

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ



دانشگاه صنعتی امیرکبیر
دانشکده مهندسی هوافضا

پروژه درس طراحی سیستمی ماهواره بر
گرایش مهندسی فضایی

عنوان

طراحی ماهواره بر برای محموله 10 تنی در مدار GTO

نگارش

فاطمه مقدسیان

استاد درس

دکتر سید مجتبی هاشمی دولابی

اردیبهشت 1402

طراحی ماهواره بر برای 10 تنی محموله در مدار GTO

چکیده

پرتاب موفقیت آمیز یک ماهواره به مدار انتقال زمین ثابت (GTO) به یک سیستم پیچیده از اجزا و فرآیندهای مرتبط به هم نیاز دارد. روش های آماری را می توان برای بهینه سازی طراحی سیستم پرتاب فضایی، به حداقل رساندن خطر و افزایش احتمال موفقیت مأموریت استفاده کرد. این مطالعات یک رویکرد طراحی آماری برای یک سیستم پرتاب فضایی با قابلیت حمل 10 تن محموله به مدار GTO ارائه می کند. با استفاده از روش های آماری برای طراحی و نظارت بر سیستم پرتاب فضایی، دینفعان می توانند قابلیت اطمینان و کارایی فرآیند پرتاب را افزایش دهند، هزینه ها را کاهش دهند و نتایج مأموریت را بهبود بخشند.

مدل طراحی آماری یکی از متداول ترین روش های طراحی سیستمی ماهواره بر است، در این روش براساس یکسری پارامترهای اولیه و کلی پیکره بندی کلی موشک استخراج می شود.

برای استفاده از این روش اول پارامترهای اصلی طراحی ماهواره بر را که بیشترین تاثیر را بر روی طرح ماهواره بر و چگونگی تامین خواسته های مسئله دارند را معرفی می کنیم که شامل: نسبت جرم نهایی به جرم اولیه هر مرحله، نسبت جرم محموله مرحله، نسبت تراست به وزن مرحله، نسبت جرم موتور به تراست موتور و...

در روش آماری بر اساس اطلاعات آماری موشکهای توسعه داده شده قبلی در کلاس وزنی مداری مورد نظر تخمینی از پارامترهای جرمی انرژیاتی مرحله طرح موشک مورد نظر حاصل می گردد.

در این مطالعات ابتدا یک بانک اطلاعاتی از موشک ها هم کلاس مورد نظر بر اساس سطح تکنولوژی تشکیل داده می شود. و براساس این بانک اطلاعاتی کار طراحی آماری ماهواره بر انجام می شود و بعد از آن با انجام شبیه سازی با داده های بدست آمده از طراحی آماری صحنه سنجی کرده و ابعاد موشک را بدست می آید.

واژه های کلیدی:

ماهواره بر، طراحی آماری، بانک اطلاعات، پارامترهای جرمی انرژیاتی، شبیه سازی، ابعاد موشک

صفحه

فهرست مطالب

1	مقدمه	9
1.1	انگیزه پژوهش	9
2.1	تعریف مسئله	10
3.1	محتوای گزارش	11
2	داده های حامل های فضایی هم رده	12
1.2	حامل های فضایی آمریکایی	12
2.2	حامل فضایی های اروپایی	15
3.2	نتایج	16
3	الگوریتم روش آماری	18
1.3	محاسبه سرعت مداری (مدار GTO)	19
2.3	مقدار سرعت قابل حصول ماهواره بر بر طبق رابطه سالکفسکی	20
3.3	محاسبه جرم مراحل	21
4.3	محاسبه جرم بلوک ها	21
5.3	محاسبه تراست مراحل	21
6.3	محاسبه زمان سوزش (عملکرد) هر مرحله	22
7.3	محاسبه جرم پیشران ، سازه خشک و دبی پیشران مراحل	22
4	شبیه سازی	24
1.4	صحت سنجی شبیه سازی	25
2.4	شبیه سازی موشک ماهواره بر	26
5	محاسبه چیدمان موشک	46

46	1.5 موتور موشک
47	2.5 محاسبه جرم باک سوخت و اکسید
52	پیوست
59	منابع و مراجع

صفحه	فهرست اشکال
13	شکل 2.1 Falcon 9 Block 2
15	شکل 2.4 Ariane 5ECA
18	شکل 3.1 الگوریتم مدل طراحی آماری اولیه [1]
24	شکل 4.1 فلوچارت شبیه سازی
25	شکل 4.2 نمودار خروجی کد متلب صحت سنجی شبیه سازی
26	شکل 4.3 تغییرات زاویه حمله از لحظه پرتاب تا تزریق ماهواره در مدار
27	شکل 4.4 نمودار تغییرات زاویه پیچ از لحظه پرتاب تا تزریق ماهواره در مدار
28	شکل 4.5 نمودار تغییرات موقعیت موشک در راستای محور x در دستگاه مختصات star از لحظه پرتاب تا تزریق ماهواره در مدار
29	شکل 4.6 نمودار تغییرات موقعیت موشک در راستای محور y در دستگاه مختصات star از لحظه پرتاب تا تزریق ماهواره در مدار
30	شکل 4.7 نمودار سرعت موشک ماهواره بر در راستای محور x دستگاه مختصات star
31	شکل 4.8 نمودار سرعت موشک ماهواره بر در راستای محور y دستگاه مختصات star
32	شکل 4.9 تغییرات شتاب جاذبه
33	شکل 4.10 نمودار شتاب موشک ماهواره بر در راستای محور x دستگاه مختصات star
34	شکل 4.11 شتاب موشک ماهواره بر در راستای محور y دستگاه مختصات star
35	شکل 4.12 تغییرات جرم موشک ماهواره بر

- شکل 4.13 تغییرات نیروی درگ موشک ماهواره بر 36
- شکل 4.14 تغییرات نیروی لیفت موشک ماهواره بر 37
- شکل 4.15 نمودار نیرو کل در راستای محور x دستگاه مختصات star 38
- شکل 4.16 نمودار نیرو کل در راستای محور y دستگاه مختصات star 39
- شکل 4.17 نمودار زاویه θ 40
- شکل 4.18 نمودار ارتفاع موشک ماهواره بر 41
- شکل 4.19 نمودار موقعیت در راستای محور x 42
- شکل 4.20 نمودار موقعیت در راستای محور y 43
- شکل 4.21 نمودار سرعت در راستای x 44
- شکل 4.22 نمودار سرعت در راستای y 45
- در این بخش با استفاده از روابط مرجع [4] نمودار ها رسم شده است ، که در پیوست کد صحت سنجی شبیه سازی آورده شده است. 45
- شکل 5.1 چیدمان نهایی موشک ماهواره بر مورد طراحی 51

صفحه

فهرست جداول

- جدول 1-2 داده های حامل های فضایی آمریکایی 14
- جدول 2-2 داده حامل فضایی اروپایی 16
- جدول 3-2 بازه های انتخاب ضرایب جرمی -انرژی تیک موشک های داده های آماری 17
- جدول 4-2 ضرایب جرمی - انرژی تیک حامل فضایی با استفاده از داده های آماری 17

1 مقدمه

پرتاب‌های فضایی برای استقرار موفقیت‌آمیز ماهواره‌ها و سایر محموله‌ها در مدار، امکان برقراری ارتباط، رصد زمین و تحقیقات علمی بسیار مهم هستند. پرتاب محموله‌ها به مدار انتقال زمین ایستا (GTO) به یک سیستم بسیار تخصصی از موشک‌ها، سیستم‌های محرکه و اویونیک نیاز دارد که بتواند در محیط‌های شدید فضا مقاومت کند. طراحی و بهینه‌سازی این سیستم‌های پرتاب یک فرآیند پیچیده و چالش‌برانگیز است که نیاز به درک عمیق اصول فیزیک و مهندسی اساسی دارد. این مقاله به بررسی طراحی سیستم یک پرتاب فضایی با قابلیت حمل 10 تن محموله به مدار GTO می‌پردازد، پرتاب محموله‌ها به مدار انتقال زمین ثابت (GTO) یک تلاش پیچیده و پرهزینه است که نیاز به برنامه‌ریزی، طراحی و اجرای دقیق دارد. موفقیت یک پرتاب فضایی به عوامل متعددی از جمله عملکرد اجزای حیاتی، دقت سیستم‌های هدایت، و توانایی کاهش خطر و به حداقل رساندن شکست بستگی دارد. برای بهینه‌سازی طراحی سیستم‌های پرتاب فضایی و افزایش احتمال موفقیت مأموریت می‌توان از روش‌های آماری استفاده کرد. این مقاله به بررسی طراحی آماری پرتاب فضایی با قابلیت حمل 10 تن محموله به مدار GTO می‌پردازد.

1.1 انگیزه پژوهش

- نیاز به استقرار قلیل اعتماد و مقرون به صرفه ماهواره‌ها و سایر محموله‌ها در مدار GTO برای پشتیبانی از طیف وسیعی از برنامه‌های کاربردی حیاتی، از جمله ارتباطات، رصد زمین و تحقیقات علمی.
- تمایل به بهبود ایمنی و میزان موفقیت پرتاب‌های فضایی، که می‌تواند تلاش‌های مخاطره‌آمیز و پیچیده با ریسک‌های بالا و هزینه‌های قابل توجه باشد.
- نیاز به بهینه‌سازی عملکرد سیستم‌های پرتاب فضایی برای افزایش ظرفیت محموله، کاهش هزینه‌های پرتاب و بهبود کارایی کلی.
- شناخت مزایای بالقوه استفاده از روش‌های آماری برای بهینه‌سازی طراحی و عملیات پرتاب فضایی، از جمله توانایی ارزیابی دقیق‌تر و کاهش ریسک، کاهش تنوع و بهبود کنترل فرآیند.

با تحقیق و توسعه رویکردهای نوآورانه برای طراحی پرتاب فضایی، از جمله مدل سازی و تحلیل آماری، محققان و مهندسان می توانند قابلیت اطمینان، ایمنی و کارایی پرتاب های فضایی را بهبود بخشند و فرصت های جدیدی را برای اکتشاف فضایی فراهم کنند.

2.1 تعریف مسئله

در طراحی حامل فضایی برای 10 تن محموله در مدار GTO را می توان با در نظر گرفتن چندین پارامتر کلیدی از جمله ظرفیت بار، مدار GTO، آزمون، شیب و پایگاه پرتاب بیشتر تعریف کرد. به طور مشخص:

1. ظرفیت محموله: پرتابگر باید به گونه ای طراحی شود که محموله 10 تنی را به مدار GTO حمل کند.
2. مدار GTO: محموله باید در یک مدار انتقال زمین ثابت (GTO) مستقر شود، که یک مدار بسیار بیضوی است که معمولاً برای استقرار ماهواره استفاده می شود. سیستم پرتاب باید طوری طراحی شود که به ارتفاع مداری، سرعت و تمایل لازم برای رسیدن به GTO دست یابد.
3. آزمون: آزمون پرتاب به زاویه مسیر پرتاب نسبت به شمال واقعی اشاره دارد. آزمون باید با دقت انتخاب شود تا مسیر پرتاب بهینه شود و اطمینان حاصل شود که محموله با سرعت و شیب مورد نیاز به GTO می رسد. که در این مسئله آزمون 135 درجه است.
4. شیب: میل مداری زاویه بین صفحه مدار و استوا است. مدار GTO باید به گونه ای طراحی شود که تمایل مناسبی برای برآورده کردن الزامات مأموریت، مانند پوشش ارتباطات یا قابلیت های رصد زمین داشته باشد.
5. پایگاه پرتاب: پایگاه پرتاب باید مکانی باشد که از نظر زیر ساخت ها، قابلیت دسترسی، ایمنی، اثرات زیست محیطی بهینه باشد. در این مسئله پایگاه پرتاب شهر سمنان با عرض جغرافیایی $35^{\circ} 34' 59.99''$.

با در نظر گرفتن این پارامترها و وابستگی های متقابل آنها، می توانیم درک جامعی از الزامات و چالش های مرتبط با طراحی پرتاب فضایی برای 10 تن محموله در مدار GTO ایجاد کنند. این می تواند به راهنمایی در انتخاب طرح های وسیله نقلیه پرتاب مناسب، سیستم های محرکه، و سایر اجزای حیاتی کمک کند، و همچنین به توسعه مدل های آماری و ابزار برای ارزیابی ریسک، کنترل فرآیند و تجزیه و تحلیل قابلیت اطمینان کمک کند.

3.1 محتوای گزارش

در فصل دوم داده های جمع آوری شده از حامل های هم رده با مسئله آورده شده است . در فصل سوم الگوریتم روش آماری و معادلات حاکم در مسئله آورده شده است ، در فصل چهارم داده های الگوریتم آماری را با استفاده از شبیه سازی صحنه سنجی کرده و در فصل پنجم با استفاده از داده های بدست آمده از طراحی آماری ، ابعاد موشک را بدست می آوریم و همچنین در فصل پنجم نتایج بدست آمده از این مطالعات آورده شده است.

2 داده های حامل های فضایی هم رده

انتخاب ضرایب جرمی – انرژی بر روی طرح نهایی بسیار موثر است. از طرف دیگر محدوده تغییرات ضرایب آماری به بسیاری از عوامل نظیر نوع سوخت و اکسید کننده ، تعداد مراحل ، نوع ترکیب بندی (سری یا موازی) و سطح فناوری تاثیر می گیرد [1].

داده های حامل های با توجه به نکات زیر تهیه شده اند.

1. از تعداد مراحل و نوع ترکیب بندی یکسان برخوردار باشند
2. از تعداد سطح فناوری یکسان (حداقل کشور سازنده یکسان) برخوردار باشند.
3. از نوع ترکیب پیشران یکسان (حداقل در هر بلوک موشکی) برخوردار باشند.
4. از محدوده وزنی یکسان برخوردار باشند.

در ادامه اول داده های حامل های فضایی هم رده آورده شده و آنها را بر اساس سطح تکنولوژی (آمریکایی ، روسی ، چینی و یا اروپایی) دسته بندی کرده ؛ در ادامه اطلاعات بدست آورده را با در نظر گرفتن عوامل تاثیر گذار در گروه های همسان قرار داده میشود.

برای هر گروه ضرایب محاسبه می کنیم و بر اساس کمترین و بیشترین مقادیر در هر دسته ، محدوده پارامترها را تعیین می کنیم. و در نهایت انتخاب می کنیم با توجه به کدام دسته از حواب ها طراحی را می خواهیم انجام دهیم.

1.2 حامل های فضایی آمریکایی

حامل های فضایی که در این بخش آورده شده است از نظر وزن محموله بین 8500 تا 15000 کیلوگرم (8.5 تا 15 تن) دارند.



شکل 2.1 Falcon 9



شکل 2.3 Atlas V



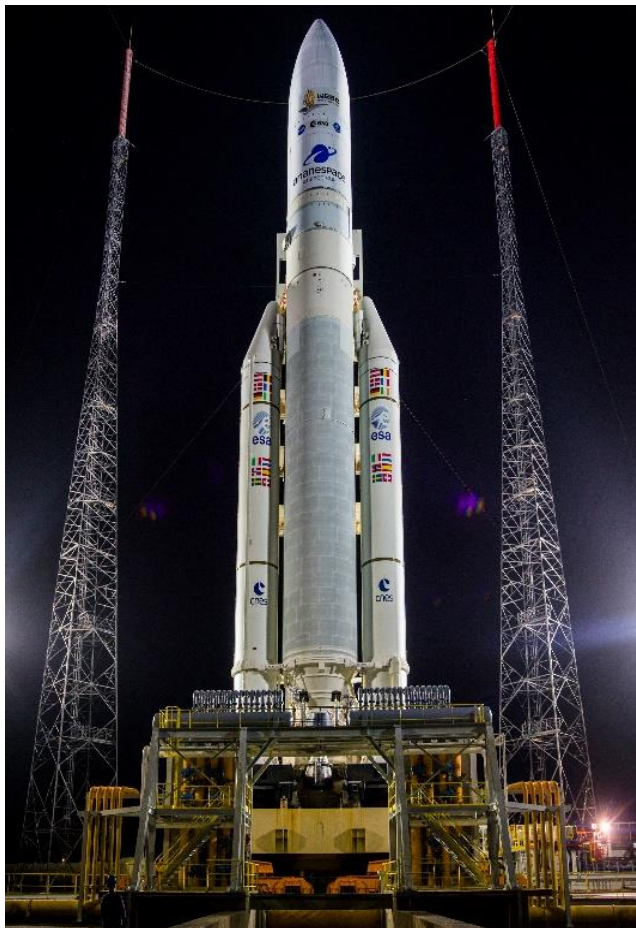
شکل 2.2 Delta IV Heavy

جدول 1-2 داده های حامل های فضایی آمریکایی

	Falcon 9 Block 5	Atlas V(551)	Atlas V(431)	Delta IV Heavy
وزن محموله (ton)	7	8.9	7.7	12.76
ارتفاع مدار (km)	-	-	-	-
زاویه مدار	27	27	27	27
آزیموت پرتاب	135	135	135	135
وزن کل (ton)	333.5	340.52	292.81	273.4
تراست در لحظه پرتاب (kn)	8,127.00	3,826.20	3,826.20	2,949.20
طول کل (m)	70.1	59.7 m	59.14 m	70.25
تراست مرحله اول (kn)	8,127	3,826.20	3,826.20	2,949.20
تراست مرحله دوم (kn)	934.1	97.8	97.9	111.2
$I_{sp1}(\text{sec})$	2618	3058	3058	3578
$I_{sp2}(\text{sec})$	3295	4378	4378	4565
نوع موتور مرحله اول	Merlin-IC V	RD-180 (2)	RD-180 (2)	Rock. RS-68
نوع موتور مرحله دوم	Merlin-1C (9)	RL-10A-4-2 (1)	RL-10A-4-2 (1)	RL-10B-2-1
نوع سوخت مرحله اول	Kerosene /LOX	Kerosene/LOX	Kerosene/LOX	LH ₂ / LOX
نوع سوخت مرحله دوم	Kerosene /LOX	LH ₂ /LOX	LH ₂ /LOX	LH ₂ / LOX
وزن بلوک مرحله اول (ton)	269.5	305.44	305.143	226.4
وزن بلوک مرحله دوم (ton)	56.8	25.564	25.564	30.71
وزن پیشران مرحله اول (ton)	254.2	284.089	284.089	199.65
وزن پیشران مرحله دوم (ton)	54.65	20.83	20.83	27.2
μ_{F1}	0.2675	0.1535	0.1527	0.2537
μ_{F2}	0.1610	0.5333	0.4863	0.5297
μ_{PL1}	0.21076	0.0836	0.0837	0.1356
μ_{PL2}	0.1232	0.3481	0.3012	0.4154
n_{o1}	33.2405	13.8082	13.8216	14.3590
n_{o2}	18.12767034	4.217033047	4.221344941	3.9913

2.2 حامل فضایی های اروپایی

Ariane 5ECA تنها حامل همبرده حامل مسئله در کلاس اروپایی است.



شکل 2.4 Ariane 5ECA

جدول 2-2 داده حامل فضایی اروپایی

Ariane 5ECA	
وزن محموله	9.5
ارتفاع مدار (km)	-
زاویه مدار	27
آزیموت پرتاب	135
وزن کل	219.1
تراست در لحظه پرتاب	1,068
طول کل (m)	52
تراست مرحله اول	1,068
تراست مرحله دوم	64.8
$I_{sp1}(\text{sec})$	3351
$I_{sp2}(\text{sec})$	4370
نوع موتور مرحله اول	Vulcain Mk2
نوع موتور مرحله دوم	HM7B
نوع سوخت مرحله اول	LH ₂ / LOX
نوع سوخت مرحله دوم	LH ₂ / LOX
وزن بلوک مرحله اول	188.3
وزن بلوک مرحله دوم	28.6
وزن پیشران مرحله اول (ton)	173.3
وزن پیشران مرحله دوم (ton)	24.28
μ_{F1}	0.231545406
μ_{F2}	0.483216783
μ_{PL1}	0.151885289
μ_{PL2}	0.332167832
n_{o1}	6.251984478
n_{o2}	2.497502498

3.2 نتایج

بر اساس داده های آماری بالا ، بیشترین و کمترین مقادیر هر پارامتر مشخص شده است و محدوده پارامترها با این اطلاعات آماری می توانیم تعیین کنیم که در جدول 3-2 آورده شده است. با استفاده از این بازده می توانیم الگوریتم آماری که در فصل 3 آورده شده به طراحی مفهومی حامل فضایی با تعریف مسئله داده شده پرداخت.

جدول 2-3 بازه های انتخاب ضرایب جرمی-انرژی موشک های داده های آماری

μ_{F1}	0.5757-0.1609	μ_{PL2}	0.3134-0.0680
μ_{F2}	0.5516-0.2318	n_{o1}	15.051-5.1999
μ_{PL1}	0.2300-0.05701	n_{o2}	8.4468-1.8505

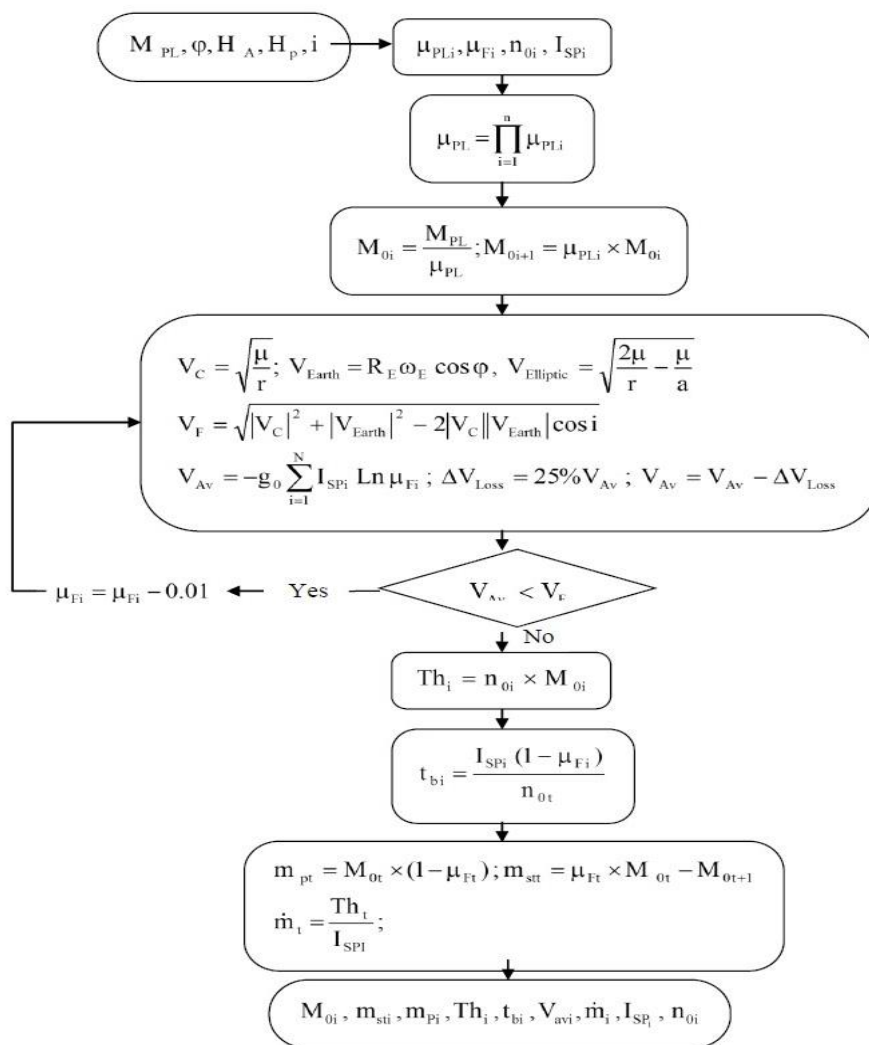
برای شروع نقطه طراحی کران بالا μ_F را انتخاب میشود. سوخت مرحله اول از نوع Kerosene /LOx و سوخت مرحله دوم از نوع LH₂ / LOx در نظر گرفته شده است.

جدول 2-4 ضرایب جرمی - انرژی حامل فضایی با استفاده از داده های آماری

μ_{F1}	0.2819	μ_{PL2}	0.1840
μ_{F2}	0.3742	n_{o1}	12.0602
μ_{PL1}	0.0345	n_{o2}	4.3076

3 الگوریتم روش آماری

با استفاده از الگوریتم روش آماری که در شکل 3.1 نشان داده شده است ، با استفاده از پنج ورودی $(\mu_{PLi}, \mu_{Fi}, n_{0i}, I_{SPi})$ که تعریف مسئله بدست می آید و همین طور چهار پارامتر $(M_{PL}, \varphi, H_A, H_P, i)$ که از اطلاعات آماری بدست آورده شده است الگوریتم کار می کند که با استفاده از آن می توان سرعت نهایی قابل دستیابی ، جرم سازه ، پیشران مراحل ، تراست موتور ، زمان کارکرد را محاسبه کرد.



شکل 3.1 الگوریتم مدل طراحی آماری اولیه [1]

1.3 محاسبه سرعت مداری (مدار GTO)

برای محاسبه سرعت مورد نیاز مداری با حل معادله حرکت تحت جاذبه تک قطبی (زمین) به رابطه زیر رسیدیم [1].

$$V_{Elliptic} = \sqrt{\frac{2\mu}{r} - \frac{\mu}{a}} \quad (3.1)$$

که در معادله بالا r فاصله ماهواره تا زمین است، که در اینجا فاصله محل تزریق ماهواره که نقطه حضیض مدار را در نظر می گیریم است.

$$r = 180 \text{ km} \quad (3.2)$$

$$a = 42164 \text{ km} \quad (3.3)$$

$$\mu = GM_{Earth} = 398620 \frac{km^2}{s^2} \quad (3.4)$$

$$V_c = 66.4805 \frac{km}{s} \quad (3.5)$$

سرعت چرخش زمین را با توجه به عرض جغرافیایی نقطه پرتاب که سمنان است به صورت زیر محاسبه می شود.

$$V_{Earth} = R_\epsilon \omega_\epsilon \cos \varphi = 0.3797 \frac{km}{s} \quad (3.6)$$

در نهایت سرعت نهایی ورود به مدار به صورت زیر محاسبه می شود.

$$V_F = \sqrt{|V_C|^2 + |V_{Earth}|^2 - 2|V_C||V_{Earth}| \cos i} \quad (3.7)$$

که در اینجا ما در صورت مسئله بجای شیب مدار ، آزیموت پرتاب را داریم که با استفاده از رابطه زیر می توانیم شیب مدار را محاسبه کنیم.

$$\cos i = \cos \varphi \sin(az) \quad (3.8)$$

az در این رابطه زاویه آزیموت پرتاب را که 135 درجه است نشان می دهد.

$$V_{Final} = 66.2612 \frac{km}{s} \quad (3.9)$$

2.3 مقدار سرعت قابل حصول ماهواره بر بر طبق رابطه سالکفسکی

در ادامه با استفاده از داده های آماری سرعت قابل حصول ماهواره بر را که این رابطه بر طبق رابطه سالکفسکی است محاسبه می کنیم .

$$V_{Av} = -g_0 \sum_{i=1}^N I_{sp_i} \ln \mu_{Fi} \quad (3.10)$$

در این مرحله از طراحی مفهومی ، سرعت قابل حصول ماهواره بر بر اساس رابطه (3.23) بدست می آید مقدار ایده آل است و باید مقدار افت سرعت که حدودا 25٪ سرعت مورد نیاز مداری است را از این مقدار کم کرد.

$$\Delta V_{los} = 25\% V_{Av} \quad (3.11)$$

$$V_{AV} = V_{Av} - \Delta V_{loss} \quad (3.12)$$

در الگوریتم شکل 3.1 چنانچه شرط سرعت قابل حصول برقرار نباشد ، با تغییر μ_{Fi} و ثابت نگه داشتن سه پارامتر جرمی- انرژی یکدیگر حلقه را آنقدر تکرار می گردد تا شرط برقرار شود.

برای شروع حلقه $\mu_{F1} = 0.5757$ و $\mu_{F2} = 0.5516$ قرار داده شده است.

و طبق محاسبات انجام شده برای آنکه شرط سرعت مورد نیاز مداری ارضا شود ، سرعت میانگین و همین طور μ_{F1} و μ_{F2} به صورت زیر است :

$$\text{Average Velocity:} \quad 66.8335 \frac{km}{s}$$

$$\mu_{F1}: \quad 0.2519$$

$$\mu_{F2}: \quad 0.3442$$

3.3 محاسبه جرم مراحل

با توجه به μ_{F1} و μ_{F2} بدست آمده از بخش قبل ، در این بخش جرم هر مرحله را محاسبه می کنیم.

$$M_{01} = M_0 = \frac{M_{PL}}{\mu_{PL}} = 289.8550 \text{ ton} \quad (3.13)$$

$$m_{p1} = M_{01} \times (1 - \mu_{F1}) = 216.8125 \text{ ton} \quad (3.14)$$

$$M_{02} = M_{01} \times \mu_{p11} = 53.3333 \text{ ton} \quad (3.15)$$

4.3 محاسبه جرم بلوک ها

در این بخش جرم بلوک های هر مرحله را محاسبه می شود.

$$m_{01} = M_{01} - M_{02} = 236.5217 \text{ ton} \quad (3.16)$$

$$m_{02} = M_{02} - M_{PL} = 43.3333 \text{ ton} \quad (3.17)$$

5.3 محاسبه تراست مراحل

در این بخش با استفاده از محاسبات بخش های قبل و همین طور داده های آماری تراست هر مرحله را محاسبه میشود.

$$Th_1 = n_{01} \times M_{01} = 3495.72084 \text{ kn} \quad (3.18)$$

$$Th_2 = n_{02} \times M_{02} = 229.7411 \text{ kn} \quad (3.19)$$

6.3 محاسبه زمان سوزش (عملکرد) هر مرحله

با استفاده از معادله (3.20) زمان سوزش هر مرحله را می توان محاسبه کرد.

$$t_{bi} = \frac{I_{spi}(1 - \mu_{Fi})}{n_{0i}} \quad (3.20)$$

$$t_{b1} = 217.7601 \text{ s}$$

$$t_{b2} = 642.6815 \text{ s}$$

7.3 محاسبه جرم پیشران ، سازه خشک و دبی پیشران مراحل

در آخرین مرحله جرم سیستم پیشران مراحل و سازه خشک و دبی پیشران مراحل محاسبه می شود.

$$m_{pi} = M_{0i} \times (1 - \mu_{Fi}) \quad (3.21)$$

$$m_{p1} = 216.8125 \text{ ton}$$

$$m_{p2} = 34.97167 \text{ ton}$$

$$m_{sti} = \mu_{Fi} \times M_{0i} - M_{0i+1} \quad (3.22)$$

$$m_{st1} = 19.70922 \text{ ton}$$

$$m_{st2} = 8.361659 \text{ ton}$$

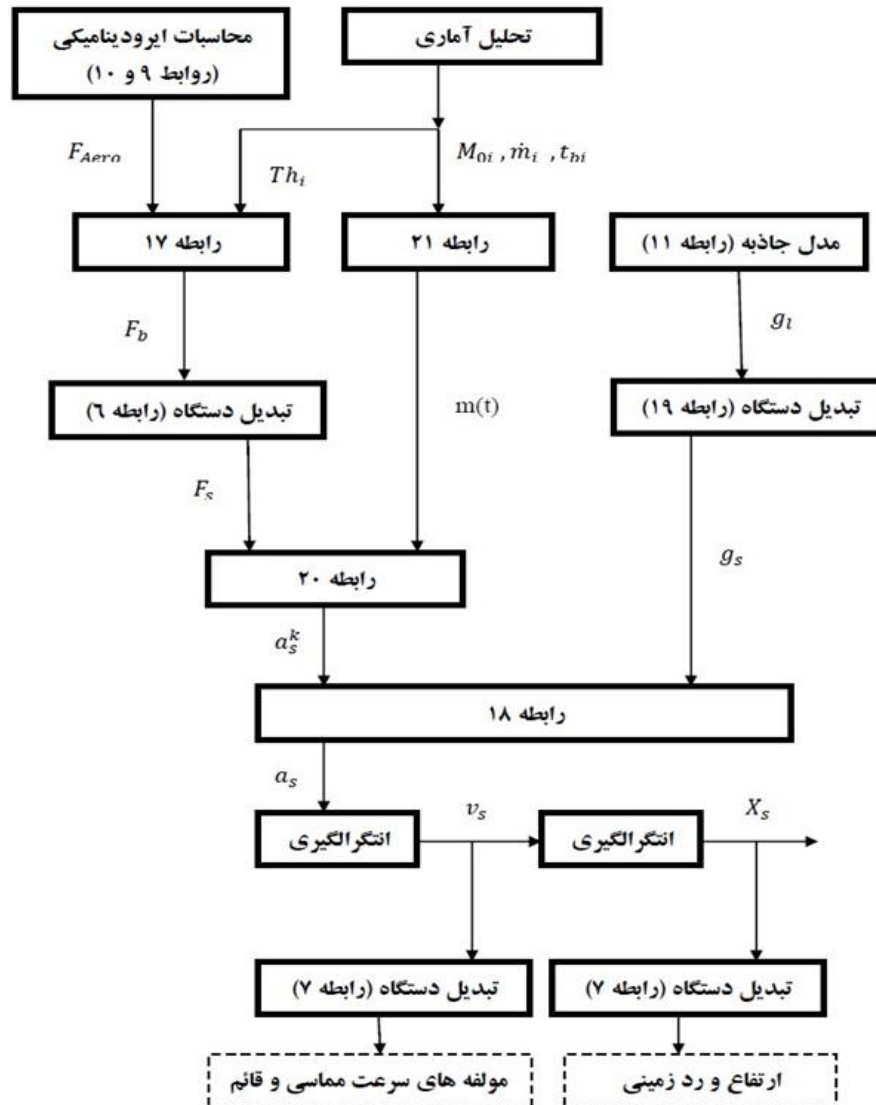
$$\dot{m}_i = \frac{Th_i}{I_{spi}} \quad (3.23)$$

$$\dot{m}_1 = 0.9956$$

$$\dot{m}_2 = 0.0544$$

4 شبیه سازی

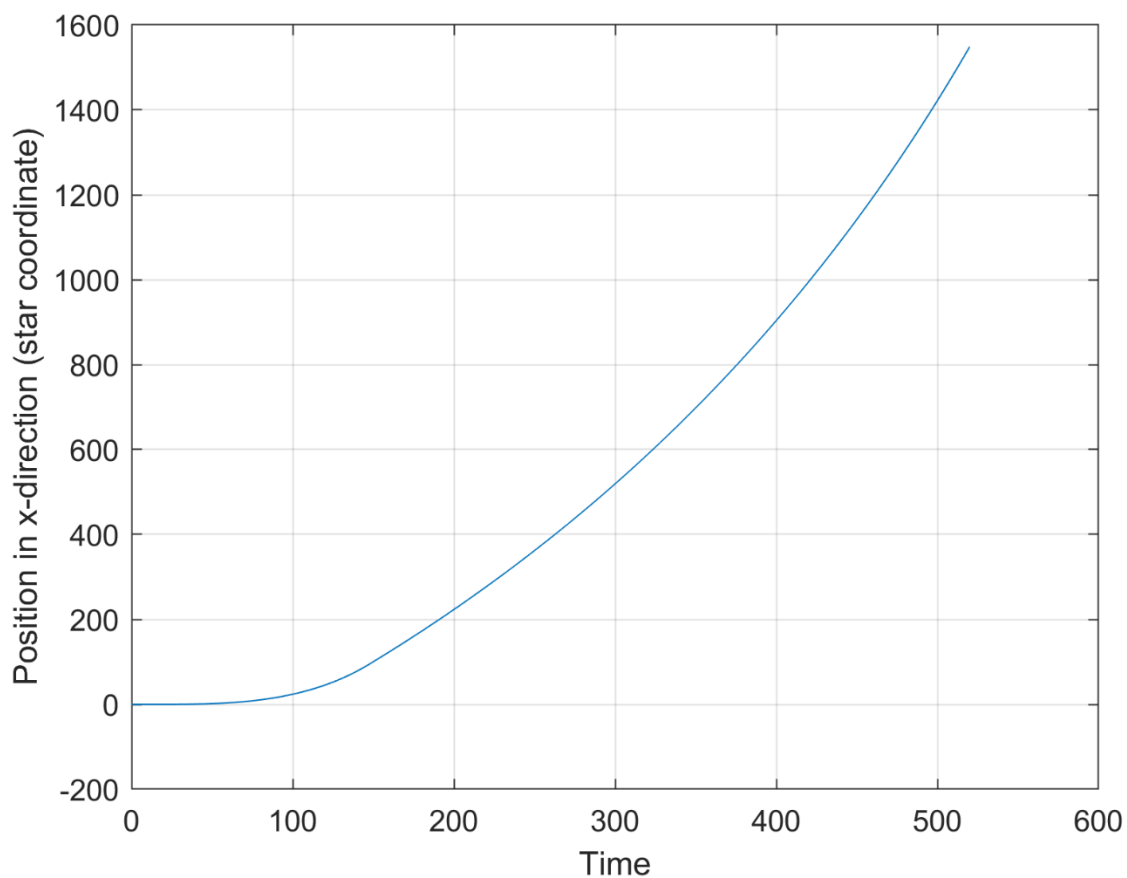
در این فصل با استفاده از تحلیل آماری و روابط آیرودینامیکی، داده های بدست آمده درس فصل سوم را بررسی و صحت سنجی می کنیم. در شکل 4.1 فلوچارتی که در شبیه سازی بکار رفته است نمایش داده شده است.



شکل 4.1 فلوچارت شبیه سازی

1.4 صحت سنجی شبیه سازی

در این بخش ، قبل از انجام شبیه سازی با استفاده از مرجع شماره 4 ، شبیه سازی خود را صحت سنجی می کنیم.

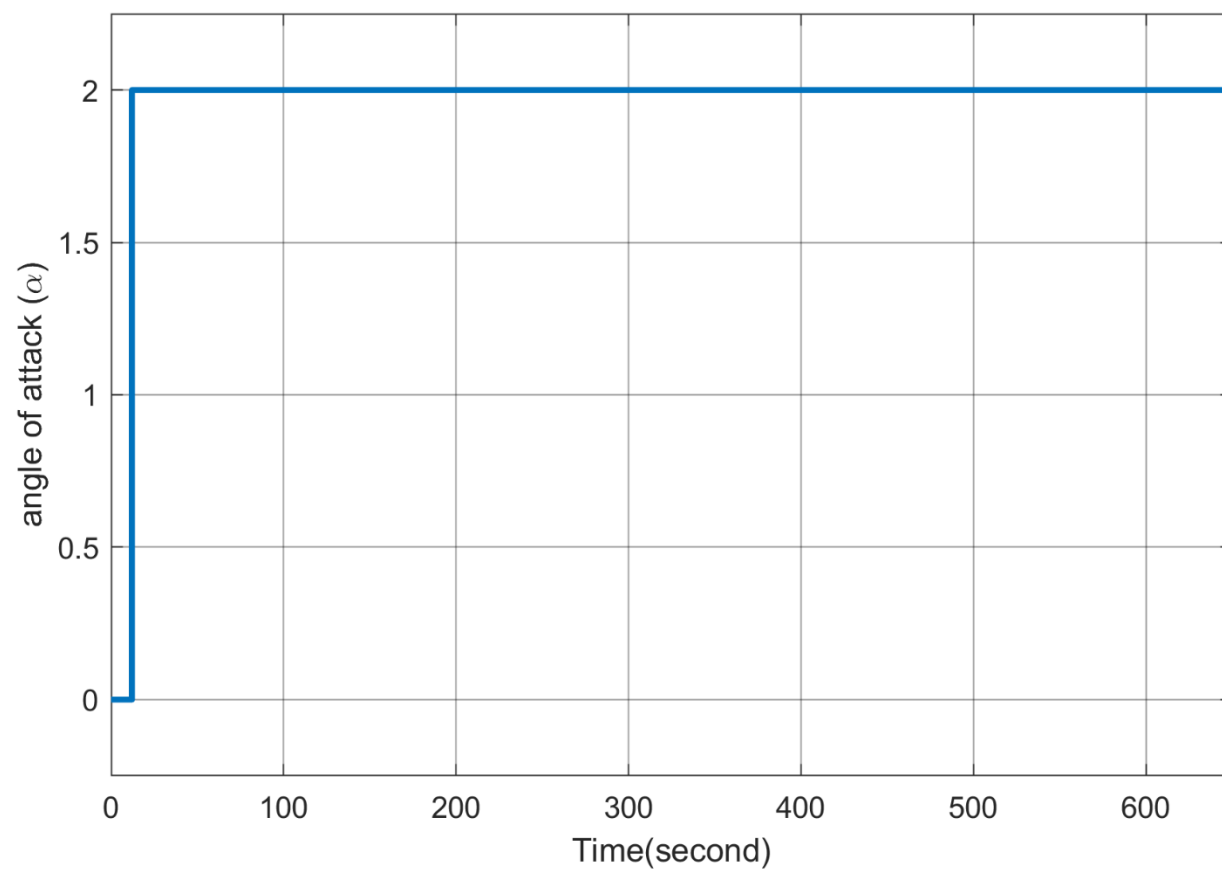


شکل 4.2 نمودار خروجی کد متلب صحت سنجی شبیه سازی

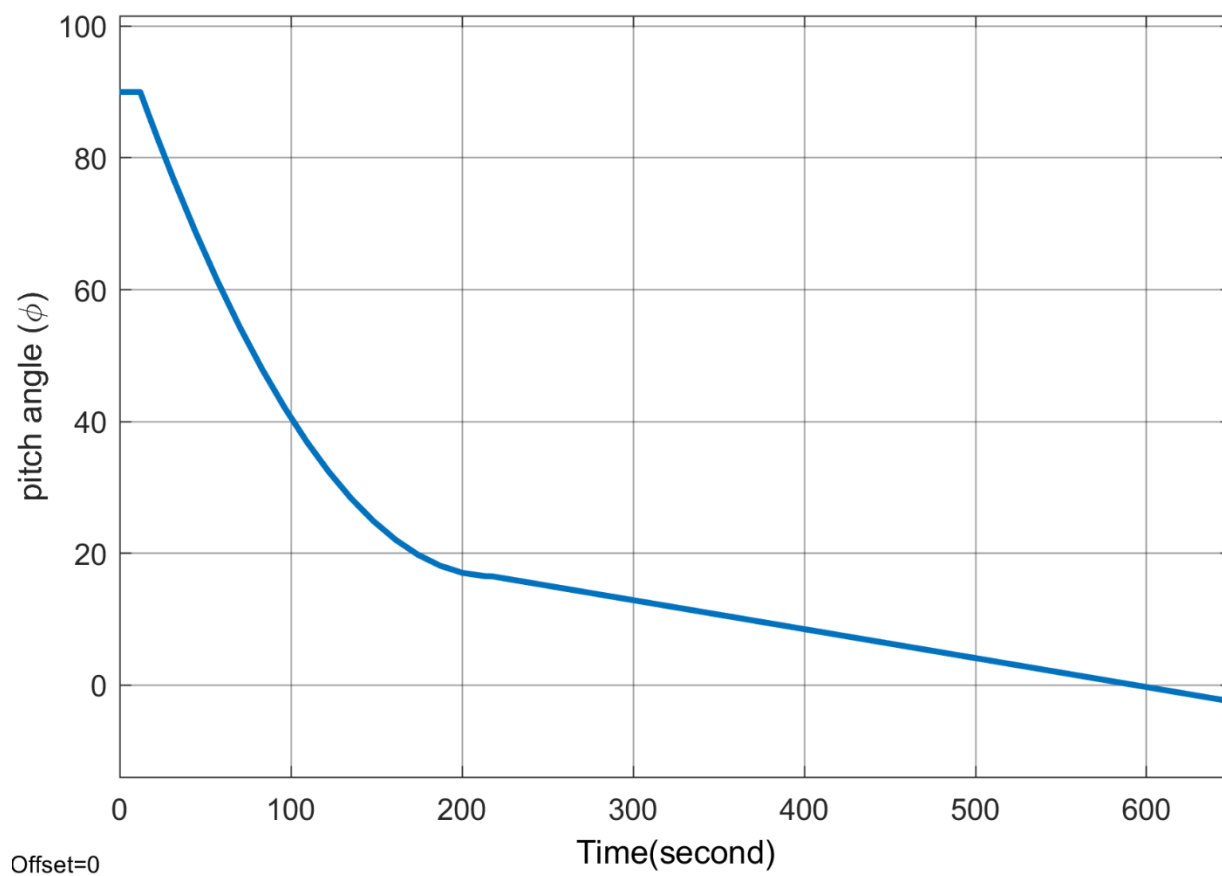
در شکل 4.2 نمودار موقعیت موشک ماهواره بر در محور x ، مرجع مختصات star نشان می دهد و این نمودار را با نمودار مرجع [4] مقایسه می شود.

2.4 شبیه سازی موشک ماهواره بر

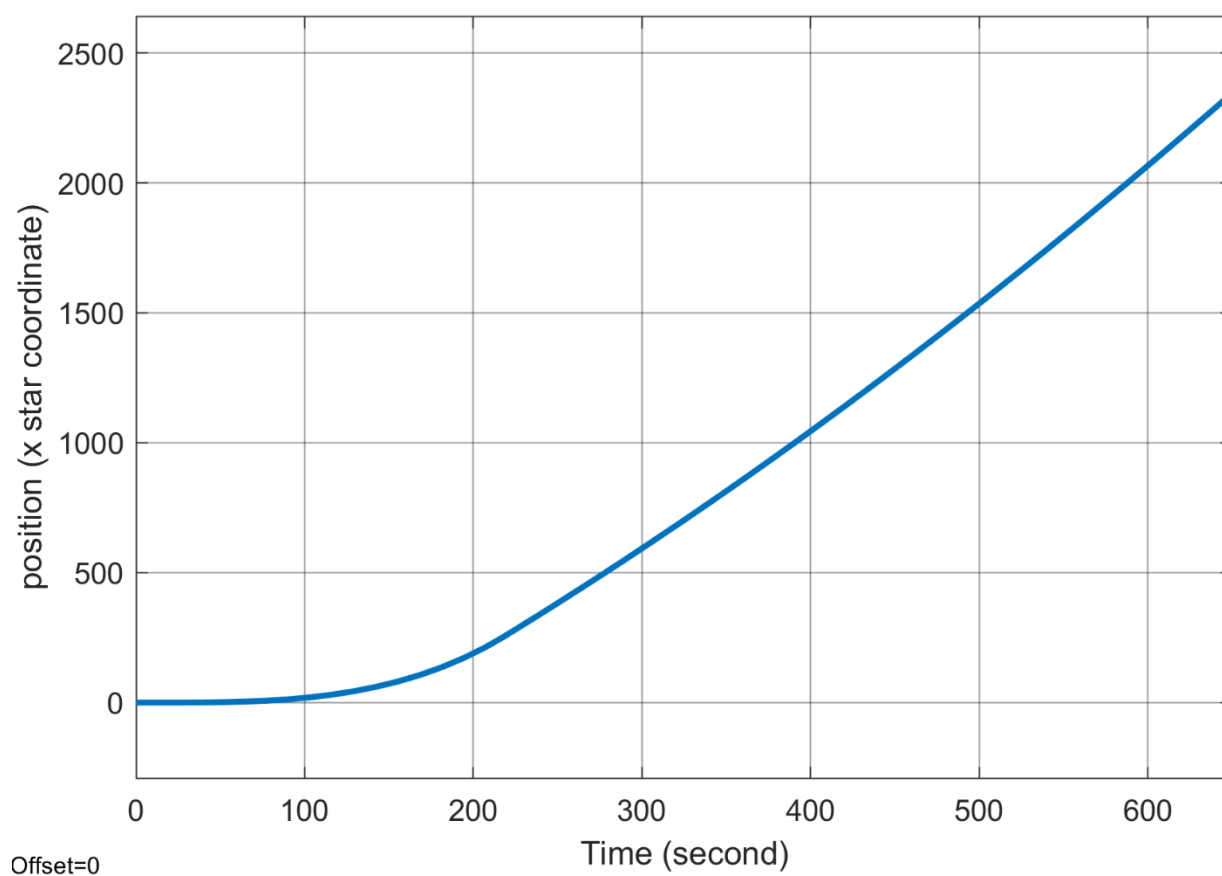
در این بخش با توجه به صحت سنجی انجام شده، شبیه سازی موشک ماهواره بر این تحقیقات، که بر اساس داده های آماری بدست آمده در فصل 2 است، انجام میشود.



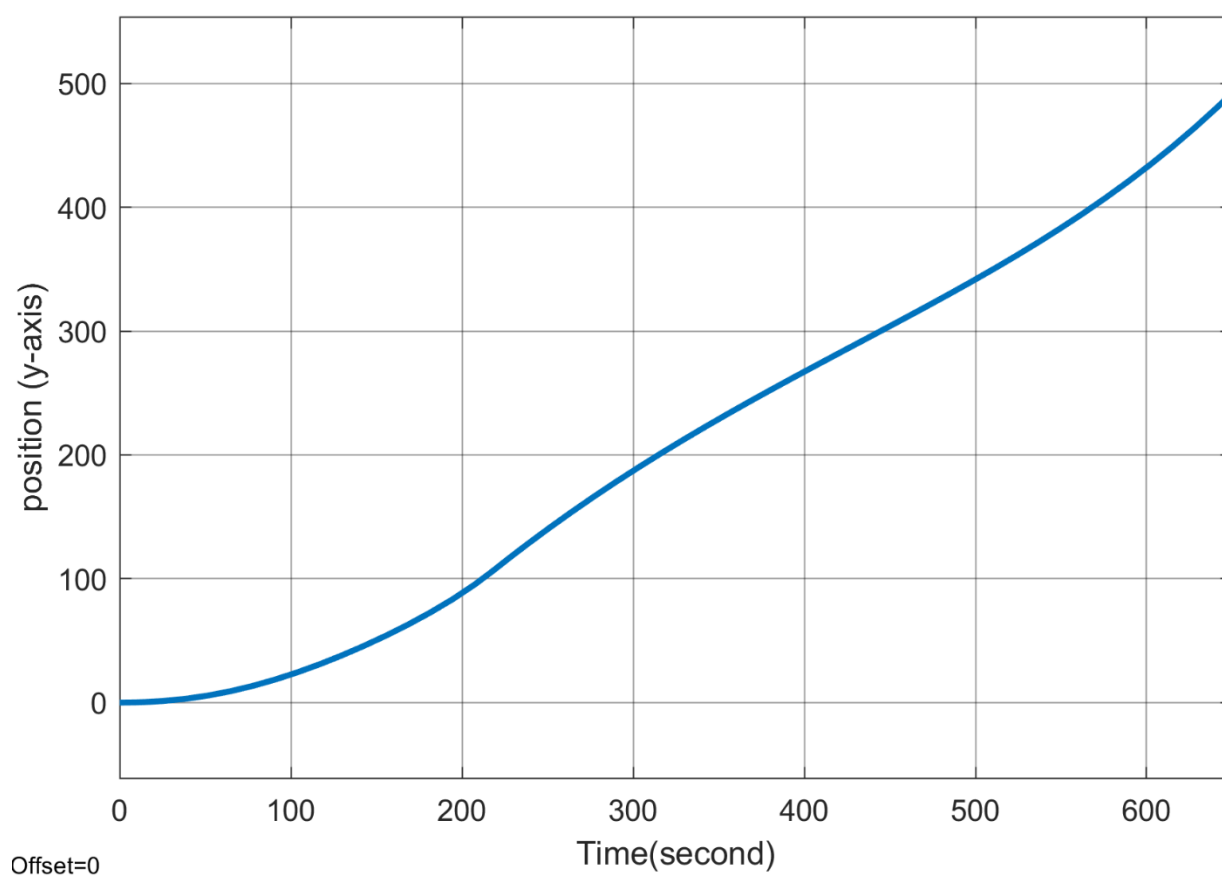
شکل 4.3 تغییرات زاویه حمله از لحظه پرتاب تا تزریق ماهواره در مدار



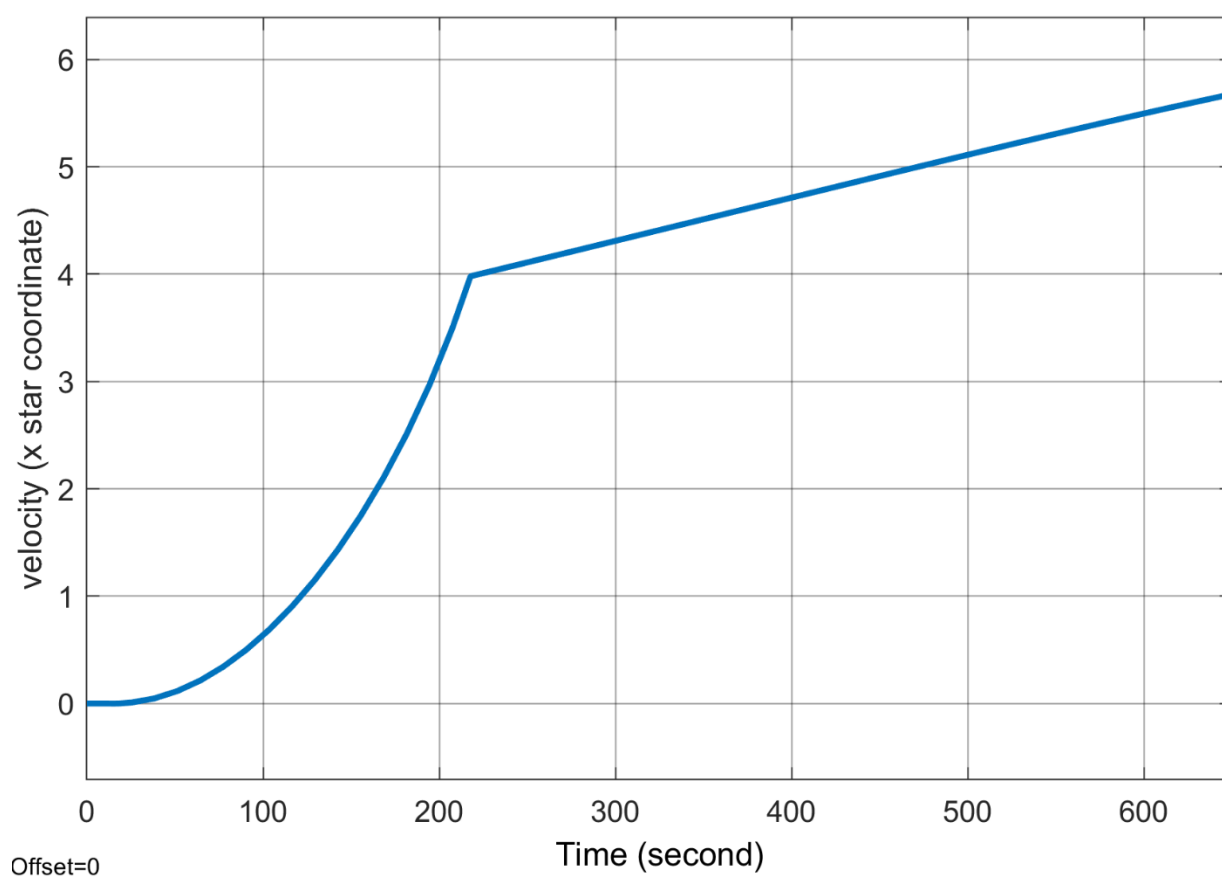
شکل 4.4 نمودار تغییرات زاویه پیچ از لحظه پرتاب تا تزریق ماهواره در مدار



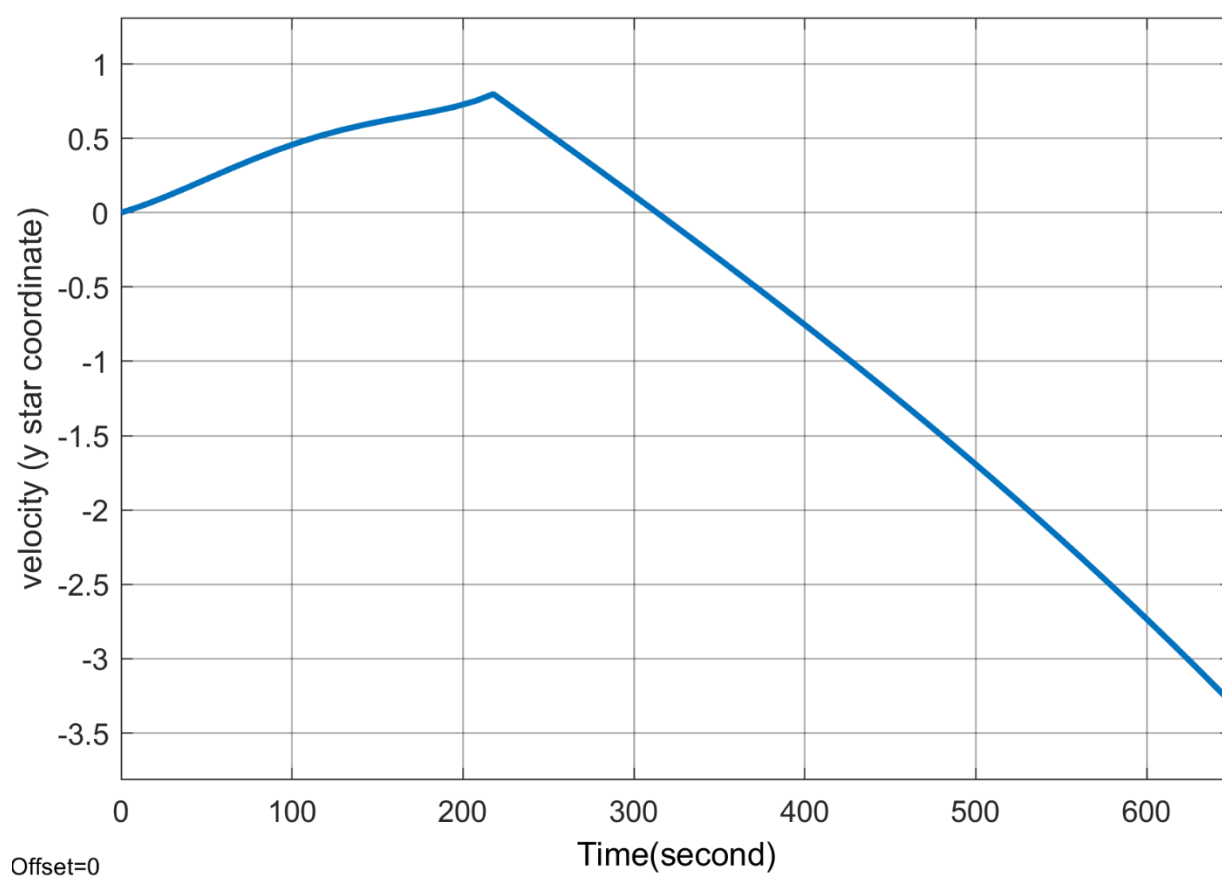
شکل 4.5 نمودار تغییرات موقعیت موشک در راستای محور x در دستگاه مختصات star از لحظه پرتاب تا تزریق ماهواره در مدار



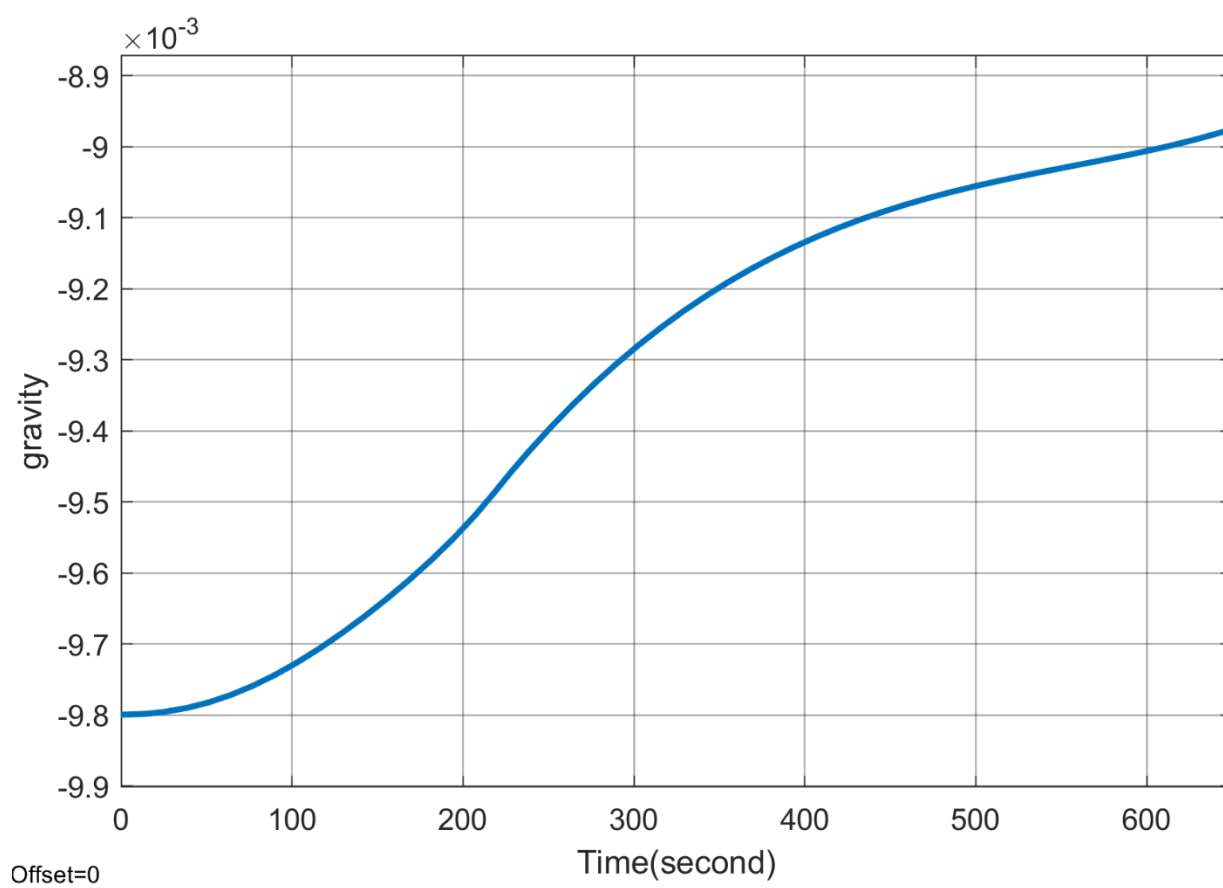
شکل 4.6 نمودار تغییرات موقعیت موشک در راستای محور y در دستگاه مختصات star از لحظه پرتاب تا تزریق ماهواره در مدار



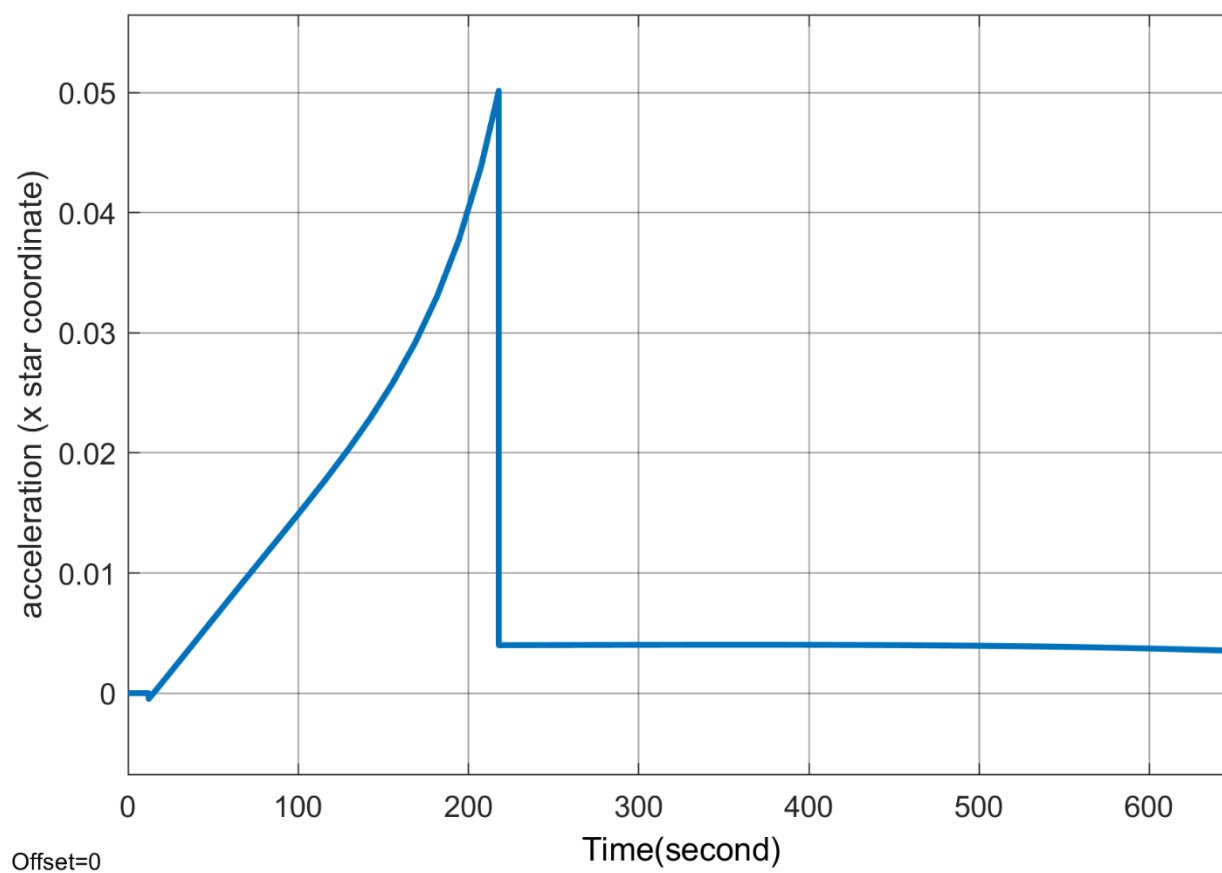
شکل 4.7 نمودار سرعت موشک ماهواره بر در راستای x دستگاه مختصات star



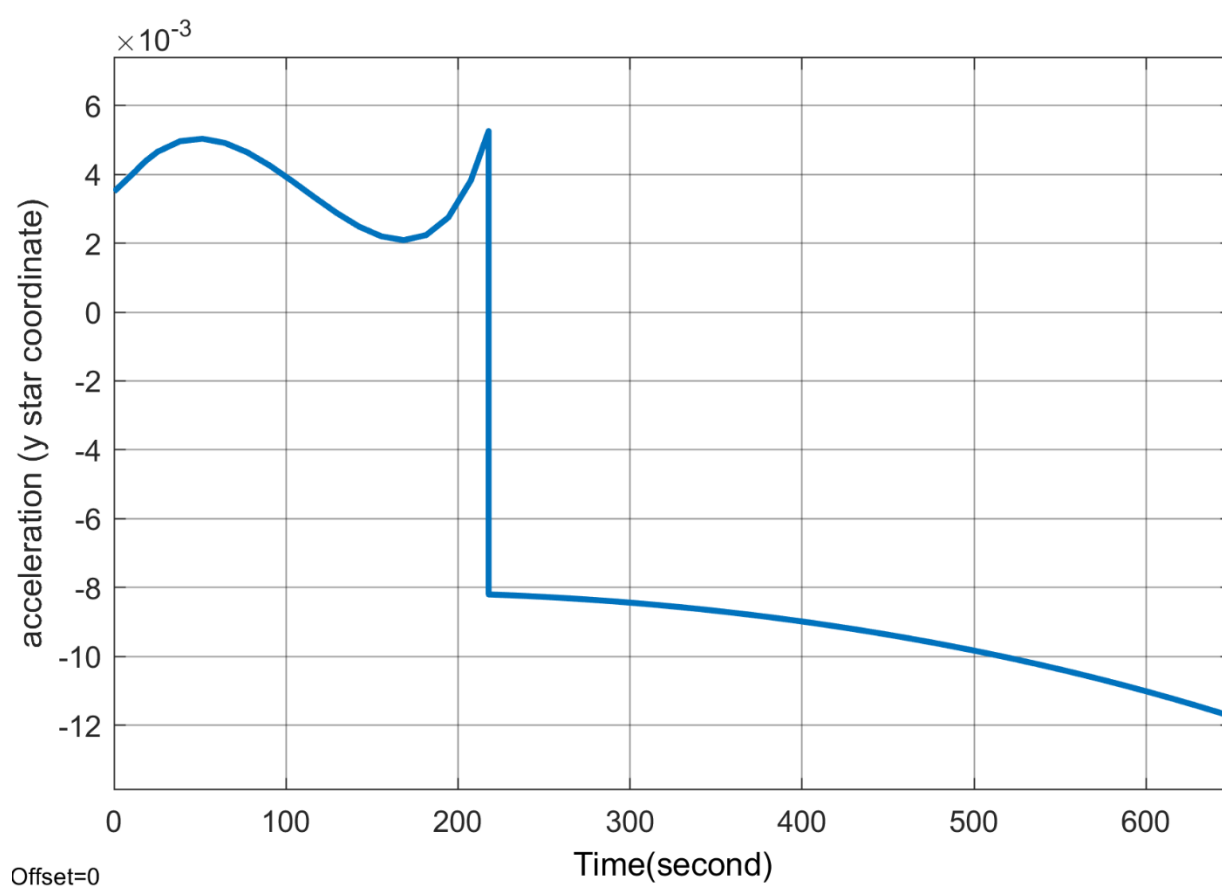
شکل 4.8 نمودار سرعت موشک ماهواره بر در راستای محور y دستگاه مختصات star



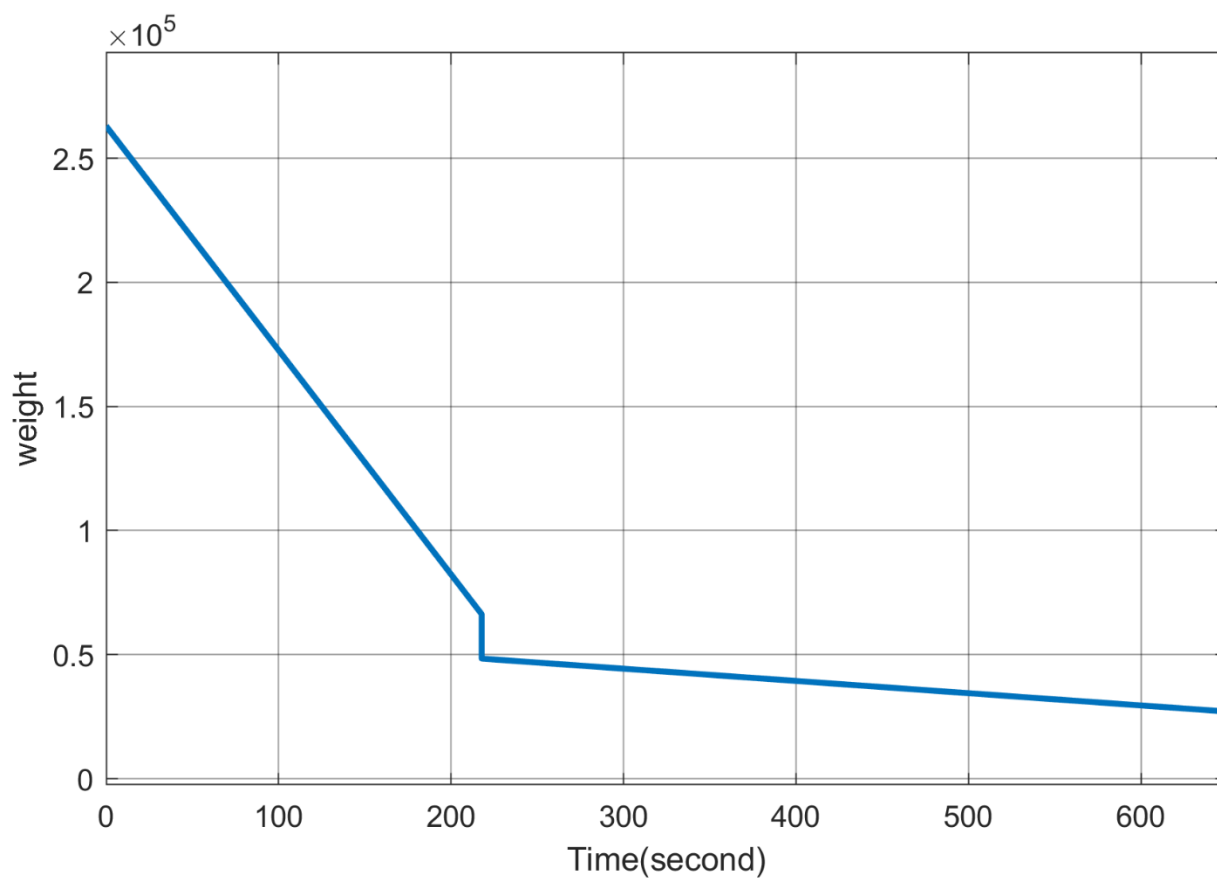
شکل 4.9 تغییرات شتاب جاذبه



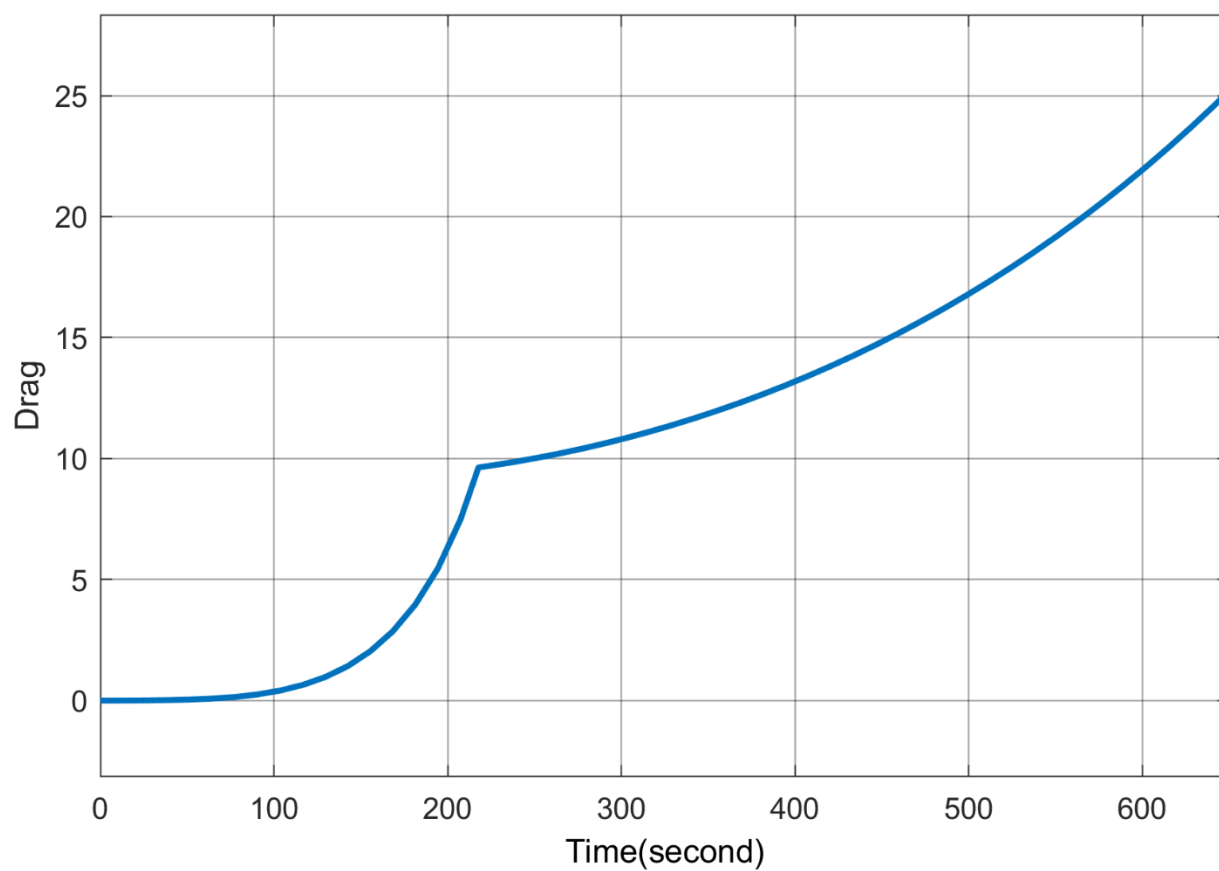
شکل 4.10 نمودار شتاب موشک ماهواره بر در راستای x دستگاه مختصات star



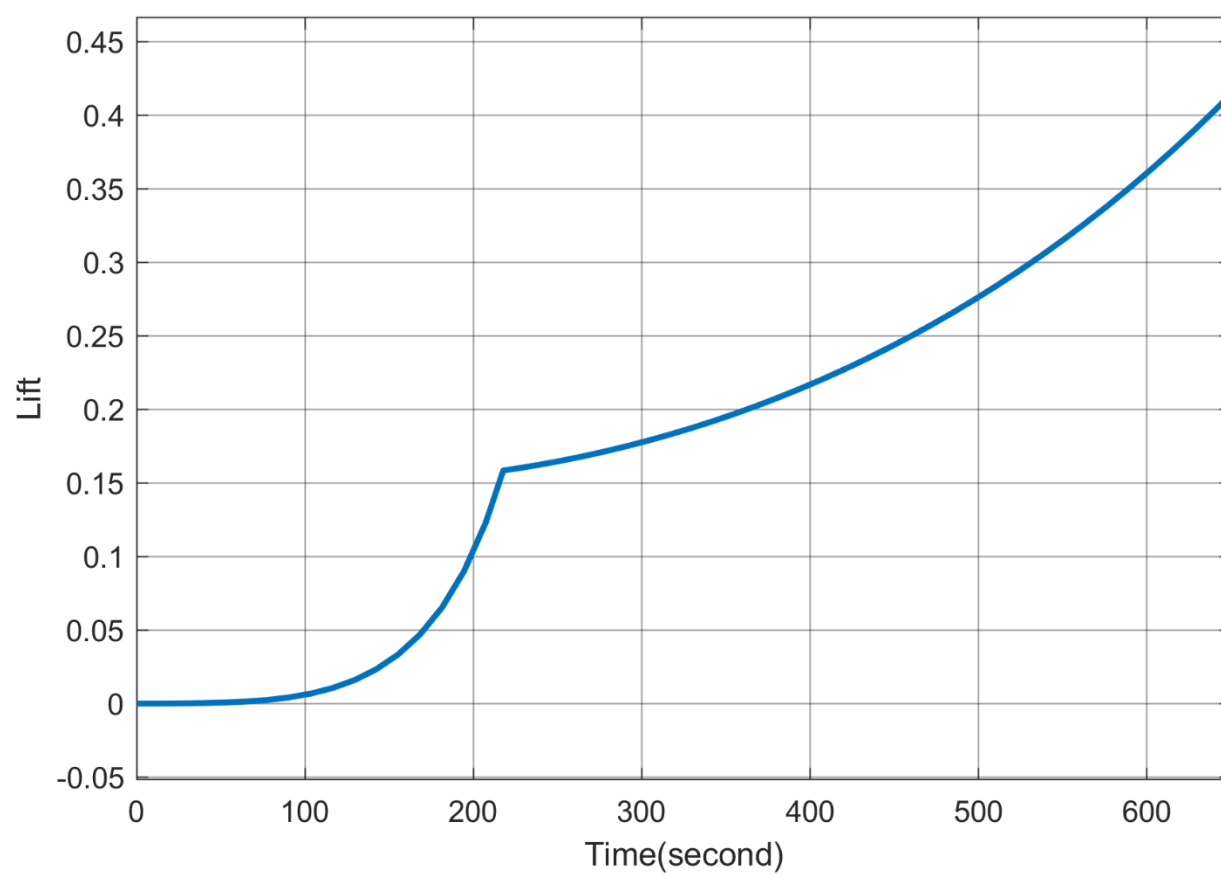
شکل 4.11 شتاب موشک ماهواره بر در راستای y دستگاه مختصات star



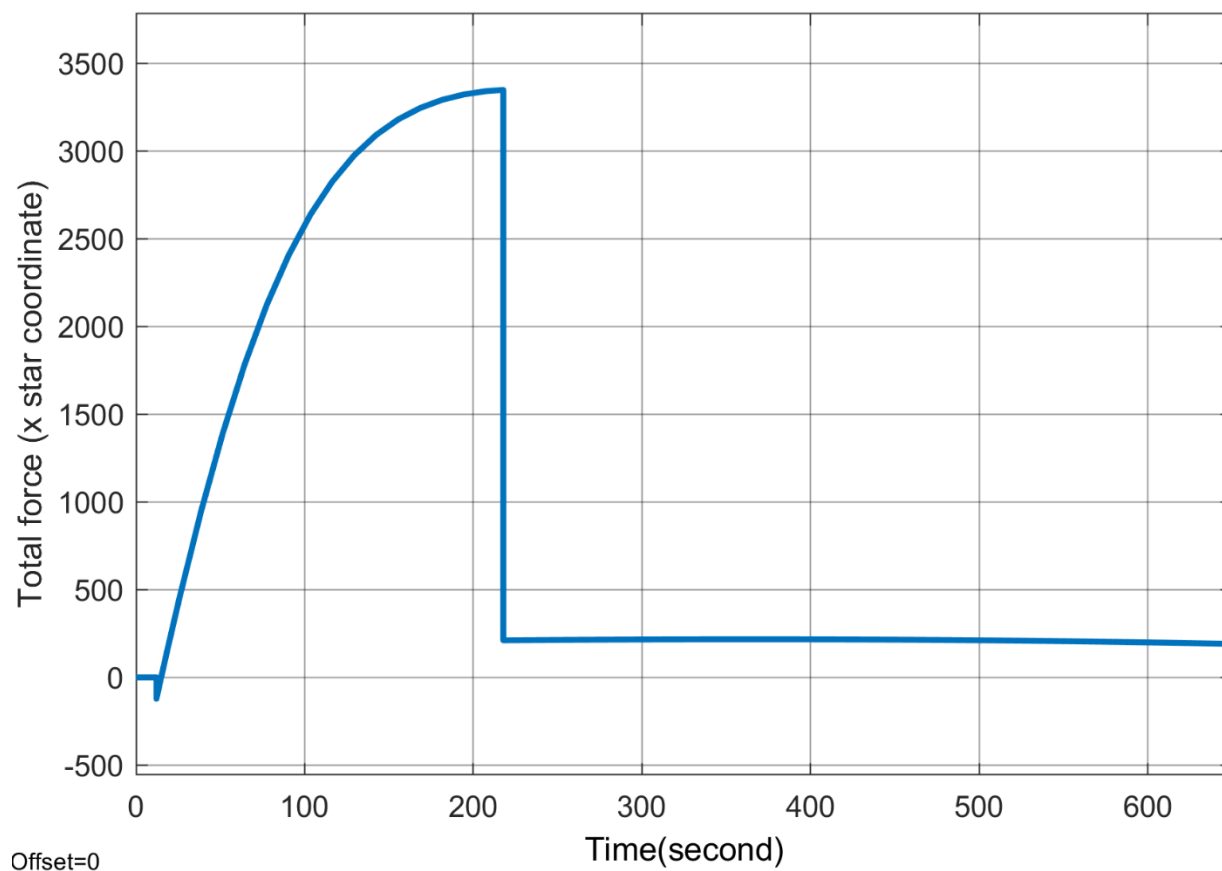
شکل 4.12 تغییرات جرم موشک ماهواره بر



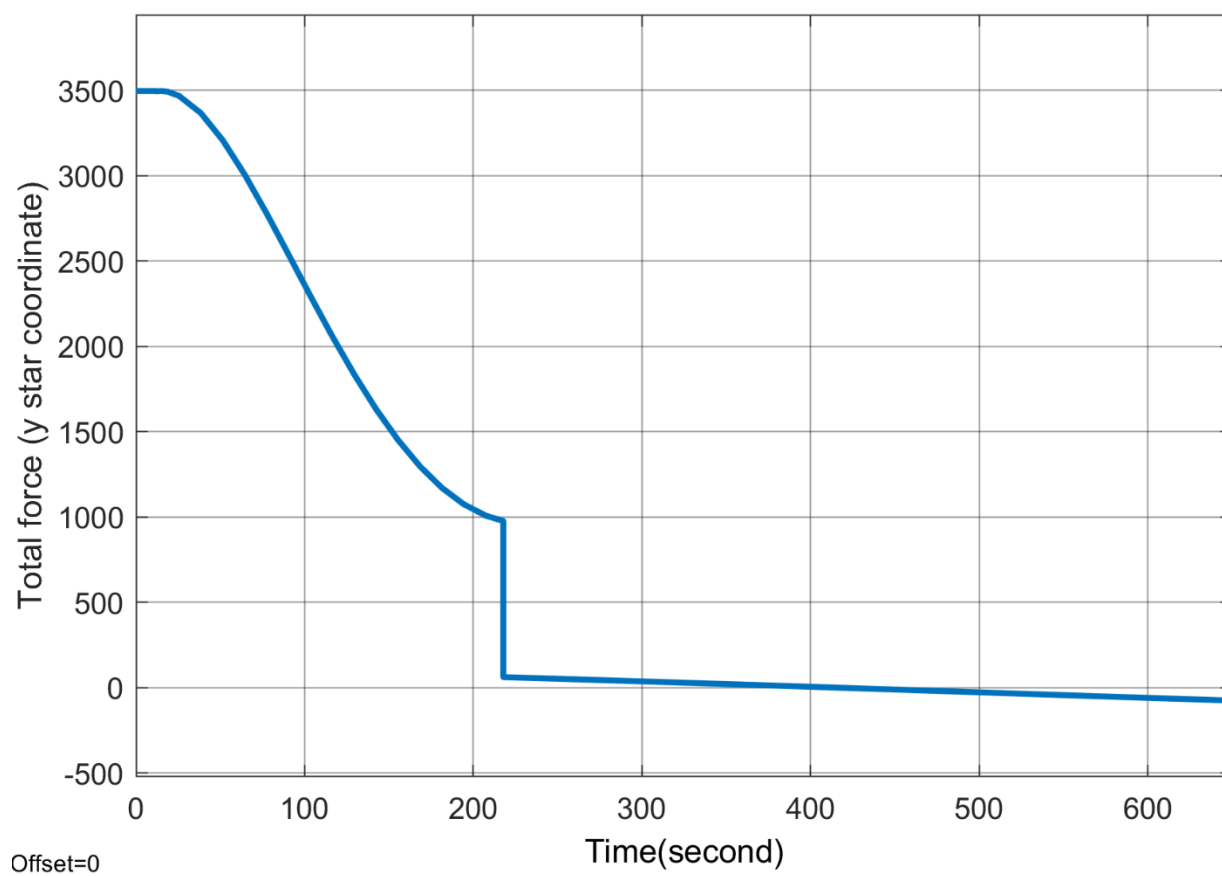
شکل 4.13 تغییرات نیروی درگ موشک ماهواره بر



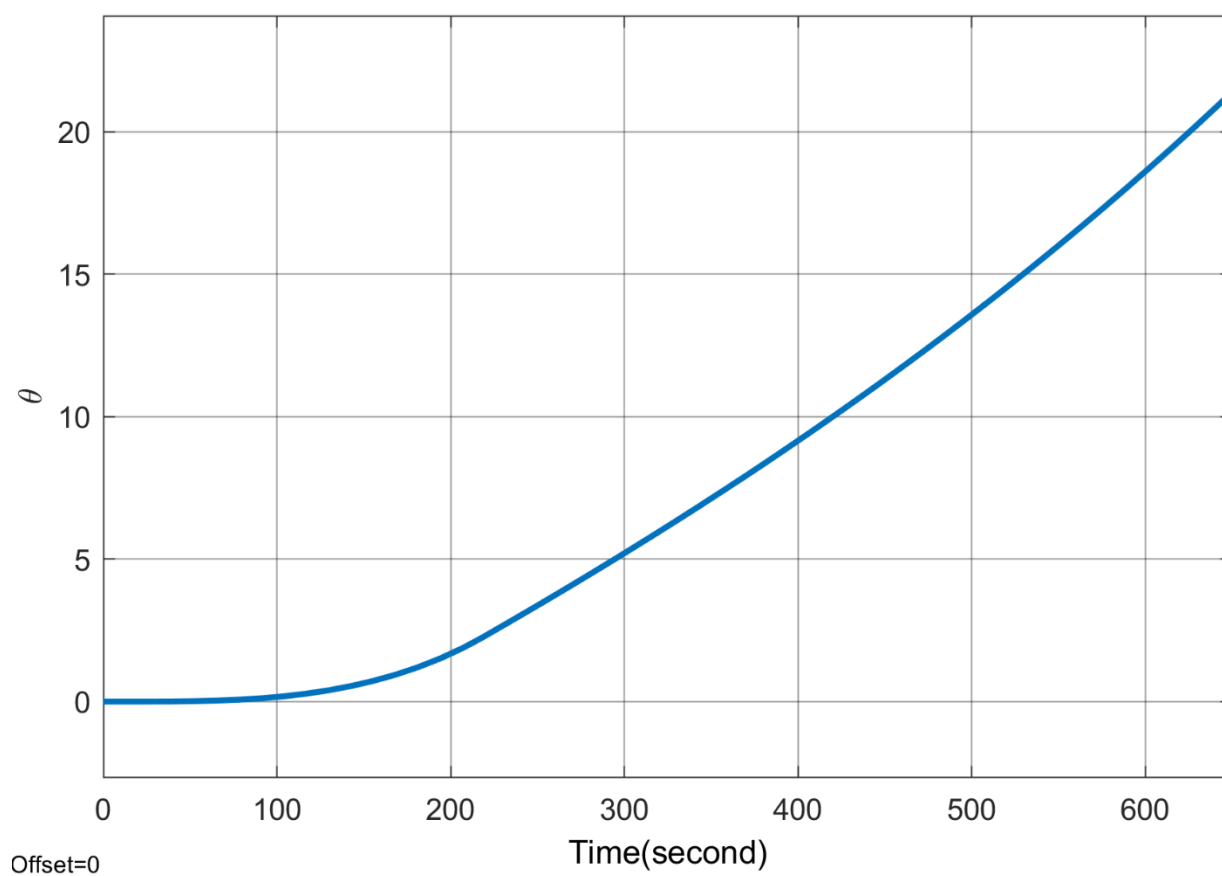
شکل 4.14 تغییرات نیروی لیفت موشک ماهواره بر

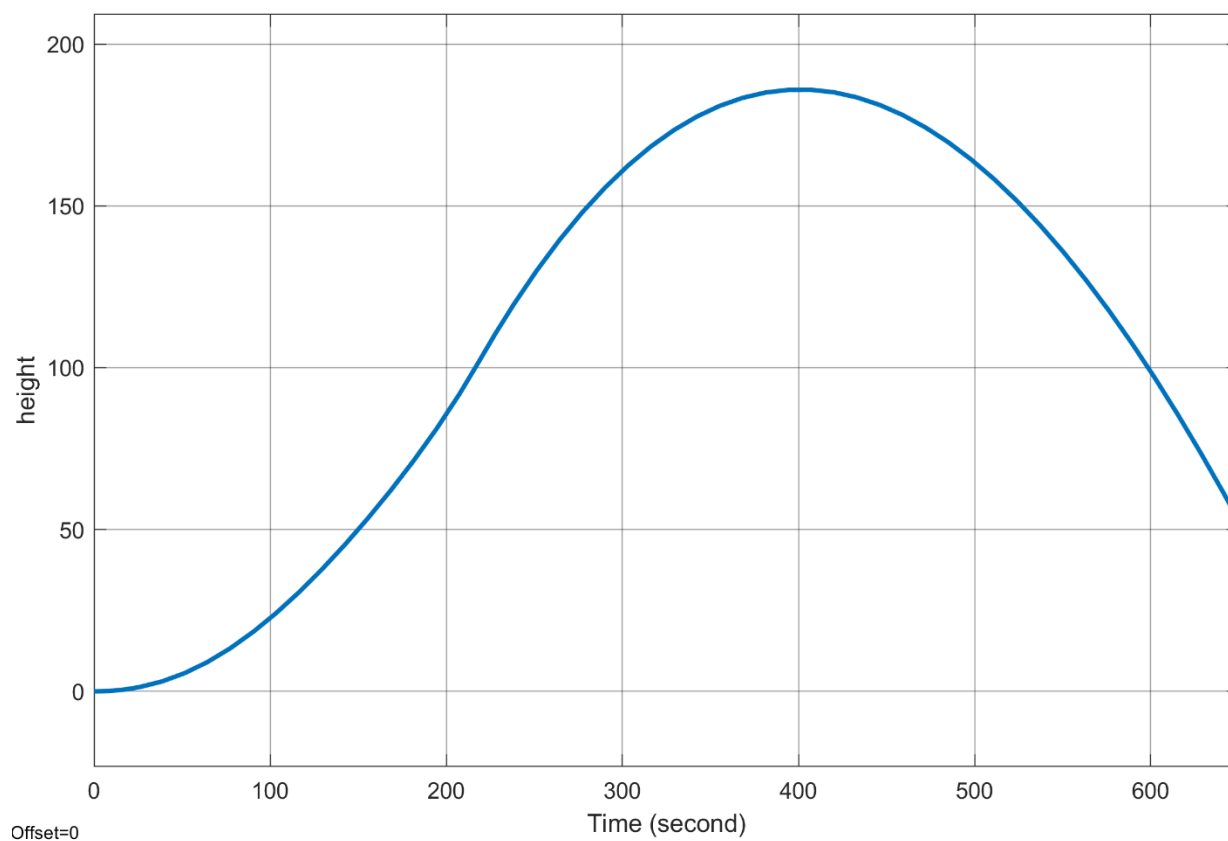


شکل 4.15 نمودار نیرو کل در راستای محور x دستگاه مختصات star

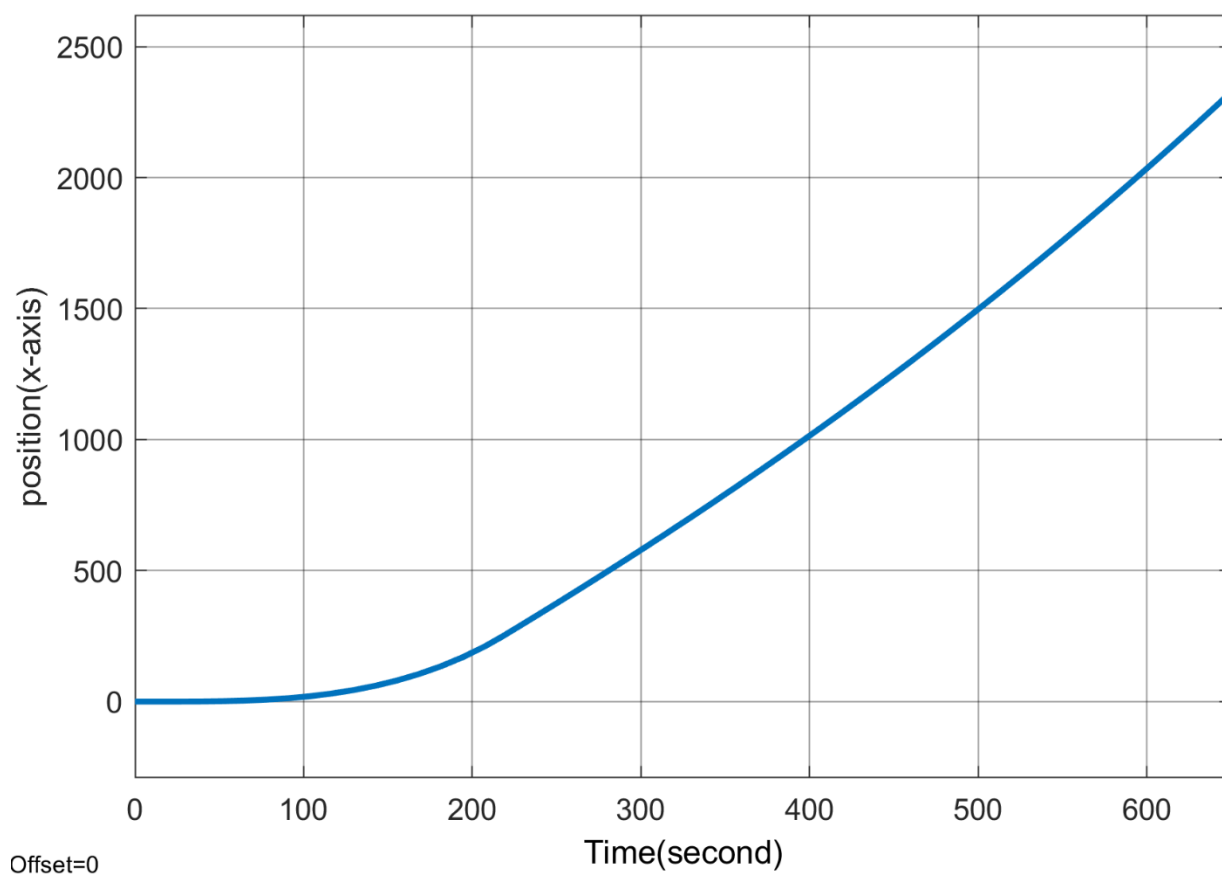


شکل 4.16 نمودار نیرو کل در راستای محور y دستگاه مختصات star

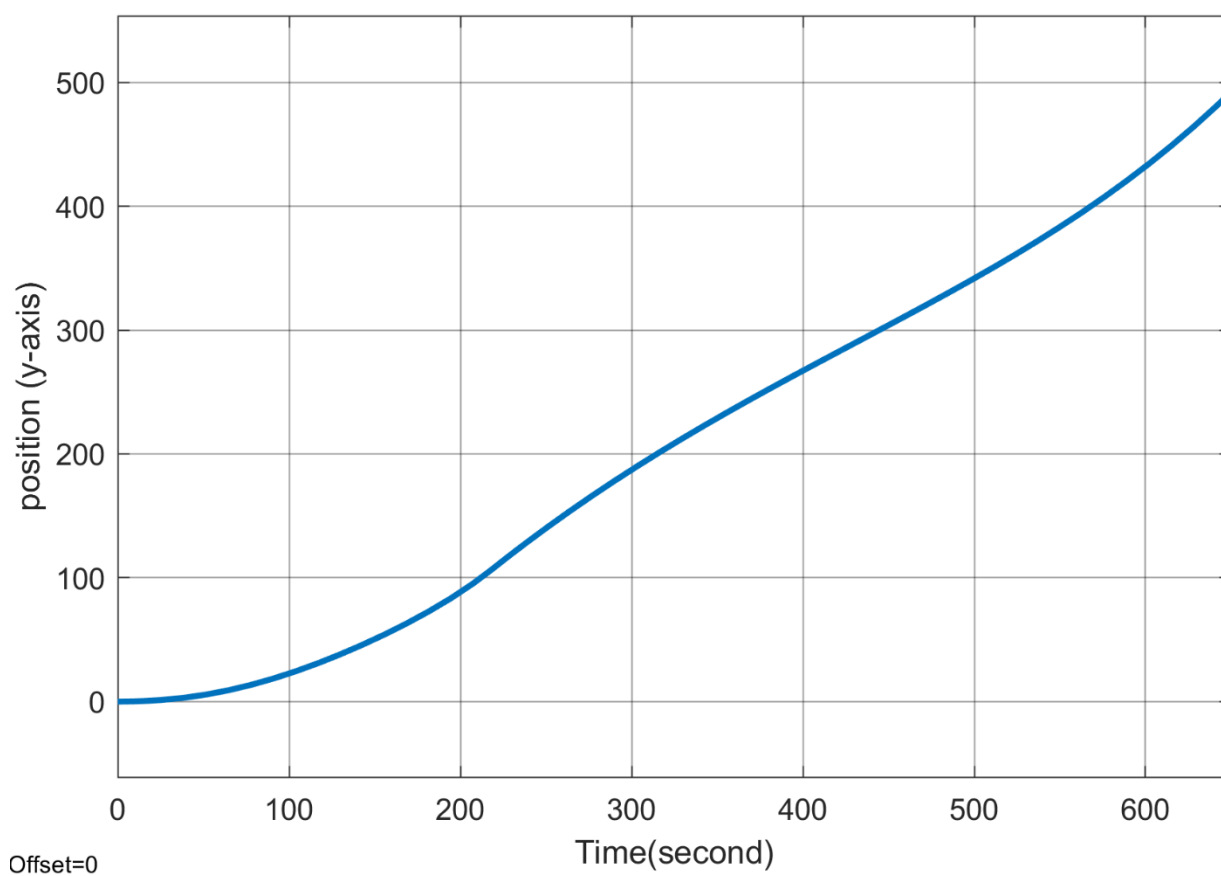
شکل 4.17 نمودار زاویه θ



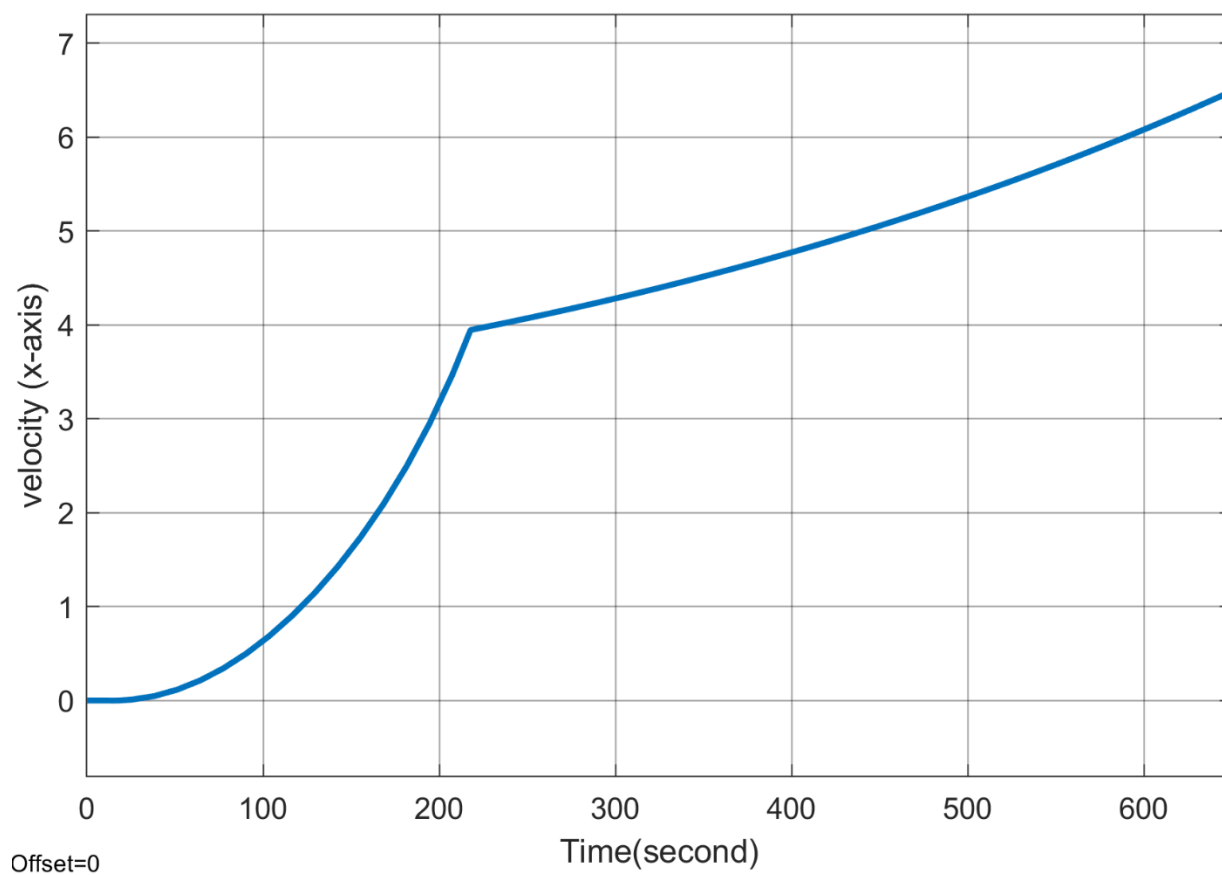
شکل 4.18 نمودار ارتفاع موشک ماهواره بر



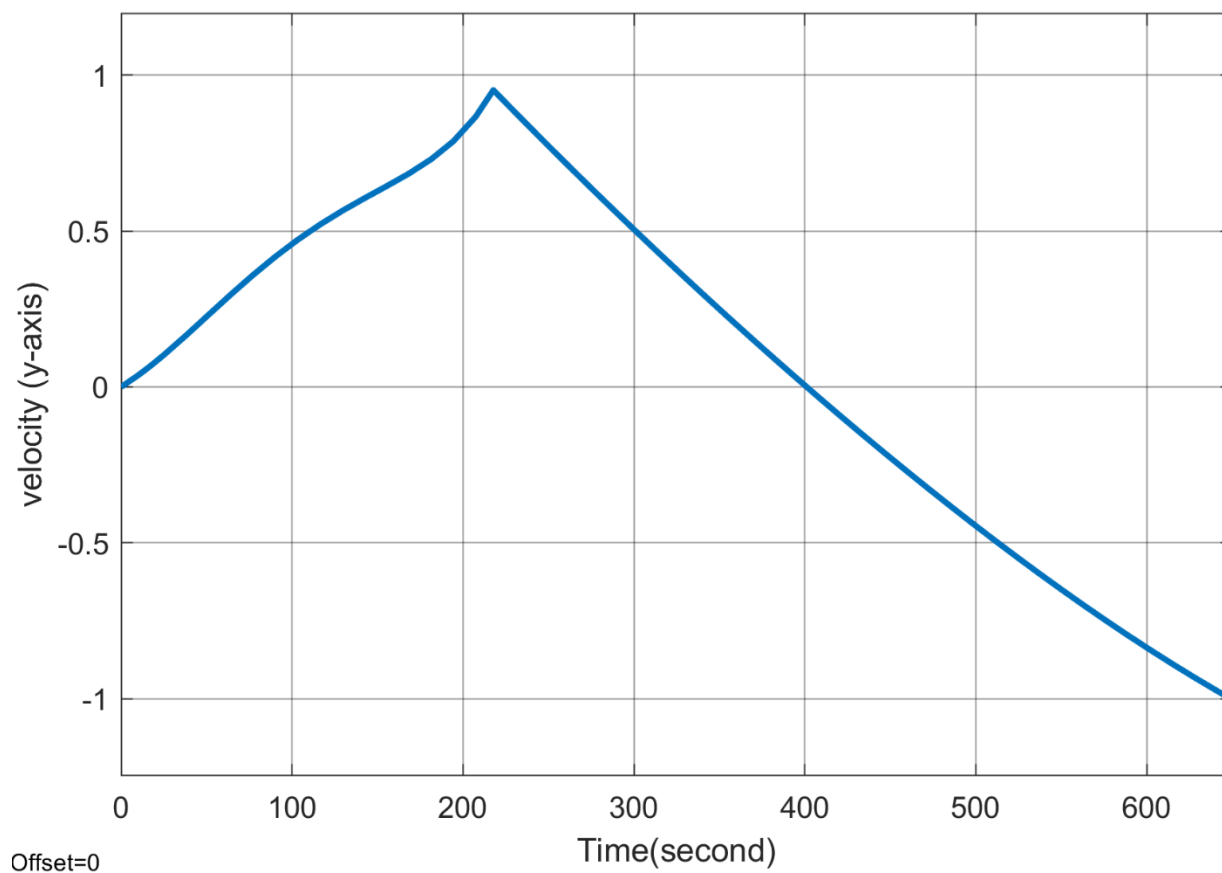
شکل 4.19 نمودار موقعیت در راستای محور x



شکل 4.20 نمودار موقعیت در راستای محور y



شکل 4.21 نمودار سرعت در راستای x



شکل 4.22 نمودار سرعت در راستای y

در این بخش با استفاده از روابط مرجع [4] نمودار ها رسم شده است ، که در پیوست کد صحت سنجی شبیه سازی آورده شده است.

5 محاسبه چیدمان موشک

در این قسمت با توجه به شبیه سازی و تغییرات در طراحی آماری فصل 3 ، به ترتیب جرم ، حجم و طول بخش های مختلف را حساب می کنیم.

برای آنکه تخمینی از قطر موشک داشته باشیم ، ابتدا موتور هر مرحله را مشخص می کنیم.

1.5 موتور موشک

با توجه به تراست و I_{sp} هر دو مرحله موشک که در فصل 3 محاسبه شده است و استفاده از مرجع 5 موتور های زیر برای مرحله اول و دوم انتخاب شده است.

موتور مرحله اول	موتور مرحله دوم
RD-180	Merlin-IC V

موتور مرحله اول موتور روسی RD-180 است ، دارای تراست 3826.2 Kn است و با I_{sp} 3058 ثانیه .

موتور مرحله دوم موتور مرحله دوم موشک فالكون 9 است که تراست 616 Kn و I_{sp} 342 ثانیه است.

سوخت موشک مرحله اول و همین طور موشک مرحله دوم kerosene/Lox است.

موتور موشک مرحله اول حداکثر قطر 3.15 m و طول 3.56 m دارد و موتور موشک مرحله دوم 1.25 m و طول 2.92 m دارد.

2.5 محاسبه جرم باک سوخت و اکسید

با توجه به معادله **Error! Reference source not found.** می توان جرم باک سوخت و اکسید کننده را محاسبه کرد.

$$m_{TOi} = a_{TOi} \times m_{Ti} \quad (5.1)$$

با توجه به این که موشک مرحله اول برای روسیه است ، بر اساس جدول آماری تکنولوژی روسیه و موتور مرحله دوم موتور آمریکایی است ، براساس جدول آماری تکنولوژی آمریکا ، a_{TOi} تعیین خواهد شد:

$$0.03 < a_{TO1} \leq 0.1$$

$$0.095 < a_{TO2} < 0.102$$

که در این بازه مقادیر زیر انتخاب شده است.

$$a_{TO1} = 0.055$$

$$a_{TO2} = 0.096$$

باید توجه داشته باشیم در محدوده انتخابی جرم باک سوخت و اکسید کننده مرحله دوم بیشتر از مرحله اول نباشد.

بنابراین جرم باک سوخت و اکسید کننده هر مرحله به صورت زیر است:

$$m_{TO1} = 0.099 \times 2458.210 = 7.2479 \text{ ton}$$

$$m_{TO2} = 0.096 \times 147.4926 = 5.1199 \text{ ton}$$

و برای محاسبه جرم موتور مراحل با استفاده از معادله (5.2) می توان حساب کرد.

$$m_{gyi} = \gamma_{gyi} \times Th_i \quad (5.2)$$

$$0.0076 < \gamma_{gy1} < 0.0081$$

$$0.0265 < \gamma_{gy2} < 0.061$$

که برای γ_{gy} مرحله اول و دوم مقادیر زیر انتخاب شده است.

$$\gamma_{gy1} = 0.008$$

$$\gamma_{gy2} = 0.0455$$

بنابراین جرم موتور مرحله اول و دوم به صورت زیر است.

$$m_{gy1} = 1534.063 \times 0.008 = 3.1433 \text{ ton}$$

$$m_{gy2} = 167.9559 \times 0.0455 = 1.1746 \text{ ton}$$

در مرحله اول نیازی به بخش هدایت و کنترل نداریم ، بنابراین جرم بخش انتقالی مرحله اول با استفاده از معادله زیر محاسبه می شود :

$$m_{\sigma 1} = m_{str1} - m_{T01} - m_{gy1} \quad (5.3)$$

جرم بخش انتقالی مرحله اول برابر است با :

$$m_{\sigma 1} = 2.073 \text{ ton}$$

و با در نظر گرفتن اینکه در مرحله دوم بخش انتقالی نداریم ، جرم هدایت و کنترل مطابق زیر محاسبه میشود:

$$m_{cy2} = m_{st2} - m_{T02} - m_{gy2} \quad (5.4)$$

جرم هدایت و کنترل مرحله دوم برابر است با :

$$m_{cy2} = 2.067 \text{ ton}$$

بر اساس موتور های انتخابی هر مرحله و نوع سوخت و اکسیدکننده آنها و با توجه به جدول ضمیمه (ب) در مرجع 5 داریم:

$$k_1 = 1.65$$

$$\rho_{fu1} = 825 \frac{kg}{m^3}$$

$$\rho_{ox1} = 1141 \frac{kg}{m^3}$$

$$k_2 = 2.5 \quad \rho_{fu2} = 825 \frac{kg}{m^3} \quad \rho_{ox2} = 1141 \frac{kg}{m^3}$$

در نتیجه بر اساس روابط زیر حجم باک ها با در نظر گرفتن 10 درصد اضافه جهت گاز فشرده و مقادیر باقی مانده در لوله ها محاسبه می شود.

$$v_{oxi} = \frac{m_{Ti}}{\rho_{oxi}} \times \frac{k_i}{1 + k_i} \quad (5.5)$$

$$v_{fui} = \frac{m_{Ti}}{\rho_{fui}} \times \frac{1}{1 + k_i}$$

$$v_{ox1} = 157.8417 m^3$$

$$v_{ox2} = 33.3175 m^3$$

$$v_{fu1} = 95.6616 m^3$$

$$v_{fu2} = 13.327 m^3$$

حجم قسمت های انتقالی و هدایت کنترل و محموله نیز به صورت زیر محاسبه می شوند.

$$\rho_{cy} = \rho_{pl} = 0.15 \sim 0.3$$

$$v_{\sigma 1} = \frac{m_{\sigma 1}}{\rho_{\sigma 1}} = 125.38 m^3$$

(5.6)

$$v_{pl} = \frac{m_{pl}}{\rho_{pl}} = 43.199 m^3$$

$$v_{cy} = \frac{m_{cy2}}{\rho_{cy2}} = 12.5015 m^3$$

برای بدست آوردن طول معادل هر یک از این حجم ها به صورت حدودی کافیهست آنها را بر سطح مقطع تقسیم کرد.

$$L = \frac{v}{\frac{\pi d^2}{4}} \quad (5.7)$$

قطر موشک در مرحله اول برابر 8.5 متر و برای مرحله دوم برابر 5 متر در نظر میگیریم.

$$L_{ox1} = 21.494 \text{ m}$$

$$L_{fuel1} = 13.0267 \text{ m}$$

$$L_{ox2} = 7.712 \text{ m}$$

$$L_{fuel2} = 3.085 \text{ m}$$

$$L_{cy2} = 3.183 \text{ m}$$

$$L_{\sigma1} = 18.781 \text{ m}$$

$$L_{pl} = 11.0006 \text{ m}$$

طول موشک را بصورت زیر محاسبه می کنیم.

$$L = (L_{En1} + L_{ox1} + L_{ful} + L_{\sigma1}) + (L_{En2} + L_{ox2} + L_{ful2} + L_{cy2}) + L_{pl} \quad (5.8)$$

با در نظر گرفتن قطر مرحله اول 8.5 متر و قطر مرحله دوم 5 طول موشک برابر است با :

$$L = 82.684 \text{ m}$$

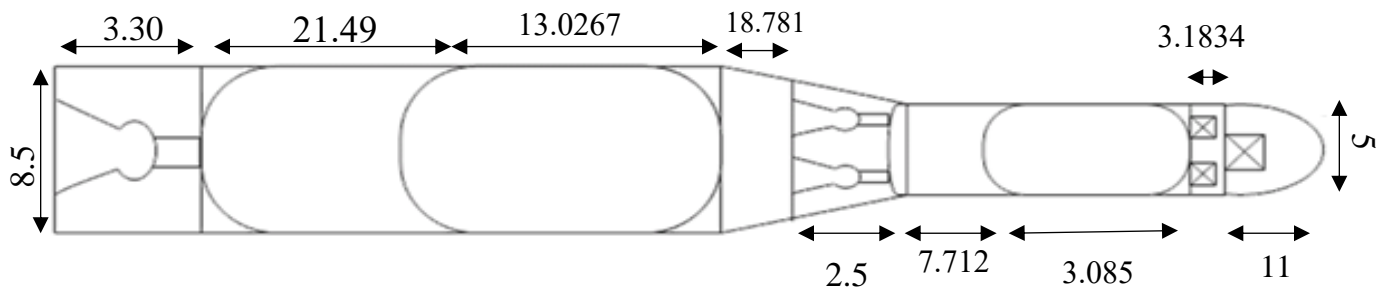
که قطر مرحله اول و دوم با استفاده از شرط زیر تعیین شده است:

$$6 \leq \frac{L}{d} \leq 10$$

که برای موشک مورد نظر این طراحی برابر است با :

$$\frac{L}{d} = 9.727$$

چیدمان نهایی طرح سیستم حمل و نقل فضایی این طرح مطابق شکل است.



شکل 5.1 چیدمان نهایی موشک ماهواره بر مورد طراحی

پیوست

کد متلب بخش محاسبه پارامترهای آماری طراحی سیستمی ماهواره بر به شرح زیر است:

```
clc

clear all

% SPACE LAUNCH VEHICLE SYSTEM ENGINEERING PROJECT PART 1
% fatemeh moghadasian

global M0 mdot tb Th m_st

% GTO PARAMETERS
r = 200; % perigee (km)
a = 42164; % semi-major axis (km)

% Earth PARAMETERS
mu = 398620; % Acceleration of gravity (km^2/s^2)
R_earth = 6378.14; % Radius of Earth (km)
w_e = 0.0041780746; % Angular velocity of Earth (degree/s)
g0 = 0.00981; % Gravity (km/s^2)
phi = 35; % Intercept elevation launch origin (degree)
az = 135; % Azimuth launch origin (degree)

% Orbital calculations
v_c = sqrt((2 * mu / r) - (mu / a));
v_earth = R_earth * w_e * cosd(phi);
cosi = cosd(phi) * sind(az);
v_f = sqrt(v_c^2 + v_earth^2 - 2 * v_c * v_earth * cosi);

fprintf('Velocity Elliptic: %s \n', num2str(v_c));
fprintf('Velocity Earth: %s \n', num2str(v_earth));
fprintf('Velocity Final: %s \n', num2str(v_f));

% Statistical data
i_sp1 = 3851; % Specific impulse stage-1
i_sp2 = 3880; % Specific impulse stage-2
muf1 = 0.573; % μ stage-1 final mass
muf2 = 0.5467; % μ stage-2 final mass
no1 = 6.2405; % Thrust/weight stage-1
no2 = 2.8850; % Thrust/weight stage-2
mupl1 = 0.118; % μ payload stage-1
mupl2 = 0.23; % μ payload stage-2
mupl = mupl1 * mupl2; % Total payload μ
m_p = 10; % Payload mass (ton)

% Calculate Average Velocity
v_av1 = 0;
v_av2 = 0;
```

```

v_av = 0;
while v_av <= v_f
    v_av1 = -(g0) * (i_sp1 * log(muf1));
    v_av2 = -(g0) * (i_sp2 * log(muf2));
    v_av = v_av1 + v_av2;
    v_av = 0.75 * v_av;
    muf1 = muf1 - 0.01;
    muf2 = muf2 - 0.01;
end

fprintf("Average Velocity: %s \n", num2str(v_av));
fprintf("μ Final Stage 1: %s \n", muf1);
fprintf("μ Final Stage 2: %s \n", muf2);

% Calculate the mass of the stages
M01 = 10 / mup1; % Mass of the first stage (ton)
mp1 = M01 * (1 - muf1); % Payload of first stage (ton)
M02 = M01 * mup12; % Mass of the second stage (ton)

fprintf("Mass of the first stage: %s \n", M01);
fprintf("Payload of first stage: %s \n", mp1);
fprintf("Mass of the second stage: %s \n", M02);

% Calculate the mass of the blocks
m01 = M01 - M02; % Mass of the first block
m02 = M02 - m_p; % Mass of the second block

fprintf("Mass of the first block: %s \n", m01);
fprintf("Mass of the second block: %s \n", m02);

% Calculate thrust of the stages
th1 = no1 * M01; % Thrust of the first stage (kN)
th2 = no2 * M02; % Thrust of the second stage (kN)

fprintf("Thrust of the first stage: %s \n", th1);
fprintf("Thrust of the second stage: %s \n", th2);

% Calculation of burning time (performance) of each stage
t_b1 = (i_sp1 * (1 - muf1)) / no1; % Burning time of the first stage (s)
t_b2 = (i_sp2 * (1 - muf2)) / no2; % Burning time of the second stage (s)

fprintf("Burning time of the first stage: %s \n", t_b1);
fprintf("Burning time of the second stage: %s \n", t_b2);

% Calculate the mass of the propellant for each stage
m_p1 = M01 * (1 - muf1); % Mass of propellant for the first stage (ton)
m_p2 = M02 * (1 - muf2); % Mass of propellant for the second stage (ton)

fprintf("Mass of propellant for the first stage: %s \n", m_p1);
fprintf("Mass of propellant for the second stage: %s \n", m_p2);

% Calculate the structure mass for each stage
m_st1 = (muf1 * M01) - M02; % Structure mass for the first stage (ton)
m_st2 = (muf2 * M02) - 10; % Structure mass for the second stage (ton)

fprintf("Structure mass for the first stage: %s \n", m_st1);
fprintf("Structure mass for the second stage: %s \n", m_st2);

% Calculate the density of propellant for each stage
mdot1 = th1 / i_sp1; % Density of propellant for the first stage (ton/s)
mdot2 = th2 / i_sp2; % Density of propellant for the second stage (ton/s)

```

```

fprintf("Density of propellant for the first stage: %s \n", mdot1);
fprintf("Density of propellant for the second stage: %s \n", mdot2);

M0 = [M01 * 907.2, M02 * 907.2];
mdot = [mdot1 * 1000, mdot2 * 1000];
tb = [t_b1, t_b2];
Th = [th1 * 1000, th2 * 1000];
m_st = [m_st1, m_st2] .* 907.2;

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
a_TO=[0.099 0.096];
gamma_gy=[0.008 0.0455];

% Fuel tank mass and oxidizer of each stage
mTO1=M0(1) *a_TO(1);
mTO2=M0(2) *a_TO(2);

fprintf("Fuel tank mass and oxidizer of first stage: %s \n",mTO1);
fprintf("Fuel tank mass and oxidizer of second stage: %s \n",mTO2);

% engine mass
m_gy1=Th(1)*gamma_gy(1);
m_gy2=Th(2)*gamma_gy(2);

fprintf("engine mass's first stage: %s \n",m_gy1);
fprintf("engine mass's second stage: %s \n",m_gy2);

% transfer mass first stage and navigation and control second stage
m_signal=m_st(1)-(m_gy1+mTO1);
m_cy2=m_st(2)-(m_gy2+mTO2);

fprintf("transfer mass first stage: %s \n",m_signal);
fprintf("navigation and control second stage: %s \n",m_cy2);

% parameter of engine and fuel+ox
k=[4 2.8];
rho_fuel=[825 825]; %density fuel (kg/m^3)
rho_ox=[1141 1141]; %density ox (kg/m^3)

% volume of fuel and oxidizer tank
v_ox=([262952.0328 48383.15589]./[rho_ox]).*(k./(1+k));
v_fuel=([262952.0328 48383.15589]./[rho_ox]).*(1./(1+k));

fprintf("volume of oxidizer tank first stage and second stage: %s \n",v_ox.*1.1);
fprintf("volume of fuel tank first stage and second stage: %s \n",v_fuel.*1.1);

% volume navigation and control , payload and transfer part
rho_cy=0.15e3;
rho_pl=0.21e3;
rho_sigma=0.015e3;

v_signal=m_signal/rho_sigma;
v_pl=9071.85/rho_pl;
v_cy=m_cy2/rho_cy;

fprintf("volume transfer part: %s \n",v_signal);
fprintf("volume payload: %s \n",v_pl);
fprintf("volume navigation and control: %s \n",v_cy);

```

```

% legenth of ROCKET
D_1=9; %Diameter stage 1 (m)
D_2=5; %Diameter stage 2 (m)
L2=[v_ox(2) v_fuel(2) v_cy v_pl]./(pi*D_2/4);
L1=[v_ox(1) v_fuel(1) v_sigma1]./(D_1*pi/4);
fprintf("legenth of stages1: %s \n",L1);
fprintf("legenth of stages2: %s \n",L2);

L_ROCKET=L1(1)+L1(2)+L1(3)+L2(1)+L2(2)+L2(3)+L2(4)+3.15+1.25;

ld=L_ROCKET/D_1;

fprintf("Legenth of rocket: %s \n",L_ROCKET);
fprintf("Legenth of rocket/Diameter: %s \n",ld);

```

کد متلب بخش شبیه سازی (با داده های صحت سنجی برای شبیه سازی)

```

function dfdt = rocket_simulation(t, F)
    v_xs = F(1);
    v_ys = F(2);
    x = F(3);
    y = F(4);

    % Define the constants and parameters
    M0=[1.0811e5, 20000]
    mdot=[552.83, 45.455]
    tb=[147.15,372.11]
    Th=[1.4595e5, 16000]
    pich=[deg2rad(30), deg2rad(-2.5)];
    H = 200;
    R_earth = 6378.14;
    mu = 3.9862e5;

    h = sqrt(x^2 + (y + R_earth)^2) - R_earth;

    v = sqrt(v_xs^2 + v_ys^2);

    % Calculate t_v
    t_v = 3.9459 * (Th(1) / M0(1))^2 - 23.4866 * Th(1) / M0(1) + 36.6510;

    if t <= t_v
        alpha = 0;
    else
        alpha = deg2rad(2);
    end

    % Call the ATMOSFER function
    [ro, c] = ATMOSFER(h);

    % Call the faero function
    [Fd, Fl] = faero(h, v, alpha);

    g = mu / (h + R_earth)^2;
    theta = atan2(x, (y + R_earth));

    if t <= t_v

```

```

    pitch = pi / 2;
elseif t <= tb(1)
    pitch = ((pi / 2) - pich(1)) * ((tb(1) - t) / (tb(1) - t_v))^2 + pich(1);
else
    a = (25 * sqrt(3)) / 16872 + 157305124970735525 / 810503817738613424128;
    b = (37211 * sqrt(3)) / 67488 + 92589796557774930015 / 3242015270954453696512;
    pitch = atan(b - a * (t-tb(1)));
end

phi = pitch + alpha;

R = [cos(phi - theta), -sin(phi - theta);
     sin(phi - theta), cos(phi - theta)];

if t <= tb(1)
    F_xb = Th(1) * g - Fd * cos(alpha) - Fl * sin(alpha);
    F_yb = -Fl * cos(alpha) - Fd * sin(alpha);
else
    F_xb = Th(2) * g;
    F_yb = 0;
end

F_S = R * [F_xb; F_yb];

if t <= tb(1)
    m = M0(1) - mdot(1) * t;
else
    m = M0(2) - mdot(2) * (t - tb(1));
end

a_xs = F_S(1) / m;
a_ys = F_S(2) / m;
g_xs = -g * sin(theta);
g_ys = -g * cos(theta);
a_xs = a_xs + g_xs;
a_ys = a_ys + g_ys;

T_LS = [cos(theta), -sin(theta);
        sin(theta), cos(theta)];

a_l = T_LS' * [a_xs; a_ys];
v_l = T_LS' * [v_xs; v_ys];

dfdt = [a_l(1); a_l(2); v_l(1); v_l(2)];

end

clc

clear all

% Define the initial conditions
v_x0 = 0;
v_y0 = 0;
x0 = 0;
y0 = 0;
F0 = [v_x0; v_y0; x0; y0];

tspan = 0:0.1:520;

```



```
% Solve the ODE
[t, F] = ode23(@rocket_simulation, tspan, F0);

v_xs = F(:, 1);
v_ys = F(:, 2);
x = F(:, 3);
y = F(:, 4);

Plot the results
subplot(3, 2, 1)
plot(t,x);
ylabel('Position in x-direction (star coordinate)');
xlabel('Time');
grid on

subplot(3, 2, 2)
plot(t, y);
ylabel('Position in y-direction (star coordinate)');
xlabel('Time');
grid on

subplot(3, 2, 3)
plot(t,v_xs);
ylabel('Velocity in x-direction');
xlabel('Time');
grid on

subplot(3, 2, 4)
plot(t, v_ys);
ylabel('Velocity in y-direction');
xlabel('Time');
grid on
```

کد بخش چیدمان موشک ماهواره بر

```
clc

clear all
M0=[289.8550 53.3333].*907.2;
Th=[356.46e3 23.42e3];
m_st=[19.70922 8.361659]*907.2;

a_TO=[0.05 0.096];
gamma_gy=[0.008 0.0455];

% Fuel tank mass and oxidizer of each stage
mTO1=M0(1) *a_TO(1);
mTO2=M0(2) *a_TO(2);

fprintf("Fuel tank mass and oxidizer of first stage: %s \n",mTO1/907.2);
fprintf("Fuel tank mass and oxidizer of second stage: %s \n",mTO2/907.2);

% engine mass
m_gy1=Th(1)*gamma_gy(1);
m_gy2=Th(2)*gamma_gy(2);

fprintf("engine mass's first stage: %s \n",m_gy1/907.2);
fprintf("engine mass's second stage: %s \n",m_gy2/907.2);
```

```

% transfer mass first stage and navigation and control second stage
m_sigma1=m_st(1)-(m_gy1+mTO1);
m_cy2=m_st(2)-(m_gy2+mTO2);

fprintf("transfer mass first stage: %s \n",m_sigma1/907.2);
fprintf("navigation and control second stage: %s \n",m_cy2/907.2);

% parameter of engine and fuel+ox
k=[1.65 2.5];
rho_fuel=[825 825]; %density fuel (kg/m^3)
rho_ox=[1141 1141]; %density ox (kg/m^3)

% volume of fuel and oxidizer tank
v_ox=([262952.0328 48383.15589]./[rho_ox]).*(k./(1+k));
v_fuel=([262952.0328 48383.15589]./[rho_ox]).*(1./(1+k));

fprintf("volume of oxidizer tank first stage and second stage: %s \n",v_ox.*1.1);
fprintf("volume of fuel tank first stage and second stage: %s \n",v_fuel.*1.1);

% volume navigation and control , payload and transfer part
rho_cy=0.15e3;
rho_pl=0.21e3;
rho_sigma=0.015e3;

v_sigma1=m_sigma1/rho_sigma;
v_pl=9071.85/rho_pl;
v_cy=m_cy2/rho_cy;

fprintf("volume transfer part: %s \n",v_sigma1);
fprintf("volume payload: %s \n",v_pl);
fprintf("volume navigation and control: %s \n",v_cy);

% legenth of ROCKET
D_1=8.5; %Diameter stage 1 (m)
D_2=5; %Diameter stage 2 (m)
L2=[v_ox(2) v_fuel(2) v_cy v_pl]./(pi*D_2/4);
L1=[v_ox(1) v_fuel(1) v_sigma1]./(D_1*pi/4);
fprintf("legenth of stages1: %s \n",L1);
fprintf("legenth of stages2: %s \n",L2);

L_ROCKET=L1(1)+L1(2)+L1(3)+L2(1)+L2(2)+L2(3)+L2(4)+3.15+1.25;

ld=L_ROCKET/D_1;

fprintf("Legenth of rocket: %s \n",L_ROCKET);
fprintf("Legenth of rocket/Diameter: %s \n",ld);

```

منابع و مراجع

- [1] جزوه طراحی 1 و 2 دکتر سید مجتبی هاشمی دولابی
- [2] Hopkins Jr, J., Hopkins, J. and Isakowitz, S., 2004. International reference guide to space launch systems. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc..
- [3] <https://www.b14643.de/>
- [4] جزوه شبیه سازی و نتایج شبیه سازی دکتر سید مجتبی هاشمی دولابی
- [5] جزوه محاسبه چیدمان موشک ماهواره بر دکتر سید مجتبی هاشمی دولابی
- [6] جزوه محاسبه ضرایب جرمی-انرژی تیک به کمک مدل های آماری