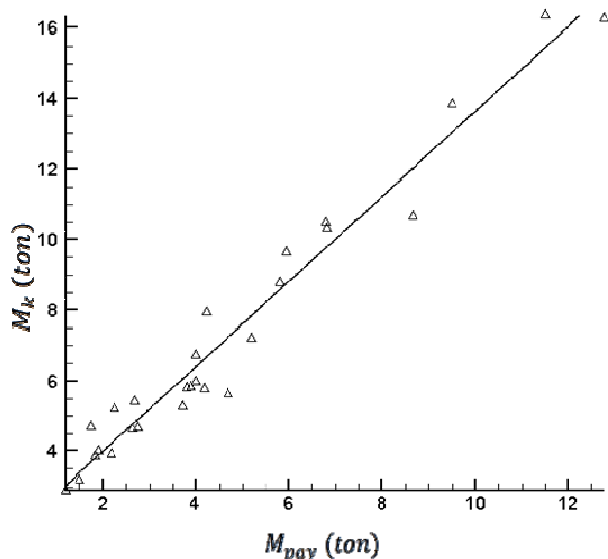
طراحی آماری

طراحی آماری هر فرآیند سیستمی به دلیل الگوسازی اولیه، از محصولات مشابه و تسریع روند طراحی است که به معنای پردازش منطقی پوشش‌های خارجی است. در فرآیند طراحی یک بلوک انتقال مداری، تخمینی اولیه از پارامترهای سیستمی قبل از شروع طراحی، به دلایل زیر حائز اهمیت است. اطلاعات مورد نیاز به دلیل تدوین پیکره اولیه طراحی از مراجع [۶ و ۷] و نمونه‌های مورد پردازش از سایت‌های اطلاعاتی نشان داده شده در مراجع [۸-۱۰] به دست آمده است.

- ایجاد بلوک مبنا برای تحلیل‌های اولیه طراحی
- همگرایی سریع‌تر و بهینه‌تر طراحی (ورودی‌های نزدیک به خروجی نهایی)

در این قسمت با استفاده از جمع آوری اطلاعات سیستمی بلوک‌های انتقال مداری موجود در دنیا، اقدام به ایجاد یک جامعه آماری و استخراج گراف‌های مورد نیاز به جهت تامین ورودی‌های اولیه شده است [۱۱]. برای نمونه شکل‌های (۵) و (۶) کاربرد جرمی و شکل (۷) کاربرد پیشران‌ش و شکل (۸) کاربرد ابعادی دارد.

اولین ورودی و مهم‌ترین ورودی به منظور طراحی یک مدارگرد را می‌توان مقدار جرم محموله نامید. جرم خشک نسبت به جرم محموله:

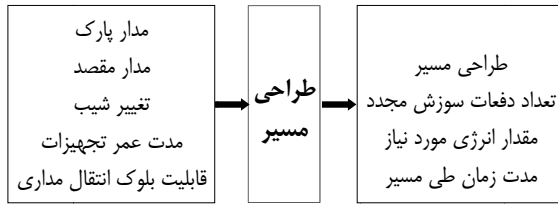


شکل ۸- جرم خشک نسبت به جرم محموله

$$M_k = 1.58 + 1.2 M_{pay} \quad (۳)$$

$$R^2 = 0.96$$

جرم خشک نسبت به جرم کل در لحظه پرتاب:



شکل ۹- الگوریتم طراحی مسیر

آنالیز جرمی

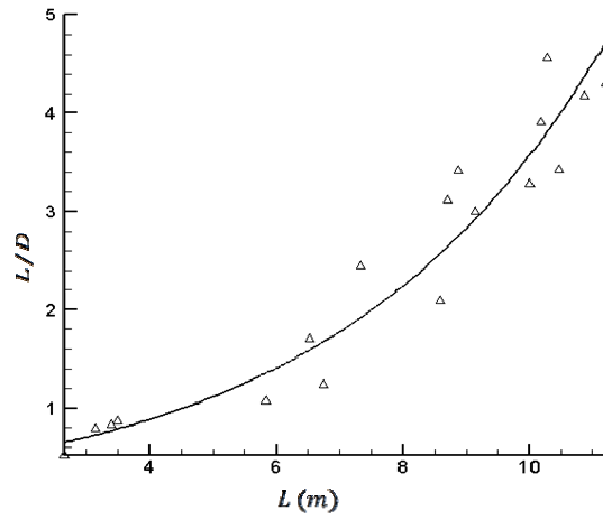
با توجه به مطالعات آماری انجام شده، ارتباط خطی بین جرم خشک هر بلوک موشکی با جرم حمل‌شونده، توسط همان بلوک موشکی بیانگر یکی بودن محدوده جرمی تمامی زیرسیستم‌ها و زیرمجموعه‌های آنها در هر بلوک موشکی با مأموریت‌های مشابه است. بنابراین، با تعیین محدوده جرمی زیرمجموعه‌های اصلی با توجه به پارامترهای اصلی متأثر بر آن قابل دست‌یابی است.

اجرام انتخابی اجرامی هستند که با توجه به نوع مأموریت و محدودیت‌های طراحی منجر به انتخاب قطعاتی از پیش موجود در بلوک موشکی می‌شود. این اجرام بنا بر نوع وظیفه جرم ثابتی دارند و تنها انتخاب و چیدمان آنها بر عهده مهندسان طراح است. اجرام محاسباتی در روند طراحی و همگراشدن برنامه حاصل از طراحی مشخص می‌شوند.

اجرام تخمینی اجرامی هستند که می‌توان با آنالیز سیستمی-جرمی به آن دست یافت. این اجرام، مقید به پارامترهایی از قبیل مقدار جرم خشک سازه، مقدار جرم موتور، مقدار جرم محموله و ... هستند. در جدول (۱) کلیه اجرام و نحوه دست‌یابی به آنها آورده شده است [۱۴].

جدول ۱- تقسیم‌بندی جرمی

اجرام انتخابی	اجرام محاسباتی	اجرام تخمینی		
		•	استند نصب ماهواره	تجهیزات
	•		سازه بدنه	
		•	محافظ و نگه دارنده مخازن	
		•	رام موتور	
		•	پوشش قفسه موتور	
	•		فلنج جلویی و عقبی موتور	
		•	تجهیزات جدایش	
	•		هلیوم	سازه
	•		مخازن هلیوم	
	•		سایر اجزاء	
		•	مخزن سوخت	تجهیزات
		•	مخزن اکسید	



شکل ۸- ضریب لاغری نسبت به طول

$$\begin{aligned} L/D &= e^{0.23 \cdot L - 1.05} \\ R^2 &= 0.930959 \end{aligned} \quad (6)$$

محاسبات اولیه سیستمی

تأمین ورودی‌های اولیه به دلیل تسریع در روند همگراسازی و دقت طراحی و همچنین مشخص کردن یک چیدمان اولیه طبق معادلات زیر امکان‌پذیر است. استخراج این معادلات از پژوهش آماری بلوک‌های انتقال مداری به دست آمده است.

$$M_0 = 2.499 M_{pay} + 11.57 \quad (7)$$

$$M_F = 0.026 M_{pay}^2 + 0.799 M_{pay} + 2.546 \quad (8)$$

$$M_0 = -0.066 M_F^2 + 3.439 M_F + 3.004 \quad (9)$$

$$M_P = 0.91 M_0^{0.917} \quad (10)$$

$$\mu_p = 3.267 \mu_f^2 - 0.559 \mu_f + 0.273 \quad (11)$$

$$n = 2880 t^{-0.94} \quad (12)$$

$$T = 3.668 n^2 - 20.21 n + 107.7 \quad (13)$$

$$\dot{m} = 0.525 n^2 - 0.937 n + 14.45 \quad (14)$$

$$T = 4422 \left(\dot{m} = \frac{M_P}{t} \right) - 0.497 \quad (15)$$

$$L = 109.5 e^{-2.33D} \quad (16)$$

$$LD^2 = 0.323 M_0^2 - 7.997 M_0 + 116.6 \quad (17)$$

شبیه‌سازی و طراحی مسیر

در این مقاله، طراحی مسیر طبق روش هاهمن و استفاده از دو مرجع اشاره شده صورت گرفته است [۱۳-۱۲].

$$M_{pj} = \frac{1 - \beta}{\beta} (M_{shj} + M_{sej} + M_{STj}) \quad (20)$$

پس از همگرایی ضریب همگرایی (β)، مشخصات سیستم پیشرانس در هر دور از طراحی حاصل می‌شود.

رابطه ضریب همگرایی (β) طبق عبارت زیر تعریف شده است:

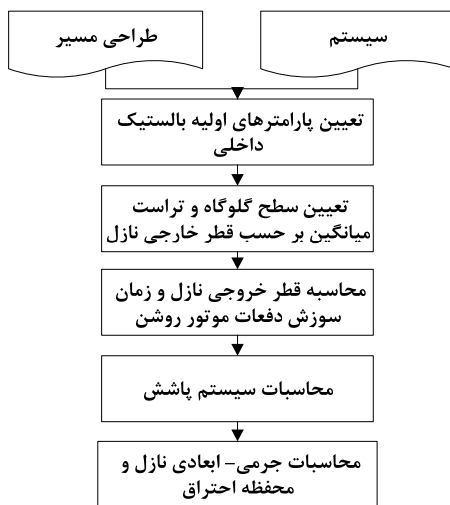
$$\beta = \frac{M_s}{M_s + M_p} \quad (21)$$

ارتباطات داخلی سیستم پیشرانس در ماتریس ارتباطات سیستم پیشرانس نشان داده شده است.

آنالیز زیرسیستم پیشرانس

به دلیل مأموریت خاص بلوک انتقال مداری (پرواز مداری و بدون اتمسفر) می‌توان تفاوت یک سیستم پیشرانس فضایی با دیگر سیستم‌های پیشرانس مراحل موشک حامل را در موارد زیر خلاصه کرد [۱۵]:

- شرایط متفاوت بیرونی (شرایط فضا)
 - تعداد دفعات روشن و خاموش (بنا بر طراحی مسیر)
 - نسبت پیشرانس به وزن کمتر
 - استفاده از سیستم تغذیه فشاری (دقت بالا و پیشرانس کمتر)
- زیرالگوریتم آنالیز پیشرانس به صورت شکل (۱۰) استخراج شده است.



شکل ۱۰- الگوریتم آنالیز زیرسیستم پیشرانس

آنالیز زیرسیستم دمشی

استفاده از سیستم تغذیه فشاری به منظور کنترل فشار در باک‌های سوخت به راحتی امکان‌پذیر است و سادگی تنظیم فشار در سیستم تغذیه فشاری نیز تعیین‌کننده قابلیت اطمینان بالای آن است، بنابراین، فرآیند قطع و وصل و کنترل جریان به راحتی امکان‌پذیر است. هلیوم به صورت گاز تحت فشار یا مایع در مخازن است که با هیت‌رگداری و استفاده از شیرهای کنترل فشار، مقدار دبی خروجی مورد نیاز به دست می‌آید. در حالت کلی فرآیند هم زمان تخلیه

اجرام	اجرام	اجرام		
انتخابی	محاسباتی	تخمینی		
		•	لوله‌های ارتباطی	
		•	بخش موتور	
	•		محفظه احتراق	
	•		نازل	
		•	سایر اجزای بخش موتور	سخت افزار هدایت و کنترل
•			کامپیوتر پرواز	
•			بلوک هدایت کنترل	
•			بلوک اندازه‌گیری اینرسی	
		•	شیرآلات	
		•	ادوات جانبی	عمگراها
		•	سیستم تله‌متری	
•			عملگرهای الکترومکانیکی	
		•	کابلاژ و ارتباطات الکتریکی	فصله هدایت
•			پیشرانه‌ها	
•			موتور ترمزی	
•			موتور شتاب‌دهنده	
•			کامپیوتر مرکزی	
•			حسگرها	
•			صفحه ژایرو	

جرم نهایی بلوک انتقال مداری با استفاده از جدول (۱) و در نظر گرفتن کلیه پارامترهای جرمی دست‌یافتنی است.

همگرایی سیستم پیشرانس

مقدار جرم سوخت و جرم نهایی بلوک انتقال مداری در اولین دور طراحی در هر دور سوزش از روابط زیر به دست می‌آید [۱۳]:

$$M_{f1} = M_0 e^{-(\Delta V_1 / I_{sp} g_0)} \quad (18)$$

$$M_{p1} = M_0 - M_{f1}$$

$$M_{fi} = (M_0 - \sum_{k=1}^{i-1} M_{pk}) e^{-(\Delta V_i / I_{sp} g_0)} \quad (19)$$

$$M_{pi} = M_0 - \sum_{k=1}^{i-1} M_{pk} - M_{fi}$$

مقدار بهینه جرم سوخت در هر یک از دفعات روشن، بعد از همگرایی طراحی سیستم پیشرانس به دست می‌آید.

طراحی سیستم پیشرانس در این مقاله، به صورت کاملاً بهینه با استفاده از همگرا شدن ضریب همگرایی سازه (β) و ایجاد ارتباطات معنار بین قسمت‌های مختلف زیرسیستم پیشرانس و همچنین کلیه الزامات سیستمی طراحی شده است. با استفاده از مقدار جرم در هر دور طراحی آنالیز، کلیه زیرسیستم‌های پیشرانس انجام شده و سپس مقدار جدید جرم سوخت و ضریب همگرایی به دست می‌آید.

مقدار حجم، ضخامت و جرم هر یک از مخازن دمشی از روابط زیر به‌دست می‌آید [۱۷]:

$$V_h = \frac{\gamma P_{po}}{P_{boo} - P_{boe}} V_{To} + \frac{\gamma P_{pf}}{P_{bfo} - P_{bfe}} V_{Tf} \quad (24)$$

$$t_G = \frac{P_{ho}}{2\sigma_{hw}} R_h \quad (25)$$

$$M_{Th} = \frac{3\rho_{hw}}{2\sigma_{hw}} \frac{2\gamma V_b}{1 - \left(\frac{P_{Ge}}{P_{Go}}\right)} \quad (26)$$

طبق زیرالگوریتم زیرسیستم دمشی، تعداد مخازن دمشی با توجه به چیدمان و جانمایی انتخاب می‌شود. مقدار جرم نهایی زیرسیستم دمشی را می‌توان به‌صورت زیر بیان کرد:

$$m_{helium} = m_h + m_{line} + m_{he} + m_{valve} + m_{hiter} \quad (27)$$

آنالیز مخازن

شکل مخزن تابعی از جرم، نرخ نشستی، حجم مخزن و محدودیت جانمایی است. مخازن گروهی بهترین نسبت جرم خالی مخزن را به جرم بارگذاری دارند [۱۸] که به معنای کمترین جرم سازه مخزن برای میزان مشخصی از جرم گاز است. در دور اول طراحی، مقدار جرم سوخت با استفاده از اطلاعات آماری به‌دست می‌آید ولی در دورهای بعدی طراحی مقدار جرم سوخت از نتیجه دور قبلی طراحی به‌دست می‌آید. زیرالگوریتم طراحی مخازن در شکل (۱۲) نشان داده شده است.



شکل ۱۲- الگوریتم آنالیز زیرسیستم دمشی

کپسول‌های حاوی گاز فشرده و پرشدن مخازن پشیران را می‌توان با شش معادله به صورت زیر نشان داد [۱۶]:

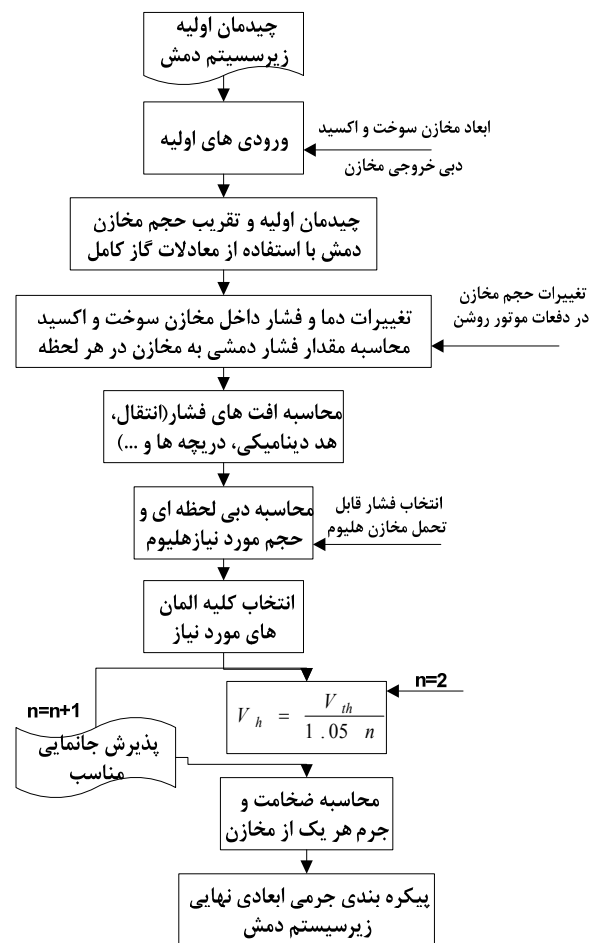
الف- مخازن فشار بالا (کپسول‌ها)

$$I \begin{cases} \frac{dP}{dt} = \frac{(k-1)Z}{V} \left(\frac{dQ}{dt} - \dot{m}_d h_d - \frac{PV}{(k-1)Z^2} \cdot \frac{dZ}{dt} \right) \\ \frac{d\rho}{dt} = -\frac{\dot{m}_d}{V} \\ T = \frac{P}{R\rho} \end{cases} \quad (22)$$

ب- مخازن پشیران

$$\Pi \begin{cases} \frac{dP}{dt} = \frac{k-1}{V(t)} \left[\frac{dQ}{dt} + h_i \dot{m}_i - \frac{k}{k-1} P \frac{dV(t)}{dt} \right] \\ \frac{d\rho}{dt} = \frac{1}{V(t)} \left[\dot{m}_i - \rho \frac{dV(t)}{dt} \right] \\ T = \frac{P}{\rho R} \end{cases} \quad (23)$$

زیر الگوریتم سیستم دمشی در شکل (۱۱) نشان داده شده است.



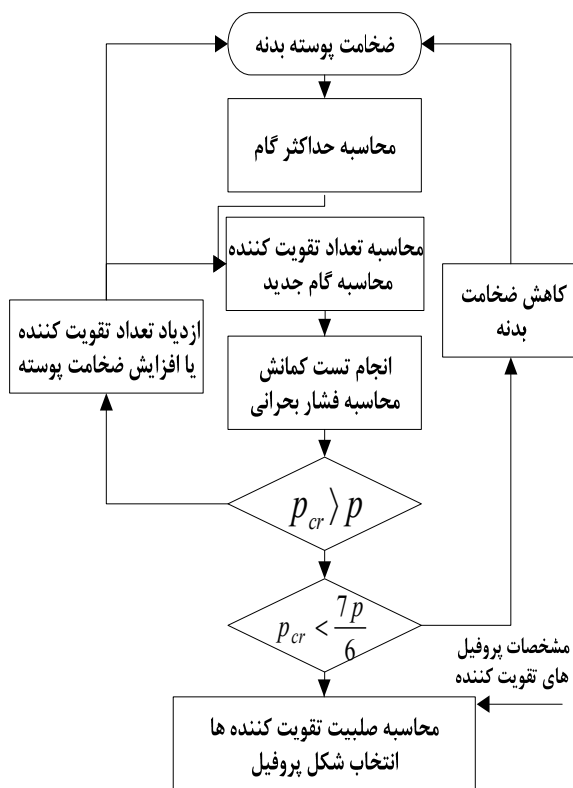
شکل ۱۱- الگوریتم آنالیز زیرسیستم دمشی

$$\sigma_n = \frac{1}{\pi D t} \left(N + \frac{4M}{D} \right) \quad (28)$$

$$N_{equ}(x) = N(x) + 4M(x)/D(x) \quad (29)$$

$$t = \frac{N_{equ}}{\pi D \sigma_n} \quad (30)$$

با توجه به دینامیک بلوک انتقال مداری (شرایط بحرانی وارد بر سازه بلوک انتقال مداری) می‌توان از تقویت‌کننده‌های عرضی با تعداد کم برای تقویت سازه بدنه استفاده کرد. الگوریتم طراحی تقویت‌کننده‌های عرضی بلوک انتقال مداری در شکل (۱۴) آورده شده است:



شکل ۱۴ - الگوریتم آنالیز تقویت‌کننده‌های سازه

با استفاده از رابطه (۳۱)، صلبیت تقویت‌کننده و با استفاده از صلبیت، می‌توان شکل پروفیل تقویت‌کننده را انتخاب کرد [۱۹]:

$$J = \frac{(N+1)^{4/3} - 1}{(N+1)} \frac{t^3 L}{12(1-\mu^2)} \quad (31)$$

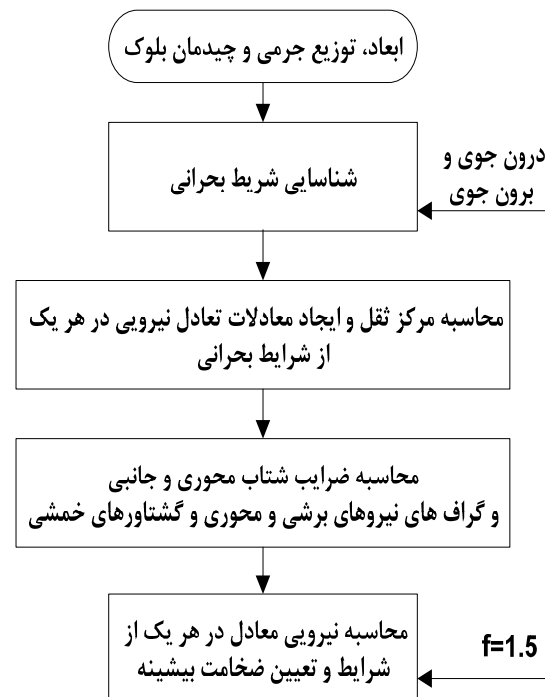
طراحی ابعادی

طراحی ابعادی با دو فرض معین بودن ابعاد در طراحی (جانمایی در فضاهای خالی) یا خروجی طراحی صورت می‌گیرد. در عبارت زیر نحوه محاسبه طول و قطر بلوک آورده شده است:

سایر المان‌ها مانند شیرهای کنترلی با توجه به مقدار فشار ورودی و دبی سیال، انتخاب می‌شوند، همچنین اتصالات و نگاه‌دارنده‌ها که وابسته به جانمایی، ابعاد و جرم دارند در قسمت توزیع جرمی، نحوه برآورد سیستمی جرم و ابعاد آنها بیان خواهد شد.

آنالیز سازه

آنالیز سازه، به اعمالی گفته می‌شود که از نظر ساختاری در سازه باید انجام شود تا پایداری و مقاومت آن را برای مقابله با تمامی بارگذاری‌های خارجی تأمین کند. به منظور تعیین جرم سازه‌ای، ابتدا باید بارهای اعمالی بر هر مقطع از سازه را طی مراحل مختلف، از آماده‌سازی تا انتهای پرواز معین کرد. منظور از بار هر مقطع نیروی محوری، نیروی برشی و گشتاور خمشی اعمالی بر آن مقطع، تحت بارگذاری خارجی حین مأموریت سازه است. حالت بحرانی بارگذاری هر مقطع بر اساس تجربیات موجود در یکی از مراحل انتخاب شده فوق به‌وقوع می‌پیوندد و بارگذاری در این حالت بحرانی در تحلیل استحکام سازه استفاده می‌شود. زیر الگوریتم بارگذاری و ضخامت سازه بدنه به صورت شکل (۱۳) است:



شکل ۱۳ - الگوریتم آنالیز سازه

با محاسبه جریان‌های بار عرضی و طولی، تنش‌های معادل وارد بر سازه حاصل شده، سپس ضخامت پروفیل به‌دست می‌آید [۲۰ و ۱۹].

$$N_x = N_{xbend} + N_{axial} + N_{xullage} + N_{xhead} \quad (27)$$

جدول ۳- پارامترهای طراحی موتور

C_f	ϵ	$I_{sp}(s)$	$t_{b1}(s)$
۱/۶۸۱	۳۸/۷۵	۳۲۵	۴۰۰
$d_e(m)$	$t_{b(total)}(s)$	$T(Kn)$	$\dot{m}(\frac{ton}{s})$
۰/۷۷۴۸m	۶۰۵/۴۵۲	۶۵/۴۵۲	۰/۰۲۰۵۲
$m_m(kg)$	$d_m(m)$	$L_m(m)$	$L_n(m)$
۴۹۶/۳۲	۰/۸۵۲۳	۲/۰۴۱	۱/۱۳۴

۸. طراحی سیستم تغذیه جدول (۴):

- انتخاب سیستم تغذیه فشاری
- محاسبه مقدار افت فشار در مسیر سوخت ۳/۲ باریم و اکسید ۴ باریم
- فشار تانک سوخت ۱۱/۲ باریم و اکسید ۱۲ باریم

جدول ۴- پارامترهای طراحی سیستم تغذیه

$m_{he(to)}(Kg)$	$m_{Th}(Kg)$	$m_{he}(Kg)$
۶۶/۰۸۹۴	۳۴/۴۸	۲۰/۵۸
$t_h(mm)$	$r_h(mm)$	n_{he}
۴/۴۵	۲۵۷/۲	۶

۹. طراحی مخازن

- جرم و حجم مخازن جدول (۵):

جدول ۵- پارامترهای طراحی مخازن

جرم سوخت ton	حجم سوخت متر مربع	جرم اکسید ton	حجم اکسید (مترمربع)
۳/۵۸۱	۴/۲۸۲۷ m ²	۹/۶۶۹	۷/۰۵۰ m ²
فشار تانک سوخت (باریم)	فشار تانک اکسید (باریم)	شعاع مخزن سوخت (متر)	شعاع مخزن اکسید (متر)
۱۱/۲	۱۲	۱/۱۸۹۵	۱/۱۸۹۵
ارتفاع مخزن سوخت (متر)	ضخامت مخزن سوخت (میلی‌متر)	ضخامت مخزن اکسید (میلی‌متر)	اکسید (میلی‌متر)
۰/۷۲۲۵۷	۳/۵۴۸۵	۳/۸۰۱	

۱۰. سازه بدنه

- تعیین ضخامت بدنه و تقویت‌کننده‌ها
- نیازمند تعیین مشخصات حالت‌های بحرانی مراحل قبل و مشخصات مراحل قبلی و فیرینگ و بررسی انواع تقویت‌کننده‌ها

$$L_t = L_f + L_o + L_{of} + L_e + L_s \quad (32)$$

$$D_t = D_p + 2 \times (t_s + t_t + t_r) \quad (33)$$

حل نمونه

به‌منظور آشنایی جامع با شیوه طراحی، در این قسمت یک حل نمونه از طراحی بلوک انتقال مداری ارائه شده است:

۱. تعریف مأموریت

- جرم محموله ۱/۵ تن، مدار پارک ۲۰۰ کیلومتر و مدار هدف ۳۶۰۰۰ کیلومتر با تغییر شیب ۴۵ درجه
- سایر ورودی‌های طراحی با توجه به الزامات و محدودیت‌ها
- ۲. نتایج تأمین ورودی‌های اولیه طراحی (جدول ۱):

جدول ۱- تأمین ورودی‌های اولیه طراحی

β	$T(Kn)$	$n(\frac{Kn}{t})$	μ_p	$M_p(ton)$	$M_F(ton)$	$M_0(ton)$
۰/۱۶۲	۴۸/۳۶	۳/۵۲	۰/۷۵	۱۰/۲۳	۳/۴۷	۱۳/۷۰

۳. طراحی مسیر

- دو بار انتقال هاهمن (سه بار سوزش مجدد)
- تعیین مدارات انتقال (با توجه به محدودیت مقدار انرژی و حالت بهینه) جدول (۲):

جدول ۲- انرژی انتقال‌های مداری

انرژی اول	انرژی دوم	انرژی سوم
۲۳۲۲/۳۲ متر بر ثانیه	۲۰۳۰/۹ متر بر ثانیه	۵۲۱/۷۵۵ متر بر ثانیه

۴. تأمین ورودی‌های مواد و ساختی زیرسیستم‌ها

- خواص مکانیکی مورد استفاده، شرایط محیطی، خواص سیالات مورد استفاده و ...
- تعیین نوع سوخت و اکسید (هیدروژن، اکسیژن)
- ۵. امکان‌سنجی اولیه مبنی بر توانایی حمل جرمی حدود ۱۳ تن به مدار پارک توسط مراحل قبلی موشک ماهواره‌بر

۶. طراحی سیستمی

- تعیین پارامترهای پیکربندی طبق جدول (۱):
- انتخاب مقدار ضریب جرمی اولیه (β_1)
- ۷. طراحی پارامترهای موتور جدول (۳):

در دنیاست و نقاط مربعی شکل، نقاط حاصل از واریانت‌های به‌دست آمده است. خط تیره، حاصل اطلاعات آماری و خط چین از واریانت‌های طراحی است.

۱۱. توزیع جرمی جدول (۶):

- تبیین جدول توزیع جرمی (۱)
- اجرام اصلی بلوک

جدول ۹- واریانت‌های مختلف طراحی

$M_{pay}(t)$	۰/۵	۱/۵	۲/۵	۳/۵	۸
$M_0(t)$	۶/۷۲	۱۳/۱۱	۲۰/۸۱	۲۶/۵۲	۴۶/۸۲
$M_F(t)$	۱/۴۱	۲/۸۶	۴/۲۸	۵/۶۹	۱۱/۷۹
$T(Kn)$	۳۶/۹۴	۶۷/۵۸	۷۸/۷۱	۸۸/۳۵	۱۳۸/۲۴
$M_P(t)$	۵/۸۰	۱۱/۷۵	۱۹/۰۲	۲۴/۳۳	۴۳/۰۳
$t_b(\text{total})$	۵۰۰	۵۶۰	۷۸۰	۸۹۰	۱۰۱۰
L (m)	۵/۸۸	۶/۹۴	۷/۷۹	۸/۳۰	۹/۹۲
D (m)	۱/۸۹	۲/۳۶	۲/۷۵	۲/۹۸	۳/۵۸
I_{sp}	۳۲۷۹/۱۱	۳۳۱۹/۷	۳۳۲۶/۷۲	۳۳۳۱/۳۹	۳۳۴۵/۲۲

جدول ۶- توزیع جرمی سایر اجزاء

بلوک کنترلی (کیلوگرم)	عملگرها (کیلوگرم)	کابلاژ (کیلوگرم)	بدنه (کیلوگرم)
۲۴۵/۸۸	۹۴/۵۶	۱۱۳/۴۸	۱۸۹/۱۳۹۷
تله‌متری (کیلوگرم)	استند (کیلوگرم)	سیستم انهدام (کیلوگرم)	رام موتور (کیلوگرم)
۱۵۱	۱۵۰	۶۰	۲۸/۲۸
ارگان‌های کنترلی (کیلوگرم)	لوله بلند (کیلوگرم)	فلنج‌ها (کیلوگرم)	جدایش (کیلوگرم)
۱۸/۹۱	۳۱	۲۸/۲۸	۷۵
			صفحه ژایرو و IMU (کیلوگرم)
			۳۵

۱۲. جرمی و ابعادی بلوک

- ابعاد بلوک جدول (۷):

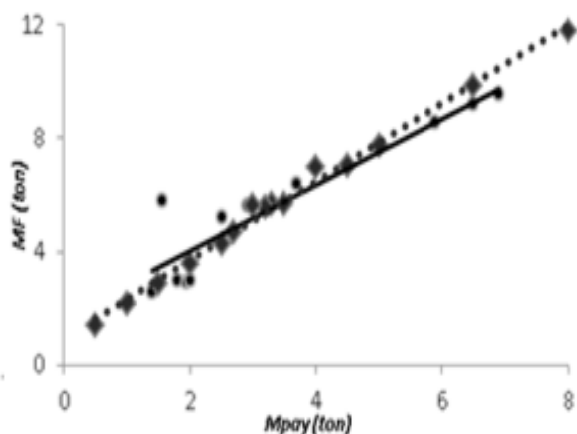
جدول ۷- ابعاد اصلی

نسبت ابعادی (متر)	قطر بلوک (متر)	طول بلوک (متر)
۲/۷۸۱۲	۲/۴۹۲۱	۶/۹۳۱۴

- اجرام اصلی بلوک جدول (۸):

جدول ۸- اجرام اصلی

جرم سوخت (ton)	جرم نهایی (ton)	جرم سازه (ton)
۱۳/۲۴۹	۳/۳۹۱	۱/۸۹۱
جرم کل (ton)	ضریب β	μ_f
۱۶/۶۴	۰/۱۲۴۹	۰/۰۹۰۱



شکل ۱۵- منحنی مقایسه‌ای جرم انتهایی نسبت به جرم محموله

منحنی شکل (۱۵)، نشان از یکی بودن نسبت‌های جرمی بین نمونه‌های موجود و واریانت‌های نرم‌افزار در مدل‌های مختلف را دارد. روابط فوق بیانگر هر یک از منحنی‌های نمونه‌های بلوک انتقال مداری و واریانت‌های مختلف است.

$$M_F = 1.165 M_{pay} + 1.693 \quad R^2 = 0.89$$

$$M_F = 1.383 M_{pay} + 0.938 \quad R^2 = 0.992$$

شایان ذکر است که در این قسمت سه منحنی به‌عنوان نمونه انتخاب شده است.

واریانت‌های مختلف و صحنه‌گذاری

خروجی‌های به‌دست آمده از واریانت‌های مختلف را در این قسمت با توجه به اطلاعات آماری بلوک‌های انتقال مداری با سوخت UDMH/N2O4 [۹] به‌صورت ایجاد مقایسه، در سه منحنی مختلف انجام شده است.

شایان ذکر است که در منحنی‌های زیر، نقاط دایره‌ای شکل، نقاط حاصل از اطلاعات آماری چندین بلوک انتقال مداری موجود

منحنی‌های فوق نمایانگر روند منطقی طراحی در این نرم‌افزار است، بنابراین، این نمونه، بیانگر استفاده از روش ارائه شده در این مقاله برای بلوک‌های انتقال مداری است.

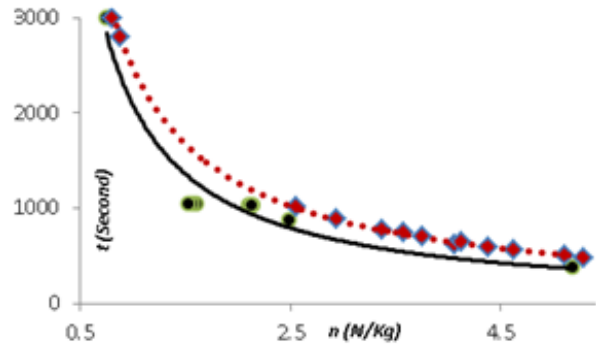
نتیجه‌گیری

در این مقاله، طراحی متوالی تمامی قسمت‌ها در طول و عرض یکدیگر اقدام شده است، در هر دور طراحی، محاسبات دقیق‌تر شده و نتایج حاصل از هر قسمت، ارتباط مناسبی با سایر قسمت‌ها پیدا می‌کند. در این طرح تمامی قسمت‌ها با یکدیگر هستند و در صورت اشتباه هر قسمت سیستم متوجه شده (تأثیر بر تمامی قسمت‌ها) و رفع آن نیز به تناسب آسان‌تر می‌شود. نتایج حاصل از این طرح در زیر بیان شده است:

- متناسب با فناوری و توان اجرایی داخلی
 - ارتباط منطقی تمامی قسمت‌ها و زیرسیستم‌ها
 - تدوین طرح و روشی داخلی
 - ارائه یک نمونه بلوک مداری با توجه به ورودی‌های مختلف
 - همگرایی منطقی پارامترها به اعداد منطقی
 - قابلیت انجام امکان‌سنجی جامع
 - قابل بسط دهی به طراحی اولیه دقیق
 - قابلیت شبکه‌ای کردن طرح تحت نظارت سیستم
- به صورت کلی نتایج حاصل از این مقاله را می‌توان در موارد زیر خلاصه کرد:
- می‌توان اقدام به طراحی نمونه‌های سیستمی از بلوک انتقال مداری کرد.
 - راهنمایی جامع مبنی بر انجام طراحی دقیق (روش و محدوده پارامترها) است.
 - کلیه نقاط مهم طراحی و جداسازی انجام پروژه‌های مختلف در آن صورت گرفته است.

مراجع

- [1] Boy, G., et. al, "Intelligent Assistant Systems: Support for Integrated Human-Machin Systems," *AAAI Spring Symposium on Knowledge-Based Human Computer Communication*, Stanford, 1990.
- [2] Schottle, U.M. and Hillesheimer, M., "Performance Optimization of an Airbreathing Launch Vehicle by a Sequential Trajectory Optimization and Vehicle Design Scheme," *AIAA, Guidance, Navigation and Control Conference*, 1991.
- [3] Sutton, G.P. and Biblarz, O., *Rocket Propulsion Elements*, 7th Edition, John Wiley & Sons, 2001.
- [4] Cornelisse, J.W., Schoyer, H.F.R. and Wakker, K.F., *Rocket Propulsion and Spaceflight Dynamics*, Pitman Publishing, 1979.



شکل ۱۶- منحنی مقایسه‌ای زمان سوزش نسبت به رانش به جرم

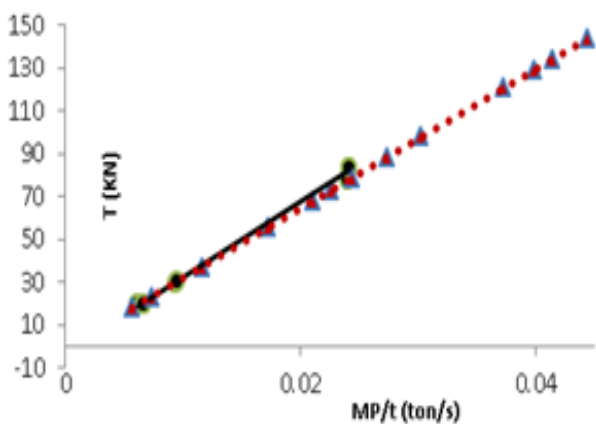
منحنی شکل (۱۶)، روند مناسب نرم‌افزار بلوک انتقال مداری را نسبت به نمونه‌های موجود در بهترین شکل نشان می‌دهد. روابط فوق بیانگر هر یک از منحنی‌های نمونه‌های بلوک انتقال مداری و واریانت‌های مختلف است.

$$t = 2090 n^{-1.05} \quad R^2 = 0.95$$

$$t = 2481 n^{-0.98} \quad R^2 = 0.998$$

شایان ذکر است که نرم‌افزار تهیه شده، قابل بسط به استفاده در طراحی دقیق و اولیه است، ولی بهترین شیوه مقایسه، شیوه ارائه شده در نمودارهاست.

منحنی شکل (۱۷)، مقدار رانش بلوک انتقال مداری را بر حسب دبی خروجی نشان می‌دهد که نمایانگر یکی بودن طراحی در نرم‌افزار طراحی و نمونه‌های موجود است.



شکل ۱۷- منحنی مقایسه‌ای مقدار رانش نسبت به دبی خروجی

منحنی فوق نمایانگر روابط زیر است:

$$T = 3532 \dot{m} - 2.903 \quad R^2 = 0.997$$

$$T = 3268 \dot{m} + 1.015 \quad R^2 = 1$$

- [15] Friedman, P.A. and Kenny, R.J., "Chemical Pressurization of Hypergolic Liquid Propellants," *Journal of Space craft and Rockets*, Vol. 2, No. 5, 1965, pp. 746-753.
- [16] Huzel, D. K. and H. Huang, D., *Modern Engineering for Design of Liquid Propellant Rocket Engine* (Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 147, *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, Revised Edition, 1992.
- [17] Humble, R. W., Gregory, H. and Larson, W. J., *Space Propulsion Analysis and Design*, Published by Learning Solutions, 1995.
- [18] Virgil, L., Hutchinson, Jr. and Olds, J. R., "Estimation of Launch Vehicle Propellant Tank Structural Weight Using Simplified Beam Approximation," *40th Propulsion Conference and Exhibit Fort Lauderdale, Florida AIAA 2004-3661*, 2004.
- [19] Crawford, R.F. and Burns, A.B., "Minimum Weight Potentials for Stiffened Plates and Shells," *AIAA Journal*, Vol. 1, No. 4, April 1963, pp. 879-886.
- [20] Ardema, M.D., et. al., "Analytical Fuselage and Wing Weight Estimation of Transport Aircraft," NASA TM-110392, 1996.
- [5] Fleeman Eugene, L.. *Tactical Missile Design*, Second Edition. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [6] International Launch Service, Proton Launch Vehiclemission Planner's Guide, Report LKEB-9812-1990, Issue 1, Revision 4, March 1, 1999.
- [7] Soyuz Company, User's Manual, St-Gtd-Sum-01-Issue 3-Revision 0, April 2001.
- [8] Available, [on line]: www-ssc.igpp.ucla.edu
- [9] Available, [on line]: www.b14643.de
- [10] Available, [on line]: www.appronix.com
- [11] Mirshams, M. and Khaladjzade, L., "Drivation of System Level Characteristics of a Manned Spacecraft by Applying Statistics Models," *Journal of Space Science and Technology (JSST)*, Vol. 3, No. 1-2, Spring and Summer 2010 (In Persian).
- [12] Chobotv. V.A., (Editor), *Orbital Mechanics*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Second Edition 1996.
- [13] Curtis. H.D., *Orbital Mechanics for Engineering Students*, Elsevier Butterworth Heinemann, First Edition, 2005.
- [14] Zakeri -Upper, M., Stage Design (M. Sc. Thesis) Department of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology, 1389 (In Persian).