

Факултет инжењерских наука Универзитета у Крагујевцу

Војна академија Универзитета одбране у Београду

Славица Ч. Мирковић

Гасогенераторско лансирање ракете

Мастер рад

Крагујевац, 2018.

Факултет инжењерских наука Универзитета у Крагујевцу
Војна академија Универзитета одбране у Београду



Назив студијског програма: Војноиндустријско инжењерство

Ниво студија: Мастер академске студије

Модул: Пројектили и упаљачи

Предмет: Интеграција наоружања на мобилне платформе

Број индекса: 396/2017

Славица Ч. Мирковић

Гасогенераторско лансирање ракете

Мастер рад

Комисија за преглед и одбрану:

1. пк доцент др Александар Кари, дипл. инж. – ментор

Датум одбране: _____

2. _____

Оцена: _____

3. _____

У оквиру мастер рада кандидат треба да:

1. Формира алгоритам за решење проблема гасогенераторског лансирања ракете уз услов минималне силе трзања;
2. Изради симулацију гасогенераторског лансирања ракете из датог програма са промењеним улазним подацима;
3. Изврши анализу добијених резултата.

Препоручена литература:

- [1] Вучуровић О., Проблеми пројектовања лансирних уређаја, Машински факултет Београд, 2006.
- [2] Милиновић М., Основи пројектовања ракета и лансера, Поглавља из пројектовања лансера, Машински факултет Београд, 2002.
- [3] Кари А., Побољшање перформанси лансирања и гађања код самоходних вишецевних бадача ракета употребом посебни механизма ослањања – магистарски рад, Машински факултет Београд, 2007.
- [4] Вучуровић О., Основи пројектовања ракета, Машински факултет Београд, 2003.

Крагујевац, 2018.

Ментор:

пк доцент др Александар Кари, дипл.
инж.

САДРЖАЈ

1. УВОД	1
1.1 Лансирни уређаји	1
1.2 Историјски развој и опис самоходних вишецевних лансера ракета.....	2
1.3 Лансирање ракете.....	6
1.4 Општи принципи лансирања	7
1.5 Предмет, задаци и циљеви истраживања.....	8
2. МАТЕМАТИЧКИ МОДЕЛ ЛАНСИРАЊА РАКЕТЕ	9
2.1.1 Сила потиска	9
2.1.2 Сила тежине.....	11
2.1.3 Аеродинамичке силе.....	11
2.1.4 Сила управљања.....	12
3. ПРОБЛЕМИ ЛАНСИРАЊА РАКЕТЕ	14
3.1 Растурање ракета.....	14
3.1.2 Ексцентричност силе потиска.....	15
3.2 Утицај померања лансера на кретање ракете	17
3.2.1 Утицај типа старта на лансирање ракете	18
3.3 Почетно нагињање ракете	21
3.4 Утицај ветра на лет ракете	22
4. ГАСОГЕНЕРАТОРСКО ЛАНСИРАЊЕ РАКЕТЕ.....	23
4.1 Модел гасогенераторског лансирања	23
4.2 Физички и математички модел гасогенераторског лансирања	25
4.3 Алгоритам гасогенераторског лансирања	32
5. СИМУЛАЦИЈА ГАСОГЕНЕРАТОРСКОГ ЛАНСИРАЊА РАКЕТЕ	34
6. ЗАКЉУЧАК	43
7. ЛИТЕРАТУРА.....	45
ПРИЛОЗИ	46

Резиме

У раду је анализиран модел гасогенераторског лансирања ракете. На почетку је дат опис лансирних уређаја, лансирања ракете као и проблема који се јављају при лансирању. На основу математичког модела лансирања дефинисана је сила потиска. Описан је модел гасогенераторског лансирања ракете, проблеми који се јављају као и решења истих уз одговарајуће претпоставке.

Након постављеног математичког модела представљен је симулациони модел гасогенераторског лансирања, где је прорачун извршен у програмском пакету MATLAB. На крају су анализирани добијени подаци и дат закључак о свему што садрже претходна поглавља.

Кључне речи: лансирање, гасогенератор, самоходни вишецевни лансер

Abstract

The paper analyses model of base-bleed launching of the rocket. At first it describes the launchers, launching a rocket and problems that occur in this method of launch. Based on the mathematical model of launch the thrust force is defined. It describes the model of base-bleed launching problems that occur as well as the solutions there of with the appropriate assumptions.

When the mathematical model was set up, the simulation model of base-bleed launch was presented, where the calculate is executed in MATLAB. Output data is displayed as a diagram and an analysis of the obtained results was performed. Finally, the obtained data was analyzed, and the conclusion was made about everything that contains the preceding chapters.

Key words: launching, base bleed, multiple launcher rocket systems

1. УВОД

1.1 Лансирни уређаји

Лансер представља оруђе које има задатак постављања ракете на почетну тачку путање, усмеравања ракете ка циљу, припрему ракете на старту као и за сам процес стартовања. Најчешће служи и за вођење ракете у почетном делу путање и давање почетне ротације ракете. Захтеви који су неопходни за функцију лансера при старту ракете огледају се у томе да оптерећења лансера не превазиђу дозвољене вредности и да поремећаји који се могу јавити приликом губитка контакта ракете са лансером буду у неком задатом опсегу.

Поред наведених функција лансер такође служи и за транспорт ракета, пуњење ракетама, активирање уређаја на ракетама приликом старта, ношење и употреба делова система за управљање ватром.

Постоји више врста подела лансера. Подела се врши према следећем [1]:

1. Према маневарским способностима:
 - стационарни, могу бити:
земаљски, подвозни и подземни.
 - покретни, могу бити:
преносни, превозни и самоходни.
2. Према усмеравајућем елементу:
 - цевни,
 - шински.
3. Према броју усмеравајућих елемената:
 - једноцевни,
 - вишецевни.
4. Према покретљивости усмеравајућих елемената:
 - фиксни,
 - покретни.
5. Према стартном правцу:
 - вертикални,
 - коси.
6. Према виду оружаних снага:
 - копнени,
 - морнарички,
 - ваздушни.
7. Према нивоу примене:
 - тактички,
 - оперативни,
 - стратегијски.
8. Према начину кретања:
 - ручни,
 - полуаутоматски,
 - аутоматски.

9. Према дејству на почетну брзину:

- са додатним пуњењем,
- реактивни систем.

10. Према могућности употребе:

- за једнократну употребу,
- за виšekратну употребу.

1.2 Историјски развој и опис самоходних вишецевних лансера ракета

Пред почетак 2. Светског рата прве успешне конструкције вишецевних лансера ракета уведене су у наоружање Црвене Армије. Током рата имале су врло важно место у њеној формацији због своје огромне ватрене моћи. У Совјетском Савезу након рата развијен је велики број модела самоходних вишецевних лансера ракета различитих калибара, импресивне моћи који се данас користе широм света. Један од њих је Совјетски самоходни вишецевни лансер ракета 122 mm БМ-21 “Град” (слика 1) који се данас користи у више десетина држава света.



Слика 1. Самоходни вишецевни лансер ракета 122 mm БМ-21 “Град” [7]

Убрзани развој или набавка постојећих оруђа настаје и у другим земљама након схватања значаја ове врсте оруђа. У САД током 2. Светског рата развијено је више вишецевних лансера ракета. Код нас су постојала озбиљна разматрања конструктора још пре 2. Светског рата о развоју невођених ракета које би се користиле за лансирање из вишецевних лансера ракета. Вишецевни бацач ракета 128 mm М63 “Пламен” домаће конструкције уведен је у наоружање тек након рата. Оруђе је било вучно са дometом ракете 8600 метара. Након тога се уводе савременији самоходни вишецевни лансери ракета домаће конструкције, који се и данас користе.

У Југославији је током 80. година 20. века развијен савремен самоходни вишецевни лансер ракета 262 mm М87 “Оркан” (слика 2). Поред врло ефикасне ракете са касетном бојном главом и дометом до 50 km, одликује се и високом прецизношћу погађања циљева, применом система за управљање ватром са корекцијом елевације на основу параметара путање претходно лансиране ракете.



Слика 2. Самоходни вишецевни лансер ракета 262 mm “Оркан” [8]

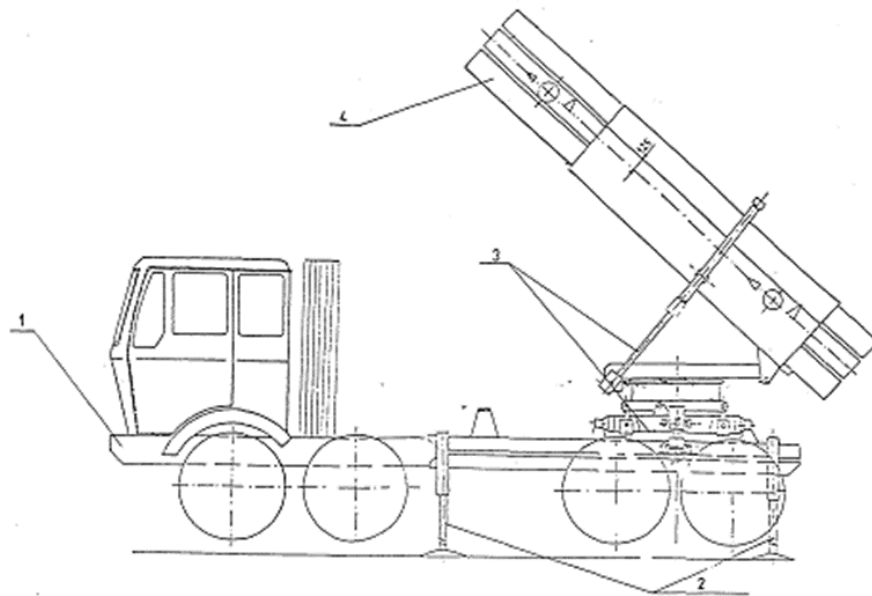
Намена самоходних вишецевних лансера ракета јесте општа ватрена подршка сопствених јединица. Омогућавају да се у врло кратком временском периоду испале ракете из свих цеви.

Пошто се из лансера испаљују ракете, то директно утиче на његову конструкцију:

- није потребно да цеви лансера буду отпорне на дејство притиска јер је њихова функција усмеравање ракете у смеру гађања, чиме се омогућава примена цеви танких зидова и мале масе. Погон ракете се остварује помоћу ракетног мотора комора ракетног мотора трпи притисак produkта сагоревања,
- могу се користити цеви малих дужина (минимално дужине ракете) пошто процес сагоревања ракетног горива није ограничен по питању дужине цеви. Најчешће ракетни мотори ракета за самоходни вишецевни лансер ракета раде и након напуштања цеви лансера,
- није потребно да лансери имају сложене и масивне противтрзајуће механизме јер се приликом лансирања остварује благ трзај пошто продукти сагоревања истичу кроз млазницу и задњи пресек цеви. Овим се поједностављује конструкција, смањују габарити и маса лансера, снижава цена експлоатације.

Основне компоненте самоходних вишецевних лансера чине (слика 3):

1. возило чија је основна функција да систем учини мобилним,
2. уређај за искључење еластичности система – стопе, који има задатак искључења еластичности при транспорту и при лансирању,
3. механизми нивелације, правца и елевације чија је основна функција заузимање тачних елемената лансирања,
4. лансирни уређај који има низ основних функција: фиксирање ракета у цеви за време транспорта и при старту, обезбеђење аксијалног и обртног кретања ракете у старту, темпирање упаљача, механизам за отварање аеродинамичких кочница и уређај за припаљивање електричним путем [1].



Слика 3. Основне компоненте самоходног вишецевног лансера [1]

Самоходни вишецевни лансери ракета треба да задовоље основне војнотехничке карактеристике, то су:

- велика покретљивост,
- брзо дејство,
- кратко време преласка из маршевог у борбени положај и обрнуто,
- релативно ниска цена,
- гађање групних и површинских циљева,
- коришћење различитих врста муниције – ракета,
- висока поузданост старта ракете,
- безбедан транспорт ракете,
- добре камуфлажне особине.

На самоходни вишецевни лансер делују статичке и динамичке силе. У току пројектовања решавају се проблеми статичких оптерећења повољним односом захтева за масом и робусношћу конструкције. Статичка оптерећења изазивају:

1. сила тежине сопствене конструкције лансера и
2. укупна сила тежине ракета, која се мења у току лансирања, али се не мења у току транспорта.

Под динамичким оптерећењима подразумевају се :

1. оптерећења изазвана механичким силама контакта (сила брављења ракете у лансеру, промена инерцијалних оптерећења и растерећења у току лансирања),
2. гасодинамичка оптерећења у које спадају:
 - а) гасодинамичко оптерећење предње плоче лансирне кутије под дејством барутних гасова из ракетног мотора,
 - б) унутрашње-балистичко оптерећење при употреби гасогенератора за повећање почетне брзине ракете,
 - в) оптерећења услед дејства импулсне побуде ударним таласом од експлозије.
3. оптерећења изазвана ударима ветра,
4. оптерећења изазвана транспортом [1].

Данас се у наоружању Војске Србије налазе следећи самоходни вишецевни лансери ракета:

- Самоходни вишецевни лансер ракета 128 mm M94 “Пламен-С”,
- Самоходни вишецевни лансер ракета 128 mm M77 “Огањ” (слика 4),
- Самоходни вишецевни лансер ракета 262 mm M87 “Оркан”,
- Самоходни вишецевни модуларни лансер ракета “Морава” (слика 5).



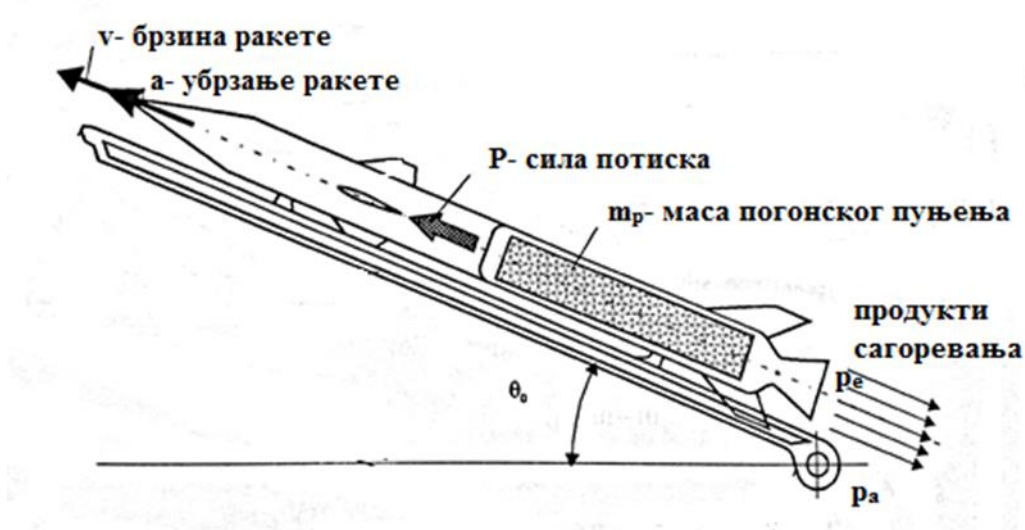
Слика 4. Самоходни вишецевни лансер ракета 128 mm M77 “Огањ” [9]



Слика 5. Самоходни вишецевни модуларни лансер ракета “Морава” [10]

1.3 Лансирање ракете

Хемијска енергија погонске материје смештене у комору ракетног мотора претвара се сагоревањем у кинетичку енергију гасова који се струјањем кроз млазник убрзавају до надзвучних брзина на излазу, услед чега се ствара реактивна сила која покреће ракету (слика 6). Потисак који остварује ракетни мотор треба да обезбеди летелици да постигне и одржи жељену брзину током лета и савлада спољне силе (отпор ваздуха, сила теже, итд.).



Слика 6. Принцип лансирања ракете [2]

Разлике у односу на лансирање класичних система су велике.

Лансирање код ракетних система врши се из отворене или делично отворене цеви док се код класичних система лансирање врши из затворене цеви.

Барутна комора код класичних система представља простор у коме је смештен барут пре опаљења док је код ракетних система то почетна запремина коморе ракетног мотора и у њој долази до сагоревања и истицања барутних гасова што је разлог коришћења отворене цеви.

Почетна брзина пројектила код класичних артиљеријских система остварује се на устима цеви док код ракетних система брзина на устима цеви углавном не значи ништа, већ брзина по завршетку рада маршевог мотора.

Код класичне артиљерије долази до трзања склопа цеви. Док код ракетних система због коришћења отворене цеви практично нема трзања и максималне величине сила које се јављају приликом лансирања су и до 1000 пута мање.

Координатни почетак код ракетних система је негде изван цеви где се остварује почетна брзина док се код артиљеријских система почетак координатног система налази на устима цеви.

Стабилност пројектила код артиљеријских система остварује се великом брзином ротацијом око уздужне осе, код ракетних система брзине ротације су много мање, разлог је у томе што при великим брзинама ротације може доћи до распадања горива због центрифугалне силе.

Самоходни вишецевни лансери ракета за разлику од класичних, возе се по борбеном пољу напуњена. Ова појава није карактеристична за топове, хаубице и минобацаче чак и када су самоходни.

1.4 Општи принципи лансирања

Заједничко за све типове ракетних лансера је да се лансирање може остварити применом неког од следећих принципа лансирања [2]:

1. Силу потиска обезбеђује рад ракетног мотора дуж лансирног уређаја тј. потребно убрзање до постизања тражене почетне брзине на устима лансера.
2. Лансирање се може остварити и путем додатног пуњења у лансеру или гасогенератора, где се ракетни пројектил лансира по унутрашњем баллистичким принципима због дејства притиска у лансирној цеви. У конструктивном извођењу овог начина лансирања могуће је неколико варијанти:
 - ради само гасогенератор,
 - у цеви истовремено раде гасогенератор и ракетни мотор,
 - један део пута лансирања ради гасогенератор, други део ракетни мотор,

- гасогенератор служи за избацивање ракете из лансерног уређаја и други.

3. За лансирање може се користити посебни ракетни мотор или се може интегрисати стартна и маршевска фаза у једном мотору. Стартни мотор може бити одбацив и неодбацив.

1.5 Предмет, задаци и циљеви истраживања

Лансирање представља део задатка гађања циља ракетним пројектилом, разликује се код вођених и невођених пројектила. За лансирање невођених пројектила из вишецевног лансера ракета може се користити гасогенератор.

Дефинисање начина лансирања, разлика у односу на класичне системе, опис математичког модела лансирања и проблема који се јављају при лансирању ракете представљају теоријску основу овог рада.

Код гасогенераторског начина лансирања јављају се одређени проблеми, главни проблем представља сила трзања. Предмет рада представља решења проблема гасогенераторског лансирања ракете уз услов минималне силе трзања. За решавање овог проблема користи се дато програмско решења [3] са измењеним полазним подацима и алгоритам формиран на основу тог решења.

Опис, математичка модел и симулација гасогенераторског лансирања дати су уз одговарајуће претпоставке.

Основни циљ овог рада састоји се у:

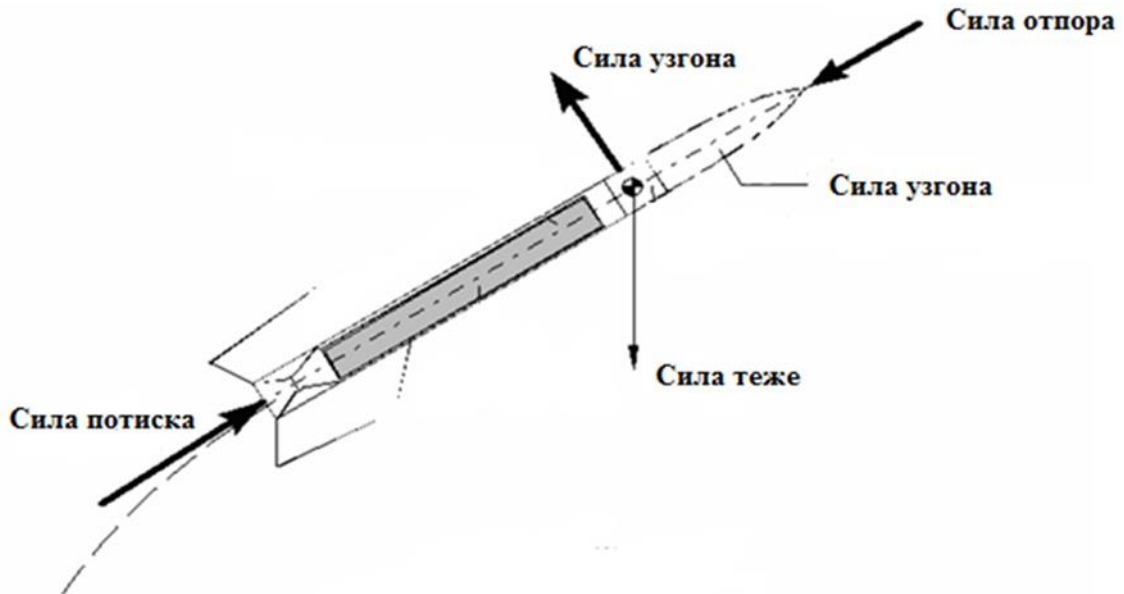
- добијању веће почетне брзине на устима цеви,
- регулисању силе трзања лансерног уређаја.

Изучавање гасогенераторског лансирања анализирано је са аспекта употребе поткалибарног гасогенератора у цеви који има сопствене млазнице и заобилазни бестрзајни млазнички склоп за истицање гасова у цеви уз одговарајуће претпоставке.

2. МАТЕМАТИЧКИ МОДЕЛ ЛАНСИРАЊА РАКЕТЕ

2.1.1 Сила потиска

При сагоревању ракетног пуњења, продукти сагоревања истичу кроз млазник и у складу са законом о промени количине кретања долази до покретања ракете у супротном смеру од смера истицања гасова (слика 7).



Слика 7. Силе које делују на ракету [6]

Убрзање које сила потиска даје ракети од посебног је значаја. Јавља се бочно убрзање нормално на путању, аксијално убрзање и угаоно убрзање око попречне осе [4].

У случају да је у тренутку $t=0$ маса ракете једнака m_0 , брзина $v=0$ за време dt мотор ракете избаци масу dm , брзином u_e ако се занемари инерција ракете и отпор средине долази до прираста брзине dv . Закон одржања количине кретања даје:

$$u_e dm + m dv = 0 \quad (2.1)$$

одакле је:

$$dv = -\frac{u_e dm}{m}$$

односно:

$$\frac{dv}{dt} = a = -\frac{u_e \frac{dm}{dt}}{m} \quad (2.2)$$

Једначина 2.2 представља познату једначину Цикловског помоћу које се израчунава коначна брзина ракете v у сваком тренутку времена, када је маса ракете m позната у односу на почетну масу m_0 .

Ако поред горе наведених услова за неки мали тренутак времена $t+dt$ прираст количине кретања гасова ракетног мотора је $u_e dm$. Промена импулса силе потиска за то време је $P dt$. Ове две величине су међусобно једнаке:

$$P dt = -u_e dm \quad (2.3)$$

Ако је $P = \text{const.}$, интеграцијом се добија следећи израз:

$$P \int_0^t dt = -u_e \int_{m_g}^0 dm \quad (2.4)$$

Пошто је $P t = u_e m_g = I_t$ следи:

$$P = u_e \frac{m_g}{t} = \dot{m}_g u_e \quad (2.5)$$

Где је:

I_t - тотални импулс,

$\dot{m}_g$ - масени проток продуката сагоревања.

Количина потиска, коју производи ракетни мотор, зависи од количине кретања кроз њега, излазне брзине издувних гасова и притиска на излазу из млазнице:

$$P = \dot{m}_g u + (p_i - p_a) S_i = \dot{m}_g \left(u + \frac{p_i - p_a}{\dot{m}_g} S_i \right) \quad (2.6)$$

Где су:

u - брзина истицања гасова из ракетног мотора у атмосферу,

p_a - атмосферски притисак,

p_i - притисак гасова на излазу из млазника,

S_i - излазни пресек млазника.

Све наведене променљиве зависе од пројекта млазнице. Пожељно је да притисак на излазу буде једнак притиску слободно простора околине, што је идеално.

Ефективну брзину истицања представља израз у загради:

$$u + \frac{p_i - p_a}{\dot{m}_g} S_i$$

Следи да је:

$$P = \dot{m}_g u_e \quad (2.7)$$

Члан $(p_i - p_a) S_i$ чини око 10 % од силе потиска.

Величина ефективне брзине истицања може се изразити преко специфичног импулса ракетног мотора I_{sp} . Специфични импулс је мерило промене импулса, количине кретања, које производи јединица масе ракетног горива. Дефинише се и као временски период потребан за генерисање јединичног потиска сагоревањем јединице ракетног горива [6].

$$u_e = I_{sp}^t g \quad (2.8)$$

Где је:

$$I_{sp}^t - \text{специфични тежински импулс} \left[\frac{Ns}{N} \right],$$
$$I_{sp}^m = \frac{I_i}{m_g} \quad (2.9)$$

Где је:

$$I_{sp}^m - \text{специфични масени импулс} \left[\frac{Ns}{kg} \right].$$

$I_t = \int_0^t P dt = P_{sr} t$ тотални импулс једнак је површини испод криве у дијаграму $P=f(t)$.

Од врсте ракетног горива, услова сагоревања ракетног пуњења у комори мотора и од обика млазника зависи вредност специфичног импулса.

2.1.2 Сила тежине

Услед промене убрзања земљине теже долази до промене силе тежине према промени висине лета ракете. Према општем закону гравитације одређује се сила којом Земља привлачи ракету:

$$G = f \frac{m_z m_r}{r^2} \quad (2.10)$$

Где су:

f - гравитациона константа,

m_z - маса Земље,

m_r - маса ракете,

r - растојање центра масе ракете од центра масе Земље ($r=R+h$).

Поред силе гравитације на тело које ротира са Земљом делује и сила инерције настала ротацијом Земље. Силу тежине одређује збир дејства силе гравитације и центрифугалне силе. Правац и смер силе теже је од тежишта ракете ка центру Земље.

2.1.3 Аеродинамичке силе

Услед отпора ваздуха на површини ракете при њеном лету кроз атмосферу јављају се аеродинамичке силе. На висини до 80 km осећа се дејство аеродинамичких сила, на већим висинама због мале густине ваздуха оне се могу занемарити и узети да ракета лети у вакууму.

На ракету у лету делује укупна аеродинамичка сила која се састоји од силе трења и силе притиска. Вискозност ваздуха изазива силу трења. Зависи од брзине и висине лета ракете и храпавости њених површина. Сила трења углавном није осетљива на промену нападног угла и угла клизања.

Зона повишеног притиска образује се на предњем делу ракете при кретању ракете са нападним углом и углом клизања једнаким нули. На задњем делу ствара се зона

сниженог притиска. Сила разлике притисака зависи од нападног угла и угла клизања, са растом ових углова повећава се сила [4].

Аеродинамичка сила зависи од величине и облика ракете, брзине и њеног лета, величине нападног угла и угла клизања.

Укупна аеродинамичка сила може се изразити преко следећег израза:

$$F_i = c_i q S_r \quad (2.11)$$

Где су:

c_i - коефицијент укупне аеродинамичке силе,

$q = 0,5\rho v^2$ - динамички притисак,

S_r - карактеристична површина ракете на коју се односе коефицијенти аеродинамичке силе.

Пројекцијама на осе брзинског координатног система, добија се укупна аеродинамичка сила која делује на ракету у лету.

Пројекција на осу X представља силу чеоног отпора:

$$F_x = X = c_x \frac{\rho v^2}{2} S_r \quad (2.12)$$

Сила узгона јесте пројекција на осу Y:

$$F_y = Y = c_y \frac{\rho v^2}{2} S_r \quad (2.13)$$

Бочна сила представља пројекцију на осу Z:

$$F_z = Z = c_z \frac{\rho v^2}{2} S_r \quad (2.14)$$

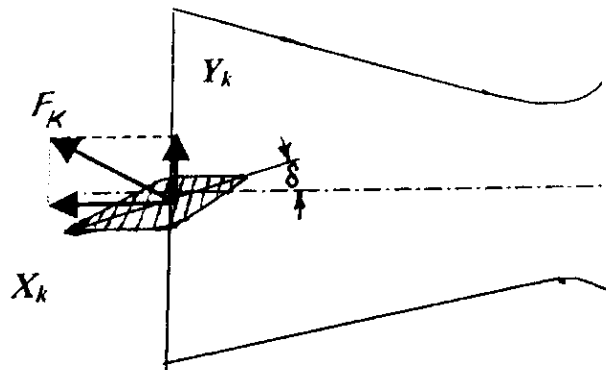
Где су c_x , c_y , c_z – бездимензиони коефицијенти аеродинамичке силе.

2.1.4 Сила управљања

Управљивост ракете представља способност промене њених параметара кретања као што су нападни угао, угао скретања и други, при дејству органа управљања. Зато се код вођених ракета јављају сила и момент управљања при кретању ракете, који улазе у једначине кретања вођене ракете пошто од њих зависи облик њене путање. Ракета је теже управљива уколико је степен статичке стабилности већи. Па вођене ракете имају мању статичку стабилност од невођених. Степен статичке стабилности за вођене ракете је око 3%.

Извршни органи система управљања могу бити: гасна крмила, аеродинамичка крила, покретна млазница, прстенасти дефлектори, млазница за покретним проширењем, убризгавач течности и удувавач гаса у проширење млазника.

На слици 8 приказано је дејство гасних крмила, на смањење потиска делује компонента X_k док као управљачка сила ракете делује компонента силе узгона Y_k .



Слика 8. Дејство гасних крмила [4]

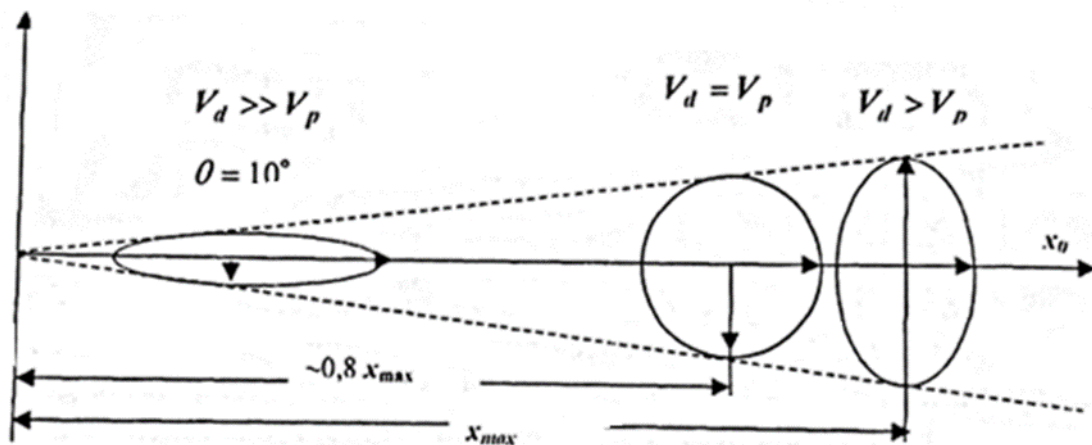
Гасна крмила се могу поставити на место стабилизатора и извршавати и ту улогу или у проширени део млазника као гасна. Користе се и за ракете тактичке намене пошто стварају велики губитак енергије. Предности примене гасних крмила су: линеарна зависност управљачке силе од угла заокрета, једноставност конструкције, прихватљив ниво величине шарнирног момента. Због значајне ерозије гасова гасна крмила морају бити јаче димензионисана што се постиже увећањем дебљине пресека [4].

3. ПРОБЛЕМИ ЛАНСИРАЊА РАКЕТЕ

3.1 Растурање ракете

Сваки систем лансер-ракета карактерише се својом сликом погодака (елипсом растурања), односно прецизношћу и тачношћу гађања. Слика погодата мења се са дометом.

Елипса погодака највише је издужена на најмањим дометима у правцу гађања. Како се повећава даљина гађања дужина елипсе растурања се смањује, долази до повећања њене ширине. Близу максималног домета долази до изједначавања обе осе елипсе растурања и елипса постаје круг. На слици 9 приказан је утицај промене даљине гађања на растурање ракете.



Слика 9. Растурање у функцији даљине гађања [4]

Код невођених ракета на минималном домету јавља се највеће издужење елипсе погодака. Повећавањем домета смањује се растурање по даљини, док се растурање по правцу повећава. За ову врсту ракета гледано у функцији растурања битно је кретање ракете у активној фази лета.

На ракету у лету увек делују поремећајне силе и моменти настали деловањем различитих поремећајних фактора. Поремећајни фактори настају услед одступања параметара ракете као што су масе, силе потиска, геометрија од номиналних вредности. Последица су одступања у производњи при изради ракете, монтаже, одступања од технолошких и геометријских карактеристика ракетног горива као и неадекватна конструкцијска решења која ремете процесе у ракетном мотору. Ова одступања доводе до промене аеродинамичких сила, сила тежине, потиска и њихових момената.

Јављају се и поремећаји услед одступања параметара атмосфере од стандардних вредности.

Поремећајне силе и моменти услед вођења и управљања јављају се код вођених ракета. Главни поремећаји који утичу на растурање ракета су поремећаји настали услед ексцентричности силе потиска, при силаску ракета са лансера, еластичне закривљености лансера под оптерећењем целе тежине ракете на врху лансера, зазори између лансера и ракете. Доминантни поремећајни фактор представља гасодинамички ексцентрицитет [4].

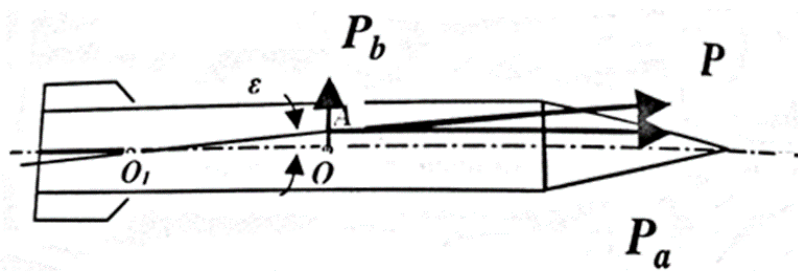
Невођене ракете достигле су тачност и прецизност који се може упоредити са системима класичног наоружања где су пре пола века разлике биле велике. У табели 1 прилазана су достигнућа на плану побољшања прецизности невођених ракета.

Табела 1. Приказ карактеристика раступања при гађању на максимални домет [1]

Врсте пројектила	Време производње	V_d / x	V_p / x
Артиљерисјки пројектили	1941-1945.год	$(0,55 \div 0,33)\% \sim 0,42\%$	$(0,067 \div 0,033)\% \sim 0,05\%$
Минобацачке мине	1941-1945.год	$(1,66 \div 0,66)\% \sim 1,16\%$	$(0,66 \div 0,5)\% \sim 0,58 \%$
Невођене ракете	1941-1945.год	$(3,3 \div 1)\% \sim 2,15\%$	$(6,6 \div 1)\% \sim 3,8\%$
Невођене ракете система „Оркан“	1987.год	0,4%	0,43%

3.1.2 Ексцентричност силе потиска

Ексцентричност силе потиска јавља се услед нетачности у производњи металних делова и ракетног горива ракете. Јављају се одступања због којих вектор силе потиска не пролази тачно кроз центар масе ракете. Па ова линерна и угаона ексцентричност силе потиска отклања ракету од тангенте на путањи. Угаона ексцентричност ϵ (слика 10) јесте угао између вектора потиска и уздужне осе ракете. Линеарна растојање од вектора потиска до центра масе ракете $OA=e$ [4].



Слика 10. Ексцентричност силе потиска [4]

Због нехомогене расподеле притиска у унутрашњости ракетног мотора, посебно оне на зидовима млазнице, јавља се и гасодинамичка ексцентричност која доводи до несиметрије силе потиска.

Силе које настају услед наведених ексцентричности сумирају се и дају резултујућу бочну силу P_b и момент $M_\varepsilon \approx P_a e$. То су најважнији поремећајни фактори ракете. Компонента по уздужној оси ракете P_a резултујуће силе потиска једнака је:

$$P_a = m a_p \cos \varepsilon \cong m a_p \quad (3.1)$$

Компонента по попречној-нормалној оси ракете рачуна се:

$$P_b = m a_p \sin \varepsilon \cong m a_p \varepsilon \quad (3.2)$$

Путања ракете излази из равни гађања што узрокују поремећајне силе. То доводи до померања падне тачке ракете од нишанске тачке. Бочни отклон или скретање ракете (отклон по правцу или растурање по правцу) јесте растојање падне тачке ракете од равни гађања. Бочни отклони представљају случајне величине које карактерише променљивост у функцији времена и по правцу и по величини. Разликују се и код једнотипних ракета од ракете до ракете што узрокује бочно растурање.

У активној фази лета оса ракете не прати тангенту на путањи већ се отклања за неки нападни угао α што је последица дејства поремећајних фактора. Па се и сила потиска разлаже на две компоненте:

- тангенцијалну компоненту P_a ,
- радијалну (нормалну) компоненту P_b .

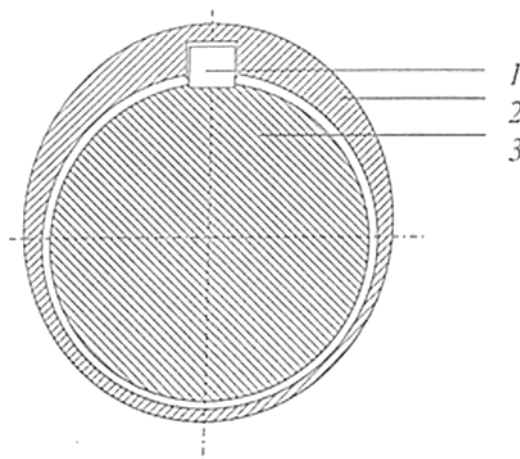
До закривљености путање доводи радијална компонента и разликује се од ракете до ракете што доводи до растурања ракета по даљини.

Смањење ексцентрицитета силе потиска употребом лаганоротирајућих ракета

Најједноставније начин за смањење утицаја ексцентричности силе потиска је увођење лагане ротације око уздужне осе ракете тј употреба лаганоротирајућих ракета. Применом овог начина бочна сила и поремећајни момент ротирају заједно са ракетом и делују час са једне час са друге супротне стране чиме поништавају првобитно створена одступања остављајући неки мањи средњи отклон.

Ротација ракете се може остварити на више начина [4]:

- нагибом млазница или косо постављеним крилцима у млазници помоћу силе потиска,
- косо постављеним крилцима стабилизатора ракете, која у лету стварају аеродинамички момент,
- спиралним жљебом у цеви лансера који води вођицу ракете при лансирању (слика 11),
- комбинацијом неким од наведених решења.



Слика 11. Цев са спиралним жљебом [4]

1- вођица ракете, 2 - цев са жљебом, 3-ракета

3.2 Утицај померања лансера на кретања ракете

Конструкција лансера треба да обезбеди што мање поремећаје почетног лета ракете. Зато је потребно при конструисању лансера познавање свих оптерећења, њихових генералисаних координата и првих извода вектора стања лансера у условима старта, ово зависи и од крутости и инерцијалних карактеристика елемената конструкције лансера при кретању ракете на лансеру и при напуштању лансера. Све ово одређује почетне параметре путање ракете, што делом утиче и на растурање на циљу код невођених ракета.

Самоходни вишецевни лансери возе се по борбеном пољу напуњени па при кретању по беспућу случајна оптерећења периодичног карактера врше комбиноване побуде оруђа и муниције. То даје посебне задатке тактичко-техничким захтевима.

На ракету се преносе померања лансера изазвана осциловањем услед елеастичности цеви, осциловањем самоходне платформе као поремећај који даје резултујући угао нагињања. Промена почених услова гађања ракетом настаје услед различитих утицаја. Главне утицаје представљају [2]:

- кретање самоходног вишецевног лансера односно гађање ракетом из покрета,
- осциловање носача ракете, односно осциловање оруђа на самоходном носачу лансера,
- несаосност ракете и линије гађања лансера при њеном силаску са лансирне цеви,
- утицај гасодинамичких оптерећења насталих услед млаза ракетног погона у тренутку изласка ракете из лансирне цеви.

3.2.1 Утицај типа старта на лансирање ракете

На величину вероватног отклона угла и угаоне брзине поремећаја при старту значајно утиче тип старта. Старт је процес опаљења и механичког вођења ракете усмеривачем лансера како би се обезбедили задати почетни параметри лета ракете при напуштању лансера. Састоји се од више радњи, које условљавају понашање ракете и лансера.

Процес старта се састоји од следећих фаза [1]:

Прва фаза јесте статичко стање до покретања ракете на лансеру. Могу се јавити два случаја. Први када се систем налази у стању мировања и има нулте почетне услове. Други када је систем покретан или је имао претходно опаљење па је при том дошло до осциловања или се јавља јак ветар па долази до промене почетних услова.

Време од почетка кретања ракете до напуштања лансера код истовременог старта или губитак контакта са лансером предњег ослонца ракете код разновременог старта предстаља другу фазу.

Трећа фаза је време од ослобађања предњег ослонца ракете до губитка контакта задњег ослонца ракете код разновременог старта.

После потпуног ослобађања ракете од лансера настаје четврта фаза, када ракета излазним гасовима ракетног мотора снажно делује на лансер.

Разлози због којих је битно познавање старта лансер-ракета су [1]:

- одређивање угаоног поремећаја ракете φ и угаоне брзине тог поремећаја $\dot{\varphi}$ при губљењу контакта ракете са лансером. Од овог делом зависи и прецизност ракете тј. растурање ракете на циљу,
- одређивање преоптерећења, која на ракету делују при старту,
- одређивање динамићких оптерећења која делују на лансер како би се извршило правилно димензионисање лансера.

Вредност случајних поремећајних сила није позната. Ова непредвидива оптерећења могу да нарасту на вредности веће од детерминистичких оптерећења. Најчешће настају услед:

- ексцентричности силе потиска ракете,
- удара излазних гасова о конструкцију лансера,
- удара ветра,
- еластичних поремећаја ланера који укључују и еластичност тла на које се лансер ослања.

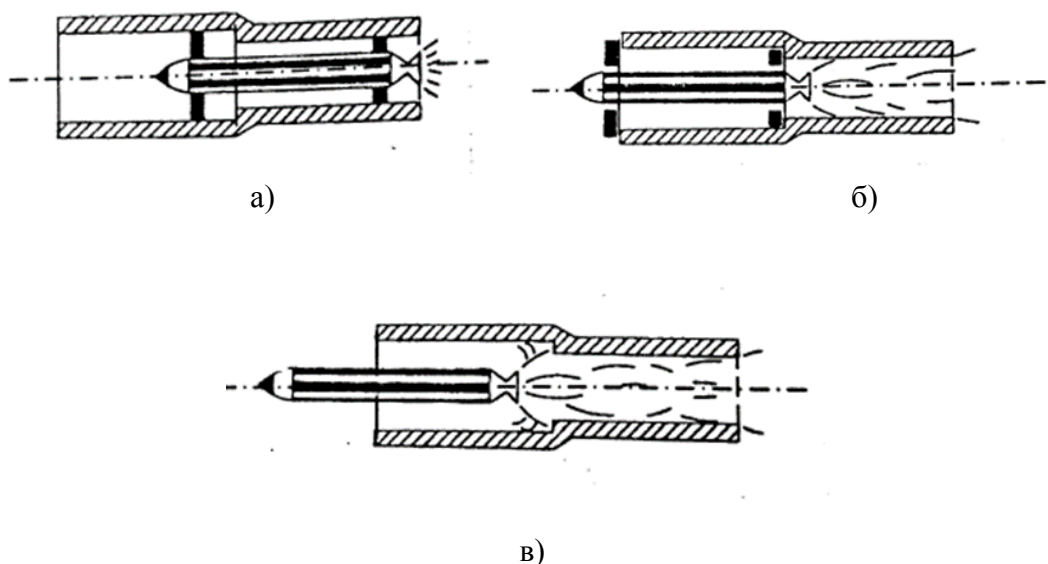
Од типа старта односно начина вођења ракете у цеви и начина напуштања цеви зависи утицај лансера на почетни лет ракете. Могућа су три случаја:

- истовремени старт,
- разновремени старт,
- нулти старт.

Истовремени старт

Код истовременог напуштања цеви (слика 12) сва кретања цеви, настала услед деформација приближно једнако утичу на оба ослоња ракета. Чиме се практично отклања стварање угла закретања φ и угаоне брзине $\frac{d\varphi}{dt}$ ракете. Проблеми који се јављају код оваквог начина лансирања [1]:

1. Скраћење дужине вођења ракете за међурастојање клизача. Овај проблем може се решити повећањем дужине цеви, што доводи до повећања габарита.
2. Цев на једном свом делу мора бити већег пречника. Ово доводи до стварања много већих габарита по ширини и висини, што код вишецевних лансера представља тешко прихватљиво решење.
3. Приликом струјања издувних гасова ракетног мотора у цеви, која има промену пресека и чеони прстен на унутрашњој површини што представља препреку струјању. Долази до одбијања гасова, узводног струјања и поновног мешања са основном гасном струјом због удара гасова на прстенасто дно овог дела цеви у моменту када млазница стигне до проширеног предњег дела цеви. Овако створено струјно поље показује разне нивое комплексности што може довести до неизједначеног – асиметричног струјања гасова.
4. Отежана вођена ротација ракете у цеви.

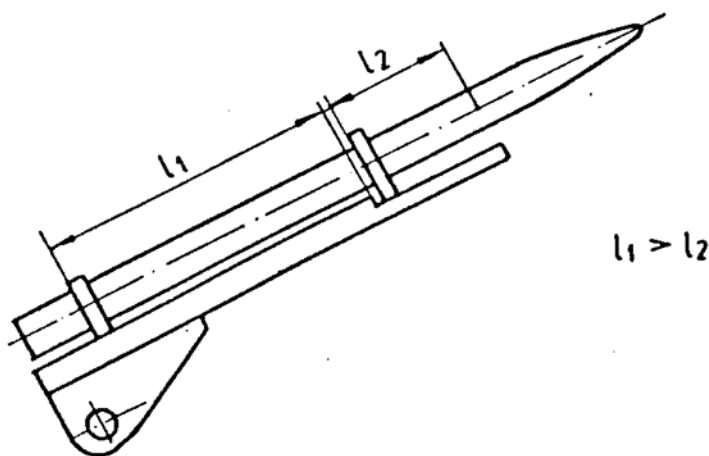


Слика 12. Фазе истовременог напуштања цеви [5]

а) припалљивање – ракета забрављена; б) истовремено ослобађање; в) слободни лет

Разновремени старт

Код вишецевних лансера се најчешће примењује разновремено напуштање цеви ракете (слика 13). Овај тип старта подразумева да ослонци ракете неистовремено напуштају лансер. У случају разновременог старта, после напуштања предњег ослонца, ракета има више степени слободе кретања, па долази до појаве просторног система сила, који доводи до отежаног утврђивања вектора поремећајног стања $\vec{w}_p$ и предвиђања вероватног одступања ракете при напуштању лансера, односно њеног положаја у простору који је дефинисан угаоним отклоном и угаоном брзином тог отклона ракете.

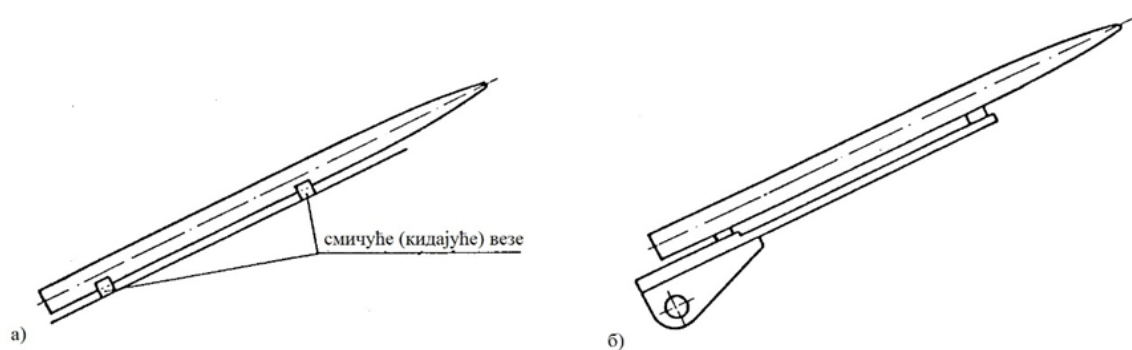


Слика 13. Разновремени старт [1]

Момент делимичног ослобађања вођења ракета од стране лансера код цевних лансера наступа при преласку тежишта ракете преко уста цеви. Тада долази до скретања ракете према доле пошто је тежи део ракете слободан, док сви остали поремећајни случајни утицаји долазе до изражаја. Проблем скретања може се делимично ублажити ако се ракета тачно води у цеви, само са зазором за клизне спојеве, па цев још увек са грешком пропорционалној величини тог зазора води ракету и не дозвољава њено одступање. Ово представља предност цевних лансера у односу на друге, посебно што цев има и велику крутост нормално на правац кретања ракете тј. у правцу деловања компоненте тежине ракете.

Нулти старт

Душина вођења по усмеривачу лансера је једнака или блиска нули. Примењује се за решења код којих носач лансера има већ значајну брзину па није потребно додатно убрзање ракете на лансеру. Постоји више варијанти извођења, један је везивање ракете преко посебних елемената за лансер где при старту долази до кидања веза и губитка контакта, слика 14а или једновремени губитак везе лансер - прстенови за вођење, слика 14б.

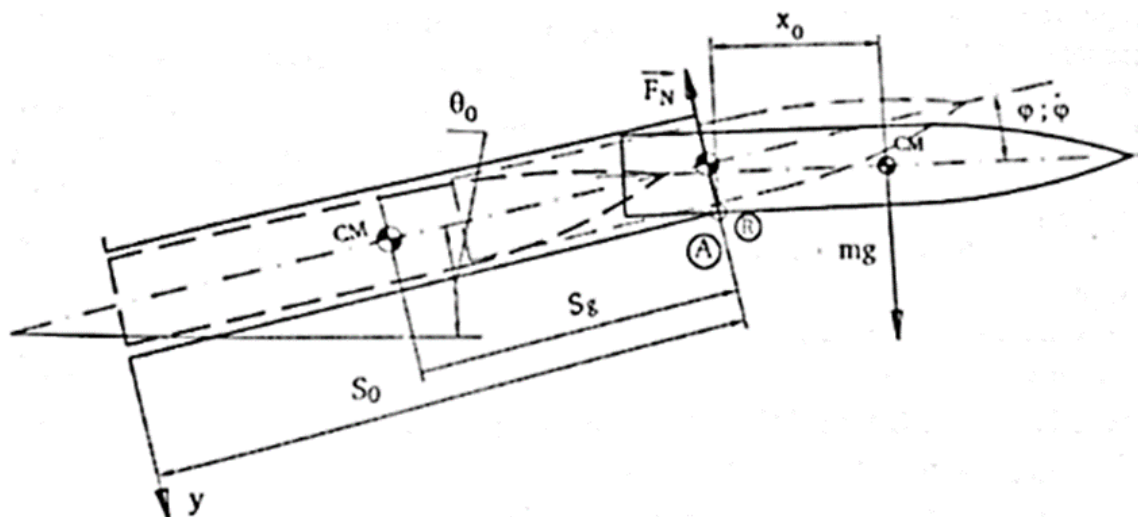


Слика 14. Нулти старт [2]

Недостатак овог решења јесте мала почетна брзина ракете у односу на лансер, при напуштању лансера, што повећава вероватноћу судара ракете са лансером.

3.3 Почетно нагињање ракете

При лансирању ракете из лансирне цеви најчешће ракета налаже целом својом дужином на благо профилисане испусте. Када таква ракета напусти лансирну цев услед дејства гравитације долази до њеног нагињања око осе. Угао нагињања постаје све већи како ракета напушта цев (слика 15) јер се тачка нагињања налази на устима тј. врху лансирне цеви.



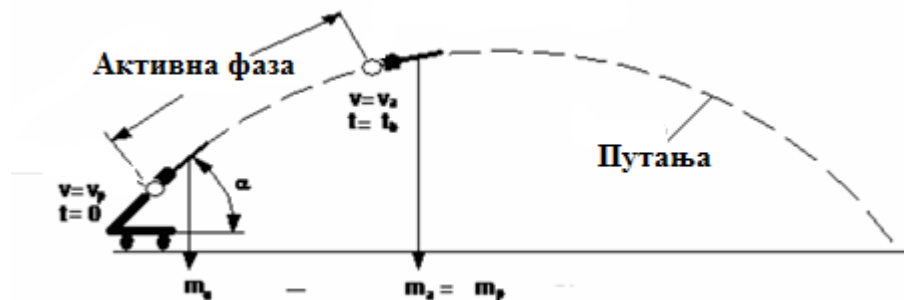
Слика 15. Појава угла нагињања ракете [4]

Појава одговарајућег скретања ракете и промашаја циља услед ексцентрицитета сила потиска. Решења за смањење овог проблема су [4]:

- Увођење ротације ракете још у цеви лансера и њено одржање или повећавање бар на активном делу путање.
- Повећање почетне брзине ракете, што се постиже повећањем убрзања само у цеви лансера како би се повећала аеродинамичка стабилишућа сила, а смањило убрзање на нормалне вредности летног мотора чим ракета напусти цев како би се смањиле поремећајне силе.

3.4 Утицај ветра на лет ракете

На лет ракете значајни утицај има ветар јер изазива скретање ракете са путање коју би имала у некој мирној атмосфери. Овај утицај се неједнако одражава на активном и пасивном делу путање. Много је већи на активном делу путање (слика 16). Због сталног мењања интензитета и смера ветра налети ветра могу да буду узрок растурања ракете. Па је неопходно при гађању располагати са подацим о ветру и на бази њих уносити преправке у елементе гађања према таблицама гађања.



Слика 16. Активни део путање [6]

4. ГАСОГЕНЕРАТОРСКО ЛАНСИРАЊЕ РАКЕТЕ

Основни задатак гасогенератора јесте обезбеђење додатног убрзања ракете у цеви лансера на неку задату брзину и развијање силе потиска. У циљу стабилнијег и правилнијег кретања ракете пре и после напуштања цеви лансера чиме се повећава њена прецизност.

Експериментална искуства обезбеђују успешан рад са гасогенератором који може да оствари почетне брзине ракете од 110 m/s и више.

Употреба генератора гаса за лансирање проузрукује проблеме за конструкторе оваквог решења. Начешћи проблеми су [3]:

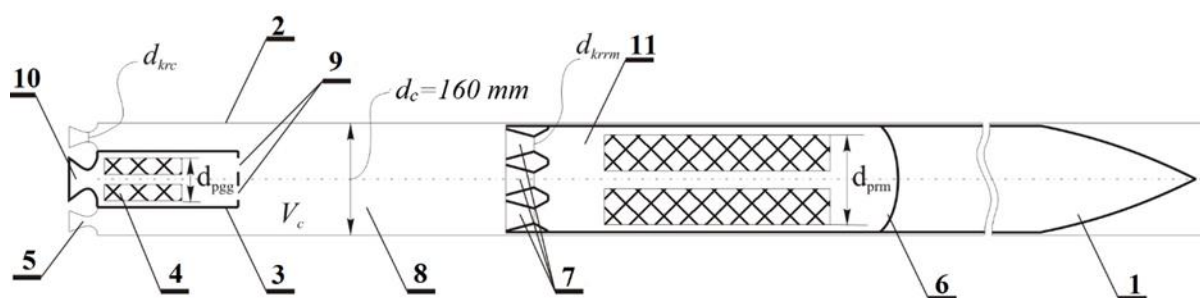
1. Гасогенератор са својим пуњењем мора заједно са ракетом да се интегрише у лансирну цев пре лансирања пројектила.
2. Како не би дошло до оштећења доњег дна ракетног мотора са млазником као и склопљених крилца услед удара барутних гасова ти делови се морају заштитити.
3. Поремећај почетних елемената гађања може доћи због трзаја лансера насталог услед истицања барутних гасова и њиховог кретања кроз лансирну цев у току лансирања.
4. Услед губитка нивелације ослонаца или деформације лансирне кутије може доћи до поремећаја почетних елемената. За решење овог проблема користе се задње млазнице за допунско истицање поред гасогенератора. Ту конструкцију чини поткалибарна комора са чеоним или бочним отворима за истицање продуката сагоревања у цев ради покретања ракете.
5. Појава високог термичког оптерећења задњег дела цеви и ракете насталог у току лансирања. Што додатно усложњава конструкцију склопова вишецевног лансера ракете.

4.1 Модел гасогенераторског лансирања

Код модела гасогенераторског лансирања полази се од претпоставке да при укључењу ракетни мотор припали гасогенератор и да се оба процеса одвијају истовремено. Да су термодинамички и гасодинамички процеси у комори цеви и у комори сагоревања ракетног мотора узајамно повезани и међусобно зависни. Битне претпоставке које се уводе су:

- ракетно гориво сагорева по геометријском закону нормале на површину сагоревања;
- састав продуката сагоревања одговара равнотежном саставу за задате услове притиска и температуре сагоревања;

- процес истицања барутних гасова из цеви кроз млазнице разматра се као квазистационаран, надкритичан и без допунског опструјавања око ракете у смеру њеног кретања;
- процеси истицања барутних гасова из коморе ракетног мотора у цев или могућег струјања из цеви у ракетни мотор (уколико је режим поткритичан), узимају се као квазистационарни. Режим истицања зависи од односа притисака у цеви и комори ракетног мотора;
- истицање из гасогенератора је увек надкритично с обзиром да се очекује да је притисак у њему увек много већи од притиска у цеви без обзира на масени проток који формира ракетни мотор.



Слика 17. Принципијски цртеж гасогенераторског лансирања [3]

Ракета (1) се поставља у цев (2) где се држи помоћу брава док пораст силе потиска не достигне дату величину. На дно лансирне цеви иза пројектила поставља се гасогенератор (3) са својим пуњењем од чврстог ракетног горива (4). Млазнице цеви (5) кроз које продукти сагоревања истичу у атмосферу постављене су око гасогенератора. Продукти сагоревања настали сагоревањем горива у ракетном мотору (6) истичу кроз млазнице ракетног мотора (7) у простор цеви иза ракете (8) а затим преко млазница цеви (5) у атмосферу.

На гасогенератору постоје бочни или предњи отвори (9) који служе за истицање дела барутних гасова у цев, насталих сагоревањем гасогенераторског пуњења чиме долази до покретања ракете. Други део барутних гасова истиче кроз задње млазнице (10) на гасогенератору како би дошло до уравнотежења сила које се јављају код оваквог начина лансирања. Што значи да у току кретања ракете кроз цев може доћи до истицања барутних гасова из ракете брзинама већим и мањим од критичне. Ово зависи од односа притисака у комори ракетног мотора (11) и у унутрашњем делу цеви иза ракете [3].

Унутрашње балистички прорачун описује кретање пројектила у цеви од момента опаљења до тренутка напуштања цеви. Важни задаци овог прорачуна су:

1. Одређивање основних параметара кретања пројектила у цеви: притиска $p(t)$, брзине $v_r(t)$, пута $x(t)$ и температуре $T(t)$ при познатим почетним условима.
2. Одређивање почетних величина, који обезбеђују почетну брзину пројектила и бестрајност.

Одређивање законитости промене основних параметара кретања пројектила у цеви врши се решавањем једначина које описују гасодинамичке и термомеханичке процесе у простору цеви иза ракете и у ракетном мотору. Како би се те једначине извеле користи се принцип осредњавања параметара смеше продуката сагоревања који испуњавају одређену запремину цеви, у обзир се не узимају ни таласне појаве као и кретање продукта сагоревања у цеви. Применом оваквог приступа значајно се упрошћава прорачун, зато што је могуће процесе у цеви описати системом диференцијалних једначина првог реда.

4.2 Физички и математички модел гасогенераторског лансирања

Примењујући законе одржања масе и енергије продуката сагоревања који испуњавају простор цеви иза пројектила добија се систем једначина који описује ток гасодинамичких и термомеханичких процеса у том простору. Поред система једначина користе се допунске једначине кретања пројектила, састава продуката сагоревања, као и неке помоћне једначине и изрази [3].

Применом закона о одржању масе на продукте сагоревања који испуњавају слободну запремину, добија се:

$$\frac{d}{dt}(\rho_c V_c) = \dot{m}_{gg1} + \dot{m}_{rm} - \dot{m}_{V_c} \quad (4.1)$$

где су:

ρ_c - средња вредност густине продуката сагоревања у запремини V_c ,

$\dot{m}_{gg1}$ - масени проток продуката сагоревања у слободну запремину цеви иза дна пројектила насталих услед сагоревања гасогенератора,

$\dot{m}_{rm}$ - масени проток продуката сагоревања у слободну запремину цеви иза дна пројектила насталих услед сагоревања горива у ракетном мотору,

$\dot{m}_{V_c}$ - масени проток продуката сагоревања из слободне запремине цеви иза пројектила кроз отворе на цеви (млазница).

Масени проток $\dot{m}_{gg1}$, добија се преко следећег израза:

$$\dot{m}_{gg} = C_{Dgg} \cdot p_{gg} \cdot A_{tgg} \quad (4.2)$$

где су:

C_{Dgg} - коефицијент масеног протока гасова из гасогенератора, који се добија:

$$C_{Dgg} = \frac{1}{\dot{c}_{gg}}$$

$\dot{c}_{gg}$ - карактеристична брзина истицања гасова из гасогенератора,

p_{gg} - притисак у комори гасогенератора,

A_{tgg} - збирна површина пресека грла млазница гасогенератора.

Проценат гасова у гасогенератору који улазе у простор цеви иза дна ракете ($k = 0 \div 1$), уводи се из разлога што само део гасова насталих сагоревањем пуњења гасогенератора улази у цев. Масени проток гасова из гасогенератора у цев:

$$\dot{m}_{gg1} = k\dot{m}_{gg}$$

Односно:

$$\dot{m}_{gg1} + \dot{m}_{gg2} = \dot{m}_{gg}$$

Када се истицање гаса врши брзином већом од критичне, масени проток гаса кроз млазнице на цеви $\dot{m}_{Vc}$ изражава се завишношћу [3].:

$$\dot{m}_{Vc} = \varphi_{2S} \Gamma(k) \frac{p_c A_{tC}}{\sqrt{RT_C}} \quad (4.3)$$

где је:

φ_{2S} - коефицијент фиктивности, који представља однос збира масеног протока гаса који улази у цев и масеног протока гаса из цеви [3],

$\Gamma(k) = \sqrt{k} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}$ - функција коефицијента изотропе [3],

A_{tC} - збирна површина пресека грла млазница цеви,

p_c - средњи притисак у простору цеви иза пројектила,

T_C - средња температура продуката сагоревања у цеви иза пројектила,

k, R - коефицијент изотропе и гасна константа продуката сагоревања у цеви иза пројектила.

Површина отвора A_{tC} , када у цеви постоји више отвора (млазница) који се не отварају једноремено, рачуна се према изразу:

$$A_{tC} = \sum_{i=1}^n A_{ti} I(t_i) \quad (4.4)$$

где је:

$$I(t_i) = \begin{cases} i & \text{за } t \geq t_i \\ 0 & \text{за } t < t_i \end{cases} \text{ - јединична функција,}$$

t_i - тренутак отварања i -тог отвора чија је површина S_i .

Израз за масени проток $\dot{m}_{rm}$ продуката сагоревања из ракетног мотора у слободну запремину цеви иза дна пројектила је сложеног облика, јер се при његовом извођењу мора узети у обзир могућност јављања струјања продуката брзином мањом од критичне, па чак и различитог смера истицања продуката сагоревања.

Проток продуката сагоревања из коморе је позитиван и једнак протоку кроз млазник мотора ако је притисак у комори ракетног мотора (p_{rm}) већи од притиска у цеви иза дна пројектила (p_c). За израчунавање тог протока користи се:

$$\dot{m}_{rm} = C_{drm} \cdot p_{rm} \cdot A_{trm} \quad (4.5)$$

где су:

C_{drm} - коефицијент масеног протока гасова из ракетног мотора,

p_{rm} - средњи притисак у ракетном мотору,

A_{trm} - критични попречни пресек млазника.

Коефицијент истицања C_{drm} кроз млазник мотора зависи од односа притисака у комори ракетног мотора и цеви [3], што се види из следећих израза:

$$\left. \begin{aligned} C_{drm} &= \frac{\varphi_2 \Gamma(\kappa)}{\sqrt{RT}} \quad \text{за } \frac{p_c}{p_{rm}} \leq \pi^* \\ C_{drm} &= \varphi_2 \sqrt{\frac{2\kappa}{RT} \left[\left(\frac{p_c}{p_{rm}} \right)^{\frac{2}{\kappa}} - \left(\frac{p_c}{p_{rm}} \right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa}} \right]} \quad \text{за } 1 \geq \frac{p_c}{p_{rm}} > \pi^* \end{aligned} \right\} \quad (4.6)$$

где је:

π^* - однос притисака при којем долази до преласка струјања надкритичном брзином на струјање са подкритичном брзином и обрнуто.

Вредност π^* може битно зависити од угла отвора или профила млазнице када се истицање гаса врши кроз млазницу. Када су веће вредности угла отвора, вредност π^* је приближна вредности односа притисака при истицању кроз отвор:

$$\pi^* = \left(\frac{2}{\kappa+1} \right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}} \quad (4.7)$$

док за мале вредности угла π^* расте, односно спорије се долази до критичног режима истицања.

Величина $\dot{m}_{rm}$ постаје негативна и продукти сагоревања из дела цеви иза пројектила улазе у ракетни мотор ако је $p_c > p_{rm}$. У том случају је:

$$\dot{m}_{rm} = -C_{drm} \cdot p_{rm} \cdot A_{trm} \quad (4.8)$$

где је:

$$\left. \begin{aligned} C_{drm} &= \frac{\varphi_2 \Gamma(\kappa)}{\sqrt{RT}} \quad \text{за } \frac{p_c}{p_{rm}} \leq \pi^* \\ C_{drm} &= \varphi_2 \sqrt{\frac{2\kappa}{(\kappa-1)RT} \left[\left(\frac{p_{rm}}{p_c} \right)^{\frac{2}{\kappa}} - \left(\frac{p_{rm}}{p_c} \right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa}} \right]} \quad \text{за } 1 \geq \frac{p_{rm}}{p_c} > \pi^* \end{aligned} \right\} \quad (4.9)$$

На основу закона о одржању енергије продуката сагоревања који испуњавају цев иза пројектила, промена укупне унутрашње енергије U_{Σ} у јединици времена и рад који врше продукти сагоревања A_{ps} при ширењу једнаки су разлици унете топлотне енергије Q_u у запремину цеви иза пројектила и губитака топлоте Q_I из исте запремине цеви:

$$\frac{dU_{\Sigma}}{dt} + A_{ps} = Q_u - Q_I \quad (4.10)$$

Унутрашња енергија сагоревања, разлика унете топлотне енергије и губици топлоте у запремини цеви иза пројектила изражавају се према следећим једначинама:

$$\left. \begin{aligned} U_{\Sigma} &= \rho_c V_c E = \rho_c \cdot V_c \cdot c_v \cdot T_c \\ Q_u &= \dot{m}_{gg1} \cdot c_{pgg} \cdot T_{gg} + \dot{m}_{rm} \cdot c_{prm} \cdot T_{rm} \\ Q_I &= \dot{m}_{Vc} \cdot c_p \cdot T_c - Q_T \end{aligned} \right\} \quad (4.11)$$

Где су:

T_{gg} - температура сагоревања гасогенераторског пуњења при константном притиску,

c_p, c_{pgg}, c_{prm} - топлотни капацитети при константном притиску продуката сагоревања у слободној запремини цеви иза пројектила, пуњења гасогенератора и ракетног мотора,

Q_T - укупни топлотни губици у слободној запремини цеви иза пројектила у јединици времена,

Рад који врше продукти сагоревања A_{ps} при ширењу у јединици времена [3] може се изразити :

$$A_{PS} = \alpha \cdot p_c \cdot \frac{dV_c}{dt} = \alpha \cdot p_c \cdot A_c \cdot v_R \quad (4.12)$$

Где су:

A_c - површина попречног пресека цеви,

v_R - брзина пројектила (ракете),

α - термички еквивалент рада.

Када се израчунава рад који врше продукти сагоревања A_{ps} промена слободне запремине цеви иза пројектила настала кретањем пројектила у цеви се узима у обзир док се промена слободне запремине цеви иза пројектила настала на рачун сагоревања пуњења гасогенератора не узима у обзир. Оваква претпоставка може се узети на основу повећања слободне запремине при сагоревању пуњења гасогенератора које се догађа истовремено са попуњавањем те исте запремине продуктима сагоревања пуњења гасогенератора, али ти продукти сагоревања не врше рад везан за повећање слободне запремине цеви. Такође, у изразу (4.12) извод $\frac{dV_c}{dt}$ представља парцијални извод по времену, а не потпуну деривацију слободне запремине.

Израз за очување енергије продуката сагоревања, који испуњавају слободну запремину цеви иза пројектила, може се написати на основу израза (4.10) и (4.11):

$$\frac{d}{dt}(c_v \rho_c V_c T_c) + \alpha p_c A_c v_r = \dot{m}_{gg1} c_{pgg} T_{gg} + \dot{m}_{rm} \cdot c_{prm} \cdot T_{rm} - \dot{m}_{Vc} \cdot c_p \cdot T_c - Q_T \quad (4.13)$$

Ако долази до истицања продуката сагоревања из дела цеви иза пројектила у ракетни мотор у изразу, члан $\dot{m}_{rm} \cdot c_{prm} \cdot T_{rm}$ у изразу треба заменити губитком количине топлоте који је једнак $-\dot{m}_{rm} \cdot c_p \cdot T_c$.

Долази до промене слободне запремине V_c цеви иза пројектила због кретање ракете брзином . Брзина те промене дата је помоћу израза:

$$\frac{dV_c}{dt} = S_c v_R \quad (4.14)$$

Пожељно је у једначини стања узети у обзир величину запремине коју заузимају молекули гаса која се назива „коволумен“. Разлог узимања ове величине у обзир је то што при притисцима у цеви иза пројектила реда величине 1000 bara и више продукти сагоревања морају се посматрати као реалан гас.

Једначина стања продуката сагоревања, који испуњавају запремину цеви иза ракете, узимајући у обзир коволумен b може се представити помоћу израза:

$$p_c = \frac{1}{1-b\rho_c} \rho_c R T_c \quad (4.15)$$

Када су вредности притисака ниже може се користити једначина стања идеалног гаса:

$$p_c = \rho_c R T_c \quad (4.16)$$

Сагоревање пуњења гасогенератора може се дешавати при широком дијапазону притисака и под дејством нестационарних и ерозионих ефеката.

Претпоставке и упрошћења која се уводе подразумевају да се не узима у обзир следеће:

- утицај променљивости притиска и брзине гаса који опструјава пуњење гасогенератора на брзину сагоревања пуњења гасогенератора,
- утицај деформације пуњења на брзину сагоревања.

Закон сагоревања најчешће се узима у познатој експоненцијалној форми [3], познатој као Сен-Робертов закон, који показује да на брзину сагоревања горива гасогенератора утицај имају величине притиска и почетне температуре кроз коефицијенте u_{1gg} и v_{gg} . Брзина сагоревања се добија помоћу израза:

$$u_{gg} = u_{1gg} \cdot p_c^{v_{gg}} \quad (4.17)$$

Промена брзине сагоревања пуњења гасогенератора представља се приближно линеарном функцијом пошто се у области високих притисака узима да је $v \approx 1$

Сагоревање пуњења гасогенератора и пуњења ракетног мотора теку истовремено као и истицање продуката сагоревања у цев иза пројектила, што доводи до мешања две врсте продуката сагоревања. Почетни притисак у комори ракетног мотора једнак је атмосферском притиску. Претпоставља се да је смеша продуката сагоревања константног састава и у равнотежи, и да је вредност коволумена за пуњење гасогенератора и ракетног мотора једнака. На основу тога добијају се следећи изрази за прорачун гасне константе R , специфичних топлота c_p и c_v и експонента адијабате κ смеше продуката сагоревања која испуњава слободну запремину V_c :

$$\left. \begin{aligned} R &= g_{gg}R_{gg} + g_{rm}R_{rm}; \quad c_p = g_{gg}c_{pgg} + g_{rm}c_{prm} \\ c_v &= g_{gg}c_{vgg} + g_{rm}c_{vrm}; \quad \kappa = \frac{c_p}{c_v} = 1 + \frac{g_{gg}R_{gg} + g_{rm}R_{rm}}{\frac{g_{gg}R_{gg}}{k_{gg}-1} + \frac{g_{rm}R_{rm}}{k_{rm}-1}} \end{aligned} \right\} \quad (4.18)$$

где су:

g_{gg} , g_{rm} - масени удео продуката сагоревања пуњења гасогенератора и пуњења ракетног мотора у смеси.

Количина продуката сагоревања пуњења гасогенератора и ракетног мотора која истиче у запремину цеви иза пројектила је променљива, тако да су и тежински удели g_{gg} и g_{rm} компонената које образују гасну смешу променљиви.

Промена тежинских удела g_{gg} и g_{rm} по времену описује се помоћу диференцијалне једначине добијене су из услова одржања масе сваког од гасова који се мешају:

$$\left. \begin{aligned} V_c \frac{dg_{gg}}{dt} &= g_{rm}\dot{m}_{gg} - g_{gg}\dot{m}_{rm} \\ \rho V_c \frac{dg_{rm}}{dt} &= g_{gg}\dot{m}_{rm} - g_{rm}\dot{m}_{gg} \end{aligned} \right\} \quad (4.19)$$

Једна од претходних диференцијалних једначина (4.19) може се заменити једноставном алгебарском везом:

$$g_{gg} + g_{rm} = 1 \quad (4.20)$$

На основу опште једначине кретања тела променљиве масе изводи се једначина трансляторног кретања пројектила у лансирној цеви. Уместо масе пројектила m_r уводи се редукована маса, једнака производу масе m_r и коефицијента фиктивности φ пошто се при извођењу система једначина унутрашње балистике гасогенераторског лансирања није узело у обзир кретање продуката сагоревања у запремини цеви иза пројектила. Једначина трансляторног кретања пројектила дата је у следећем облику:

$$\varphi m_r \frac{dv_r}{dt} = (p_c - p_a)(A_c - A_m) + P_{rm} - F_{tr} - g m_r \sin \theta \quad (4.21)$$

где су:

- A_m - површина излазног пресека млазника (млазница),
- P_{rm} - сила потиска ракетног мотора,
- F_{tr} - сила трења између пројектила и цеви,
- θ - угао елевације цеви лансера.

Величина коефицијента фиктивности зависи од такозване природе те масе, тј. масе гасова укључених у кретање заједно са пројектилом [3]. При линеарној расподели брзине струје гаса дуж цеви (оваква расподела брзина се обично претпоставља за цевне системе), маса продуката сагоревања редукована са брзином пројектила, чини готово половину укупне масе продуката сагоревања у простору цеви иза пројектила, а пошто је средња брзина гасова приближно једнака половини брзине пројектила [3], вредност коефицијента фиктивности φ може се добити из односа:

$$\varphi \approx 1 + \frac{1}{2} \frac{\rho_c V_c}{m_r} \quad (4.22)$$

Стварна слика кретања продуката сагоревања у цеви далеко је сложенија од претпостављене линеарне расподеле брзине, зависност (4.22) има приближан карактер. Поред тога, долази до промене густина продуката сагоревања дуж цеви, а постоје и додатни губици притиска по дужини због савладавања силе трења између струје гаса и цеви. Увођење коефицијента фиктивности је дозвољено, мада би посредно узимање у обзир присуства надпритиска по дужини цеви повлачило посебну анализу струјања гаса у цеви.

Први члан у изразу (4.21) представља активну силу лансирања. Основну силу која делује на пројектил у току кретања у цеви код класичних артиљеријских система. При вредностима притиска p_c , много већим од p_a и сразмерних притиску у комори ракетног мотора, ова сила представља основну активну силу лансирања.

Величина силе потиска се може одредити према изразу:

$$P_{rm} = \dot{m}_{rm} \sqrt{\frac{2\kappa_{rm}}{\kappa-1} R_{rm} T_{rm} \left[1 - \left(\frac{p_c}{p_{rm}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]} + (p_c - p_a) A_m \quad (4.23)$$

у условима критичног истицања. Сила потиска ракетног мотора може се у изразу (4.21) занемарити ако је много мања од активне силе, па се са десне стране израза може усвојити да је:

$$(p_c - p_a)(A_c - A_m) + P_{rm} \approx (p_c - p_a) A_c \quad (4.24)$$

Утицај силе трења F_{tr} (у глаткој лансирној цеви) и силе тежине пројектила $gm_R \sin \theta$ на брзину пројектила при притисцима у цеви реда величине 10 МПа и више може се занемарити зато што су по интезитету много мање од активне силе.

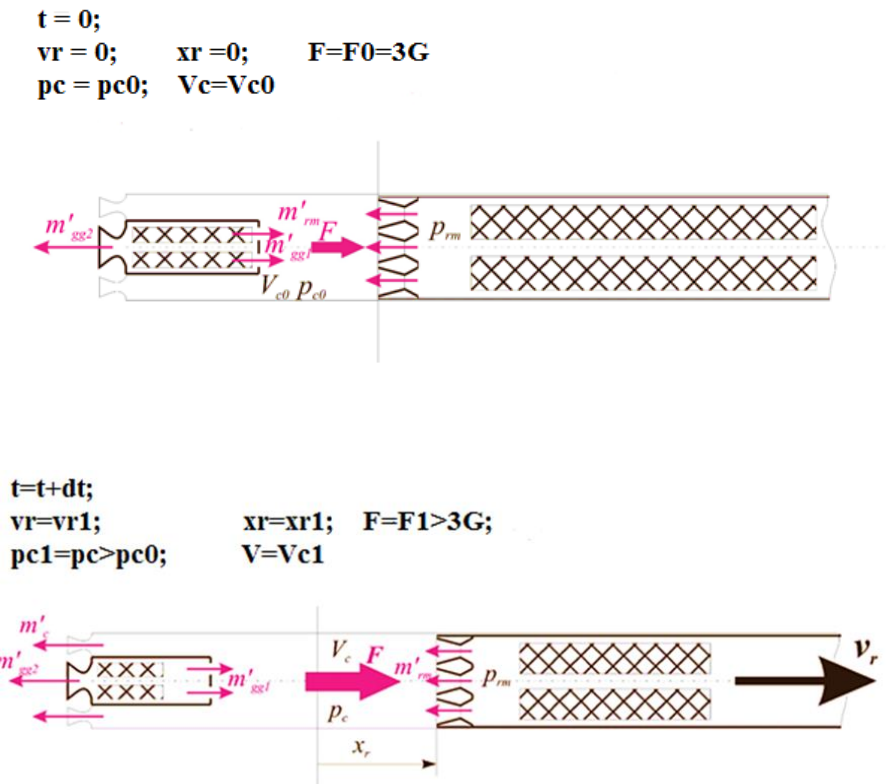
Између координате x_R центра масе и брзине v_R постоји кинематска веза:

$$\frac{dx_R}{dt} = v_R \quad (4.25)$$

Добијени изрази (4.1), (4.2), (4.3), (4.5), (4.13), (4.14), (4.15), (4.18), (4.19), (4.20), (4.21) образују систем диференцијалних једначина унутрашње балистике гасогенераторског лансирања, на основу кога се добијају следеће непознате величине у функцији времена: $p_c, \rho, T_c, R, V_c, \dot{m}_{gg}, \dot{m}_{rm}, \dot{m}_c, u_{gg}, g_{gg}, g_{rm}, v_r, x_r$.

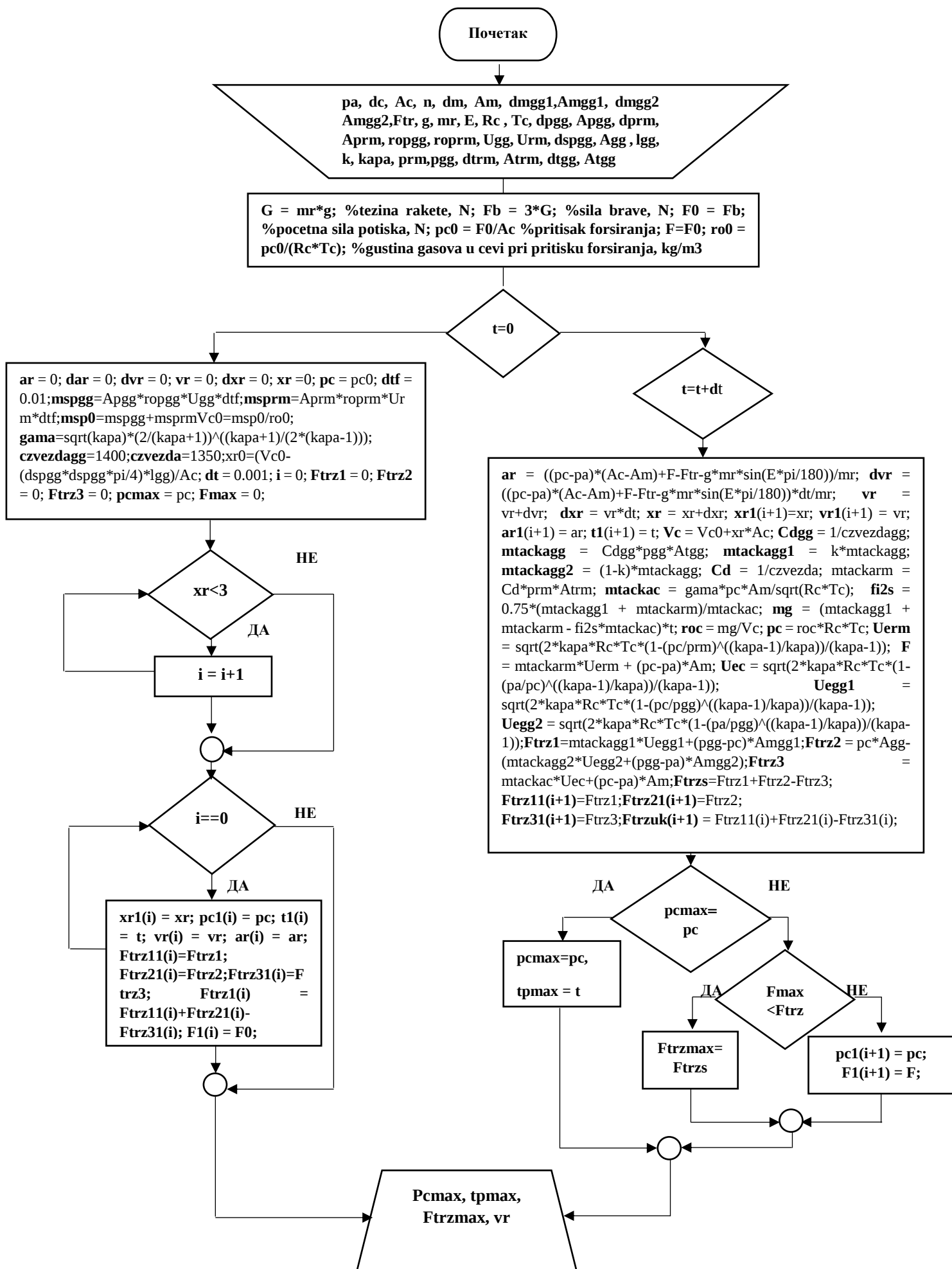
4.3 Алгоритам гасогенераторског лансирања

Процеси у цеви описују се помоћу система диференцијалних једначина првог реда. Модел је базиран на унапред одређеном временском кораку у току понављања. Промена почетних параметара врши се за временски тренутак $t=0$ и $t=t+dt$ (слика 18).



Слика 18. Промена почетних параметара [3]

На основу познатог програмског решења уз услов минималне силе трзања написан је алгоритам за решење проблема гасогенераторског лансирања ракете, приказан на слици 19. Овај модел није карактеристичан за прецизне унутрашњебалистичке прорачуне од којих се захтева детаљна анализа кретања пројектила, гаса и цеви.



Слика 19. Алгоритам

5. СИМУЛАЦИЈА ГАСОГЕНЕРАТОРСКОГ ЛАНСИРАЊА РАКЕТЕ

При гасонераторском лансирању може доћи до појаве великих сила трзања у правцу линије гађања. Како би се добило колико је могуће бестрзајно оруђе те силе је неопходно уравнотежити.

Ове силе настају услед истицања гасова кроз млазнице цеви, истицања гасова кроз млазнике гасогенератора у оба смера и дејством притиска барутних гасова у цеви на чело гасогенератора и дно цеви. Укупна сила трзања добија се суперпозицијом компонената силе трзања.

Реактивна сила која делује на гасогенератор везан за цев настала услед истицања барутних гасова из гасогенератора у цев F_{trz1} , може се изразити:

$$F_{trz1} = F_{gg1} = \dot{m}_{gg1} U_{egg1} + (p_{gg} - p_v) A_{m_{gg1}} \quad (5.1)$$

где је:

- $\dot{m}_{gg1}$ - масени проток барутних гасова из гасогенератора у цев,
- U_{egg1} - брзина истицања барутних гасова из гасогенератора у цев,
- $(p_{gg} - p_c)$ - разлика притиска у комори гасогенератора и цеви,
- $A_{m_{gg1}}$ - површина излазног пресека предњег млазника гасогенератора.

Услед дејства силе притиска у цеви на чеони део гасогенератора и на површину дна цеви настаје класична сила активног лансирања F_{pc} , док услед истицања продуката сагоревања кроз задњи млазник гасогенератора настаје реактива сила гасогенератора F_{gg2} . Ове две силе чине другу компоненту силе трзања F_{trz2} која се може изразити:

$$F_{trz2} = F_{pc} - F_{gg2} = p_c A_{gg} - [\dot{m}_{gg2} U_{egg2} + (p_{gg} - p_a) A_{m_{gg2}}] \quad (5.2)$$

где је:

- p_c - притисак у цеви,
- A_{gg} - чеона површина гасогенератора,
- $\dot{m}_{gg2}$ - масени проток гасова кроз задњи млазник гасогенератора,
- U_{egg2} - брзина истицања барутних гасова из гасогенератора у атмосферу,
- p_a - атмосферски (околни) притисак,
- $A_{m_{gg2}}$ - површина излазног пресека задњег млазника гасогенератора.

Сила која настаје услед реактивног дејства гасова при ситицању кроз млазнице представља трећу компоненту укупне силе трзања:

$$F_{trz3} = F_c = \dot{m}_c U_{ec} + (p_c - p_a) A_{mc} \quad (5.3)$$

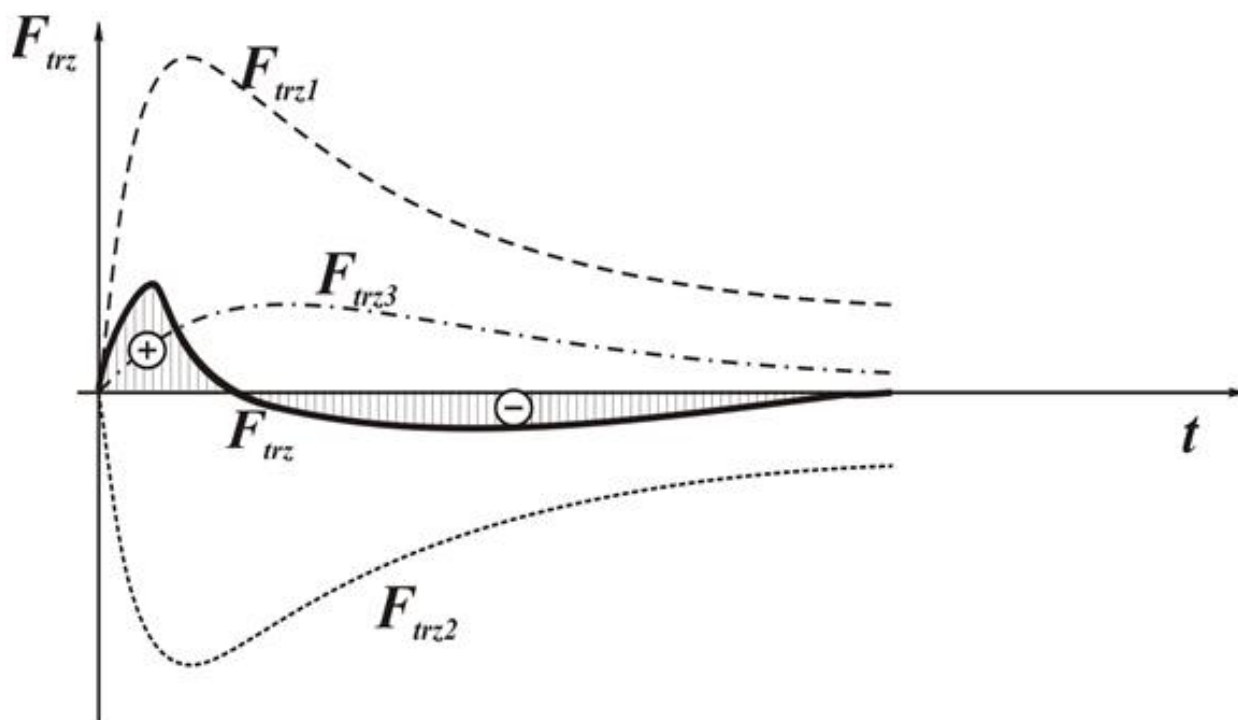
где је:

- $\dot{m}_c$ - масени проток барутних гасова из цеви,
- U_{ec} - брзина истицања барутних гасова кроз млазнице цеви,

A_{mc} - површина излазног пресека млазница цеви.

Укупна сила трзања приказана на слици 20, у том случају рачуна се:

$$F_{trz} = F_{trz1} \pm F_{trz2} - F_{trz3} \quad (5.4)$$



Слика 20. Дијаграм укупне силе трзања са компонентама [3]

Укупна сила трзања према услову бестрзајности треба у сваком тренутку да буде једнака нули. Пошто то практично није могуће, као услов поставља се да укупни импулс силе трзања у току дејства свих сила са одговарајућим кашњењем буде једнак нули, као и да укупна сила у тренутку кад ракета напушта цев буде приближно једнака нули:

$$\int_0^{t_u} F_{trz}(t) dt = 0 \quad (5.5)$$

Почетни услови при гасогенераторском лансирању [3]:

- истовремени рад ракетног мотора и гасогенератора, док је ракета још у стању мировања;
- усваја се константна величина сила трења ракете. Разлог представља много мање вредности компоненти силе тежине ракете и силе трења од укупне активне и реактивне силе потиска па се могу занемарити;
- заобилазни млазник постављен на задњем делу цеви регулише притисак и врши балансирање силе трзања;
- према максимално усвојеној вредности притиска форсирања за жељену силу на дно ракете која одговара стандардима брављења од 3g, одређени су почетни услови односа положаја ракете према гасогенератору и почетна слободна запремина у цеви. Притисак форсирања који савладава силу брављења од 3g мора бити већи од 1.5 bar док почетна запремина V_{c0} износи $0,0188 \text{ m}^3$. Уколико је збир масених протока из ракете и гасогенератора константан ови услови су задовољени. Износи 0.62 kg/s за усвојену вредност смеше продуката сагоревања;
- РТ је усвојено са аспекта сагоревања слабијих пиротехничких смеша пре постизања коначних продуката сагоревања у фази припаљивања гасогенератора и ракетног мотора;
- укупна маса у слободној запремини за постизање жељеног притиска форсирања добијена је на основу усвојених масених протоци из ракетног и гасогенераторског реактора за 10 ms. Па густине продуката сагоревања као и њихове смеше нису рачунате;
- сила трзања мери се од момента када је стартовала ракета а мембране ослободиле задње млазнике због стартовања задњих мембрана на притиску форсирања;
- пиротехника при старту оба реактора чије време генерисања поменутих масених протока траје 10 ms, сагорева по истом закону као и ракетно гориво у оба реактора, константном брзином и површином сагоревања.

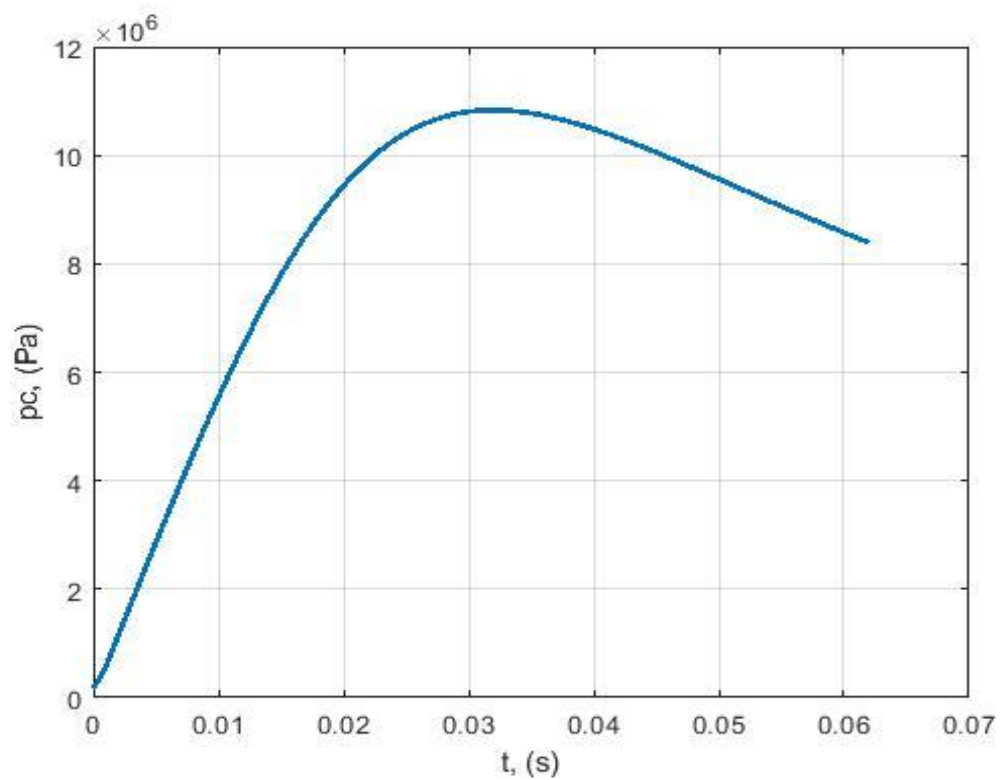
На основу почетних услова, обезбеђено је израчунавање и процена профила силе трзања. Уз помоћ упрошћеног математичког модела приказаног у претходном поглављу хипотетички се приказује симулација лансирања артиљеријске невођене ракете типа ВБР 160 mm ЛАР-160. Симулација се реализује на основу познатог програмског решења [1] датог у прилогу 1 са промењеним улазним подацима. Почетни подаци дати су у табели 2. Овај модел није карактеристичан за прецизне унутрашњебалистичке прорачуне.

Табела 2. Полазни подаци

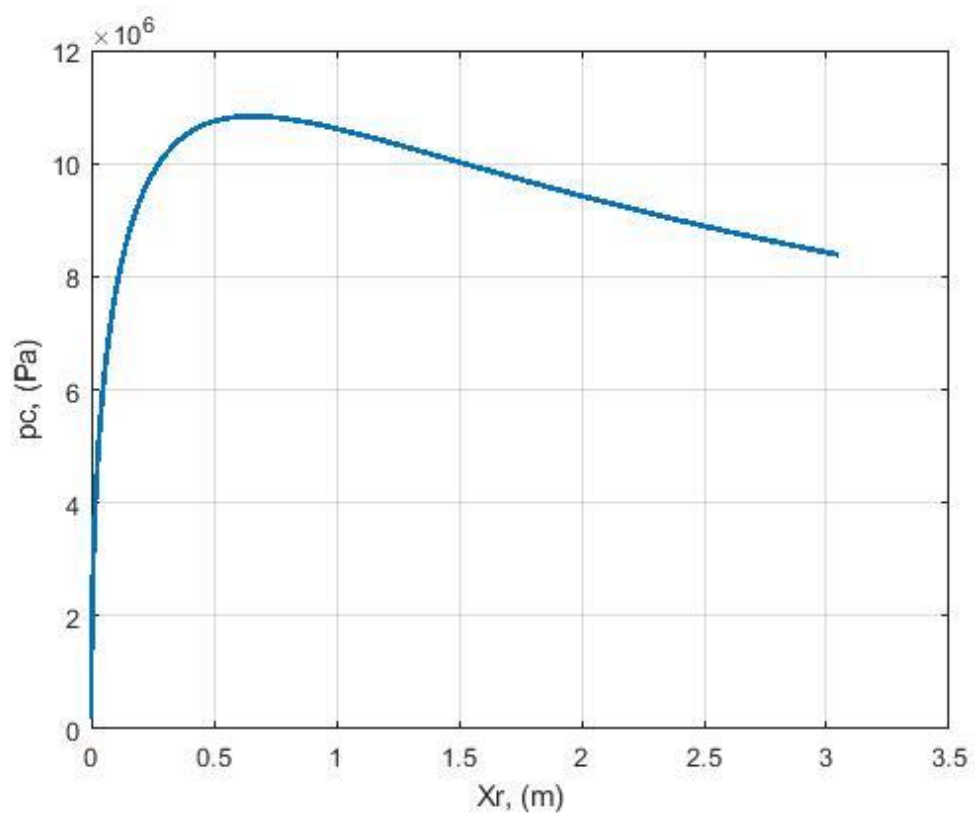
Назив	Ознака	Вредност	Јединица
Атмосферски притисак	pa	101325	Pa
Калибар цеви	dc	0,160	m
Број млазница на цеви	n	8	-
Пречник млазника на цеви	dm	0,018	m
Пречник млазника гасогенератора ка цеви	dmgg1	0,07	m
Пречник млазника гасогенератора	dmgg2	0,07	m
Сила трења ракете у цеви	Ftr	1000	N
Убрзање Земљине теже	g	9,81	m/s ²
Маса ракете	mr	110	kg
Угао елевације	E	30	°
Гасна константа	Rc	306,703	J/kgK
Температура гаса у цеви	Tc	1600	K
Пречник пуњења гасогенератора	dpgg	0,07	m
Пречник пуњења ракетног мотора	dprm	0,11	m
Густина пуњења гасогенератора	ropgg	1500	kg/m ³
Густина пуњења ракетног мотора	roprm	1700	kg/m ³
Брзина сагоревања пуњења гасогенератора	Ugg	34e ⁻³	m/s
Брзина сагоревања пуњења ракетног мотора	Urm	26e ⁻³	
Спољни пречник гасогенератора	dspgg	0,11	m
Дужина гасогенератора	lgg	0,25	m
Проценат гаса који из гасогенератора иде у цев	k	0,61	-
Експонент политропе	kapa	1,28	-
Средњи притисак у ракетном мотору	prm	120e ⁵	Pa
Средњи притисак у гасогенератору	pgg	260e ⁵	Pa

При гасогенераторском лансирању цев није слободна, она мора бити са задње стране некако затворена. Не сме се скроз затворити како не би дошло до пораска притиска у цеви и пуцања цеви. Да не би дошло до поремећаја стабилности постављају се млазнице и напред и назад.

На основу оваквог модела одређени су временски профили притиска у цеви. На слици 22 приказана је зависност притиска у цеви од времена док је на слици 23 дата зависност притиска у цеви од пута ракете.



Слика 22. Дијаграм зависности притиска у цеви од времена

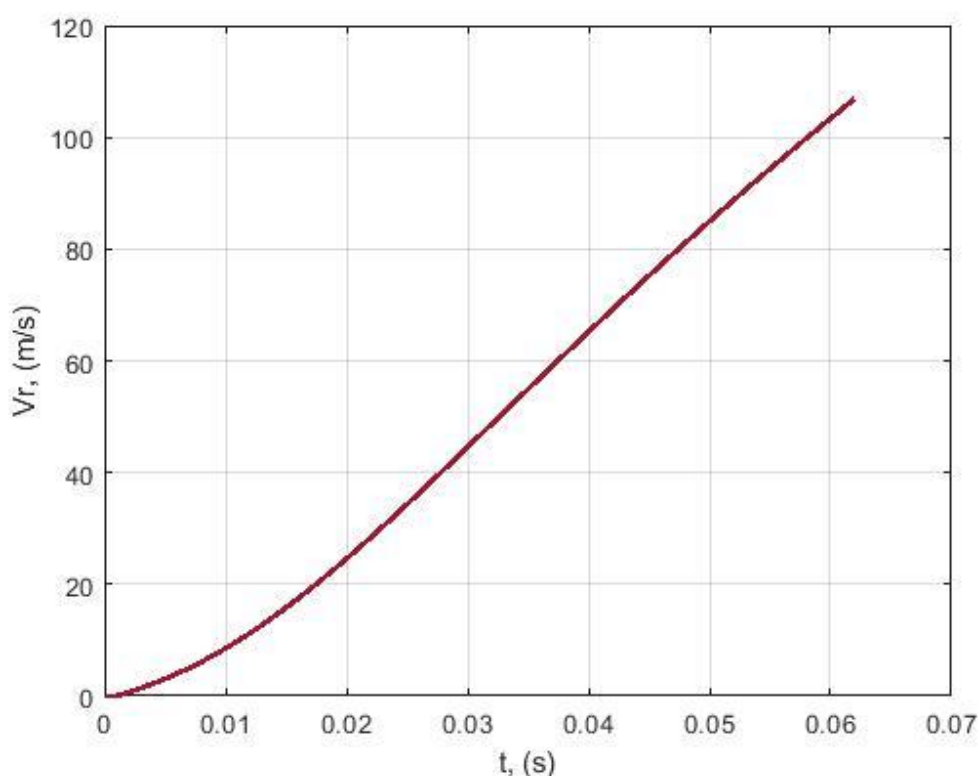


Слика 23. Дијаграм зависности притиска у цеви од пута ракете

Применом гасогенераторског лансирања као што се види на приказаним дијаграмима добијају се знатно блажи максимални притисак и профил његовог опадања у односу на класична активна лансирања. Разлог ове појаве је што се код оваковог начина лансирања контрола притиска врши истицањем гасова из гасогенератора док допунско пуњење не сагорева директно у цеви што је случај код бестрзајних оруђа.

Вредност максималног притиска је знатно мања него код класичног активног лансирања, износи 108,35 bar.

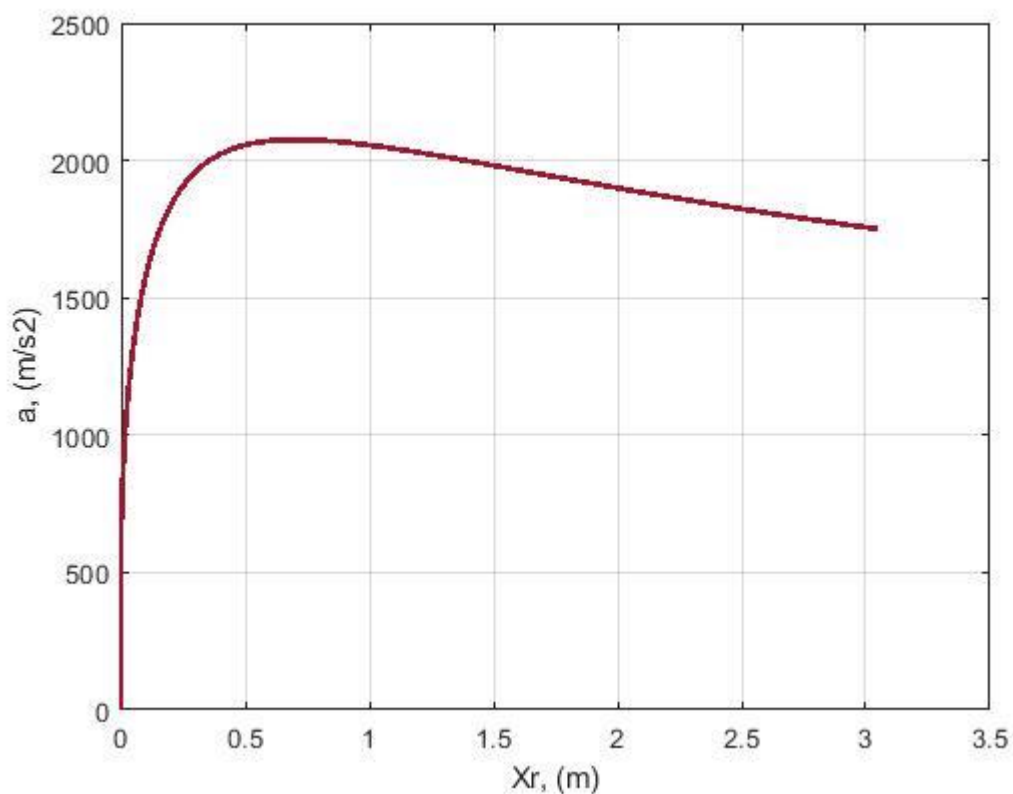
Профил промене брзине приказана је на слици 24.



Слика 24. Дијаграм зависности брзине ракете од времена

За повећање домета мора се повећати почетна брзина на устима цеви која код ракетних система није значајна због рада ракетног мотора од старта па се максимална брзина добија тек на крају рада маршевог мотора. Добијена вредност брзине ракете на устима цеви износи 106,906 m/s .

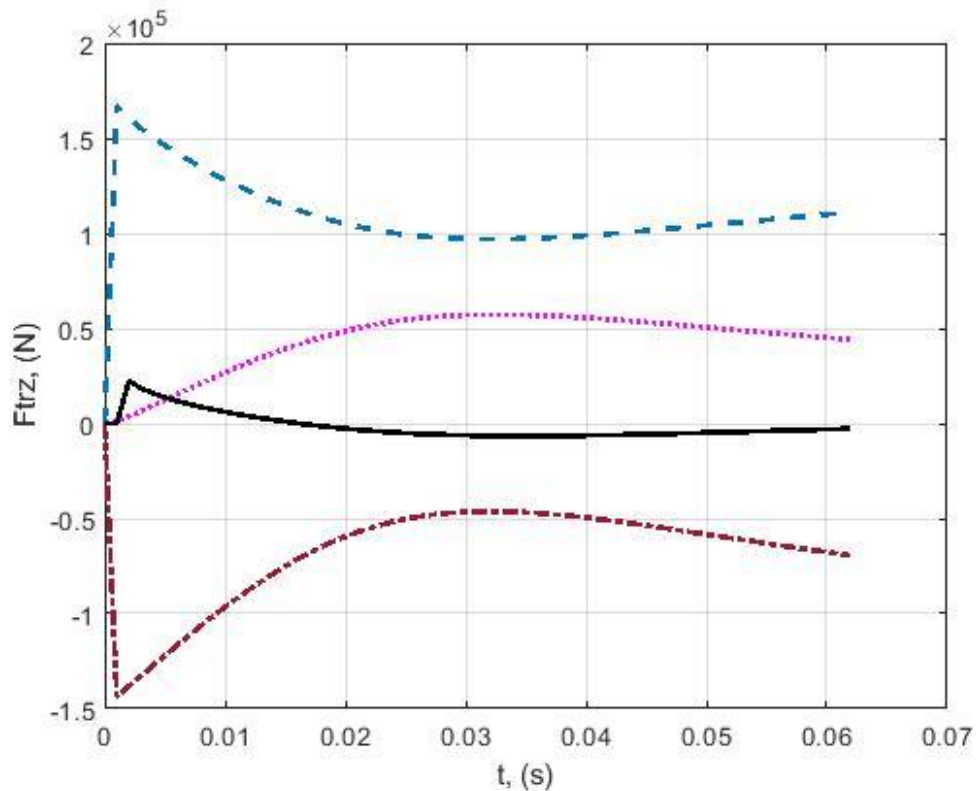
Убрзање пројектила у цеви у току времена приказано је на слици 25.



Слика 25. Дијаграм зависности убрзања ракете од пута

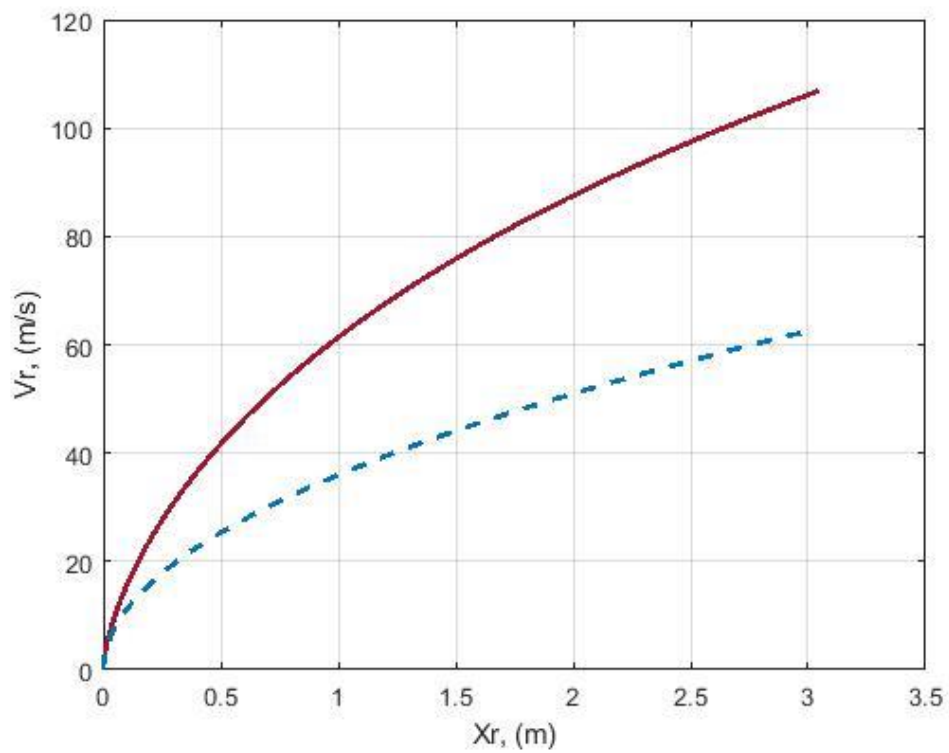
Као што се види са дијаграма убрзање у почетној фази постиже свој максимум на врло кратком путу а затим долази до благог пада услед повећања почетне брзине ракете. Што даље доводи до знатно мање девијације угла скретања у критичној фази на активном делу путање.

Проблем гасогенераторског лансирања јесте сила трзања. Величина силе трзања треба имати минималну вредност. Да би се то постигло неопходно је да доњи део (слика 26) по површини буде једнак горњем делу што се оваквим начином лансирања постиже због кратког дејства у самој ракети. Дијаграм силе трзања приказан је на слици 26. Може се закључити да се скокови и падови силе трзања могу предвидети и на самоходном оруђу могу се лако пригушити без опасности да дође до поремећаја стабилности система. Добија вредност силе трзања износи 120 N.

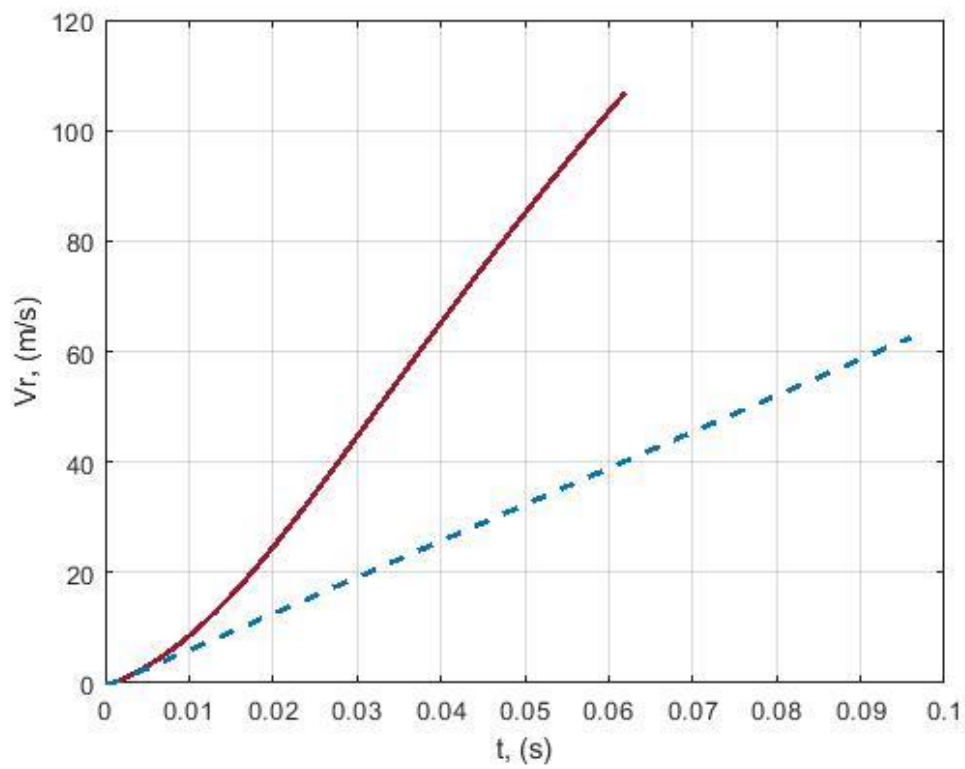


Слика 26. Дијаграм укупне силе трзања са компонентама

Поређење упрошћеног лансирања отвореном цеви на реактивном принципу само по почетним брзинама лансирања врши се такође уз помоћ овог програмског решења. На сликама 27 и 28 приказани су упоредни дијаграми промене брзине ракете при лансирању са и без гасогенератора у зависности од пређеног пута и времена. Закључује се да се применом оваквог начина лансирања у односу на класичан модел лансирања из отворене цеви брзина повећала до два пута што не значи дупло повећање домета ракете али до повећања долази што је значајно. Даље анализе показале би да се брзина на устима цеви повећала и до три пута.



Слика 27. Дијаграм промене брзине кретања ракете при лансирању са и без гасогенератора у зависности од пређеног пута



Слика 28. Дијаграм промене брзине кретања ракете при лансирању са и без гасогенератора у зависности од времена

6. ЗАКЉУЧАК

Самоходни вишецевни лансери ракета представљају сложене системе. Главни проблем код овог система су динамичка оптерећења који се јављају најчешће при експлоатацији оружја и муниције у борбеним условима. При старту система лансер-ракета јављају се спољне силе и параметри који имају унапред непревидиво случајно растурање и утичу на понашање система. На самом почетку рада описани су ови системи и њихове главне карактеристике.

Ракетни системи доста се разликују у односу на класичне системе. Битна разлика у односу на класичне системе јесте да се максимална брзина добија на крају рада активне фазе маршевог мотора. Повећање домета, прецизности и смањења растурања погодака јесте главни циљ овог рада, што се добија повећањем почетне брзине у цеви.

Лансирање ракете остварује се применом неког од принципа лансирања. Принцип лансирања анализиран у овом раду јесте гасогенераторско лансирање. Гасогенератор се поставља иза ракете и сагоревањем ствара потисак који са једне стране убрзава ракету до напуштања цеви а са друге стране ступањем гасова кроз млазницу остварује се сила потиска која уравнотежава трзај цеви па систем делује као бестрзајно оруђе. Применом овог начина лансирања постижу се значајна убрзања ракете у цеви, релативно високе почетне брзине ракете.

Ракетни мотор је уређај који ракети саопштава потисак и омогућује кретање. Посебан проблем у конструкцији ракетних система представља освајање и производња погонског пуњења ракетног мотора. У погледу постизања одређених карактеристика ракетних горива најчешћи захтеви који се постављају пред технологе су:

- брзина сагоревања,
- закон брзине сагоревања,
- специфични импулс,
- механичке карактеристике погонске материје,
- дискреција продуката сагоревања,
- компатибилност погонског пуњења са осталим елементима ракетног мотора итд.

Поред основне улоге да ракети да брзину и домет, ракетни мотор, као штетну појаву, изазива и низ поремећаја лета ракете, који доводе до растурања ракета у односу на циљ. Најважнији поремећајни утицај ракетног мотора на лет ракете је ексцентричност силе потиска у односу на тежиште ракете. Та ексцентричност произлази у основи из два фактора: динамичког понашања силе потиска, односно њене ексцентричности и из саме геометрије ракетног мотора.

Тотални (укупни) импулс је величина која највише утиче на растурање погодака невођених ракета. Конструкција и технологија израде мотора ових ракета треба да обезбеде практичну реализацију масовне серијске производње са приближно константним тоталним импулсом. Овај захтев може да се испуни само донекле, у складу са техничким захтевима, који дефинишу дозвољена одступања.

Задатак ракета, као и било ког другог пројектила представља погодак и уништавање или онеспособљавање циља. Код невођених ракета које су разматране у овом раду само усмеравање лансера са ракетом, узимајући у обзир при нишањењу све одговарајуће параметре лета ракете и случајне поремећаје лансера и ракете у лету, је једина могућност да се погоди циљ. Проблеми који доводе до одступања од прорачунских величина путање представљају све конструктивне, производне и грешке система за управљање ватром, укључујући и случајне поремећаје током лета. Потребно је да се та одступања минимализују у свим фазама живота ракете од самог пројектовања ракете до дејства на циљ.

Случајни фактори представљају посебан проблем зато што унапред нису познати. Они се одређују користећи теорију случајних функција, где се добијају крајње границе промене њихових величина, у којима се оне могу појавити за дате услове. Ово је посебно важно код невођених ракета, јер се после испалења на њих више не може утицати. Једини могући поступак је, при гађању рафалом, да се на бази првих испалених ракета одреди њихово одступање на крају активне фазе и на основу тога коригују елементи гађања у даљем наставку паљбе.

У прошлости због повећаног растурања ракетне артиљерије у односу на класичну мање су коришћени ови системи. При развоју савремених ракетних система посебна пажња се усмерава на отклањање утицаја поремећајних сила и момената како би се обезбедила тачност и прецизност погодака. Ракетни системи достигли су прецизност која се може упоредити са класичним системима.

Лансер у мањој или већој мери доприноси почетном поремећају који настаје при напуштању лансера. У зависности од типа ракете тај утицај се може умањити. На кретање и вођење ракете у цеви утиче тип старта. Код готово свих самоходних вишецевних лансера ракета примењује се разновремено напуштање цеви.

На основу постављеног математичког и физичког модела гасогенераторског лансирања ракете уз одговарајуће полазне претпоставке урађена је симулација гасогенераторског лансирања ракете. На основу анализе максимална брзина на устима цеви применом гасогенераторског износи $106,906 \text{ m/s}$ а максимални притисак у цеви $108,35 \text{ bar}$.

7. ЛИТЕРАТУРА

- [1] Вучуровић О., Проблеми пројектовања лансирних уређаја, Машински факултет Београд, 2006.
- [2] Милиновић М., Основи пројектовања ракета и лансера, Поглавља из пројектовања лансера, Машински факултет Београд, 2002.
- [3] Кари А., Побољшање перформанси лансирања и гађања код самоходних вишецевних бацача ракета употребом посебни механизма ослањања – магистарски рад, Машински факултет Београд, 2007.
- [4] Вучуровић О., Основи пројектовања ракета, Машински факултет Београд, 2003.
- [5] Кари А., предавања из предмета „Интеграција наоружања на мобилне платформе“, Факултет инжењерских наука, Крагујевац, 2017.
- [6] Бајић З., предавања из предмета „Експлозивне материје“, Војна академија Београд, 2017.
- [7] http://www.military-today.com/artillery/grad_images.htm, 25.05.2018.
- [8] http://www.military-today.com/artillery/m87_orkan.htm, 25.05.2018.
- [9] <http://www.military-today.com/artillery/lrsvm.htm>, 25.05.2018.
- [10] <http://www.vti.mod.gov.rs/index.php?view=actuality&type=projects&category=1&id=75>, 25.05.2018.

ПРИЛОЗИ

ПРИЛОГ 1

```
close all; clear all; clc;
%*****ULAZNI PODACI*****
pa = 101325; %atmosferski pritisak, Pa
dc = 0.160; % kalibar cevi, m
Ac = dc*dc*pi/4; %povrsina dna rakete-preseka cevi, m2
n = 8; %broj mlaznica na cevi
dm = 0.018; %precnik mlaznika cevi, m
Am = n*dm*dm*pi/4; %poprecni presek mlaznika cevi, m2
dmgg1 = 0.07;%precnik mlaznika gg ka cevi, m
Amgg1 = dmgg1*dmgg1*pi/4; %poprecni presek mlaznika gg ka cevi, m2
dmgg2 = 0.07;%precnik mlaznika gg, m
Amgg2 = dmgg2*dmgg2*pi/4; %poprecni presek mlaznika gg, m2
Ftr = 1000; %sila trenja rakete u cevi, N
g = 9.81; %ubrzanje Zemljine teze, m/s2
mr = 110; %masa rakete, kg
E = 30; %ugao elevacije, o
Rc = 306.703; %gasna konstanta, J/kgK
Tc = 1600; %temperatura gasa u cevi, K
dpgg = 0.07; %precnik punjenja gasogeneratora, m
Apgg = dpgg*dpgg*pi/4; %poprecni presek punjenja gg, m2
dprm = 0.11; %precnik punjenja rm, m
Aprm = dprm*dprm*pi/4; %poprecni presek punjenja rm, m2
ropgg = 1500; %gustina punjenja gg, kg/m3
roprm = 1700; %gustina punjenja rm, kg/m3
Ugg = 34e-3; %brzina sagorevanja punjenja gg, m/s
Urm = 26e-3; %brzina sagorevanja punjenja rm, m/s
dspgg = 0.11; %spoljni precnik gg, m
Agg = dspgg*dspgg*pi/4; %povrsina poprecnog preseka gg, m2
lgg = 0.25; %duzina gg, m
k = 0.61; %procenat gasa iz gg koji ide u cev
kapa = 1.28; %eksponent politrope
prm = 120e5; %srednji pritisak u rm, Pa
pgg = 260e5; %srednji pritisak u gg, Pa
dtrm = 0.08;
Atrm = dtrm*dtrm*pi/4;
dtgg = 0.07;
Atgg = dtgg*dtgg*pi/4;

G = mr*g; %tezina rakete, N
Fb = 3*G; %sila brave, N
F0 = Fb; %pocetna sila potiska, N
pc0 = F0/Ac %pritisak forsiranja
F=F0;
ro0 = pc0/(Rc*Tc); %gustina gasova u cevi pri pritisku forsiranja, kg/m3
t = 0;
ar = 0;
dar = 0;
dvr = 0;
```

```

vr = 0;
dxr = 0;
xr = 0;
pc = pc0;
dtf = 0.01; %vreme dostizanja pritiska forsiranja, s
mspgg = Apgg*ropgg*Ugg*dtf;
msprm = Aprm*roprm*Urm*dtf;
msp0 = mspgg + msprm; %masa gasova u cevi pri pritisku forsiranja, kg
Vc0 = msp0/ro0; %pocetna zapremina cevi, m3
gama = sqrt(kapa)*(2/(kapa+1))^(kapa+1)/(2*(kapa-1));
czvezdagg = 1400; %karakteristicna brzina za gg, m/s
czvezda = 1350; %karakteristicna brzina za rm, m/s
xr0 = (Vc0-(dspgg*dspgg*pi/4)*lgg)/Ac; %pocetno rastojanje dna rakete od gg, m
dt = 0.001;
i = 0;
Ftrz1 = 0;
Ftrz2 = 0;
Ftrz3 = 0;
pcmax = pc;
Fmax = 0;
while xr<3
    i = i+1;
    if i==1
        xr1(i) = xr;
        pc1(i) = pc;
        t1(i) = t;
        vr(i) = vr;
        ar(i) = ar;
        Ftrz11(i)=Ftrz1;
        Ftrz21(i)=Ftrz2;
        Ftrz31(i)=Ftrz3;
        Ftrz1(i) = Ftrz11(i)+Ftrz21(i)-Ftrz31(i);
        F1(i) = F0;
    else
        end
    t = t+dt;
    ar = ((pc-pa)*(Ac-Am)+F-Ftr-g*mr*sin(E*pi/180))/mr;%ubrzanje rakete, m/s2
    dvr = ((pc-pa)*(Ac-Am)+F-Ftr-g*mr*sin(E*pi/180))*dt/mr;
    vr = vr+dvr; %brzina rakete, m/s
    dxr = vr*dt;
    xr = xr+dxr; %predjeni put rakete, m
    xr1(i+1)=xr;
    vr1(i+1) = vr;
    ar1(i+1) = ar;
    t1(i+1) = t;
    Vc = Vc0+xr*Ac; %zapremina cevi iza rakete, m3
    Cdgg = 1/czvezdagg; %koeficijent masenog protoka gg, s/m
    mtackagg = Cdgg*pgg*Atgg; %maseni protok iz gg, kg/s
    mtackagg1 = k*mtackagg; %maseni protok iz gg u cev, kg/s
    mtackagg2 = (1-k)*mtackagg;%maseni protok iz gg u atmosferu, kg/s

```

```

Cd = 1/czvezda; %koeficijent masenog protoka rm, s/m
mtackarm = Cd*prm*Attrm; %maseni protok iz rm u cev, kg/s
mtackac = gama*pc*Am/sqrt(Rc*Tc); %maseni protok iz cevi, kg/s
fi2s = 0.75*(mtackagg1 + mtackarm)/mtackac; %koeficijent fiktivnosti
mg = (mtackagg1 + mtackarm - fi2s*mtackac)*t; %masa gasa u cevi, kg
roc = mg/Vc; %gustina gasa u cevi, kg/m3
pc = roc*Rc*Tc; %pritisak u cevi, Pa
Uerm = sqrt(2*kapa*Rc*Tc*(1-(pc/prm)^((kapa-1)/kapa))/(kapa-1)); %brzina isticanja iz
rm, m/s
F = mtackarm*Uerm + (pc-pa)*Am; %potisak, N
Uec = sqrt(2*kapa*Rc*Tc*(1-(pa/pc)^((kapa-1)/kapa))/(kapa-1)); %brzina isticanja iz
cevi, m/s
Uegg1 = sqrt(2*kapa*Rc*Tc*(1-(pc/pgg)^((kapa-1)/kapa))/(kapa-1)); %brzina isticanja
iz gg u cev, m/s
Uegg2 = sqrt(2*kapa*Rc*Tc*(1-(pa/pgg)^((kapa-1)/kapa))/(kapa-1)); %brzina isticanja
iz gg, m/s
Ftr1 = mtackagg1*Uegg1+(pgg-pc)*Amgg1;
Ftr2 = pc*Agg - (mtackagg2*Uegg2 +(pgg-pa)*Amgg2);
Ftr3 = mtackac*Uec+(pc-pa)*Am;
Ftrzs = Ftr1+Ftr2-Ftr3;
Ftr11(i+1)=Ftr1;
Ftr21(i+1)=Ftr2;
Ftr31(i+1)=Ftr3;
Ftrzuk(i+1) = Ftr11(i)+Ftr21(i)-Ftr31(i);
    if pcmax<pc
        pcmax=pc;
        tpmax = t;
    else
        end
    if Fmax<Ftrzs
        Ftrmax=Ftrzs;
    else
        end
    pc1(i+1) = pc;
    F1(i+1) = F;
end
pcmax
tpmax
Ftrmax
vr
%stampanje rezultata
figure(1)
plot(xr1,pc1,'-b')
title('zavisnost pritiska u cevi od puta rakete')
Xlabel('Xr, (m)')
Ylabel('pc, (Pa)')

figure(2)
plot(t1,pc1,'-r')
title('Zavisnost pritiska u cevi od vremena')

```

```

Xlabel('t, (s)')
Ylabel('pc, (Pa)')

figure(3)
plot(t1,vr1,'-r')
title('Zavisnost brzine rakete od vremena')
Xlabel('t, (s)')
Ylabel('Vr, (m/s)')

figure(4)
plot(t1,ar1,'-r')
title('Zavisnost ubrzanja rakete od vremena')
Xlabel('t, (s)')
Ylabel('a, (m/s2)')

figure(5)
plot(xr1,ar1,'-r')
title('Zavisnost ubrzanja rakete od puta')
Xlabel('Xr, (m)')
Ylabel('a, (m/s2)')

figure(6)
plot(t1,F1,'-b')
title('Zavisnost potiska od vremena')
Xlabel('t, (s)')
Ylabel('Fp, (N)')

figure(7)
plot(t1,Ftr11,'--b',t1,Ftr21,'-r',t1,Ftr31,':m',t1,Ftrzuk,'-k')
title('Ukupna sila trzanja sa komponentama')
Xlabel('t, (s)')
Ylabel('Ftr, (N)')
leg=legend('Ftr1','Ftr2','Ftr3','Ftrzuk',4);

% proracun bez GG
tb = 0;
dvrb = 0;
vrb = 0;
dxrb = 0;
xrb = 0;
F=Fb;
pcb = pc0;
dtf = 0.01; %vreme dostizanja pritiska forsiranja, s

msprm = Aprm*roprm*Urm*dtf;

msp0 = msprm; %masa gasova u cevi pri pritisku forsiranja, kg
Vc0 = msp0/ro0; %pocetna zapremina cevi, m3
gama = sqrt(kapa)*(2/(kapa+1))^(((kapa+1)/(2*(kapa-1))));
czvezda = 1350; %karakteristicna brzina za rm, m/s

```

```

perm = pa;
xr0 = Vc0/Ac; %pocetno rastojanje dna rakete od gg, m
dtb = 0.001;
i = 0;
while xrb<3
    i = i+1;
    if i==1
        xr2(i) = xrb;
        pc2(i) = pcb;
        t2(i) = tb;
        vr(i) = vrb;
        F2(i) = F;
    else
        end
        tb = tb+dtb;

    dvrb = (F-Ftr-g*mr*sin(E*pi/180))*dt/mr;
    vrb = vrb+dvrb; %brzina rakete, m/s
    dxrb = vrb*dtb;
    xrb = xrb+dxrb; %predjeni put rakete, m
    xr2(i+1)=xrb;
    vr2(i+1) = vrb;
    t2(i+1) = tb;

    Vc = Vc0+xrb*Ac; %zapremina cevi iza rakete, m3
    Cd = 1/czvezda; %koeficijent masenog protoka rm, s/m
    mtaskarm = Cd*prm*Atrm; %maseni protok iz rm u cev, kg/s

    mg = mtaskarm*tb; %masa gasa u cevi, kg
    roc = mg/Vc; %gustina gasa u cevi, kg/m
    Uerm = sqrt(2*kapa*Rc*Tc*(1-(pcb/prm)^((kapa-1)/kapa))/(kapa-1)); %brzina isticanja
    iz rm, m/s
    M =Uerm/sqrt(kapa*Rc*Tc);
    Perm = prm*(1+(kapa-1)*M*M/2)^(kapa/(kapa-1));
    F = mtaskarm*Uerm + (perm-pa)*Ac; %potisak, N

    F2(i+1) = F;
end
vrb
figure(8)
plot(t1,vr1,'-r',t2,vr2,'--c')
title('Zavisnost brzine rakete od vremena')
Xlabel('t, (s)')
Ylabel('Vr, (m/s)')
figure(9)
plot(xr1,vr1,'-r',xr2,vr2,'--c')
title('Zavisnost brzine rakete od puta')
Xlabel('Xr, (m)')
Ylabel('Vr, (m/s)')

```