

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



Назив студијског програма: Војноиндустријско инжењерство

Ниво студија: Основне академске студије

Модул: Пројектили и упаљачи

Предмет: Експлозивне материје

Број индекса: 512/2012

Александар П. Алексић

**Набојномлазни "Ramjet" ракетни мотори са
чврстом погонском материјом**

Дипломски рад

Комисија за преглед и одбрану:

1. доц. др Бојан Танасковски, дипл.инж - ментор

2. _____

3. _____

Датум одбране: _____

Оцена: _____

У оквиру овог мастер рада кандидат треба да:

Да објашњење општих одлика ракетних мотора и ракетних горива.

Објасни опште појмове ваздушно-реактивних погонских система; функционалност, ограничења, параметри и побољшања ваздушно-реактивних погонских система (Рамџет); дизајн ваздушно-реактивног погонског система (Рамџет).

Да објашњење карактеристика горива и њихових побољшања, која се примењују у чврстим "ramjet" погонским системима.

Да објашњење примене и разумевање основних особина "ramjet" погонског система у војној ракетној техници; проблеми и критеријуми при развоју "ramjet" погонског система у војној ракетној техници.

Примене "ramjet" погонског система код појединих система.

Тенденције развоја "рамџет" погонског система у војној примени.

Препоручена литература:

[1] Sutton P.G., Biblarz O.: ROCKET PROPULSION ELEMENTS, Eighth edition Solid propellant rocket fundamentals, John Wiley & Sons, 2011.

[2] Козомара С., Глигоријевић Н., Суботић С.и др.: СТАРТНИ РАКЕТНИ МОТОР ПОВР РАКЕТЕ БУМБАР, Техничко решење бр. 03/94-252, од 26.04.2016. ВТИ, Београд.

[3] Hartfield J.R.: SOLID ROCKET MOTORS GRAIN DESIGN AERO 6520, Rocket propulsion, Auburn University, Spring 2011. Крагујевац, 25.07.2019.

У Крагујевцу, јануар 2019.

Ментор:

доц. др Бојан Танасковски, дипл.

Резиме:

У оквиру рада су описани проблеми, основне особине и критеријуми при развоју "ramjet" погонског система, као и примена код појединих система. И подед наведених ставки у овом дипломском раду, посебну пажњу су привукла горива са њиховим побољшањима, која се примењују у чврстим "ramjet" погонским системима.

Кључне речи: Рамџет, ваздушно-реактивни погон, класични погонски систем.

Summary:

The paper describes the problems, basic features and criteria for the development of the ramjet drive system, as well as its application to individual systems. In addition to the aforementioned items in this thesis, particular attention was drawn to fuels with their enhancements, which are applied in solid ramjet propulsion systems.

Key words: Ramjet, air-jet propulsion , classic drive system.

САДРЖАЈ

1. Основно о ракетним моторима и ракетним горивима	5
1.1. Ракетни мотори.....	5
1.1.1. Подела ракетних мотора	6
1.1.2. Елементи ракетног мотора са чврстим горивом.....	7
1.2. Ракетна горива	10
1.2.1. Подела хемијских ракетних горива	11
1.2.1.1. Течна ракетна горива	11
1.2.1.2. Чврста ракетна горива.....	11
1.2.1.3. Комбинована ракетна горива	12
2. Ваздушно-реактивни погонски систем	14
2.1. Рамџет ракетни погонски систем	14
2.2. Функционалност, ограничења, параметри и побољшања ваздушно-реактивних погонских система (Рамџет)	15
2.3. Дизајн ваздушно-реактивног погонског система (Рамџет)	21
2.3.1. Усисник	21
2.3.2. Комора за сагоревање	23
2.3.3. Млазница	23
3. Горива за чврсте "рамџет" моторе	24
3.1. Састав семиракетних горива	25
3.1.1. Избор везива.....	27
3.1.2. Избор енергетских додатака	28
3.2. Теоретске енергетске перформансе семиракетних горива	30
3.3. Избор типа семиракетних горива.....	33
3.3.1. Састави на бази бора	33
3.3.2. Састав на бази угљеника.....	36
3.3.3. Састави са великим садржајем метала у праху	36
3.3.4. Горива на бази парафина	38
3.4. Утицај величине честица на карактеристике горива	39
3.5. Основне карактеристике неких семиракетних горива	39
3.5.1. Карактеристике горива без чврстих честица у продуктима сагоревања.....	40
3.5.2. Карактеристике горива на бази бора	44
4. Примена и разумевање основних особина "рамџет" мотора у војној ракетној техници	48

4.1. Начини примене "рамџет" погонског система код појединих система.....	53
4.1.1. Ракете земља-ваздух са "рамџет" погоном.....	53
4.1.2. Ракете ваздух-ваздух са "рамџет" погоном.....	58
4.2. Проблеми и критеријуми при развоју "рамџет" погонског система у војној ракетној техници	60
5. Примена "рамџет" погонског система у војној ракетној техници	72
5.1. Примена "рамџет" погонског система код појединих система	72
5.1.1. Ракете земља-ваздух са "рамџет" погоном.....	72
5.1.2. Ракете земља-вода са "рамџет" погоном	73
5.1.3. Ракете ваздух-ваздух са "рамџет" погоном.....	74
6. Тенденције развоја "рамџет" погонског система у војној примени.....	77
7. Закључак.....	79
Литература	81

1. Основно о ракетним моторима и ракетним горивима

1.1. Ракетни мотори

Ракетни мотор (погонска група) је уређај који ракети саопштава потисак и омогућује кретање. Потисак је реактивна сила која је последица истицања гасова из мотора, насталих сагоревањем погонске материје (горива). Смер дејства потиска је супротан смеру истицања продуката сагоревања, слика 1.



Слика 1. Потисак услед истицања гасова

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.

Потисак који остварује ракетни мотор треба да обезбеди летелици да достигне и одржи жељену брзину током лета и савлада спољње силе (отпор ваздуха, сила теже, итд.).

$$F = m \cdot a$$

$$F = m \cdot \frac{dv}{dt}$$

F – потисак

m – маса ракете

a – убрзање

v - брзина

Погонска материја ракетног мотора садржи све елементе потребне за сагоревање (гориво и оксидатор), па мотор независно може да ради у различитим спољњим условима. За разлику од ракетних, постоје и реактивни мотори који користе оксидатор из околине а који су управо и тема овог рада.

Важна карактеристика ракетног мотора је тотални импулс (I_{tot}), који се дефинише као интеграл потиска током времена рада мотора:

$$I_{tot} = \int F \cdot dt$$

Основна подела ракетних мотора врши се према примени, односно врсти ракета у коју се уграђују. По овој подели, имамо моторе за вођене и невођене ракете.

Тотални (укупни) импулс је величина која највише утиче на растурање погодака невођених ракета. Конструкција ових ракета и технологија израде мотора морају обезбедити масовну производњу са приближно константним тоталним импулсом. Код мотора вођених ракета захтеви за остваривањем тоталног импулса су мање строги.

1.1.1. Подела ракетних мотора

Ракетни мотори могу да се сврстају према различитим критеријумима. Основна подела је извршена на основу врсте горива која се користи у мотору. Постоје поделе [1] и према намени положају у ракети, начину управљања вектором потиска, режиму рада, начинима испитивања, итд.

Већина ракета у свету за погон користи само чврсто гориво.

Према примени у летелици, ракетни мотори могу да буду:

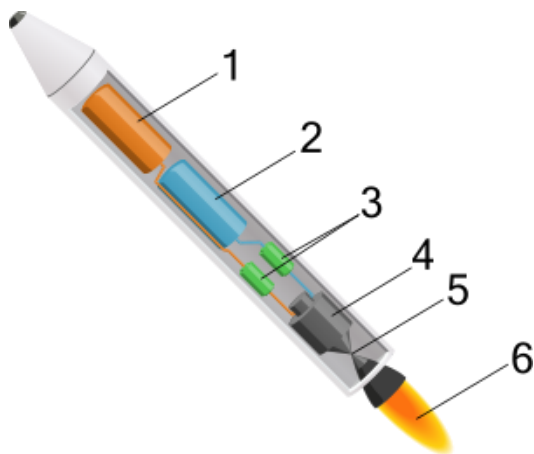
- **Основни (марш) мотори**, који обично дају ракети највећи део енергије кретања и служе за одржавање путање и савладавање отпора и различитих сила које делују на ракету. Време рада ових мотора је дужи од времена рада осталих мотора у летелици.
- **Стартни (избацни) мотори**, који раде релативно кратко и покрећу ракету са почетног положаја убрзавајући је до жељене брзине пре активирања основног ракетног мотора. Ако се ради о моторима који избацују ракете из лансирних цеви, често је важно да они заврше рад пре него што напусти лансирну цев [2], да не би својим пламеном повредили стрелца или оштетили околину лансера.
- **Помоћни мотори**, који се уграђују у летелице за специјалне задатке. Горња подела није коначна, јер постоје разне могућности.

Када ракета има само један ракетни мотор, он је истовремено и стартни и марш мотор и притом најчешће има два различита режима рада, па се назива „дворежимски“ или „двофазни“ мотор. Даље, на пример, ракетни мотор у кабини авиона (у пилотском седишту), који је предвиђен за катапултирање пилота, може условно да се посматра као помоћни али и као основни мотор.

Енергија из реакције сагоревања хемијских горива, које је обично састављено од горива и оксиданса, омогућава стварање гасова при врло високим температурама (2500 до 4100 °C). Ови гасови се затим проширују у млазници и убрзавају до великих брзина (1800 до 4300 m/s). Пошто су ове температуре гаса око два пута више од тачке топљења челика,

потребно је да се све површине које су изложене врелим гасовима охладе или изолирају. Према физичком стању горива, постоји неколико различитих класа мотора за хемијску ракетну пропулзију [3].

Ракетни мотори на течном гориву, имају резервоаре из којих се течном гориву доводи под притиском у комору за сагоревање. Течно гориво се састоји од течног оксидатора (нпр. течног кисеоника) и течног горива (нпр. керозина) [3]. Типичан пример мотора са течним ракетним горивом, приказан је на слици 2.



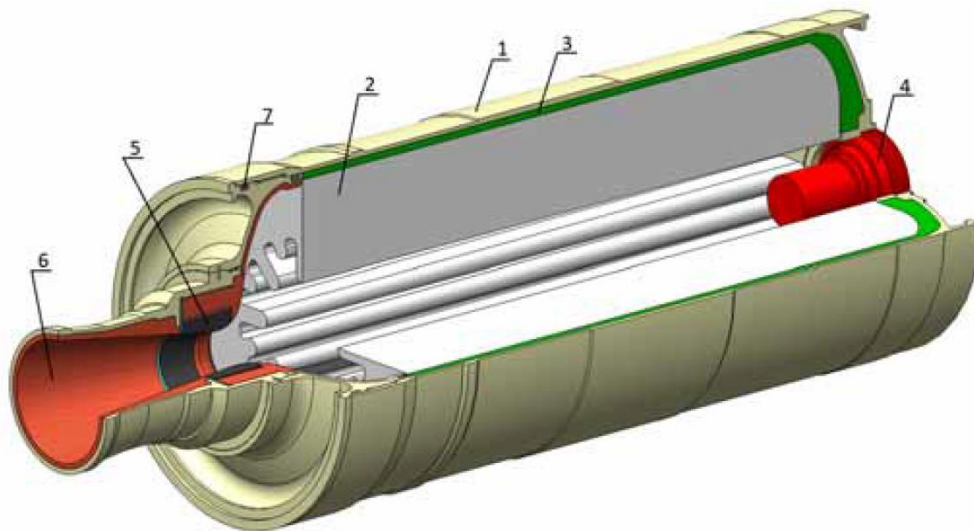
1. Течна горива материја;
2. Оксидатор;
3. Пумпе носачи горива и оксидатора;
4. Комора за мешање и сагоревање горива и оксидатора;
5. Млазница;
6. Излаз продуката сагоревања.

Слика 2. Шематски приказ ракетног мотора са течним горивом са системом за напајање [3].

1.1.2. Елементи ракетног мотора са чврстим горивом

Чврста ракетна погонска материја представља релативно хомогену смешу гориве компоненте и оксидатора, која може самостално да сагорева без спољних утицаја. Ова смеша се обично краће назива „гориво“. Израђује се у облику погонског пуњења које је обликовано да сагорева на начин [4, 5] који обезбеђује тражену временску промену потиска који покреће ракету.

На слици 3 приказани су основни елементи једног ракетног мотора са чврстом погонском материјом.



Слика 3. Елементи ракетног мотора: 1. Комора, 2. Погонско пуњење, 3. Термоизолација, 4. Припала, 5. Грло млазника, 6. Дивергентни део млазника, 7. Данце

Погонско пуњење, („пуњење“) израђено од чврсте погонске материје (горива), има прецизно дефинисане димензије и облик и смештено је у комору мотора, која представља суд под притиском, изложен дејству врелих гасова (продуката сагоревања). Термичка изолација мотора штити комору од прегревања услед струјања врелих гасова, које може да доведе до њеног прогоревања или да јој смањи издржљивост при дејству оптерећења. Изолација погонског пуњења (инхибитор) спречава нежељено сагоревање неких површина пуњења.

Стартовање мотора се врши електричним путем [1, 6]. Извор струје, који се налази изван мотора, активира електрично-запаљиву главицу која је саставни део припале, услед чега се пали припална смеша, а она се у ужареном стању распршује дуж погонског пуњења, палећи га по целој површини. Гориво сагорева на високој температури и притиску, па зидови коморе морају да имају довољну чврстоћу и термичку отпорност.

Гасовити продукти сагоревања пролазе кроз грло млазника и истичу кроз његов дивергентни део. Млазник убрзава вреле гасове и снижава њихову температуру и притисак претварајући њихову топлотну енергију у кинетичку. Израђује се од материјала великог термичког капацитета који може да издржи високу температуру. Саставни део неких мотора вођених ракета чини систем за управљање млазом (вектором потиска), чије извршне елементе покреће актуатор.

Поред наведених, постоји и низ других елемената који омогућују исправно функционисање мотора (данца, заптивке, елементи за спајање, решетке за држање погонског пуњења, мембране млазника, разни облици термозаштите, елементи за растерећење итд.)

Мотори са чврстом погонском материјом су једноставнији у односу на моторе са течним горивом, захтевају кратко време припреме, имају мању цену израде и високу поузданост у

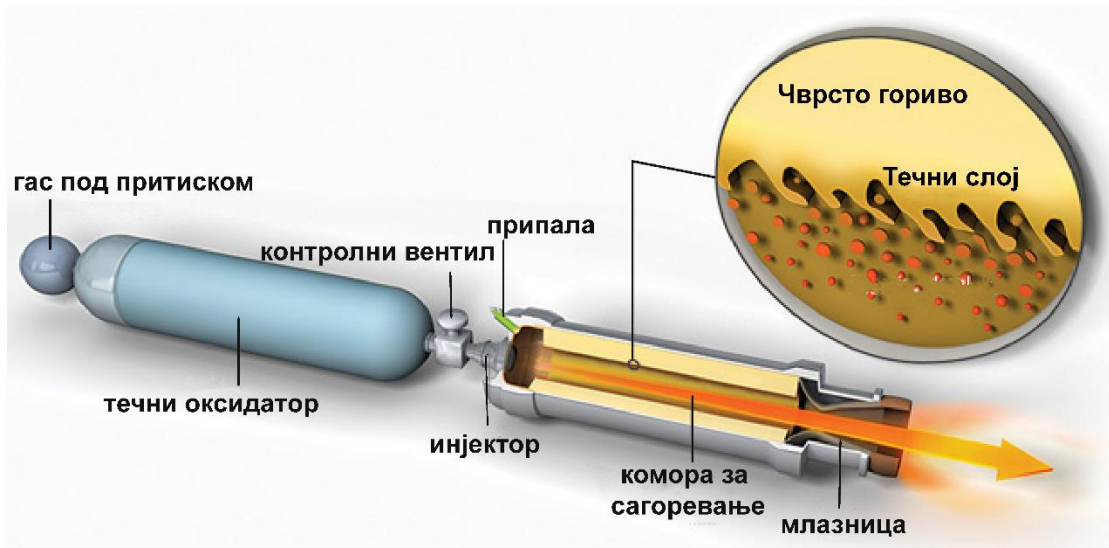
раду, која је важна код пројектила за војну намену. Складиштење ових ракетних мотора је једноставно, а за већину складишта се не захтева контрола температуре.

Велике групе ракетних погонских система чине комбиновани ракетни погонски системи. Овакви системи су наследили карактеристике погонских система који користе течна и чврста горива. Основни принцип функционисања комбинованог система заснива се на реакцијсмеше, која је сачињена од активне гасификоване чврсте компоненте (која сагорева у комори са млазницом) и течне или гасовите пасивне компоненте (која се убризгава у комору сагоревања). Комбиновани ракетни погонски системи су разврстани у две велике групе:

- Хибридни ракетни погонски системи
- Ракетни погонски системи у којима активно учествује ваздух из атмосфере.

Хибридни ракетни мотори су најчешћа комбинација течно-чврсто која је приказана на слици 4, мада може бити и чврсто-чврсто. Чврсто основно гориво се налази у комори за сагоревање, док се течни оксиданс дозира преко дизни из резвоара и распршује директно у загрејане продукте сагоревања чврстог ракетног горива, при чему се знатно повећава искоришћавање и једног и другог горива.

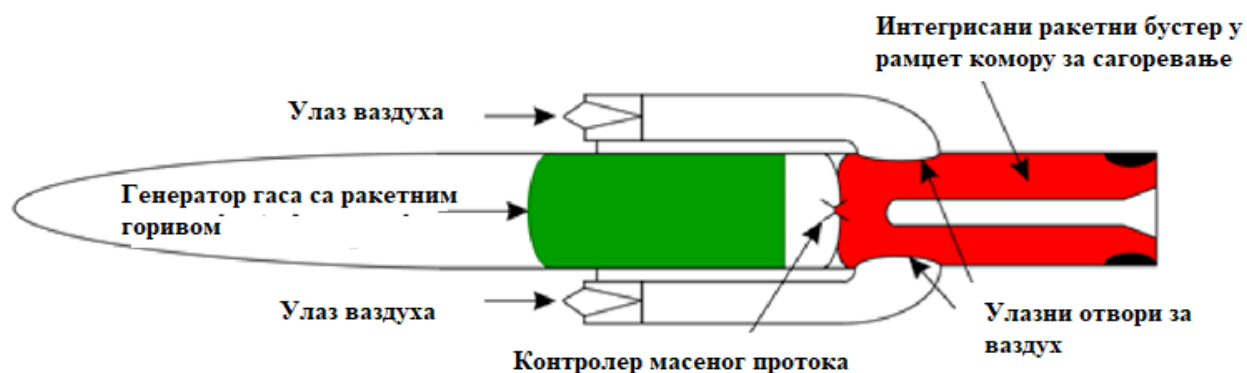
Ако је реч о комбинацији чврсто-чврсто, онда једно пуњење у виду гасогенератора, чији продукти имају нижу температуру од продуката сагоревања основног горива, али довољну да могу гасификовати основно гориво. Продукти из гасогенератора се специјалним вентилима дозирају у комору сагоревања.



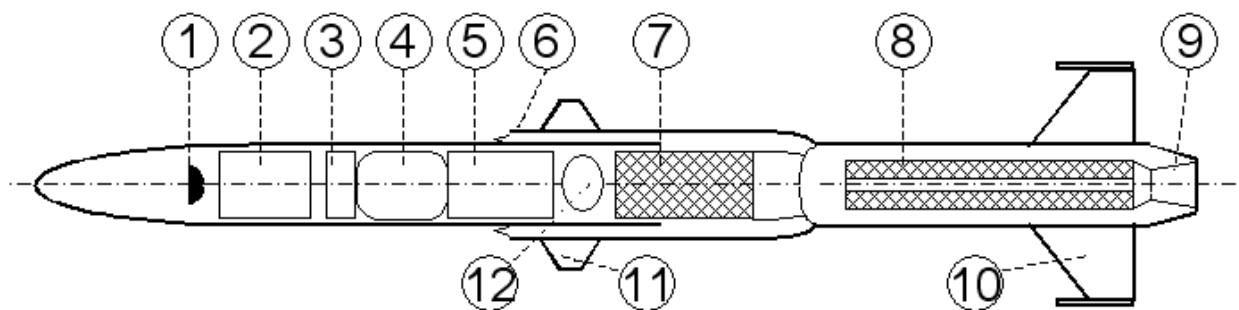
Слика4. Хибридни ракетни мотор

Набојномлазни ракетни мотори користе композитно гориво обogaћено угљоводоницима, које се смешта у комору сагоревања у коју истовремено улази и велика количина ваздуха. Ваздухдоприноси потпуномсагоревању продуката чврстог горива и на тај начин знатно

повећава специфични импулс. Овакав систем мора имати *бустер (стартни мотор)* да би добио брзину са којом једино ваздух из околине може у довољној количини да уђе у комору. Због тога се у најновије време гориво у комори сагоревања *бустера* ојачава додатком оксиданса толико да може само сагоревати и ракети саопштити брзину довољну да може функционисати увођење ваздуха из околине [3]. На слици 5 приказана је шема набујномлазног мотора, док је на слици 6 приказан пресек ракете 3М9 против ваздухопловног ракетног система КУБ-М2са набујномлазним ракетним мотором.



Слика 5. Типични набујномлазни ракетни мотори



Слика 6. Пресек ракете 3М9. 1, 2 – полуактивна глава за самонавођење 1SB4; 3 – близински упаљач 3E27; 4 – 57 kg фразментациона бојева глава 3N12; 5 – аутопилот 1SB6M; 6 – уводници ваздуха; 7 – генератор гаса 9D16K; 8 – главно гориво мотора; 9 – млазница; 10 – стабилизатор (задња крила); 11 – Крила

1.2. Ракетна горива

Ракетна горива се сврставају у погонске експлозивне материје, које служе за стварање гасовитих продуката помоћу којих се ствара потисак [7].

Према виду енергије која се у мотору користи, ракетна горива се деле на две основне групе:

1. *Хемијска горива*, Приликом свог сагоревања у комори ракетног мотора, стварају велике количине гасова који под великим притиском излазе кроз млазницу. Том приликом се ствара потисак. Ослобађање енергије, може се остварити путем хемијске декомпозиције и асоцијацијом атом или слободних радикала.
2. *Горива која ослобађају енергију процесима који нису хемијске природе*, Под оваквим начином ослобађања енергије у комори ракетног мотора подразумевамо: нуклеарну, светлосну, електричну, ... итд.

1.2.1. Подела хемијских ракетних горива

Хемијска ракетна горива се могу поделити на три главне групе, то су: течна; чврста; комбинована. Она се даље могу поделити према начину производње на ливена и пресована или пак према броју основних компоненти и микросаставу на: хомогена и композитна.

1.2.1.1. Течна ракетна горива

Течна ракетна горива су смеше, које се састоји од две компоненте: горивне компоненте и оксиданса.

Течна ракетна горива делимо на: једнобазна, двобазна и тробазна.

Једнобазна течна ракетна горива, су горива која садрже једну компоненту која је у исто време гориво и оксиданс (H_2O_2 , EtO - етиленоксид, TNM - тетранитрометан).

Двобазна течна ракетна горива, су горива која садрже две компоненте: горивна компонента + оксиданс ($\text{H}_2\text{O}_2 + \text{H}_2$; $\text{H}_2\text{O}_2 + \text{хидразин}$; $\text{H}_2 + \text{O}_2$).

Тробазна течна ракетна горива, су горива која садрже три компоненте: горивна компонента + оксиданс + метални прах ($\text{O}_2 + \text{Be} + \text{H}_2$; $\text{H}_2 + \text{F} + \text{Li}$).

1.2.1.2. Чврста ракетна горива

Постоје две основне врсте чврстих ракетних горива: хомогена и композитна.

Хомогена горива су најчешће двобазна, која садрже две основне компоненте: *нитроцелулозу* и *нитроглицерин*. Могу бити и једнобазна која садрже само једну основну компоненту - нитроцелулозу.

Поред основних компоненти горива, додају се мање количине различитих додатака, као што су: пластификатори, стабилизатори, балистички модификатори, ... итд.

Специфични импулс код хомогених горива се обично креће до 210 Ns/kg.

Продукти сагоревања не садрже дим, па су погодни за ракете тактичке намене, као и за израду бустер мотора код вођених и вишестепених ракетних система.

Савремена композитна ракетна горива су најчешће на бази полиуретана и полибутадиена као везивне компоненте; амонијум-перхлората као оксиданса и метала у праху који је најчешће алуминијум, који сагоревањем ослобађају велику количину топлоте и тиме подижу температуру сагоревања.

Имају боље механичке и енергетске карактеристике од хомогених горива, па се углавном употребљавају за израду погонских пуњења за маршевске моторе код ракетних система за тактичке намене.

Модификована чврста ракетна горива (модификована двобазна и модификована композитна) код таквих горива, ради се на повећању енергије. У њихов састав се додају: *нитрамини, хексоген, октоген, HNIW (CL-20)* као и друге компоненте [7].

1.2.1.3. Комбинована ракетна горива

То су горива која су наследила добра својства чврстих и течних горива. Појавила су се у новије време и постала незаобилазна код ракетних система средњих и великих домета. Основни принцип дејства комбинованих ракетних горива јесте реакција чврсте компоненте (која сагоревају у комори са млазницом) са течним или гасовитим компонентама, које се налазе у „допунској“ комори. Мешање распршених течних честица и гасовитих продуката сагоревања одвија се у комори сагоревања чврстог горива. Комбинована ракетна горива чине две велике групе:

- Хибридна ракетна горива
- Горива за проточне ракетне моторе

Хибридна ракетна горива су најчешће комбинација течно-чврсто, мада може бити и чврсто-чврсто. Чврсто основно гориво се налази у комори сагоревања, а течно се преко дизни из резервоара дозира и распршује директно у загрејане продукте сагоревања чврстог ракетног горива, при чему се знатно повећава искоришћење и једног и другог горива. Ако је реч о комбинацији чврсто-чврсто, онда је једно пуњење у виду гасогенератора, чији продукти имају нижу температуру од продуката сагоревања основног горива, али довољну да могу гасификовати основно гориво. Продукти из гасогенератора се специјалним вентилима „дозирају“ у комору сагоревања.

Набојномлазни мотори користе композитно гориво обогаћено угљоводоницима, које се смешта у комору сагоревања у коју истовремено улази и велика количина ваздуха. Ваздух доприноси потпуном догоревању продуката чврстог горива и на тај начин знатно повећава специфични импулс. Овакав систем мора имати „бустер“ да би добио брзину са којом

једино ваздух из околине може у довољној количини да уђе у комору. Због тога се у најновије време гориво у комори сагоревања „бустер“ ојачава додатком оксиданса толико да може само сагоревати и ракети саопштити брзину довољну да може функционисати увођење ваздуха из околине.

2. Ваздушно-реактивни погонски систем

Ваздушно реактивни погонски системи се одликују суперсоничним испуштањем примарних продуката сагоревања у комору за накнадно сагоревање, који се даље сабијају са ваздухом који је прикупљен ефектом рамова током лета, то за резултат има повећање укупне масе продуката који се назива још потисни гас, који ствара потисак када пролази кроз млазницу.

- **Предности ваздушно-реактивних система**

Типичне ракете сачврстим горивом имају специфични импулс од око 260 секунди ($2,5 \text{ kN}\cdot\text{s/kg}$), али ако се поред истог горива укључи и ваздух из атмосфере, може се доћи до побољшања специфичног импулса и преко 500 секунди ($4,9 \text{ kN}\cdot\text{s/kg}$).

- **Недостаци ваздушно-реактивних система**

Тешко је дизајнирати велике ваздушно-реактивне моторе (ракета са таквим погонским системом) који развијају велике брзине, који се могу једноставно поставити на ваздухоплов. На дизајнирање целог ваздушно-реактивног мотора, утиче и дизајнирање усисника. Још један проблем, што се ваздух испушта како се ракета пење, тако да је количина додатног потиска ограничена брзином којом се ракета пење. Коначно, рамџет (енг. Ramjet) погон захтева кретање за потребе довођења ваздуха у систем које омогућава његов рад тако да је за конструкцију оваког мотора потребно имати бустер или ти стартни ракетни мотор.

2.1. Рамџет ракетни погонски систем

Рамџет ракетни погон је један од могућих варијанти ваздушно-реактивног погонског система, који користи кретање целог погона за потребе компримовања улазног ваздуха, без употребе аксијалног или центрифугалног компресора. Будући да рамџет погон, не може да произведе потисак при нулој брзини, потребно је да он поседује средство за остваривање услова за активирање рамџет погона. Најучинковитији рад рамџет погона, је при надзвучним брзинама од око $3Maha$ ($3,700 \text{ km/h}$), овакав погон може да ради до брзине од $6Maha$ ($7,400 \text{ km/h}$).

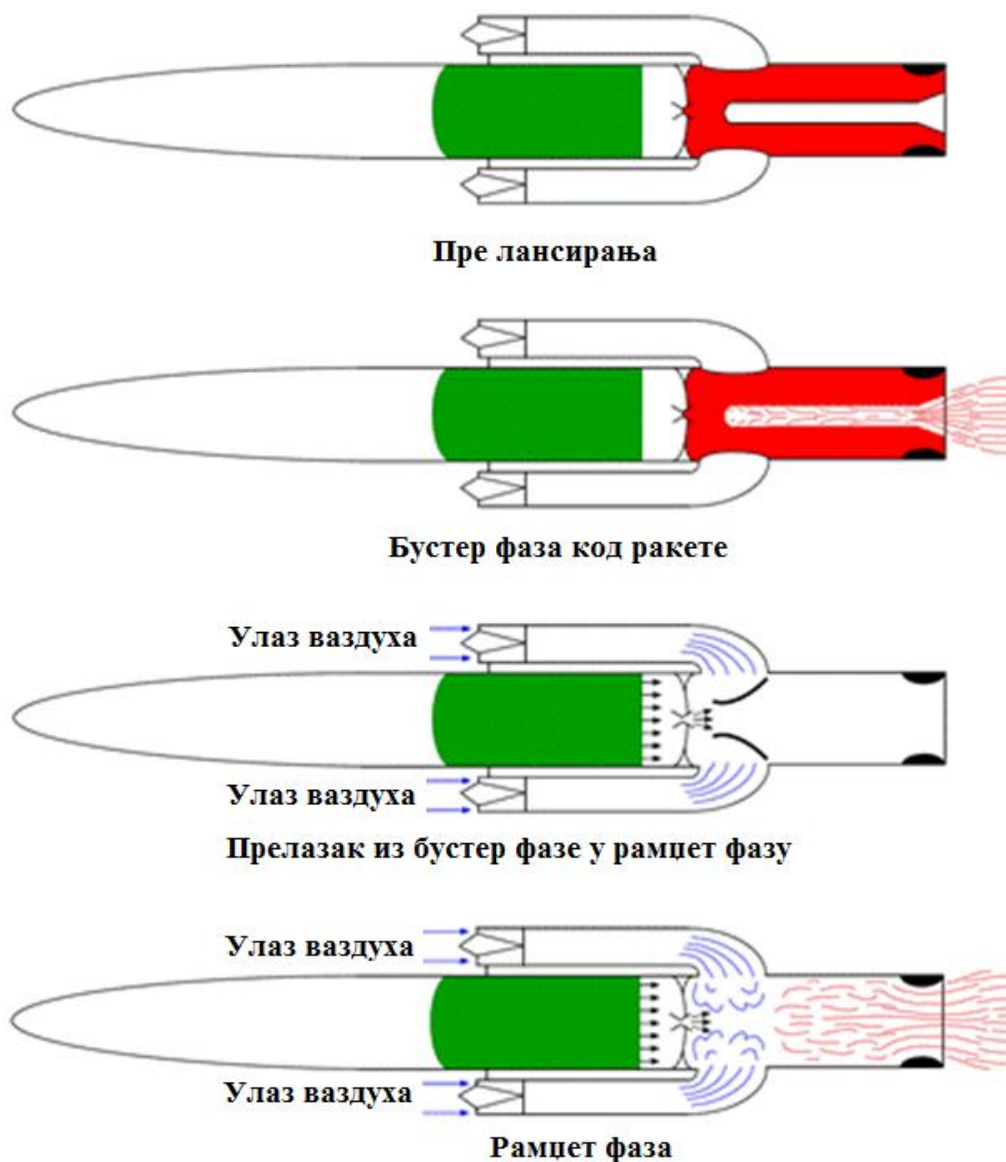
Како се брзина повећава, ефикасност рамџет погона почиње да опада, због тога што се температура ваздуха у улазу повећава због компресије. Како се температура улазног ваздуха приближава температури издувних гасова, то резултира мањој енергији потисних гасова који стварају потисак. Рамџет погон се може класификовати према типу горива, на течна и чврста, и на онај рамџет погон који је са или без бустера.

Рамџет погон натечна угљоводонична горива (LFRJ), која се обично убризгавају у комору за сагоревање, испред носача горионика. То за резултатимабољу стабилизацију пламена, који је настао сагоревањем горива и компримованог ваздуха. За довод горива у комору за сагоревање, користе се пумпе које усложњавају и поскупљују систем.

Један од проблема, са којма се сусреће рамџетпогон, јесте немогућност производње статичког потиска. Зато је за активирање рамџет погона, потребно ефикасније усисавање ваздуха, а то се постиже помоћу бустер мотора који ће омогућити постизање довољних брзина погонског система. Прве ракете са рамџет погоном, су користиле бустер моторе који су били са чврстим горивом. Бустер може бити постављен у тело ракете или да буде закачен за спољну површину ракете. Бустер мотор који је саосан са ракетом, утиче на повећање укупне дужинеракете, док бустер који се качи наслољну површину ракете, утиче на повећање аеродинамичког отпора саме ракете, више него у случају тандемског распореда [8].

2.2. Функционалност, ограничења, параметри и побољшања ваздушно-реактивних погонских система (Рамџет)

Код ваздушно-реактивних погонских система, битну улогу имају термодинамички параметри који су исти као и код класичних чврстих ракетних мотора. Такви параметри су очити код рамџет погонских система, када се одвијају примарна и активна фаза рада система. Ракета која има рамџет погонски систем, своје кретање реализује кроз четири радне фазе система, као што је приказано на слици 7.



Слика 7. Принцип рада ваздушно-реактивних погонских система (Рамџет)

У конвенционалном хемијском ракетном мотору, ракета носи гориво и оксиданс у својој комори за сагоревање. Хемијска реакција између горива и оксидатора производи реактанте, који су номинални гасови при притисцима и температурама који владају у комори за сагоревање код ракете[8]. Реакција такође има високу енергију (егзотермна), која се ослобађау облику топлоте и која се преноси кроз комору за сагоревање, дајући тако продуктима огромну унутрашњу енергију и који се шире кроз млазницу стварајући потисак. Оваквим конвенционалним дизајном је омогућенутицај на убрзање ракете од стране смеше горива и оксидатора.

Друга идеја за остваривање потиска је прикупљање радне масе. Са ракетом, која је увећана за уисни простор (у коме је само ваздух), док се класични ракетни мотор монтира у средиште погонског система који је отворен спреда. Како се ракета креће кроз атмосферу, ваздух улази у предњи део ваздушно-реактивног погонског система (рамџет), где се компримује помоћу рам ефекта. Компримовани ваздух се даље сабија и меша са продуктима који су богати са неизреагованим гасификованим чврстим горивом. Том приликом се мора користити прилично мали ракетни мотор за убрзање много веће радне масе (ракете), што доводи до производње знатно већег потиска у атмосфери када се успостави стабилан рад рамџет мотора односно када он буде снабдеван довољном количином ваздуха из атмосфере, који је неопходан за потпуно сагоревање и стварање неопходног импулса са његов рад у маршевској фази лета.

Интегрисан бустер мотор је ефикаснија опција, зато што се може поставити унутар коморе за сагоревање код рамџет погона. Овај приступ је коришћен, код ракете 3М9 (ракетног комплекса "Куб"). Овакав приступ при дизајнирању интегрисаног бустера, је условљен са различитим захтевима које поставља млазница која је намењена за бустер и рамџет фазу лета. Због вишег нивоа потиска у бустеру, потребна је млазница која је различитог облика за остваривање оптималног потиска и која се разликује од млазнице за остваривање мањег потиска приликом рада рамџет погона.

Ово се обично постиже помоћу две млазнице, прве млазнице која се заједно избацује након сагоревања са бустер пуњењем, и друге млазнице која је намењена када је рамџет погон активиран. Међутим, дизајн млазнице за ракету *Метеор* је такав да онануди предности, као што су: елиминисање опасности приликом лансирања са авиона, тако што не постоји опасност при избацавању крхотина стартних млазница; једноставност; поузданост; смањење масе и трошкова, док јој је мана: утиче на смањење перформанси погонског система у поређењу са наменском млазницом.

Рамџет погон обично даје мали или нимали потисак при брзинама мањим од половине брзине звука, док је погон неефикасан док брзина ваздуха не пређе 1.000 километара на сат (280 m/s), због ниског односа компресије. Чак и изнад минималне брзине, при широком опсегу летења (опсег услова лета), којима могу бити од малих до великих брзина или од ниских до великих висина лета, могу се створити значајни проблеми при дизајнирању тако да постоји тенденција најбољег рада само једну пројектовану брзину и надморску висину лета. Међутим, рамџет погон генерално надмашује по конструкцији, млазне моторе који су на бази гасних турбина, и најбоље ради при надзвучним брзинама између (*Mach* 2–4)[8].

Иако су неефикасни при малим брзинама, они су ефикаснији од обичног ракетног мотора у потрошњи горива, на целој "рамџет путањи" при радном опсегу који је мањи од 6 *Mach* (2,041.7 m/s). Перформансе код конвенционалних рамџет мотора падају изнад 6 *Mach*, услед дисоцијације и губитака у притиску који су изазвани шоком при струјању

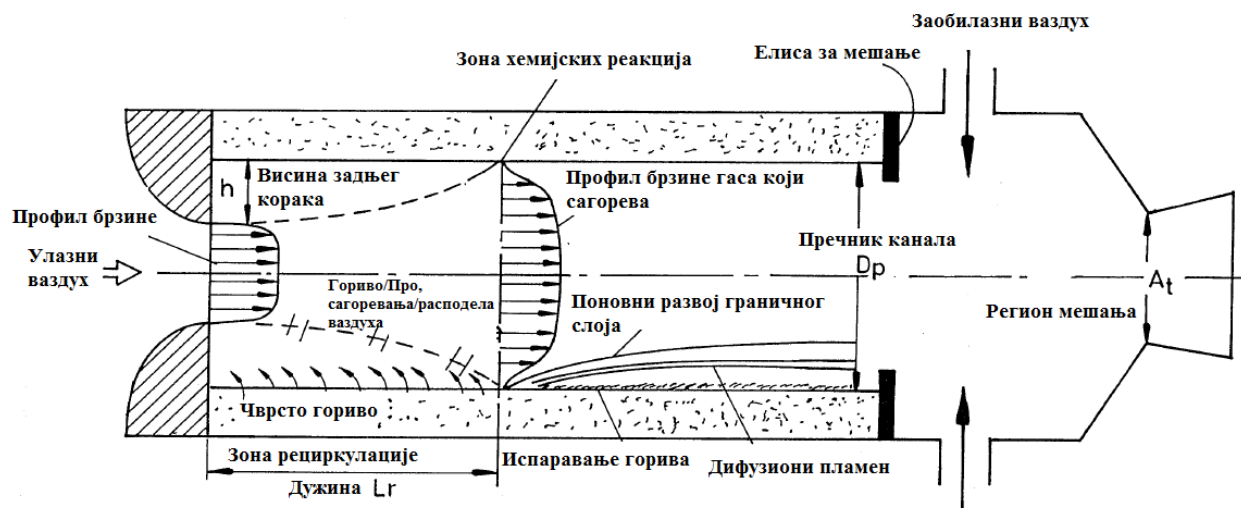
продуката, јер улазни ваздух струји подзвучном брзином у комори за сагоревање. Поред тога, улазна температура ваздуха у комори за сагоревање расте до веома високих вредности, приближавајући се граници дисоцијације, за дат ограничавајући *Махов* број[8].

Рамџет погон радиспороиспод око $0,5 \text{ Maha}$ ($170,15 \text{ m/s}$), том приликом се ствара мали потисак који је неефикасан због ниског односа притиска. Изнад те брзине (када је достигнута довољна почетна брзина лета), рамџет погон ће бити само одржив. Комбинација класичног ракетног и рамџет мотора, даје већу брзину лета што утиче на убрзање ракете, то је праћено са знатним повећањем температуре уласног ваздуха[8].

Пошто та појава може имати штетан утицај на интегритет мотора, систем за контролу горива мора да смањи проток горива кроз мотор, чиме се постиже стабилизација *Маховог* броја, и тиме утичена температура уласног ваздуха која ће бити на разумном нивоу.

Због стехиометријске температуре сагоревања, ефикасност је обично добра при великим брзинама (око $\text{Mah } 2 - \text{Mah } 3$), док при малим брзинама релативно лош однос притиска значи да рамџет мотори имају бољи учинак од турбојета, или чак ракете[8].

На слици 8 приказана је природа поља простирања процеса сагоревања у комори за сагоревање код рамџет мотора са чврстим горивом (SFRJ). SFRJ користи корак уназад да би се произвела рецикулациона зона која се завршава до тачке, од које се поново стабилизује гранични слој дифузионог пламена који се шири према задњем делу коморе за сагоревање. Иако се не може дефинисати тачна тачка поновне стабилизације граничног слоја, због обимне гасификације чврстог горива, могуће је дефинисати регионе где се ефикасно поново стабилизује гранични слој дифузионог пламена [9].



Слика 8. Поље простирања процеса сагоревања код SFRJ.

Да би се побољшала ефикасност сагоревања, неопходна је помоћ коморе за мешање. Параметри који контролишу ефикасност сагоревања су: (1) задња дужина коморе за мешање у односу на почетни пречник канала, L_{aft}/ID_F ; (2) коефицијент еквиваленције; и (3) однос h/D_p . Повећање односа L_{aft}/ID_F обезбеђује дуже време задржавања завршетка сагоревања мешавине и самог процеса сагоревања, који је израчунатна основу теорије турбулентног граничног слоја. Том приликом је доказано, да је само око 50% горива помешано и сагорело. Коефицијент еквиваленције је важан, јер на излазу одређује релативну количину горива, која се мора накнадно мешати и сагоревати. Помоћу односа h/D_p се контролише ниво турбуленције мешавине која је уведена у зону рецикулације, чиме се утиче на мешање у комори за сагоревање. Крмна комора која служи за мешање је обично опремљена са елисом која је постављена на предњој страни која додатно меша, што за последицу има повећање ефикасности сагоревања.

Генерално, ефикасност сагоревања је мања за метализирана чврста горива која су нарочито са додатком бора или са боровим карбидом. Код метализираних горива, дифузиони пламен је слабији јер има мање угљоводоника. У тим горивима, металне честице имају тенденцију да се акумулирају на регресивним површинама горива, пре него што се избаце кроз гасни ток.

Ове велике акумулације мехурова у којима су металне честице, тешко се запаљују и дуже време се задржавају у комори за сагоревање да би сагореле. У таквим ситуацијама, како би се побољшала ефикасност сагоревања, уводисе вртложно струјање ваздуха или се убризгава ваздух који је ушао у задњи део коморе за мешање.

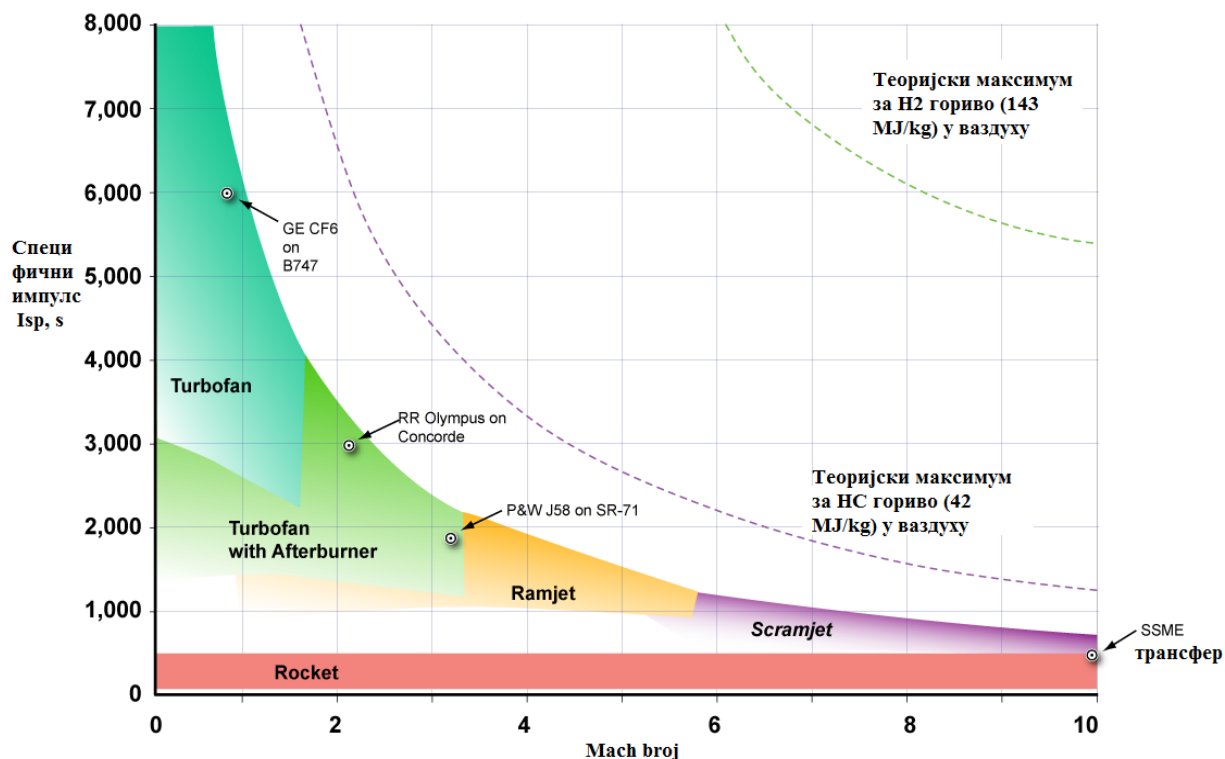
Без вртложног струјања смањена је ефикасност сагоревања за 40% (за гориво са 10% бора) и 30% (за горива која су са 40% бора). Али са вртложним струјањем, ефикасност сагоревања бора се побољшала за 18 - 20%. Горива која су са 10% боровог карбида, постижу ефикасност сагоревања бора од 80%, са применом вртложног струјања улазног ваздуха.

Сврха ваздуха који се убацује у комору за мешање је због два корисна ефекта. Прво, подстиче се паљење честица метала у протоку кроз канал пуњења, због мањег масеног флукса, што утиче на стварање шире и топлије пламене зоне, као и на повећање времена задржавања честица. Друго, употреба ваздуха побољшава сагоревање већ запаљених честица, због тога што је боље мешање честица са ваздухом који улази у задњи део коморе за мешање[9]. Сам тајминг почетка уласка ваздуха у мотор након завршетка рада бустер мотора и постизања оптималне брзине мотора има важну улогу у постизању доброг паљења и доброг развоја пламена[10].

Ефикасност сагоревања код SFRJ (B_4C : Mg : хидрокситерминирани полибутидиен-НТРВ = 50: 5: 45), има повећање са 36% (при 0% ваздуха), на 85% (при 42% ваздуха).

Висока ефикасност сагоревања метализованих горива, која је праћена без увођења вртложног струјања ваздуха, може настати због додавања амонијум-перхлората (AP) или магнезијума (метали који имају ниску тачку топљења) [9].

Специфични импулс је функција брзине за различите типове ваздушно-реактивних мотора. Иако ефикасност пада са брзином, то се компензује са повећањем домета ракете (средство које користи ваздушно-реактивни погон). Као што је приказано на слици 9, ефикасност која је представљена јединицом удаљености, је грубо независна од брзине код различитих ваздушно-реактивних мотора, међутим конструкција мотора постаје неефикасна при надзвучним брзинама [11].



Слика 9. Пропулзионе карактеристике различитих погонских система

Ускаје повезаност међу концептима, тако да је енергетска ефикасност представљена стопом потрошње потисне масе (маса потисног гаса). Потрошња горива у ваздушно-реактивним моторима се мери са специфичном потрошњом горива, то јест са специфичним импулсом или ефективном брзином издувавања.

Специфични импулс и ефективна брзина издувних гасова су строго пропорционални, док је специфична потрошња горива обрнуто пропорционална.

Код турбореактивних мотора, енергетска ефикасност и ефикасност потисног горива су једнаки, будући да је погонско гориво извор енергије. У ракетној техници, погонско гориво је и издувни гас, то значи да високо енергетска горива дају бољу ефикасност, али у неким случајевима могу донети нижу енергетску ефикасност[11].

2.3. Дизајн ваздушно-реактивног погонског система (Рамџет)

Рамџет ракетни мотор је дизајниран на основу захтева, а који утичу на величину његовог усисника. Кретањем предмета креће великом брзином кроз ваздух, се ствара зона високог притиска[8].

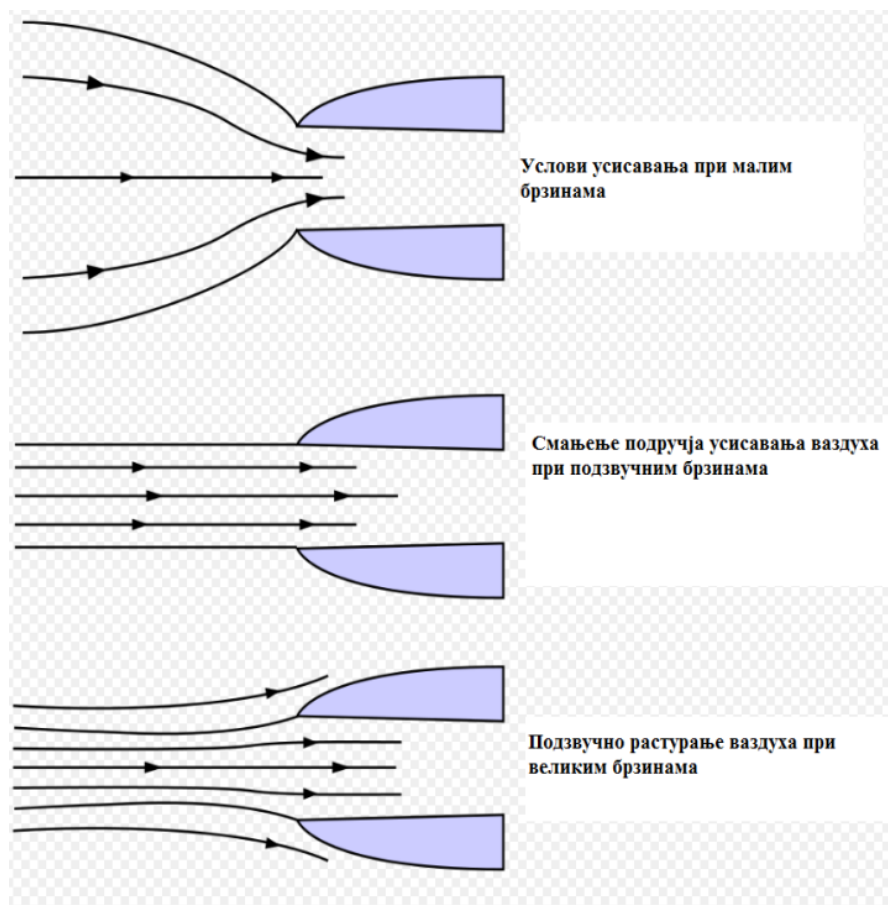
Рамџет користи високи притисак ваздуха испред мотора како би се могао кретати кроз систем, који се даље загрева, зато што сагорева део горива. По стварању секундарних продуката, ти продукти пролазе кроз млазницу и убрзавају до суперсоничних брзина, а ово убрзање даје погону потисак.

Рамџет погон се понекад назива "летећи чунак", који је врло једноставне конструкције и који се састоји од: усисника, коморе за сагоревање и млазнице.

2.3.1. Усисник

Рамџет погон покушава да искористи веома високи динамички притисак ваздуха, који се приближава усиснику. Након ефикасног уноса ваздуха, притисак се подеси са променом законитости протока, дуж осе усисника. Ваздух тако подешеног притиска користи се за подршку сагоревања и за експанзију у млазници. Усисник успорава ваздух на брзине еквивалента Маховом броју од 0,3, на улазу у комору сагоревања, чиме се повећава притисак и температура истог.

Многи мотори раде при надзвучним брзинама лета, уз појаву ударних таласа који су прекинути јаким нормалним шоком, што за резултат има успоравање ваздуха до подзвучне брзине на излазу из усисника. Затим је потребна даља дифузија, да би се брзина ваздуха спустила до одговарајуће брзине на којој се врши сагоревање.



Слика 10. Подзвучно струјање код рамџета

На слици 10 приказано је подзвучно струјање код рамџет погона који нема софистицирани улаз, јер је брзина ваздуха већ подзвучна, и тада се обично користи једноставан усисник. Ово би такође функционисало при малим надзвучним брзинама, али ће се ваздух загушити на улазу, што ће се негативно одразити на рад погонског система. Улаз је дивергентан, да би се обезбедила константна улазна брзина ваздуха од $0,5MaH$ (170,15 m/s).

Потребна почетна брзина, за успостављање континуалног термодинамичког циклуса набојномлазног мотора износи, изражено преко еквивалента Маховог броја, око $M=0,8$, док је при нижим брзинама рад нестабилан, па чак и немогућ. Већи распон Махових бројева, није могуће покрити са усисником фиксне геометрије, без обзира на избор промене законитости попречних пресека, дуж његове осе. За брзине, које одговарају Маховом броју од 0,8 до 1,8, могуће је компромисно покрити са усисником фиксне геометрије (као и код свих авиона са млазним мотором). За Махове бројеве преко 1,8, користи се уводник са променљивом геометријом. Променљива геометрија (измена законитости расподеле пресека) остварује се најчешће са покретним улошком. Овај

уложак са својим уздужним кретањем аутоматски подешава расподелу попречних пресека, сагласно и оптимално условима за тренутни Махов број.

Већина набојномлазних мотора раде на високим надзвучним брзинама лета и користе променљиву геометрију усисника, са којима се подешавају ударни таласи у функцији Маховог броја, тако да се спречавају нормални ударни таласи, а са тиме се значајно смањују губици усисавања ваздуха.

2.3.2. Комора за сагоревање

Као и код других млазних мотора, посао коморе за сагоревање јесте стварање продуката, сагоревањем горива и ваздуха при константном притиску. Комора сагоревања набојномлазног мотора може безбедно да ради са стехиометријским горивом, помешаним са ваздухом, што подразумева на излазу коморе устаљену температуру реда величине од око 2,130 °C, за керозин. Нормално комора сагоревања мора бити у стању да функционише у широком спектру подешавања јачине пламена, за цео опсег брзина и висина лета. Способност која се тражи од коморе за сагоревање, јесте могућност да ради у широком распону брзина и висина лета. Ово је поготово очито, при заклањању или смањењу усисне зоне, када ракета извод нагле манерве, што има утицај на сагоревање. Прекомерно убризгавање горива може узроковати, да се нормални шок у надзвучној струји удаљи од усисника, што доводи до значајног пада протока ваздуха у погонском систему и нето потиска.

2.3.3. Млазница

Иза коморе сагоревања је млазница, која је конвергентно-дивергентног типа (прво се сужава, а потом проширује), по законитости Лавалов млазника. Циљ је да се повећа брзина излазних гасова и оствари већи потисак. Она је критични део рамцет погона, јер убрзава испуштање гасова за потребе производње потиска. За рамцеткоји ради, при подзвучним брзинама, тада се испуштени гасови убрзавају кроз конвергентну млазницу. У случају суперсоничних брзина, убрзање испуштања гасова се обично постиже конвергентно-дивергентном млазницом[8].

3. Горива за чврсте "рамцет" моторе

Горива за проточне илити набојномлазне ракетне моторе спадају у групу хибридних ракетних горива а у новије време се најчешће зову семиракетна горива.

Погон на класична ракетна горива је веома ефикасан кад је реч о ракетама малог и средњег домета. Међутим, са повећањем домета, брзине, димензија и потребама за бољим маневарским способностима, расте интерес за употребом ефикаснијег горива. На пример, да би се користан терет од 200 kg пребацио на даљину од 100km, ракета на класичан погон мора бити тешка 5000 kg и дуга 9-10 метара, док се употребом горива за набојномлазне моторе исти домет постиже ракетом тешком само 1000 kg, дугом 6 метара.

Рамцетракетни мотор је познат и под називом "*проточни ракетни мотор*", који утисава ваздух из околине, помоћу дифузора који има комору за мешање горива са ваздухом. Поред утисника и коморе за мешање, систем обухвата комору за сагоревање и млазницу. Ваздух који је утисан помоћу дифузора трпи адијабатску компресију, уз повећање притиска и температуре на рачун смањења брзине истицања. Повећање протока ваздуха постиже се додатком горива у комору сагоревања које се ту меша са великом количином ваздуха и наставља сагоревање, што повећава масени проток за 5 до 10% [7].

Проточни ракетни мотор може да функционише и на подзвучним брзинама, али са slabим перформансама. Међутим, од значаја су само брзине између 1,5 и 5 *Maha*. Практично, ови мотори су најефикаснији на брзинама 2-4 *Maha*, што захтева додатни мотор који ће му подићи брзину на 1,5- 2,5 *Maha*.

Прво решење је било да се употреби екстерни стартни мотор са чврстим горивом, друго решење је да се користи чврсто погонско гориво уливено у комору сагоревања проточног ракетног мотора. Ова друга комбинација је повољнија, јер чини цео систем компактнијим и не захтева посебно одбацивање и уништавање млазнице.

Војна ракетна технологија примењује два типа семиракетних горива, као што су:

- горива без чврстих честица метала у праху, која се понашају као редуценс (редуценс се добија као продукт термичког разлагања везива у присуству малих количина оксиданса, или као продукти разлагања оксиданса у присуству везива)
- Горива у којима се додаје редуценс у виду метала у праху.

3.1. Састав семиракетних горива

Семиракетна горива за набојномлазне моторе се састоје из:

- Везива, која имају задатак да обезбеде целовитостпогонскогпуњења и да снабдевају комору са горивним елементима
- Оксиданс, који обезбеђује разградњу везива потребном брзином
- Катализатора сагоревања
- Други додаци који се инкорпорирају у састав, служе за: лакшу производњу; продужења времена употребе; појачање енергетских карактеристика горивних елемената.

Сама горива за набојномлазне моторе се деле по енергетској моћи горива, која се обавља на основу топлоте сагоревања, а која представља један од важних параметара горива. Друга карактеризација се односи на основу једноставности производње; цене производње; итд. Током протеклих 60 година, обиље метализираних и неметализираних формулација у чврстом гориву било је предмет истраживања како за хибридне, тако и за ракетне моторе са чврстим горивом (SRFJ). Поред тога, полимерна горива се интензивно користе као везива у системима са чврстим горивом, системима за производњу гаса, набојномлазним ракетама, па чак и аматерским ракетама, и тако разумеју природу појединих компоненти, на пример, везива или чврстог горива, гориво / оксидантска комбинација итд. Ови односи и везе могу помоћи у објашњењу сложених процеса који се налазе у студијама сагоревања чврстих горива.

Табела 1 приказује физичка и термодинамичка својства неколико уобичајених горива и везива који се користе у чврстим горивима као што су густина чврстог горива, температуре топљења и испаравања, баланс кисеоника и топлота формирања. Ране студије перформанси неметализованих инертних полимера датирају из 1950-их година. Током година, са појавом и широком употребом полимера на бази полибутадиена као полазних чврстих горива и хибридних везива / горива, термичка деградација и пиролиза НТРВ и карбоксиланих полибутадиена (СТРВ) постале су предмет истраживања за многе истраживаче у пољу развоја ракетних горива.

Остали испитивани полимери су полибутадиен-акрилна киселина (РВАА), полибутадиен-акрилонитрил (РВАН), полиуретан (PU) и други материјали као што су флуороугљеници. НТРВ је био коришћен у многим хибридним моторима, комерцијалним и војним чврстим горивима [12].

Табела 1 Физичка и термодинамичка својства уобичајених чврстих горива / полимерних везива

Име везива	Хемијске формуле	ρ (g/cm ³)	Температура топљења (°C)	Температура кључања (°C)	Биланс кисеоника (%)	ΔH_f° (kJ/mol)
Хидроксил-терминирани полибутадиен (НТРВ)	C ₁₀ H _{15,4} O _{0,07}	0,92	241	-	-323,26	-51,88
Глицидил азид полимер (GAP)	C ₃ H ₅ N ₃ O	1,29	>200	-	-121,09	142,26
Полиетилен гликол (PEG)	C ₂ H ₄ O	1,13	4 – 8	>300	-181,59	-195,02
Полиметил метакрилат (PMMA)	C ₅ H ₈ O ₂	1,19	4 – 8	-	-191,77	-430,53
Полиуретан (PU)	C ₁₀ H _{18,711} N _{0,2} 73O _{3,294}	1,00	222	250	-213,29	-679,06
3,3-Бис (азидометил) оксетан (ВАО)	C ₅ H ₈ N ₆ O	1,22	-	67	-123,69	518,82
Полибутадиен/акрилонитрил (РВАН)	C ₁₀ H _{14,588} N _{0,4} 16O _{0,875}	0,98	-	-	-273,33	75,94
Пентаеритритол тетранитрат (PETN)	C ₅ H ₈ N ₄ O ₁₂	1,78	143	180	-10,12	-538,90
Полиетилен (PE)	(C ₂ H ₄) _n	0,94	120 – 130	-	-342,19	-53,81
Полипропилен гликол (PPG)	C ₁₀ H _{20,195} O _{3,4} 31	1,00	-	-	-218,39	-725,92
Карбоксил-терминирани полибутадиен (СТРВ)	C ₁₀ H _{14,958} O _{0,1} 94	0,92	280 – 350	-	-315,67	-9,71
Полистирен (PS)	(C ₆ H ₅ CHCH ₂)	1,12	240	-	-307,23	37,24

3.1.1. Избор везива

Први критеријуми за одабир везива за семиракетна горива су топлота сагоревања и лакоћа производње тог везива. У табели 2 дате су основне карактеристике везива за семиракетна горива.

Табела 2. Основне карактеристике везива за семиракетна горива.

Врста везива	Масени састав (% масе)					Густина (g/cm ³)	Топлота сагоревања		Садржај чврстих компоненти у гориву (%)
	С	Н	О	Н	Cl		kJ/g	kJ/cm ³	
СТРВ	83,9	10,5	4	0,6	1	0,93	43,2	40,2	86
НТРВ	85,4	11,2	2,4	1,0		0,92	43,4	40	88
НТРВ Пластифицирани	81,6	10,4	7,1	0,9		0,94	40,9	38,3	90-91
НТРВ пластифицирани + фeroцен	80	9,7	5,3	2,6		1,0	39,5	39,5	90-91
Полиестер	56,8	8,1	32,7	2,4		1,16	25,2	29,3	86
Поликарбонати	57,5	8,3	29,2	2,5		1,15	26,2	30,1	85

Полиестри и поликарбонати су богатији кисеоником него полибутадијени. Њихове топлоте сагоревања по јединици масе су зато мање него код полибутадијена. У смислу смањења топлоте сагоревања везива се могу поређати према:

$$\text{СТРВ} = \text{НТРВ} > \text{Поликарбонати} > \text{Полиестри}$$

Класични пластификатори који се користе за ракетна горива су богати кисеоником, па зато њихов садржај у везивима на бази полибутадијена смањује топлоту сагоревања семиракетним горивима.

Друга важна карактеристика везива је количина чврстих честица које везиво може да прими у себе, при том да задржи својства ливења. У том смислу она се могу поредити према:

$$(\text{НТРВ}) \text{ пластифицирани} > \text{НТРВ} > \text{СТРВ} = \text{Полиестри} > \text{Поликарбонати}$$

Везива на бази полиестара и поликарбоната, због релативно мале топлотне вредности и неспособности да у себе приме веће количине чврсте компоненте, немају већи интерес за семиракетна горива.

Тежина критеријума који се заснивају на бази топлотне вредности и способности везива да прихвати већу количину чврстих компоненти се не може код свих врста семиракетних горива мерити на исти начин. За саставе без горивних компоненти, енергетске особине се морају обезбедити везивом. Везива која имају мало кисеоника не могу да приме знатније количине оксиданса. У том случају решење је у избору везива на бази непластификованог полибутадијена, јер се на тај начин добија нешто већа топлота сагоревања. Везива која могу да приме већу количину чврстих компоненти су енергетски довољно јака, па у њих не треба додавати горивну компоненту преко пластификатора.

3.1.2. Избор енергетских додатака

Семиракетна горива се могу енергетски ојачати ако се један део везива замени чврстим или течним угљоводонцима. Будући да везива на бази полибутадијена имају мало кисеоника повећањем топлоте сагоревања по јединици масе, заменом једног дела везива се постижу ограничени резултати. Насупрот томе, додаткомароматских угљоводоника или алифатских, са знатно већом запреминском масом, добија се већа топлота сагоревања. Присуство атома кисеоника или азота у молекулу повећава запреминску масу, али не и довољно да компензује губитак топлоте сагоревања по јединици масе. Топлоте сагоревања по јединици масе течних компоненти су веће од чврстих, али су им запреминске густине мале. Обе врсте ових енергетских компоненти се могу додати истовремено ради налажења најбољих решења. У табели 3 наведени су неки чврсти органски енергетски адитиви и њихове основне карактеристике.

Табела 3. Чврсти енергетски органски адитиви и њихове основне карактеристике.

Назив	ρ (g/cm ³)	Формула	Tf (K)	Te (K)	Топлота сагоревања	
					kJ/g	kJ/cm ³
Антрацен	1,28	C ₁₄ H ₁₀	490	613	39,9	51,1
Флуорен	1,20	C ₁₃ H ₁₀	389	567	40,2	48,2
Полистирен	1,05	(C ₈ H ₈) _n	-	-	39,9	41,9
Поли(алфа-метил-стирен	1,07	(C ₁₀ H ₉) _n	-	-	40,3	43,1
Антракинон	1,44	C ₁₄ H ₈ O ₂	559	653	31,4	45,2
Нафталин	1,12	C ₁₀ H ₇ NH ₂	381	668	36,9	41,3
Дицијано-диамид	1,40	C ₂ N ₄ H ₄	481	-	18,6	26,0

Постоје и минерални енергетски додаци. Најзначајни су: угљеник; цирконијум; алуминијум; магнезијум; и бор. У литератури се наводи и употреба карбида, бора и титана. Берилијум се не користи због отровности њихових продуката оксидације, иако има велику топлоту сагоревања. Минерални енергетски додаци у семиракетним горивима, према величини топлоте сагоревања (kJ/g), могу се класификовати према:

$$B > B_4C > C > Al > Mg > Ti > Zr$$

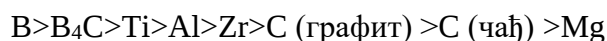
Алуминијум и магнезијум (легура магнезијума и алуминијума) су метални адитиви за чврста горива, који су са мањом енергијом. Гориво које је са магнезијумом може се запалити и сагорети са већом ефикасношћу [9].

У табели 4 наведени су неки органски течни енергетски адитиви и њихове основне карактеристике.

Табела 4. Течни енергетски органски адитиви и њихове карактеристике

Назив	g/cm ³	Атомски састав (% масе)			Топлота сагоревања	
		С	Н	О	kJ/g	kJ/cm ³
Водоник-терфенил	1,006	90,8	9,2	0	42,6	42,9
Везиво на бази водоник полициклопентадиена	1,053	89,6	10,4	0	44,3	46,6
Стирен полидиен	1,051	91	7,6	1,4	41,0	43,1
Димер водоник дибордиена	1,08	90,2	9,8	0	43,7	47,2

Пошто се у већини случајева тражи податак о топлоти сагоревања, израженој по јединици запремине, у том случају редослед је следећи:



Због велике запреминске масе, највише се као енергетске компоненте у семиракетна горива додају титан и цирконијум.

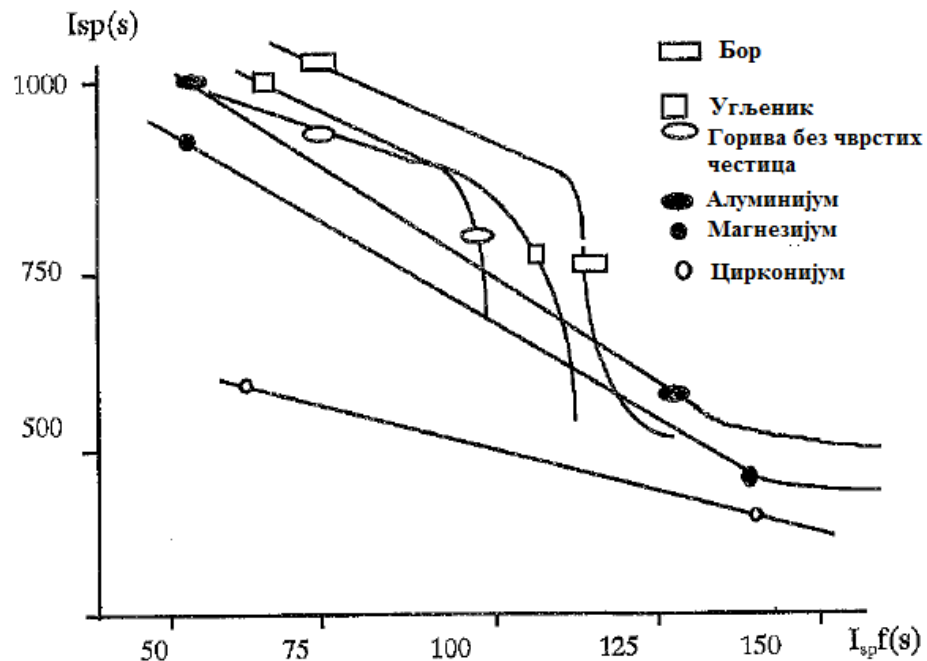
Треба напоменути да ако су енергетске перформансе (изражене по јединици запремине) за две компоненте једнаке, прихватљива је она која има већу вредност, изражену по јединици масе. Повећање запреминске масе енергетских адитива повећава масу погонског пуњења на бази семиракетних горива, што има за ефекат нарочито повећање масе генератора гаса и стартног мотора, који иначе треба да буде што моћнији.

Прва процена перформанси које гориво треба да има полази од састава, али се увек има на уму како се конкретни додатак понаша у односу на постојеће везиво. Узимајући у обзир топлоту сагоревања по јединици масе, соли бора и карбиди бора су супериорнији у односу на везиво типа полибутадијена.

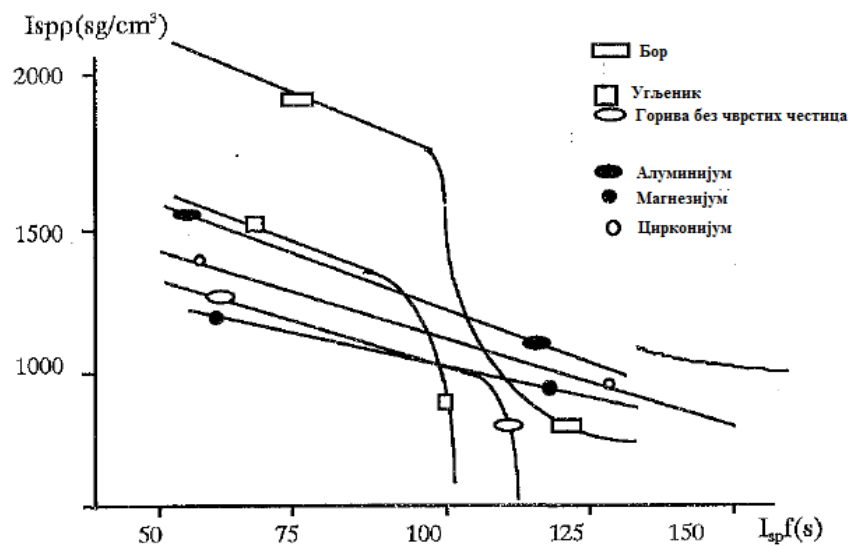
3.2. Теоретске енергетске перформансе семиракетних горива

У циљу процене енергетских карактеристика семиракетних горива потребно је извести термодинамички прорачун којим се пре свега предвиђају основна својства горива које је предмет истраживања и конкретизације. Најпре треба разматрати састав семиракетних горива без додатака чврстих компоненти, са везивом на бази полибутадијенаи саставса истимвезивом уз додатак 25% амонијум-перхлората и 50% енергетских компоненти, које се најчешће додају: алиминијум; магнезијум; графит; цирконијум и бор.Састав је изабран без обзира на проблеме производње и евентуалне проблеме у вези са оптималним функционисањем гасо генератора.

За теоретску процену енергетских карактеристика семиракетних горива прихватају се услови функционисања статореактора. Тако, за радни притисак 0,57 МПа одабрана је енталпија формирања ваздуха која одговара брзини лета ракете од 2 *Maha* на нултој висини. У прорачуну се могу мењати односи ваздуха и гориве компоненте, прављењем богате (јаке) и сиромашне (слабе) смеше, што се изражава односом масеног протока гориве компоненте и ваздуха, према истом том односу само у стехиометриској смеси.Оцена енергетског квалитета семиракетних горива се односи на основу односа запреминског специфичног импулса (I_{sp})и специфичног импулса који се добија из протока ваздуха I_{spf} . Промене специфичног импулса горива ($I_{sp} = F/m_g$) и запреминског специфичног импулса ($I_{sp} \cdot \rho$) у зависности од специфичног импулса при протоку самог ваздуха ($I_{sp} = F/m_v$) дате су на сликама 11 и 12. (m_g = масени проток горива, m_v = масени проток ваздуха).



Слика 11. Теоретске перформансе семиракетних горива (2 Мапа, висина 0, притисак 0,57 МПа).



Слика 12. Теоретске перформансе семиракетних горива (2 Мапа, висина 0, притисак 0,57 МПа).

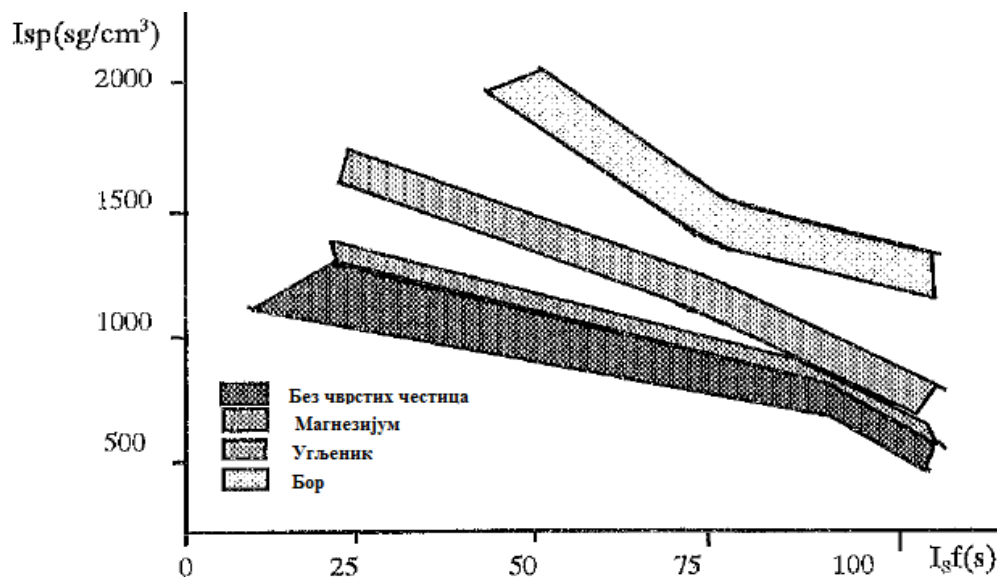
Код сиромашних смеша енергетска вредност додатака опада према следећем редоследу:

$$B > C > Al > Mg > Zr$$

Овакав редослед је потврђен и разматрањем на бази топлота сагоревања горива. Ако се разматрања врше на основу запреминског специфичног импулса који представља критеријум код избора горива за гасогенератор, чији је волумен ограничен, онда је редослед следећи:

$$B > C(\text{графит}) = Al > Zr > Mg$$

На истом графикону су показане и вредности за гориво без додатака чврстих компоненти. У даљем разматрању енергетских перформанси узете су у обзир не само енергетске већ и друге карактеристике горива, нарочито технолошка способност њихове производње. На слици 13. приказана је промена запреминског I_{sp} горива са променом I_{sf} у односу на проток ваздуха семиракетног горива које се могу реализовати. Може се закључити да су састави са бором најприхватљивији, њихов специфични импулс, у односу на ваздух у вредности од 50 s, запремински специфични импулс за 45% од 63%, већи је од било ког специфичног импулса добијеног код састава на бази везива полибутадијена без чврстих компоненти или оног са угљеником. Запремински специфични импулс дискретних семиракетних горива са угљеником је за 9% до 18% већи од запреминског специфичног импулса било ког састава без чврстих компоненти. Састави са угљеником се могу радити са графитом и са чађи. Они сагоревају различитим брзинама.



Слика 13. Теоретске перформансе семиракетних горива (2 Маха, висина 0, притисак 0,57 МПа).

3.3. Избор типа семиракетних горива

Критеријуми на основу којих се врши избор горива морају узети у обзир карактеристике ракетног система коме је гориво намењено. Сагоревање продуката разлагања семиракетних горива у комори проточног ракетног мотора ствара угљеник који може оксидирати до разних нивоа, од чега зависи степен искоришћења горива. Тако је кад се ради о дискретним саставима. Ако се не жели дискретни састав горива онда се додају енергетске компоненте: бор; алуминијум; цирконијум; магнезијум; и итд.

На основу енергетских перформанси (степен "јачине") и квалитета дискреције, семиракетна горива се могу поделити у 4 категорије:

- Енергетски јаки састави, али недискретни, на бази бора
- Енергетски јаки састави, али дискретни, на бази угљеника
- Дискретни састави без чврстих компоненти
- Дискретни састави који садрже и метале.

Дискретни састави без чврстих честица у продуктима сагоревања се углавном користе да би произвели угљоводонике који затим догоревају у комори проточног ракетног мотора на начин који је сличан сагоревању гасовитих угљоводоника.

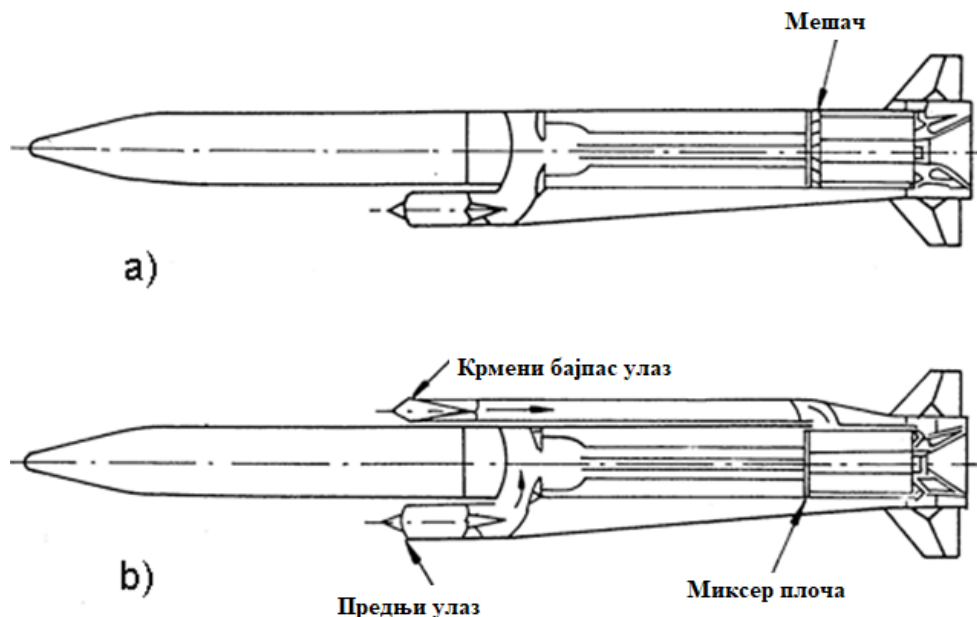
Састави који садрже бор; алуминијум и итд, производе кондезоване продукте који сагоревају на начин како сагоревају чврсте честице различитог порекла.

3.3.1. Састави на бази бора

Бор и једињења која садрже бор су се показала као одлични адитиви за побољшање I_{sp} на бази горива. За мале системе, за које је критична површина попречног пресека ракете минимална, метални адитиви Al или Mg (који повећавају I_{sp} на бази ваздуха) такође могу бити корисни.

Иако бор и његова једињења помажу у теоријским перформансама SFRJ система, потпуно сагоревање бора у комори за сагоревање на ниским температурама сагоревања ваздуха се показало као велики изазов. Показано је да је избацивање честица бора са површине прилично случајан процес и не може се ослонити на то да се постигне потпуно сагоревање бора. Неке од метода за побољшање ефикасности сагоревања таквих система: 1) коришћењем коморе за сагоревање на којој су производи из главне коморе помешани са неким ваздухом са стране(бајпас ваздух) 2) додавање више реактивних метала као што је Mg [13].

На слици 14 приказани су системи за мешање, са или без коришћења бајпаса којим се додатна количина ваздуха убацује у комору за накнадно сагоревање.



Слика 14. Ракете погоњене са SFRJ-ом: а) уређај за мешање без бајпаса; б) бајпас са једноставним отвором у уређају за мешање

Један од најзанимљивијих радова у вези са SFRJ адитивима је био на сагоревању боровог карбида (B_4C) у SFRJ испитном мотору са употребом бајпас ваздуха. Тачна формулација горива била је 45% НТРВ / 50% B_4C / 5% Mg. Додат је магнезијум за побољшање слабе запаљивости бор карбида. Основни закључци су били следећи: 1) Повећање односа бајпас ваздуха повећало је учинковитост сагоревања, 2) повећања дужине горива су повећала расподелу величине честица и 3) повећање протока ваздуха у комори смањило је учинковитост сагоревања [13].

Као што је раније поменуто, потпуно сагоревање бора или чврстог горива које садржи бор-карбид је сталан проблем повезан са применом SFRJ. Коришћење крмених горионика у којима је ваздух бајпасом помешан са делимично реагованом мешавином горива и ваздуха је један од начина повећања ефикасности пропулзије. Други начин повећања разматране ефикасности је примена превлака од Mg, Ti или флуорокарбона за убрзање процеса паљења. Без употребе бајпас ваздуха, паљење и сагоревање бора или борног карбида у SFRJ веома зависи од брзине избацивања несагорелих честица и путање од површине горива. Избацивање честица са површине је донекле случајно и непредвидиво. Ако се честице дуго запале, расположиве врсте оксидатора у бајпас ваздуху и каснија реакциона комора омогућавају потпуније сагоревање честица, чиме се ослобађа више хемијске енергије [12].

Термохемијски прорачун показује да су састави на бази бора енергетски веома јаки. Енергија којом гориво располаже ослободиће се само ако се честице бора запале и сагоре у ваздуху у току одређеног времена, које је ограничено временом боравка у комори (углавном је ограничено на 5 милисекунди). Због тога, сагоревање бора у ваздуху и јесте предмет многобројних научних истраживања. Најчешће, честице бора су природно прекривене слојем бор-оксида који има високу температуру кључања и спречава сагоревање.

Истраживања показују да се сагоревање честица бора одвија у две фазе. Нај пре се честица запали, затим тежи да се угаси након неког краћег времена и на крају се поново пали и потпуно сагори. Температура паљења, дефинисана као минимална температура потребна да би се одвијало сагоревање, практично не зависи од величине честица кад се ради о релативно ситној гранулацији. Она је 1980K за честице од 1 μm у сувој атмосфери, 1920 - 1930 K за честице величине 30 - 40 μm , на атмосферском притиску и при моларном уделу кисеоника од 0,2. За велике честице време сагоревања је квадратни корен из пречника и практично не зависи од притиска, што значи да је кинетика сагоревања ограничена феноменом дифузије. За ситну гранулацију, време сагоревања је директно пропорционално пречнику, док је брзина сагоревања ограничена хемијском кинетиком и зависи од притиска.

У гасној смеси, која се састоји од 20% кисеоника и 80% азота на 2240K, време сагоревања је око 0,6 ms за честице пречника око 1 μm , за 3 μm око 3 ms. Са обзиром на то да је време боравка у комори сагоревања мало у састав семиракетних горива треба додавати што је могуће финију гранулацију енергетски активних компоненти. У пракси то износи до 3 μm .

Могу се предузети и друге мере ради побољшања сагоревања бора у комори набојномлазног мотора:

- Повећање температуре у комори
- Хемијска модификација честица бора
- Оптимални облик коморе сагоревања

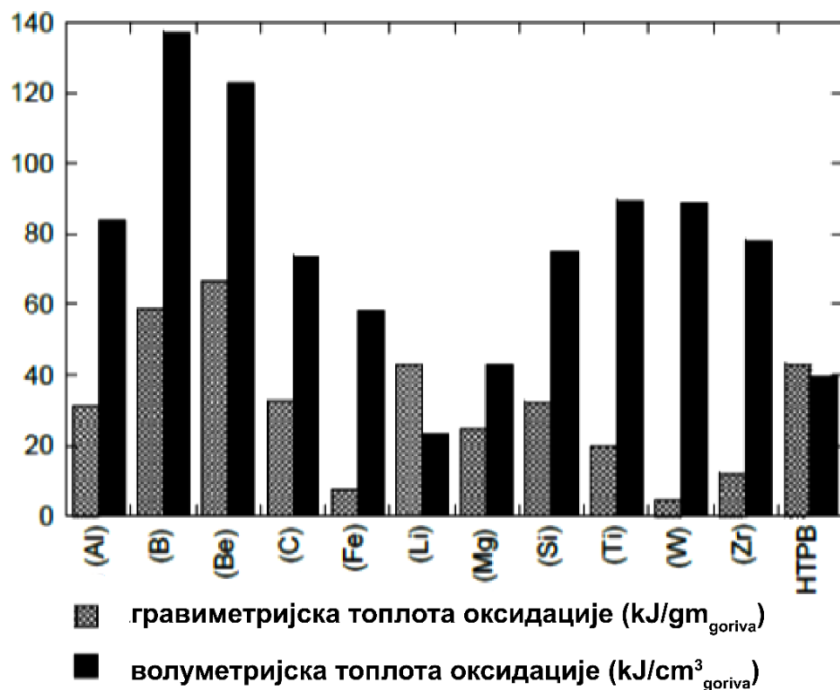
Додавање мањих количина метала у праху семиракетним горивима може допринети повећању степена искоришћења горива. Претпоставља се да адитив реагује великом брзином у зони мешања са ваздухом и ствара продукте који повећавају температуру сагоревања. Истраживања показују пример лаког припаљивања, честица бора које су пресвучене литијум-флуоридом. На тај начин се ствара састав који има нижу температуру кључања него сам оксид бора.

3.3.2. Састав на бази угљеника

Брзина сагоревања честица угљеника је контролисана или кинетиком дифузије кисеоника у његову структуру или брзином реакција на површини честица. Брзина зависи од температуре у комори сагоревања и величина честица. Кад је кинетика ограничена реакцијама на површини честица за постизање веће брзине сагоревања неопходно је да честице буду што је могуће финије. Исто тако, морфологија графита регулише брзину сагоревања и степен искоришћења горива.

3.3.3. Састави са великим садржајем метала у праху

Интересовање за сагоревање метала је прво стимулисаносредином 1950-их година у чврстим горивима када је установљено да је додавање алуминијумских честица значајно повећало перформансе ракетног горива. Сагоревање метала је од великог интереса због својих инхерентних предности као што су пригушење осцилација притиска производа кондензоване фазе и повећање специфичног импулса и густине горива. Метали и бор (где се, ради једноставности, бор сматра металним материјалом иако то није прави метал) поседују пожељне карактеристике сагоревања као што су високе топлоте сагоревања или ослобађање енергије и добре физичке особине као што је висока густина. На слици 15 приказане су релативне топлоте сагоревања са кисеоником за различите метале на гравиметријској и волуметријској основи. У поређењу са НТРВ, већина енергетских горива показала је већу запреминску топлоту сагоревања [12].



Слика 15. Поређење топлота сагоревања са кисеоником (топлота оксидације) за нека горива

Због тога, укључивање металних честица у чврста горива обезбеђује не само веће ослобађање енергије (која одговара повећаној температури пламена и повећаном специфичном импулсу), већ и повећању импулса, који је важан за погонске системе са ограниченом запремином.

Табела 5 приказује термодинамичке и физичке особине неколико енергетских адитива. Са гравиметријског становишта, односно масе, берилијум има највећу топлоту оксидације међу потенцијалним енергетским адитивима. Међутим, оксид берилијума је високо токсична материја која спречава да он буде одржив материјал. Волуметријски, бор даје највећу топлоту оксидације, али потешкоће са његовим сагоревањем и непотпуним сагоревањем за формирање других врста осим B_2O_3 као коначних производа представљају препреке за његово усвајање.

Табела 5 Физичка и термодинамичка својства најчешћих горива и њихових коначних оксида

Гориво	Влажна својства материјала			Гравиметријска топлота оксидације ($\text{kJ/gm}_{\text{горива}}$)	Волуметријска топлота оксидације (kJ/cm^3)	Коначан оксид	Коначна својства оксида			
	$\rho(\text{g/cm}^3)$	Температура топљења ($^{\circ}\text{C}$)	Температура кључања ($^{\circ}\text{C}$)				$\rho(\text{g/cm}^3)$	Температура топљења ($^{\circ}\text{C}$)	Температура кључања ($^{\circ}\text{C}$)	ΔH_f° (kJ/mol)
Алуминијум (Al)	2,7	660	2467	31,1	83,9	$\text{Al}_2\text{O}_3(\text{s})$	3,97	2054	3800	-1676
Бор (B)	2,34	2077	2550	58,7	137	$\text{B}_2\text{O}_3(\text{s})$	2,46	450	2065	-1273
Берилијум (Be)	1,85	1287	2468	66,5	123	$\text{BeO}(\text{s})$	3,01	2530	3900	-609
Угљеник (C)	2,25	3652	N/A	32,8	73,8	$\text{CO}_2(\text{g})$	$1,98 \times 10^{-3}$	-56,6	-78,5	-394
Гвожђе (Fe)	7,86	1535	2750	7,39	58,1	$\text{Fe}_2\text{O}_3(\text{s})$	5,24	1462	-	-826
Литијум (Li)	0,534	181	1342	43,2	23	$\text{Li}_2\text{O}(\text{s})$	2,013	>1700	-	-598
Магнезијум (Mg)	1,74	649	1107	24,7	43	$\text{MgO}(\text{s})$	3,58	2832	3260	-601
Силицијум (Si)	2,33	1412	3217	32,3	75,2	$\text{SiO}_2(\text{s})$	2,2	1723	2590	-904
Титан (Ti)	4,5	1663	3358	19,7	89,6	$\text{TiO}_2(\text{s})$	4,26	1830 – 1850	2500 - 3000	-939
Волфрам (W)	19,35	3407	5660	4,59	88,8	$\text{WO}_3(\text{s})$	7,16	1473	-	-838
Цирконијум (Zr)	6,49	1852	4377	12	78,1	$\text{ZrO}_2(\text{s})$	5,6	2677	-	-1098
НТРВ	0,92	241	-	43,3	39,8	-	-	-	-	-

Изгледа да је алуминијум најбољи избор на основу термичких својстава, лакоће обраде и релативно ниске цене. Међутим, постојање Al_2O_3 као инертног оксидног слоја на спољној површини честице је непожељно и тешко га је избећи. Количина активног алуминијума у честици зависи од процеса производње и услова складиштења. Срећом, оксидни слој је крхак и може створити много пукотина када се Al честица шири током загревања, дозвољавајући чистом алуминијуму да реагује са оксидантом [12]. Најчешће се у састав

семиракетних горива додају алуминијум, цирконијуми магнезијум. Састави са већим садржајем алуминијума нису баш пожељни због његове склоности да запуши млазницу или дијафрагму генератора гаса. Термохемијски прорачун показује да магнезијум, додат у истој количини као и цирконијум, даје нешто већи специфични импулс. С обзиром на то да цирконијум има нешто већу запреминску густину од магнезијума, зато се цирконијум сматра повољнијим кад се поређење врши преко запреминског I_{sp} . Поређење овадва адитива се не може ваљано обавити ако се унапред не зна намена ракетног система у коме је гориво лаборисано. Састави са магнезијумом су интересантнији од оних са цирконијумом. Сагоревање магнезијума у комори набојномлазног мотора је веома брзо, зато што се он, захваљујући високој температури (1950 - 2400 K), налази у гасној фази.

3.3.4. Горива на бази парафина

Следи неколико важних напомена о горивима на бази парафина:

- Горива на бази парафина сагоревају 3-5 пута брже у односу на НТРВ.
- Постоји широк спектар парафинских воскова са повећаним температурама топљења. Типично како се температура топљења повећава стопа регресије се смањује.
- Најчешће коришћено парафинско гориво има приближну формулу $C_{32}H_{66}$ са температуром топљења од $\sim 70^{\circ}C$.
- Исправно формулисано гориво и добро дизајнирани мотор не смеју довести до оштећења зрна горива.
- Пузање горива чак и на повишеним температурама није проблем за већину примена.
- Парафински воскови су лако доступни, приступачни и сигурни материјали.
- У обради нису потребне реакције полимеризације. Ово поједностављује производњу.
- Парафински воскови имају скоро бесконачну отпорност на старење.
- Парафински воскови су високо кристални материјали. Њихова стаклена транзиција је слаба и одвија се на ниској температури.
- До сада су парафинска горива тестирана са:гасовити кисеник - GOX , течни кисеоник - LOX , N_2O , $NytrOX$, H_2O_2 , оксидантима азотне киселине.
- Испитана су и горива на бази парафина са металима и металним хидридним адитивима [13].

3.4. Утицај величине честица на карактеристике горива

Величине додатих металних честица које су се традиционално користиле у раном развоју SFRJ биле су обично реда величине микрометара, при чему је најмања била 2–5 μm . Веће ослобађање енергије услед оксидације металних честица значајно је повећало стопу регресије у поређењу са чврстим горивима која нису метализирана [12]. Са овом очигледном добробити и недавним напретком у нанотехнологији, наночестице имају способност да ослобађају енергију у краћем времену и имају ближе удаљености од регресивне горивне површине.

Постоје многе директне предности за инкорпорирање наночестица у чврста горива и горива богата горивом материјом као што су:

- 1) краће кашњење паљења,
- 2) краће време сагоревања засновано на разматрању закона d^2 (нпр. фактор смањења 10 у пречнику резултује смањење од 100 у времену сагоревања),
- 3) потпуније сагоревање у погонским системима са ограниченом запремином,
- 4) већа површина специфичне површине честица повећава брзину преноса топлоте, и
- 5) већа флексибилност у дизајнирању нових енергетских горива / горива са пожељним физичким карактеристикама [12].

3.5. Основне карактеристике неких семиракетних горива

У избору семиракетних горива за конкретни проточни ракетни мотор могу послужити следећи критеријуми:

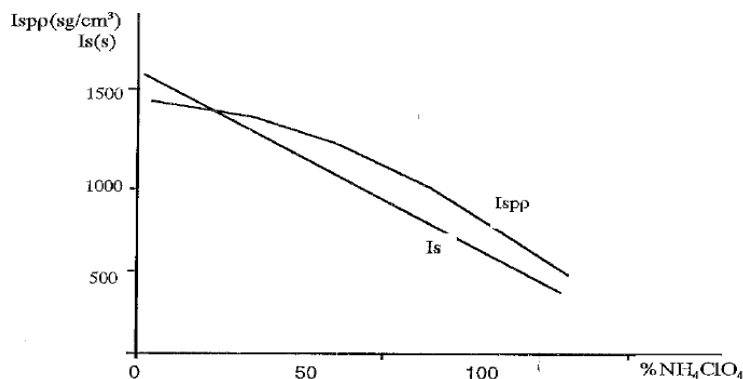
- Лакоћа производње
- Квалитет сагоревања у комори за сагоревање
- Кинетичке карактеристике
- Способност прилагођавања (модулације)
- Дискреционе карактеристике
- Енергетске перформансе
- Цена

Способност модулације се односи на способност мењања масеног протока, односно на прилагођавање протока горива протоку ваздуха прикупљеног помоћу дифузора, као што је познато варира у зависности од висине и брзине лета. Овај однос мара бити релативно висок да би се задржао у границама богатих смеша. Захтеви за степеном модулације се одређују на основу: домета, висине и брзинелета. Што су ове величине толерантније то је и шире подручје модулације. За различите режиме и услове лета при којима је потребна

промена висине и дометаова способност се може повећати за 300%, ако се користи набојномлазни мотор са одвојеним гасогенератором на гориво које има велику способност прилагођавања. У одвојеним гасо генераторима прилагођавање протока се обезбеђује преко вентила. Степен модулације се одређује односом брзине сагоревања на максималном радном притиску за минималну температуру према брзини сагоревања на минималном радном притиску и максималној температури. Степен модулације, зависи од експонента "n" у закону брзине сагоревања, температурног коефицијента брзине сагоревања и опсега радних притисака који су ограничени механичким карактеристикама коморе и стабилним функционисањем гасогенератора. Експонент у закону брзине сагоревања не сме бити већи од 0,75. Притисак у гасо генератору није исти као радни притисак у комори сагоревања. Пуњење сагорева подпритиском који је функција услова лета. То значи да гориво мора поседовати способност прилагођавања брзине сагоревања у зависности од количине каптираног ваздуха. Састави на базибора су нарочито прилагодљиви у одвојеним гасо генераторима.

3.5.1. Карактеристике горива без чврстих честица у продуктима сагоревања

Састави без чврстих честица у продуктима сагоревања се у принципу састоје од: везива; оксиданса; од неких угљоводоника. За одређену врсту везива (полимера), теоретске перформансе горива зависе од природе и количине доданог оксиданса. На слици 16 за гориво на бази полибутадијена дата је промена специфичног импулса и запреминског специфичног импулса у зависности од садржаја амонијум-перхлората. Енергетске перформансе горива се смањују са повећањем садржаја оксиданса. Као што се види из дијаграма, максималне вредности се добијају ако се користи само везиво.



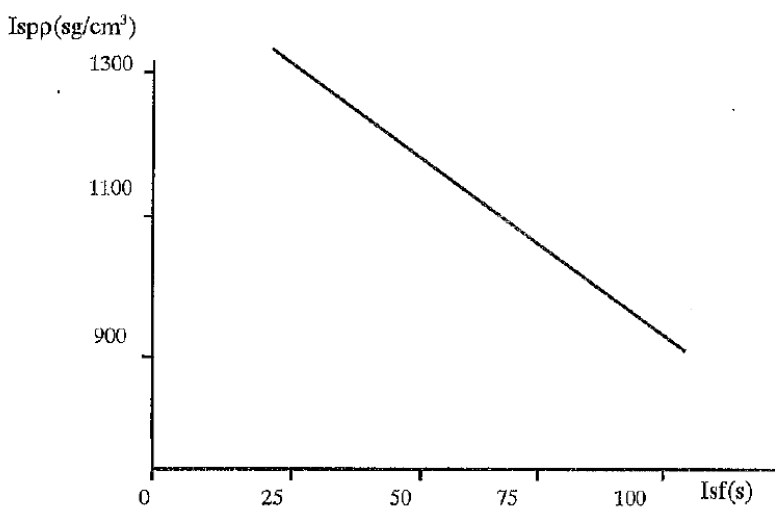
Слика 16. Семиракетна горива без чврстих честица у продуктима сагоревања: утицај амонијум-перхлората на теоретске перформансе (2 Маха, висина 0, притисак 0,57 МПа, I_{sp} 50s).

Сагоревање семиракетних горива са малим садржајем оксиданса карактерише стварање компактних смоластих остатака у гасо генератору. Ако гориво има 25-30% амонијум-перхлората, количина овог смоластог остатка се смањује на 5-15% од просечног садржаја, што опет зависи од састава горива. Настанак овог смоластог остатка смањује запремински специфични импулс и повећава ризик од експлозије ракетног мотора због могућности зачепљења млазнице овим компактним смоластим наслагама. Због тога сви састави морају садржавати довољну количину оксиданса да би се спречило његово настајање. Семиракетна горива без чврстих честица у продуктима сагоревања производе се за конкретне гасо генераторе са наглашеном потребом за способност модулације.

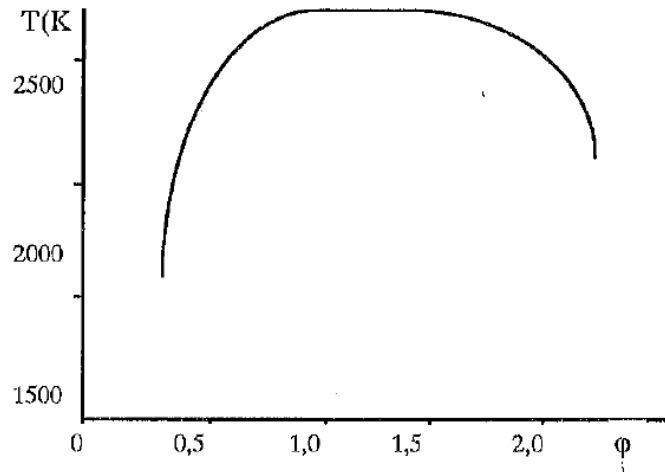
Дискретно гориво без чврстих честица и хлороводоничне киселине у продуктима сагоревања са ознаком аеромит AR13 које је енергетски јако, али није модуларно. Његова бруто формула је $C_{47,31}H_{50,19}O_{16,58}N_{8,27}$. Састоји се углавном од везива на бази полибутадијена и неког органског оксиданса.

- Теоретске перформансе

Температура у гасогенератору је око 1300К. На слици 17. приказана је промена запреминског специфичног импулса у функцији специфичног импулса који се односи на проток чистог ваздуха.



Слика 17. Теоретске перформансе семигорива аеромит AR13 (2 Маха, висина 0, притисак 0,57 МПа).



Слика 18. Промена температуре сагоревања у зависности од јачине смеше за семигориво AR13.

На слици 18 приказана је промена температуре сагоревања у функцији јаче смеше продуката сагоревања и ваздуха, означене као:

$$\varphi = \frac{f}{f_s} = \frac{\frac{I_{sp} - \text{горива}}{I_{spv}}}{\frac{I_{sp} - \text{горива}}{I_{spv, \text{за стехиометријски однос}}}}$$

Температура је максимална и износи 2590K, када је јачина смеше $\varphi = 1,1 - 1,35$. Стехиометријски однос мешавине семиракетно гориво - ваздух се израчунава на основу:

$$f = \frac{\frac{8}{3}m_C + 8m_H + \frac{2}{3}m_{Mg} + \frac{8}{9}m_{Al} \dots - m_{O_2}}{0,232 \times 1000} (\text{kg} / \text{kg})$$

где су: m_C , m_H , m_{Mg} , m_{O_2} и m_{Al} gram-mol угљеника, водоника, магнезијума, кисеоника и алуминијума у једном килограму горива. Константа у бројитељу (0,232) представља моларни удео кисеоника у ваздуху и једнака је:

$$\left(\frac{O_2}{O_2 + N_2} \right) = \frac{32 \times 0,21}{32 \times 0,21 + 28 \times 0,79}$$

На основу тога може се видети да се јачина смеше смањује ако се у гориву повећава садржај кисеоника, при том се повећава са повећањем садржаја угљоводоника. Подешавањем састава горива може се добити оптимално гориво за одређене намене.

- Производња

Мали садржај чврстих компоненти омогућава веома једноставну производњу ове врсте горива. Паста има вискозитет око $230 \text{ Pa}\cdot\text{s}$ и течљива је након 12 h, што омогућава ливење и веома сложених конфигурација погонског пуњења. Ливење се обавља слободним падом у калуп или комору ракетног мотора.

- Пиротехничка безбедност

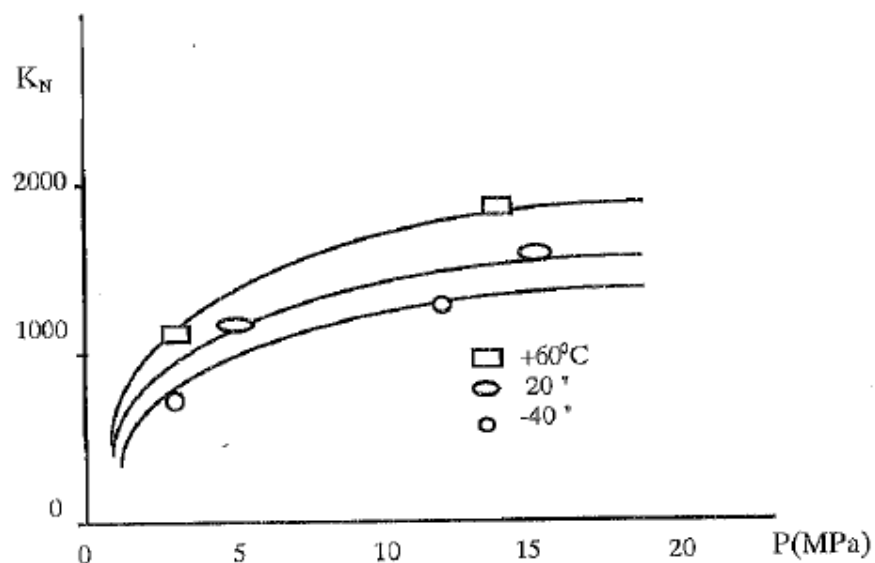
Семиракетна горива спадају у групу безбедних ракетних горива, што се може закључити и на основу табеле 6.

Табела 6. Безбедоносне карактеристике семиракетног горива aeromitAR13.

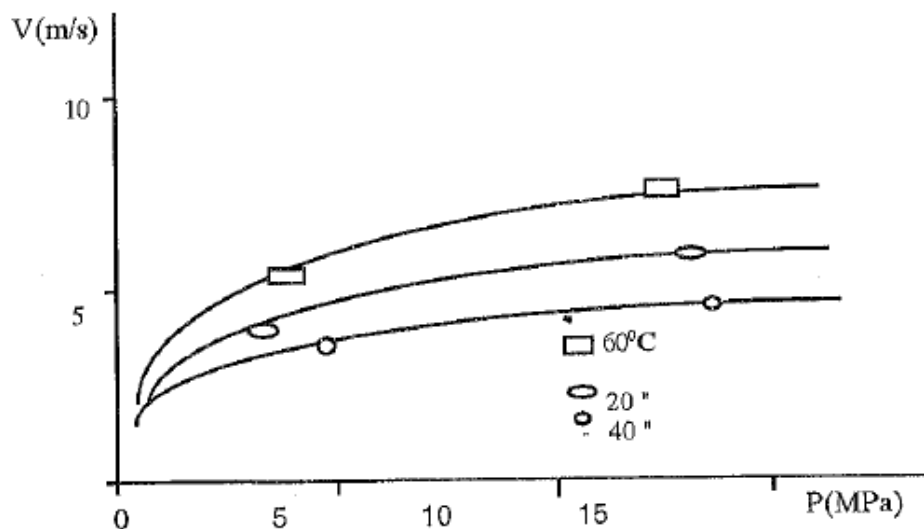
Врста теста	Резултати
Осетљивост на удар (чекић од 30 kg)	Нема експлозије до висине од 4m Нема реакције до висине од 2m
Осетљивост на трење	Коефицијент осетљивости на трење 0% са 353N
Прогресивно загревање	Температура самозапаљења 220°C

- Балистичке перформансе

Брзина сагоревања на притиску од 5 МПа је 3,8 mm/s. Експонент у закону брзине сагоревања је $n = 0,45$. Проценат модулације на температурама од -40°C до $+60^\circ\text{C}$ је око 3.



Слика 19. Притисци за различите K_N за семигориво aeromit AR13.



Слика 20. Промена брзине сагоревања са притиском за семигориво AR13.

На слици 19 дате су криве промене притиска у зависности од $K_N(S/At$ (површина сагоревања/критични пресек млазнице) за неколико различитих температура. На слици 20 су дате криве промене брзине сагоревања са притиском за семигориво AR13 на три различите температуре.

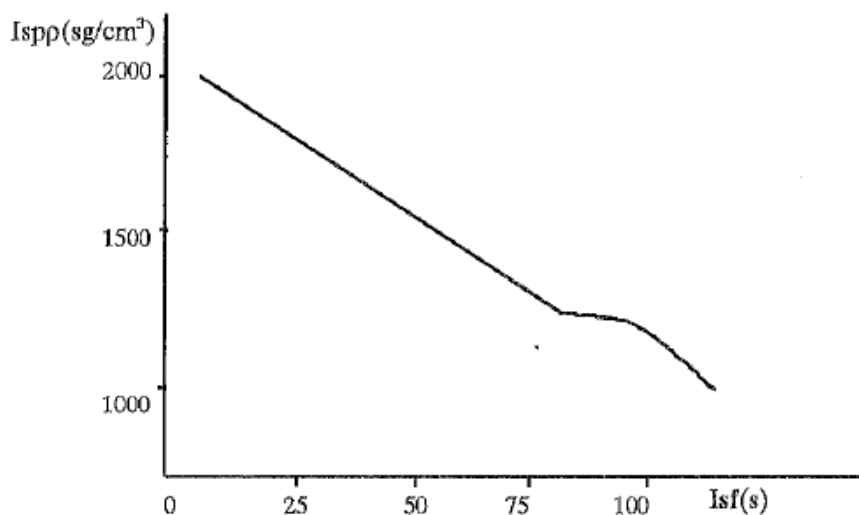
3.5.2. Карактеристике горива на бази бора

Повећање гравиметријског и волуметријског ослобађања топлоте из чврстих горива је могуће употребом металних адитива. Адитиви бора и бор карбида (B_4C) нуде највеће потенцијално повећање ових параметара. Међутим, издвајање енергетског потенцијала из бора или борног карбида је тежак задатак, због веома компликованог процеса паљења и сагоревања. Честице бора или бор карбида које су у матрици горива прекривене су са танким слојем боровог оксида (B_2O_3), који служи као антикорозивна препрека између кисеоника и материјала (честице бора или бор карбида). Паљење честице је могуће само када се уклони оксидни слој што се може реализовати испаравањем оксидног слоја или реакцијом оксида са воденом паром која се налази у производима реакције $HC-O_2$. Брзина испаравања оксида, углавном зависи од температуре честица. Према томе, загревања честица, конвекција, зрачење или реакција са кисеоником, су процеси који су доминантни фактори који контролишу процес паљења честица. Да би се постигло паљење честице, температура површине сагоревања треба да буде приближна 1900K и да се она задржава одговарајуће време на тој површини[13].

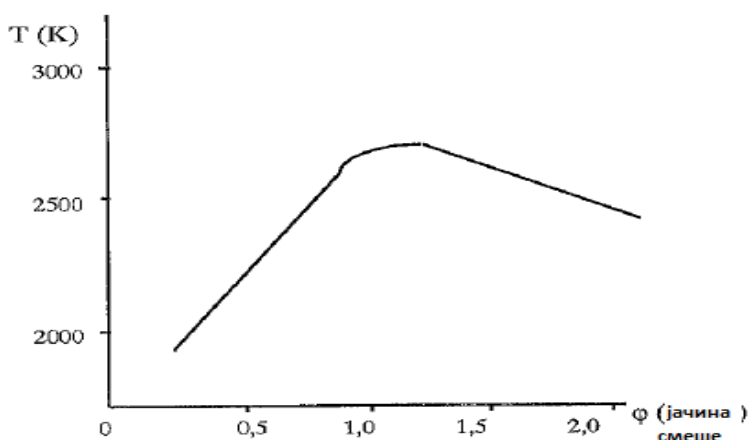
Семиракетна горива на бази бора, у принципу се састоје од: везива; амонијум-перхлората; бора; једног или неколико адитива који се додају ради побољшања сагоревања честица бора. Састав под називом AR16 се због једноставности производње, механичких особина и осталих карактеристика користи за одвојене гасогенераторе. Његове основне карактеристике су:

- Теоретске перформансе

Енергетске перформансе овог горива веома зависе од садржаја бора у њему. Са количином амонијум-перхлората од 25%, запремински специфични импулс се креће од 1972 до 2248 s (g/cm³).



Слика 21. Семигориво са бором - AR16. Теоретске перформансе.



Слика 22. Састав AR16, дијаграм промене теоретске температуре сагоревања у ваздуху у зависности од јачине смеше.

На сликама 21 и 22 дате су промене запреминског специфичног импулса горива наведеног састава у зависности од специфичног импулса ваздуха и промена температуре сагоревања које зависе од јачине састава. Као што се са слике може видети, температура достиже максимум када јачина састава износи 1,15 и знатно је виша од температуре која се постиже са саставом без додатка бора.

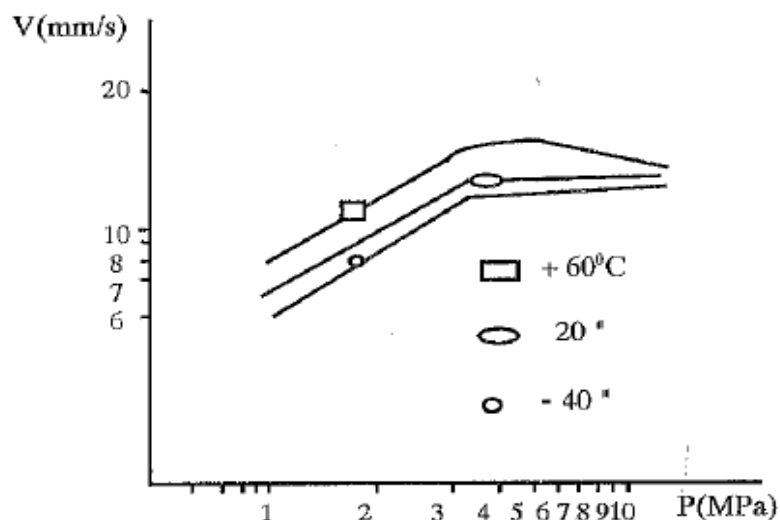
- Производност и механичке особине

Производња семиракетних горива у чијем саставу има бора је компликована, јер постоји хемијска реакција између компоненти које улазе у састав везива и нечистоћа садржаних у бору као сировини. То захтева израду посебних стандарда за бор и специјалне машалице у фази хомогенизације. Ливљивост мешавине је добра, јер се вискозитет креће од 1000 до 1500 (Ns/m²).

Уз поменућу опрезност добијају се добре механичке особине произведеног горива са прекидном чврстоћом 1,8 - 2,4 МПа и максималном деформацијом од 37 до 44%.

- Балистичке карактеристике

Састав семигорива на бази бора и амонијум - перхлората, као што се види на слици 23 гори брзином од 10 - 15 mm/s на 5 МПа. У комори гасо генератора остаје 1% смоластог талога (рачунато на почетну масу пуњења), који не представља већи проблем.



Слика 23. Семигориво са бором, дијаграм промене брзине сагоревања са притиском.

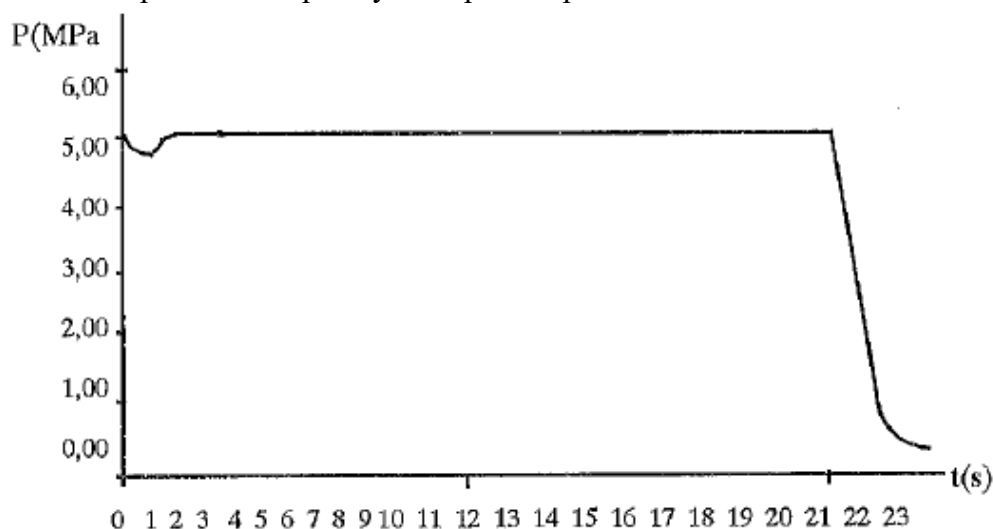
Експонент у закону брзине сагоревања је $n < 0,1$ ако притисак не прелази 5 МПа. Обзиром на то да су састави на бази бора богати чврстим компонентама они имају склоности ка зачепљавању млазнице, па је крива притиска и времена прогресивна.

На величину ове прогресивности утиче састав семигорива и конструкција гасогенератора. На слици 24 дата је крива промене притиска са временом за један оптимални састав и оптималну конструкцију гасо генератора.

- Безбедносне карактеристике

Безбедносне карактеристике семигорива на бази бора дате су у табели 6.

- Степен искоришћења горива у комори сагоревања



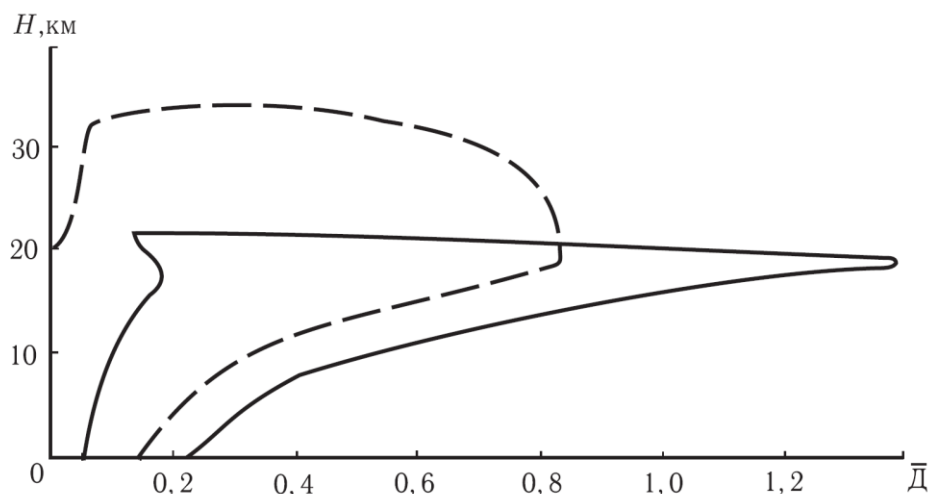
Слика 24. Састав AR16 са бором, дијаграм промене притиска са временом.

За повећање степена искоришћења горива ових састава у комори набојномлазног мотора, потребна је оптимална организација истицања кроз млазницу гасо генератора. Температура која влада у гасогенератору је мања од 1950K изнад које се бор пали. Ефикасно сагоревање може се добити само ако гасови, настали сагоревањем горива, горе са богатом смешом ваздуха да би се постигла температура паљења честица бора. Такође је примећено да искоришћеност горива опада са смањењем радног притиска гасогенератора.

При сагоревању састава са 35% бора, примећено је да се принос сагоревања повећава ако се продукти из гасо генератора уводе са друге стране коморе сагоревања у супротном правцу од струјања ваздуха, са само једним делом ваздуха како би се добила зона са приближно стехиометријским односом продуката сагоревања горива и ваздуха. Оваквом организацијом вођења процеса сагоревања добијена је знатно већа температура у комори, што омогућава паљење честица бора [7].

4. Примена и разумевање основних особина "рамцет" мотора у војној ракетној техници

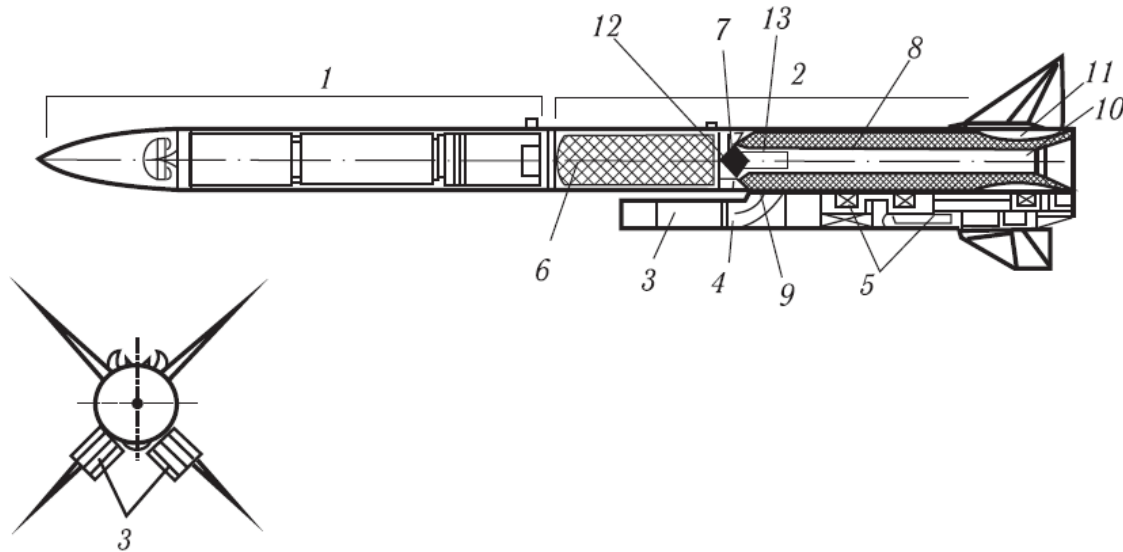
Развој ракетног наоружањастално напредује, поготовоу погледуда се повећа борбена примена таквог наоружања,а до тога је дошло збогисцрпљених крајњих граница побољшавања класичних чврстихракетних мотора, који су коришћени у ракетном наоружању.Због тога посебну пажњу привлаче погонски системи, чије се енергетске могућности могу побољшати коришћењем атмосферског ваздуха. Рамцет ракетни мотори на чврсто гориво имају велике вредности специфичног импулса у широком распону надморских висина и брзина лета, што им омогућава да осигурају велике брзине, под одређеним условима лета. Том приликом се остварују од 1,5 до 2 пута,веће перформансе у поређењу са класичним ракетним моторима на чврсто гориво. Опсеги коришћења ових система приказани су на слици 25.



Слика 25. Балистичке карактеристике ракете (надморска висина H и релативни домет лета $\bar{D}$): -- -- -- - ракетни мотор са чврстим горивом, ----- - перспективни РПД

На слици 26 приказана је ракета са чврстим "рамцет" ракетним мотором која се састоји из следећих делова: 1 - прамчани одсек (одсек за смештај корисног терета), 2 - моторни простор, 3 –усисник ваздуха (ВЗУ), 4 - пролазни канал, 5 - контролна јединица смештена у простор иза ВЗУ, 6 – генератор гаса са чврстим горивом, 7 - контролна

јединица протока примарних продуката сагоревања, 8 - стартни ракетни моторна чврсто погонско гориво (чврсто пуњење које је смештено у комору за накнадно сагоревање), 9 - утикачи за ВЗУ у стартном моду, 10 - старт млазница, 11 - потисна млазница, 12 –припала (упаљач) за активирање гасног генератора, 13 - припала (упаљач) чврстог горива [14].

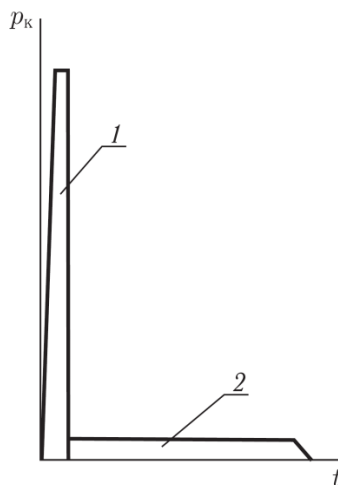


Слика 26. Шема ракете са подесивим ракетним "рамџет" мотором на чврсто гориво.

За разлику од чврстог ракетног мотора, "класични" ракетни "рамџет" мотор (РПД) има комору за сагоревање у коју долази ваздух из уисног уређаја (ВЗУ), док велике брзине струјања примарних продуката сагоревања потичу из генератора гаса (ГГ) са чврстим (ТТ) или пастастим (ПТ) горивом. Примарни продукти сагоревања се мешају са ваздухом, потом секундарно сагоревају у комори (накнадног) сагоревања.

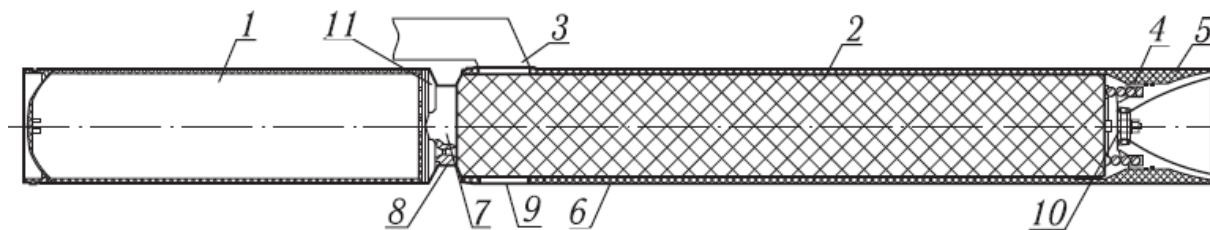
РПД је комбиновани мотор, у комесу радни процеси имплементирани како у генератору гаса тако и у комори за сагоревање. Улога генератора гаса је да ствара секундарнепродукте сагоревања, унутар коморе за накнадно сагоревање. РПД погон је један од праваца "рамџет" погона, који поседује високу стабилност радног процеса при односима богатих и сиромашних смеша, које утичу на стварање пламена. Значајни недостацикод РПД, везани су за одсуство или недовољну ефикасност мотора на малим висинама и при малим брзинама лета. Овакав недостатак се превазилази убрзавањем мотора, што се постиже помоћу посебних убрзивача или почетном убрзавајућом фазом, што се иначе обично изводи помоћу стартног ракетног мотора са чврстим горивом. Зато је рад оваквог система уопштено дворежимски (стартна фаза + маршевска фаза).

Општи приказ дијаграма притиска-потиска у једној комори за сагоревање оваквог рамцет мотора приказан је на слици 27.



Слика 27. Дијаграм притиска у једној комори за сагоревање у режимима „старт - убрзање - марш“: - режим убрзавања покретања-покретања ракетних мотора са чврстим погоном ($P_k \approx 20 \div 80 \text{ kgf / cm}^2$), 2 - режим рада ИРПД ($P_k \approx 8 \text{ kgf / cm}^2$)

Ако се мотор за стартну(бустер) и убрзавајућу фазу налази у комори за сагоревање код РПД, тада се такав РПД назива интегрисаним(ИРПД) или комбинованим (КРПД). Приликом постављања стартног мотора у "рамцет" погонски систем, мора се узети у обзир ограничење укупних масених карактеристика код целог погонског система. У општено за остваривање маршевске фазе при летењу, примењује се РПД који има генератор гаса који му служи за примарну гасификацију чврстог горива и комору у којој се накнадно сагоревање одвија у струји ваздуха уведеног у систем помоћу уводника ваздуха из атмосфере.



Слика 28 Типична шема пројектовања РПДП.

На слици 28 приказана је типична шема пројектовања РПДП (ракетни мотор који користи пастасто гориво). Овакав погонски систем се састоји од генератора за гасификацију горива (1), стартног ракетног мотора са чврстим горивом (2), док му је

комора истовремено и комора за накнадно сагоревање (6), која се повезује са прелазним одсеком (8), док је уређај за довод ваздуха означен са бројем (3).

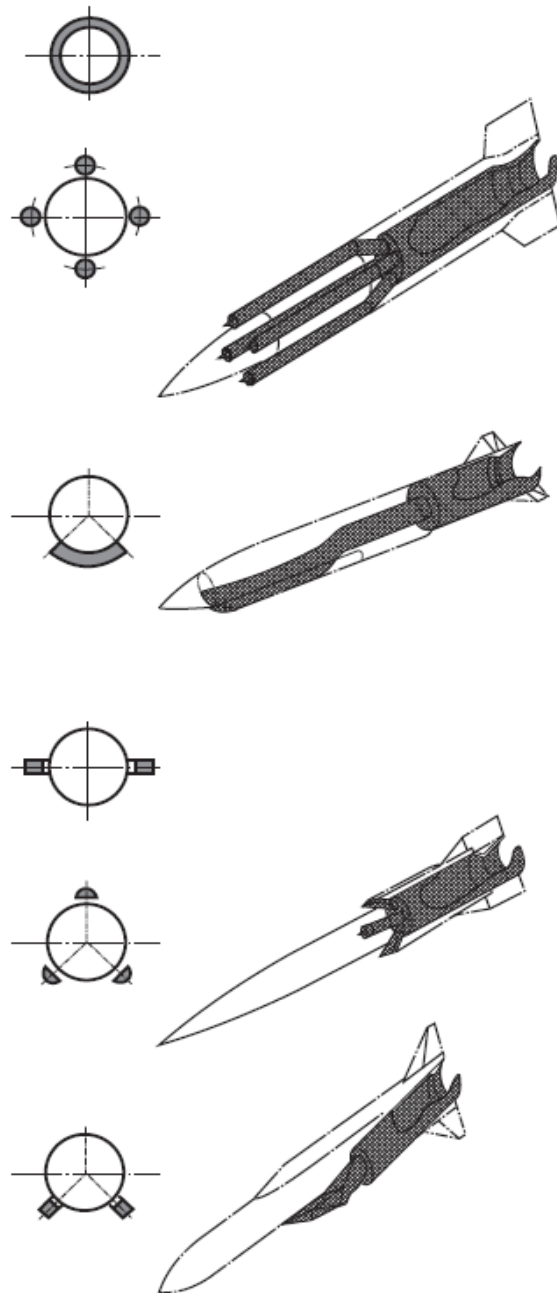
Чврстоћа везе гасо генератор – прелазни одсек - комора, осигурана је гуменим прстеновима. У самом прелазном одсеку налази се регулатор главне потрошње горива (7).

Блок млазница се састоји од маршевске млазнице (5) и стартне (која се избацује) млазнице (4) са упаљачем (БУ) (10) за стартни мотор (СМ) (9). Стартни мотор (9) се састоји од превлаке ТЗП (топлотно заштитни премаз) која се наноси на унутрашњу површину коморе мотора, која је иза усисника ваздуха. У овом мотору се налази склоп који је састављен од млазнице и компензатора температуре (КТУ) почетног пуњења, док сама структура КТУ укључује опругу и клип (4). Генератор гаса се састоји од заштитног омотача, предњег дна, комбинованог ТЗП и чврстог пуњења са КТУ системом. Да би се запалило пуњење, на задњи зид (11) је постављен пиротехнички упаљач. Улаз ваздуха у комору за сагоревање је омогућен уређајем ВЗУ(уређај заусисавање ваздуха), док је ВЗУ сам повезан са комором за сагоревање помоћу озубљеног споја.

Редослед рада ракетног "рамдет"мотора који користи пастаста горива (РПДП) је сличан раду ракетног "рамдет"мотора који користи чврста горива (РПДТ), у погледу централног распламсавања пуњења СМ.Након паљења стартног пуњења, врши се ресетовање система за контролу ракете помоћу посебне контроле ракете. Генерисано гасификовано гориво које пролази кроз регулатор протока који је повезан са комором за сагоревање, меша се са ваздухом из ВЗУ и сагорева у комори. Приликом сагоревања смеше ваздух-гориво, ослобађају се продукти сагоревања у атмосферу, кроз потисну млазницу, стварајући жељени потисак код РПДП, који има структурално сложенији мотор од РПДТ.

КТУ је укључен у конструкцију, и који утиче на осигуравање стабилности радних и технолошких карактеристика горива током складиштења и рада погонског система. Међутим, приликом употребе горива у погонским системима, то може узроковати: усложњавање дизајна; могућност неизбежног пада поузданости; утицај на побољшање перформанси лета; повећање специфичног импулса, уз смањење укупне дужине погонског система.

РПД погонски системи, су само у виду ваздушно млазних мотора.Такве моторе прати генерисање импулса, због загревања атмосферског ваздуха. Параметри ваздуха који владају у спољној околини, директно су повезани са параметрима ваздуха који су у мотору. Стог, избор аеродинамичке конфигурације пропулзионог система, има важну улогу у конструкцији РПД.



Слика 29. Приказмогуће конфигурације РПД

Избор аеродинамичке конфигурације РПД, приказан је на слици 29. Главни фактори који утичу на избор конфигурације су: домет, брзина, надморска висина, управљивост, способност контролног система. Уређаји за усисавање ваздуха (ВЗУ), су различитог облика, дужине и броја доводних цеви, за сваку специфичну аеродинамичку конфигурацију. ВЗУ је једна од најважнијих одредница у развоју авиона са РПД и ракетних "рамџет" мотора.

У принципу, ВЗУ могу бити: фронтални или централни, једноструки и вишеструки, симетрични или асиметрични, подесиви (укључујући склопиви) и неподесиви. Важно је обезбедити не само интеграцију са средством, већ и високу ефикасност (високи коефицијенти притиска и потрошње ваздуха), стабилност гасо-динамичког рада, минимални отпор. У циљу, стартовања радног режима, ВЗУ су опремљени херметичким или перфорираним капама, и другим пригушивачима транзитног канала. Када се реализује маршевски режим, ВЗУ могу бити опремљени, са пред компресионим проточним панелима и са системима за правилан развој граничног слоја. Прелазни канал има подесиве дренажне прорезе, који служе за контролу протока. Улаз ваздуха у комору за сагоревање из прелазног канала, може се изводити коаксијално или под произвољним углом у односу на осу симетрије или на комбинован начин. Модерни ВЗУ, имају често израчунати асиметрични распоред и могућности поларног контролног преоптерећења. У будућности можемо очекивати изглед са некружним попречним пресеком како би се побољшала интеграција са мотором, и притом смањила радарска видљивост. Разноликости РПД шема, и примењених и обећавајућих чврстих и пастастих горива, који чине потребну класификују мотора и идентификују области њихове рационалне употребе. Тренутно постоје три главне области рационалног коришћења РПД погона, код противавионских ракетних система (ракете земља-ваздух); ваздухопловних борбених система (ракете ваздух-ваздух и ваздух-земља); и артиљеријских система (ракете земља-земља и земља-ваздух).

4.1. Начини примене "рамцет" погонског система код појединих система

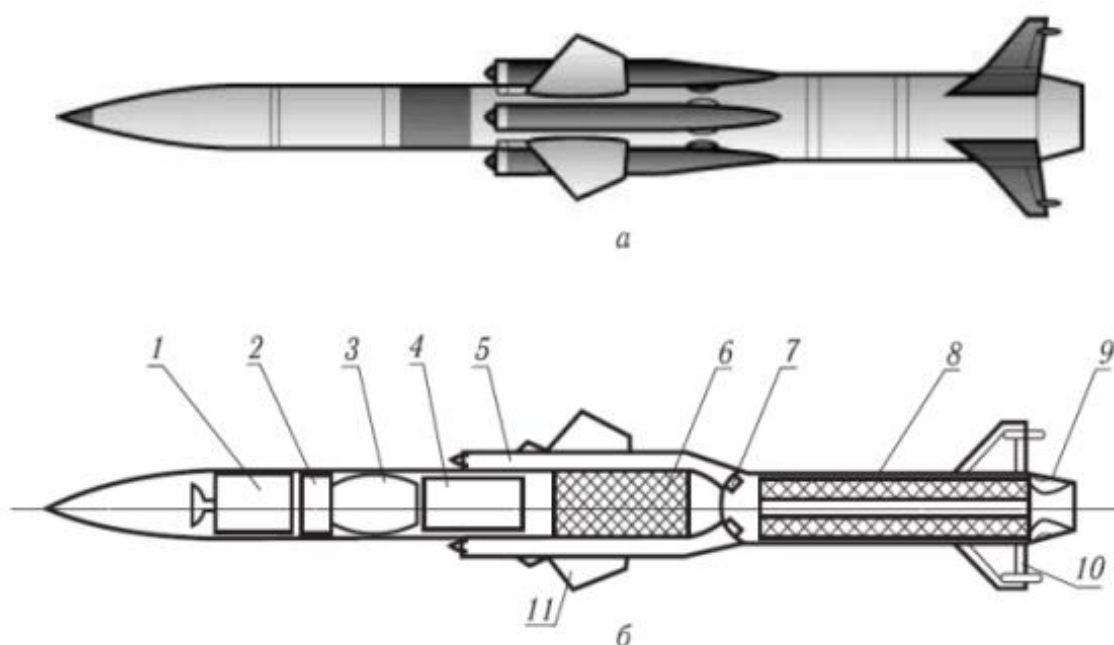
У сфери погона за ракете, главни пропулзиони системи за ракете ваздух-ваздух и ваздух-земља остају, као и код ранијих ракетних мотора на чврсто гориво.

4.1.1. Ракете земља-ваздух са "рамцет" погоном

60-тих година, ГосМКБ «Вымпел» је створио серијски интегрални РПДТ погонски систем за ракету 3М9, комплекса «Куб», што је приказано на слици 30. Шема ИРПДТ (интегрални ракетни рамцет мотор са чврстим горивом) погонског система за ракету 3М9, приказана је на слици 31. Дужина ракете 3М9 је око 5,8 m са пречником од 330 mm.



Слика 30. Приказ ракетног система "Куб"



Слика 31. Приказ ракете 3М9 (а) и њених делова (б): 1 – полуактивна глава са само навођењем ракете, 2 – близински упљач, 3 – фрагментисана бојева глава, 4 – аутопилот, 5 – устисник ваздуха, 6 – генератор примарног гаса, 7 – уводник продуката за накнадно сагоревање, 8 – (ТРТ) примарни ракетни мотор са чврстим горивом (прва фаза) и комора за накнадно сагоревање (друга фаза); 9 – млазница, 10 – стабилизатор, 11 – крило

Номинално трајање рада овог мотора незнатно премашу је 20 секунди, маса пуњења горива (760 mm дужине) је око 67 kg. Карактеристике састава, које има развијено гориво ЛК-6ТМ, огледају се у великом вишку горива у односу на оксиданс.

Продукти сагоревања из генератора гаса (секундарног ракетног горива), који су ушли у комору за накнадно сагоревање, сагоревају у струји ваздуха која улази кроз четири осносиметрична уводника ваздуха.

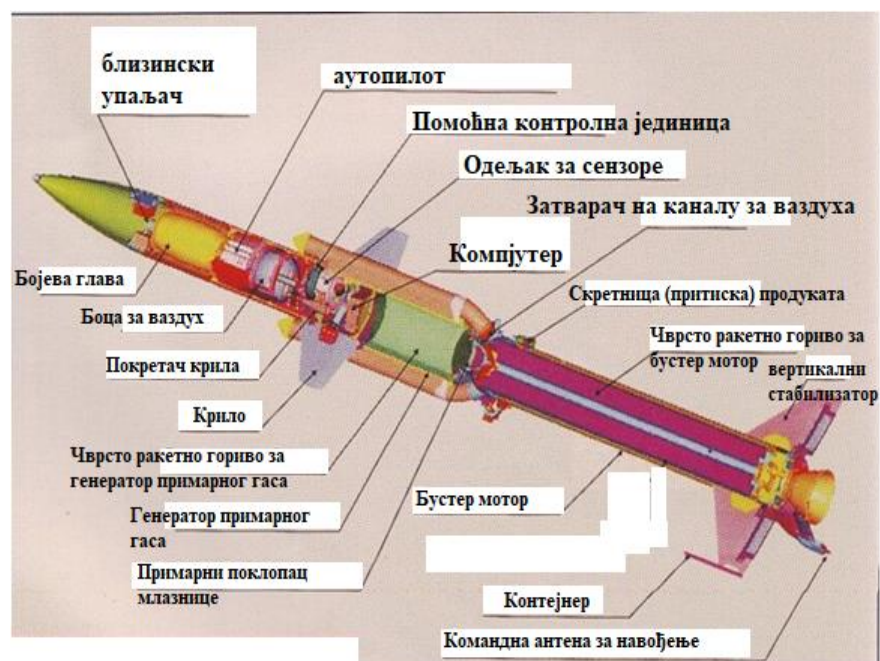
Улазни отвор је конципиран као конично централно тело, које служи за довод ваздуха, а који је пројектован за суперсоничне радне услове. На месту лансирања, пре него што се активира главни мотор, у том тренутку канал који повезује усусни уређај са комором за накнадно сагоревање, затворен је поклопцем од фибергласа. У самој комори за сагоревање постављено је чврсто балистичко гориво (бустер) тежине 172 kg (ВИК-2), које се активира у почетној фази (монолитно гориво са инхибираним крајевима (1,7 m дужине и 290 mm у пречнику, са цилиндричним каналом пречника 54 mm)).

Будући да су гасо-динамички услови рада чврстог горива при стартној и РПДТ фази за фазу крстарења различити, потребно је дефинисати посебну геометрију млазнице за комору накнадног сагоревања. Након завршетка почетне фазе (која траје од 3 до 6 секунди), обезбеђено је пуцање мрежице од стаклопластике која је у унутрашњем делу млазнице, чија је улога била да задржи почетни набој. Употребом РПДТ омогућено је одржавање велике брзине ракете 3М9 дуж целе путање, што је допринело остваривању високих маневарских способности. Тада ракета може да уништава циљеве који маневришу са оптерећењем до 8G. Вероватноћа погађања таквих циљева била је 0,2–0,55 у зависности од различитих услова, док је вероватноћа погађања циљева код неманеврирајућих мета била 0,4–0,75.

Само израда ракета са РПДТ, реализује се једноставном заменом погонског система (ракетни мотор са чврстим горивом или ракетним мотором), уз задржавање истих принципа контроле (у декартовом координатном систему) и самог начина усмеравања пројектила на циљ. Тада је углавном коришћена традиционална осносиметрична шема ракете са фронталним (предњим) прстеном или са четвороцевним аксијалним симетричним ВЗУ. Оваква шема ограничава нападне углове и маневарске способности пројектила са РПДТ, што се сматра недостатком. За нормалан рад РПДТ, као и код сваког другог "рамцет" мотора, потребно је ограничити нападне углове и бочно кретање. Током убрзавања и одржавања велике брзине и домета пројектила са РПДТ, нису потребни велики нападни углови и бочна брзина.

Када се ракета приближи мети, потребан је маневар, али је кинетичка енергија ракете значајна за реализацију манерва уз помоћ аеродинамичких кормила, или са моторима који имају попречно управљање, не узимајући при том у обзир ефикасност погонског система. Многе против авионске ракете са чврстим ракетним моторима, када

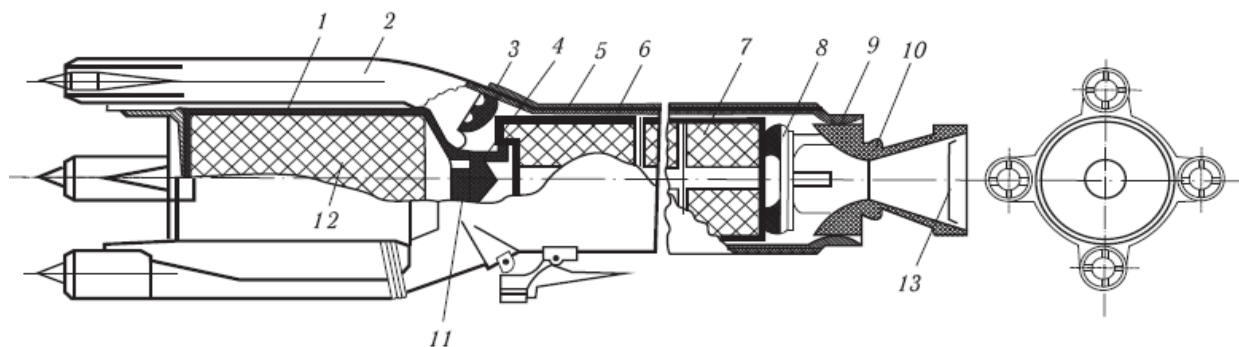
нападају мету (посебно у удаљеним областима пресретања), тада су им мотори искључени. Велики захтеви за велике нападне углове и бочне брзине, послужили су као основ за одбијање развоја "рамджет" мотора, који би чак служили као основа за наредне чврсте ракетне моторе.



Слика 32. Против ваздухопловна ракета AKASH са ИРПДТ.

Вођена против ваздухопловна ракета AKASH са ИРПДТ(Индија), која представља модернизовану 3М9 ракету, приказана је на Слици 32. Сам мотор ракете опремљен је са четвороцевним ВЗУ, који су распоређени по спољној површини ракете. Улазни део ВЗУ, код неких конфигурација ИРПДТ (РПДТ), се налази на месту стварања граничног слоја, који се представљао улазна зона фронталног осносиметричног ВЗУ са коничним централним телом.

При маневрисању, карактеристике код ВЗУи код мотора се погоршавају, док се помоћу додатног генератора гаса обезбеђује стабилност рада погонског система, који је у суштини аутономни ракетни мотор.



Слика 33. Шема ИРПДТ мотора за ракету AKASH: 1 - кућиште генератора гаса, 2 - ВЗУ млазница, 3 - спојница ВЗУ са излазним отвором, 4 - носач предњег стартног пуњења ТРТ, 5 - тело коморе за сагоревање, 6 - премаз за заштиту од топлоте, 7 - примарно ТРТ пуњење, 8 - задњи решеткасти дистанцер код стартног ТРТ, 9 - потисна млазница, 10 - млазница за пражњење, 11 - разводна глава секундарних гасова, 12 - секундарно ТРТ пуњење, 13 - мембрана за непропусност.

Шема мотора је приказана на слици 33. Стартна и убрзавајућа фаза, која се остварује допунским појачником од чврстог горива, је сачињена од коморе и од предње и задње мебрane (критичне вредности од 110 mm), и које су уметнуте у маршевску млазницу. Да би се изједначио притисак преко запремине, док се поуздано припаљују све горуће површине горива у стартном мотору, то је омогућено помоћу потребног броја канала који пролазе кроз пуњење и који су кружног облика. Тада је просечна вредност притиска у комори за сагоревање у почетном режиму 7,6 МПа, док специфични импулс чврстог горива износи 233 s. Стартна млазница се може ресетовати након завршетка режима убрзања помоћу пиропатрона. Зидови коморе за сагоревање заштићени су слојем дебљине од 10 mm, који је од полимерног композитног материјала са везивом на бази фенол-формалдехидне смоле. Док се између материјала за заштиту од топлоте и металног зида, налази слој од еластичног материјала дебљине од 2 mm.

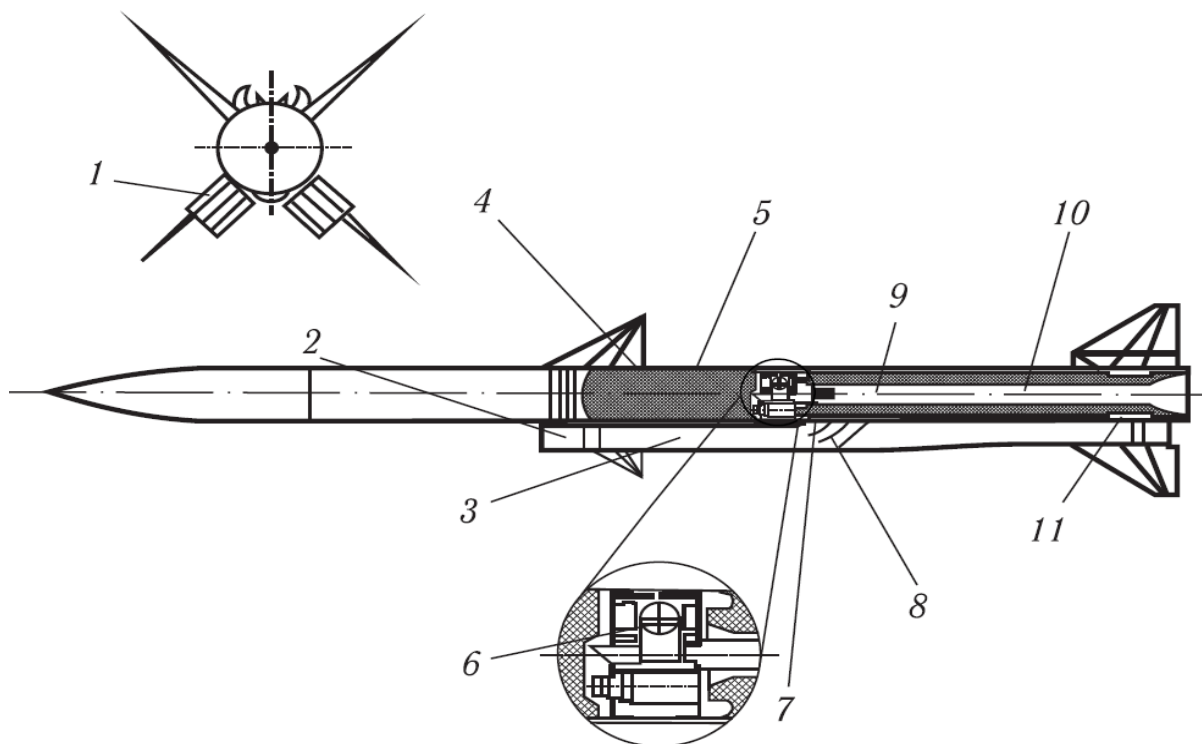
Маршевски мотор који је од чврстог горива (ТТ), смештен је у генератору гаса, произведен је технологијом пресовања и састоји се од неколико секција. Површине у близини предњег дна су смањене и у непосредној су близини разводне главе гаса која је са дванаест рупа, која служи као дистрибуциона млазница и да утиче на повећање брзине сагоревања.Промене у брзини сагоревања постижу се на технолошки начин. У циљу додатног повећања уноса гаса у почетном радном периоду, иницијалну сагоревајућу површину карактерише посебно удубљење, док се за само побољшање паљења користи алуминијумска фолија. Преостале површине мотора који је од чврстог горива (ТТ), су заштићене од влаге.Натријум-нитрат се користи као оксидациони агенс, док се магнезијум, нафтаген и мала количина угљеника користе као енергетски адитиви. Тренутно се развијају РПДТ погонски системи, за ракете које су са повећаним дометом и са повећаном брзином.Што се тиче против ваздухопловне одбране, модернизација ИРПДТ се огледа у стварању: високо енергетских погонских горива; регулатора протока гаса за контролу продуката сагоревања у генератору гаса, који омогућавају значајно повећање домета ракете због економичних услова рада мотора.

4.1.2. Ракете ваздух-ваздух са "рамџет" погоном

У последње време интензиван је рад на стварању ИРПДТ за ракете ваздух-ваздух. Приликом израде модерних погонских система за ракете ваздух-ваздух средњег домета, тада су изражени највећи напори при развоју ИРПДТ са калибром од око 200 mm;са подтрупним или подлокаторним (једноканалним или двоканалним) ВЗУ, и који је са подесивим протоком продуката сагоревања примарног гаса и са одсуством испуштања секундарних продуката сагоревања.

Последњи захтев подразумева употребу убрзавајућих закошених млазница са чврстим горивом (БСРДТТ) интегрисаних у конструкцију коморе за сагоревање, који служи за убрзавање примарних и секундарних продуката сагоревања.

Асиметрична конфигурација ВЗУ, има утицај на стварање ефикасније потисне силе и при повећаним нападним угловима, што је посебно важно за осигуравање високе стабилности радних процеса код РПД. Оне пружају већу ефикасност и могућности за коришћење код авио ракета за остваривање предности са РПД, у односу на класичне ракетне моторе са чврстим горивом. САД раде на стварању ИРПДТ са подесивом потрошњом чврстог горива, спроводећи студију за замену класичне чврсте ракете средњег домета ваздух-ваздух, са ракетом која користи чврсти ИРПДТ и стартни чврсти ракетни мотор који се смешта у комору за накнадно сагоревање, као што је нпр, ракета (AMRAAMAIM-120 (C5, C7, D)) са пречником тела од 178 mm. Европске компаније такође развијају регулисани ИРПДТ за исте сврхе.



Слика 34. Шема ракете «Метеор» са ИРПДТ: 1 - поклопци улазних отвора код ВЗУ, 2 - ВЗУ улаз, 3 - транзициони (улазни) канал код ВЗУ, 4 - генератор гаса, 5 - маршевско пуњење за главну фазу лета (крстарење); 6 - управљачка секција; 7 - упалач, 8 - задња (излазна) спојница код ВЗУ, 9 - комора за сагоревање, 10 - стартно пуњење од чврстог горива (почетна фаза), 11 - маршевска млазница.

Шема европске ракете "Метеор", њене димензије и системи су слични америчкој, што је приказано на сликама 34 и 35. Ракета "метеор" припада ракетама ваздух-ваздух средњег домета и има аеродинамичку конфигурацију са асиметричним дводелним предњим ВЗУ. Канали су у облику кутије, ВЗУ су постављени релативно један према другом под углом од 90 °.



Слика 35. Ракета "Метеор"

Један од циљева предности ове концепције, јесте да укључи добре контитуитете, у погледу упоређивања са претходним модификацијама класичних ракетних мотора на чврсто гориво. Тада замена погонског система не узрокује потребу за преуређењем преосталих система, док сам распоред ВЗУ омогућава повећање силе потиска. Том приликом, ВЗУ има добре карактеристике и може ефикасно радити са повећаним нападним угловима. У недостатке треба укључити изахтеве за поларни (ваздухопловни) систем контроле. У највећем делу путање, ракета лети као авион у режиму превртања, обезбеђујући рад ВЗУ под позитивним нападним угловима. Негативни нападни углови и значајна бочна скретања су критични, упркос високој стабилности радног тока у РПДТ. Такви режими су сасвим прихватљиви за нагле маневре у завршној фази лета и када се лансира ракета са авиона. Само лансирање такве ракете се реализује помоћу (прва фаза) стартовања стартног ракетног мотора, који даје убрзање до брзине која осигурава правилан рад РПД ($Ma \approx 1,8$). Активирање генератора гаса врши се са гасовима који су добијени сагоревањем горива у стартном ракетном мотору, и који пролазе кроз посебну спојну цев. Почетак рада РПДТ се манифестује, по отварању усисника ваздуха, што за резултат има контролисање протока гасовитих продуката, чиме је осигурана стабилност почетног периода у ВЗУ и у комори за накнадно сагоревање.

Након тога, контрола мотора се пребацује на алгоритамски начин контролисања при крстарењу, која је дефинисана са улазним подацима. Логика система за контролу ракете прилагођена је потиску мотора, који је у складу са условима лета и са положајем циља. Да би се регулисао проток гасификованог горива, користи се принцип пригушења два отвора млазнице, који су на генератору гаса. Сами отвори су постављени у близини улаза ваздуха на вертикалној оси транзиционог канала, код одговарајућег двоцевног ВЗУ разводног вода.

4.2. Проблеми и критеријуми при развоју "рамцет" погонског система у војној ракетној техници

Ракета са Рамцет ракетним мотором морада задовољити: летно-техничке захтеве за одређене висине; брзину; домет; нападне углове на трајекторији; гасо-динамичку стабилност радног режима (без пренапона, прекида режима); вибрације; преоптерећења; време активирања различитих радних процеса;... итд. Ови захтеви требају да буду испуњени према условима који ограничавају, то јест обухватају димензионалну масу, укључујући и масу елемената која је ослобођена током самог лета.

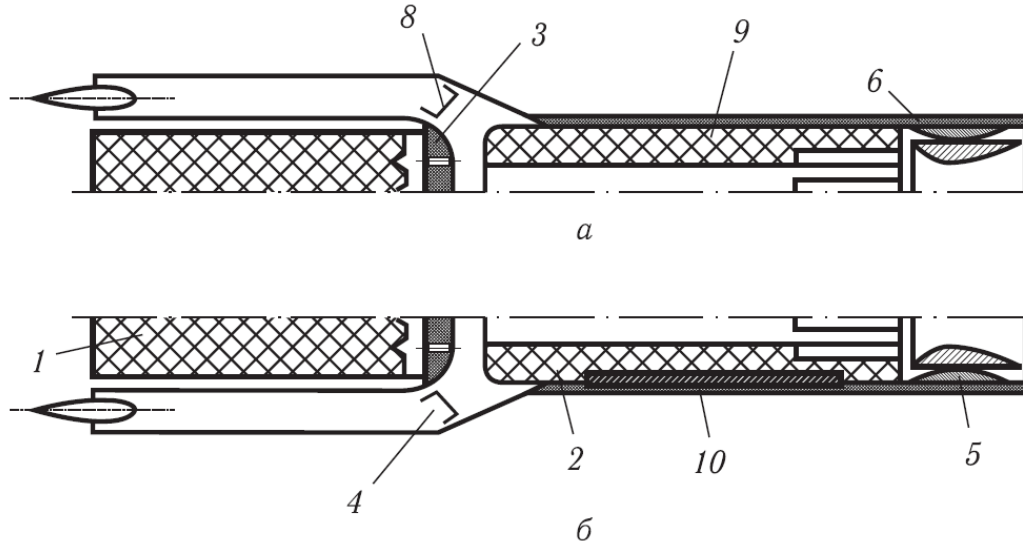
Такође постоје захтеви за оперативну поузданост и безбедност:

- транспорт на носачу
- понашање у условима пожара

- падна бетонску подлогу са одређене висине
- погађање са метком или гелером одређене величине
- одвајање од носача
- отпорност према факторима околине (температура, влажност, атмосферски притисак, ветар, падавине, укључујући песак и прашину)
- отпорност према електромагнетним, радијацијским, хемијским и биолошким ефектима
- дефинисање периода складиштења, одржавање, стандардизацију и унификацију делова и компоненти ради одржавања максималног континуитета у односу на претходне конструкције, усаглашености према захтевима техничке документације.

Тактичке ваздухопловне ракете које су закачене за спољне носаче, по правилу доживљавају вишеструке аеродинамичке ударе, нестационарне ударе притиска, преоптерећења, повећане вибрације, акустична оптерећења. При аутономном лету, постоје и утицаји високо температурног радног флуида на путањи мотора, као што су продукти кондензованог сагоревања, који су са повећаним ерозионим капацитетом.

У оквиру представљених захтева, нису све РПД конфигурације нашле своју практичну примену. Тренутно најефикаснија и најкориснија у пракси је комбинована (интегрална) РПДТ конфигурација, која је приказана на сликама 36 и 44.

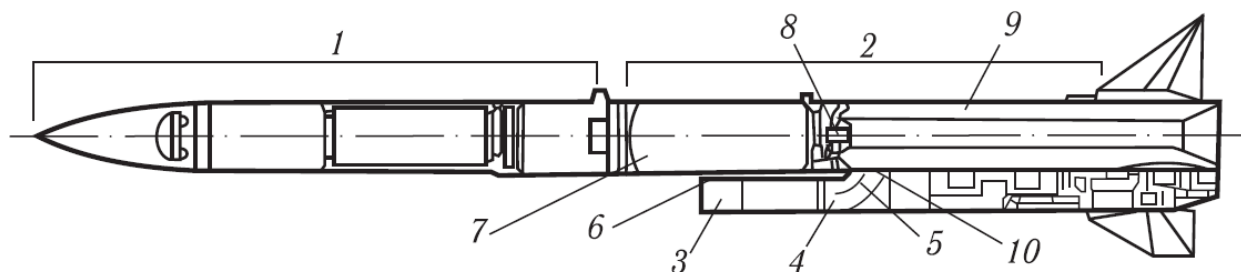


Слика 36. Шема РПД на чврсто гориво: а једноставни РПД; б комбиновани РПД (без регулационе јединице); 1 маршевско пуњење, 2 чврсто ракетно гориво за почетну фазу, 3 генератор гаса, 4 ВЗУ, 5 РПД млазница, 6 РДТТ млазница, 7 ВЗУ утикач, 8 тело, 9 чврсто ракетног гориво комбинованог РПД-а, 10 активни заштитни премаз за заштиту од топлоте

Обезбеђивање убрзавања мотора, за стицање услова за рад маршевог мотора, је уобичајен проблем за све "рамџет" моторе. Разликују се мотори са почетном фазом или мотори у којима је одсутна ова фаза (старт је обезбеђен на носачу или посебном инсталацијом, на пример, електродинамичким убрзањем); или се ради о аутономним одвојивим или неодвојивим моторима који се налазе изван рамџетних конструкција, делимично или у потпуности смештених у запремини коморе за сагоревање.

Коначно, почетна фаза може бити у потпуности интегрисана са маршевском комором за сагоревање, која представља прикључак или снажно везано пуњење са чврстим горивом маршевог мотора. Функцију бустера, посебно у односу на активно-реактивни погон, може да изводи топовски хитац.

Поред задатка да се осигура ефикасан рад мотора при повећаним нападним угловима, неопходна је и способност монтирања ракете на спољашње вешање авиона. Ово последње значи да се температурни опсег рада ракете шири од екстремно негативних вредности (-60°) до највиших, које су последица аеродинамичког загревања током суперзвучног лета на авионском вешању. У режимима летења ваздухоплова након испаливања температура тела ракете може достићи 250°C . Остали проблеми проузроковани летом, вибрацијама, ударима током слетања, изложености читавом низу фактора животне средине, строгог захтева за испуштање летећих елемената, ограничења тежине и величине и потреба да се контролише брзина сагоревања горива на широком распону висина лета стварају велике потешкоће за пројектанте погонског система као дела ракете.

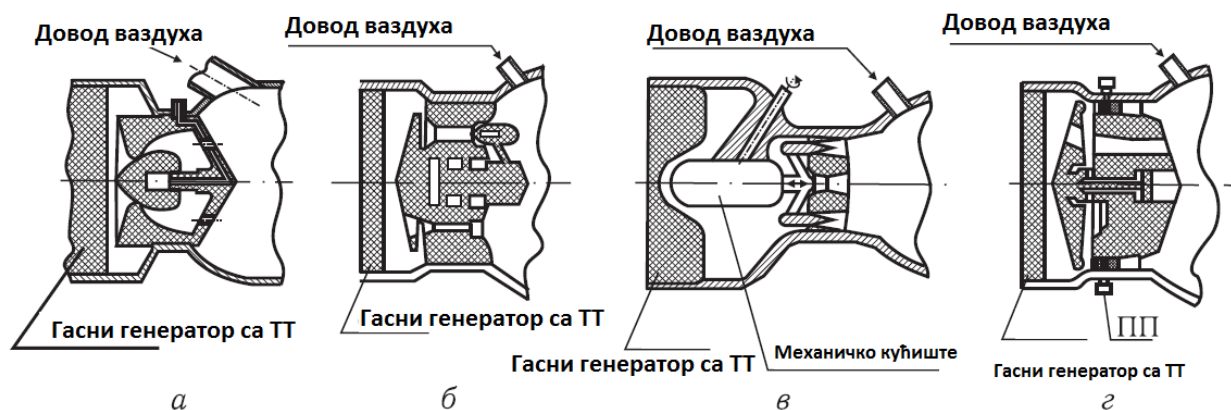


Слика 37 Приказ ракете са интегрисаним РПД.

Дизајн ракете ваздух-ваздух средњег домета, са интегрисаним РПД на чврсто или пастасто гориво, приказан је на слици 37. Приликом конструисања ракета које користе интегрисани РПД ракетни мотор, постоје две фазе конструисања, које су подељене на два дела: први део - теретни и управљачки одсек 1; други део - моторни одсек 2; РПДТ или РПДП који је опремљен са двоцевним ВЗУ (млазнице су смештене под углом од 90° у односу једна према другој); 3 кратак закривљени прелазни канал; 4 елементи за контролу протока; 5 улаз у комору за сагоревање.

Млазнице се налазе изнад улаза уводника 6. Изнад цеви налазе се управљачке јединице. Генератор гаса 7, у коме се одвија примарна гасификација (чврстог или пастастог) горива, има контролне уређаје за проток продуката сагоревања 8. За почетну фазу ракетно гориво у облику чврсто спојеног пуњења ТРТ9, је интегрисано са комором у којој сагорева гасификовано гориво са ваздухом. У стартном режиму, усисни канали су блокирани са заптивачима 10.

Кључни проблеми постоје при развоју чврстих и пастастих горива са високом запреминском топлотом сагоревања, као и јединица за реверзибилну контролу производње гасификованог погонског горива. Ови проблеми су углавном међусобно повезани. Декомпозиција и уклањање запаљивих елемената из генератора гаса је осигурано укључивањем оксидационог средства, које је из састава горива. Гориво мора да садржи велику количину запаљивих елемената. Сви гориви елементи са изузетком водоника, као и велика већина њихових једињења са оксидационим елементима су представљени кондензованом фазом (К-фаза). Повећање масене топлоте сагоревања главног горива, директно је повезано повећањем К-фазе, тј. процесима у генератору гаса. Са друге стране, осигурано је поуздано регулисање и добро уклањање К-фазе из шупљина у генератору гаса. Процес регулације има посебну важност у вези са реверзибилним променама потрошње горива, као и да се оптимално расподеле како би се одвијало потпуно сагоревање у комори, тј. процесима регулације који су повезани са организацијом радних процеса у мотору. Сама регулација потрошње произведеног гаса је могућа: променом брзине сагоревања горива; променом површине отвора млазнице (критична секција); величином површина које сагоревају; масом неког радног флуида која улази у генератор гаса; као и њиховом комбинацијом. У пракси, најраширенији метод за регулацију повезан је са променом у подручју отвора млазнице. Овај метод захтева повећање осетљивости брзине сагоревања главног горива на промену притиска.

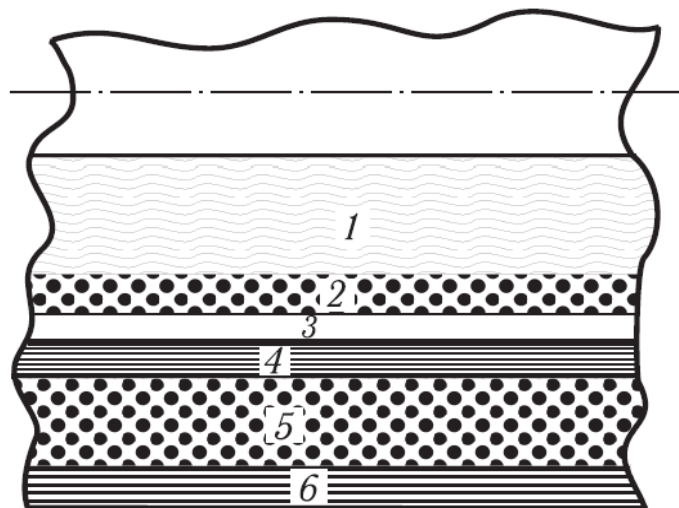


Слика 38. Шеме регулатора потрошње чврстог или пастастог горива у генератору гаса код ИРПД: а - двостепени регулатор са глатком реверзибилном регулацијом, б – једностепени регулатор са глатком или дискретном реверзибилном регулацијом, в - једностепени регулатор са глатком или дискретном реверзибилном регулацијом, г -

***једноступени регулатор положаја (дискретни), регулација једноступене
реверзибилности.***

Као алтернативне опције су једнофазни и двоступени регулатори протока, који су приказани на слици 38. У једнофазном регулатору, функције дозирања и дистрибуције произведеног гаса су делимично или потпуно комбиноване. У случају потпуног преклапања подесивих отвора, смањује се потпуно сагоревање гасификованог горива у ваздуху, а у парцијалним случајевима повећава се опасност од зачепљивања и ометања радних процеса у комори за накнадно сагоревање. У двофазном регулатору, прва фаза (нужно са суперсоничним диференцијалним притиском) врши контролу протока, док друга фаза служи за оптималну дистрибуцију произведеног гаса, при различитим режимима рада. Овај регулатор захтева шири распон радних притисака, док присуство међу простора између каскада, повећава стварање шљаке по унутрашњости конструкције.

Приликом креирања РПД постоје и други веома сложени задаци везани за побољшање ефикасности почетне фазе. Рад ВЗУ у пројектованим и стварним режимима, узима у обзир почетни и нестабилни проток под различитим нападним угловима. Сигурна оптимизација параметара кретања гасова у мотору, за резултат има поузданост. Захтеви за обезбеђивање стабилности процеса сагоревања, обухватају високу ефикасност сагоревања и термичку чврстоћу, која је наметнута при пројектовању коморе за сагоревање код РПД. То се може постићи дизајном, минималним хидрауличким отпором на путањи и поузданим стартовањем. Природна расподела и мешање запаљивих елемената и ваздуха у зони пресека коморе за сагоревање, као и величина коефицијента вишка оксидатора и време задржавања производа реакција у комори за сагоревање, имају највећи утицај на ефикасност радног процеса. У циљу оптимизације радног процеса, одабирају се одговарајуће димензије коморе за сагоревање, као и одговарајући коефицијент вишка ваздуха, који дефинишу специјалну зону мешања. При том ваздух се редистрибуира и тако се снабдевају канали, јер кроз њих се дистрибуирају и произведени гасови или се у каналима производе продукти примарних реакција који су обогаћени горивим елементима.



Слика 39. Шема стриктурних слојева између ракетног горива у мотору и зида коморе за сагоревање: 1 ракетно гориво (зрно), 2 еластични слој, 3 изолациони (заштитни) слој, 4 лепљиви слој, 5 термоизолациони слој (ТЗП), 6 метални зид.

??Потпуно сагоревање горива, се оствару је уз минималан ниво хидрауличких губитака и коришћењем помоћне запремине, чије димензије не прелазе простор који је потребан за смештање стартног пуњења. У случају када је стартно пуњење чврсто фиксирано, систем за причвршћивање, који је спојен са зидом коморе за сагоревање, обично има облик, који је приказан на слици 39. Може се видети да је зид, при маршевском режиму, и након што стартно пуњење сагори и даље заштићен премазом за заштиту од топлоте (ТЗП).

Карактеристике ТЗП код РПД, за разлику од класичног чврстог ракетног мотора, обезбеђују термичку стабилност носеће конструкције при вишеструком струјању продуката сагоревања који су са оксидирајућим хемијским потенцијалом. Том приликом је могућа појава варијабилноги редукованог окружења, око продуката сагоревања чврстог или пастастог горива у почетној и у оксидационој средини при крстарењу. Развојем система за топлотну заштиту коморе за сагоревање и генератора гаса, чврсти материјали за заштиту, замењују се са еластичним материјалима. Услови рада у комори сагоревања, при широком опсегу притисака (начини покретања и рада у маршевском режиму), који доводе до различитих деформација, морају имати зид који је ојачан са силицијум диоксидом, угљеничким влакнима и са силиконским еластомерима, што је приказано на слици 39. Ракетно гориво треба да има просторну везу која је остварена одговарајућом дебљином премаза или самом структуром за ојачање. Недостатак просторних веза (са појачањем по слоју) доводи до мање топлотне отпорности премаза. Фиксирање стартног горива у генератору гаса може се остварити, као што је приказано на слици 39, али је тада термички заштитни слој окружен редуccionим медијумом са великом количином К-фазе.

У присуству аеродинамичног загревања овај слој врши и другу функцију, која се огледа у заштити од наелектрисања, које је створено од стране спољашњег топлотног протока (од зида коморе гасног генератора). На задњем поклопцу гасног генератора, постављен је систем млазница, за пролаз примарног гас који је добијен гасификацијом чврстог горива. Захтев за организовање протока реверзибилног гаса, који служи за контролу протока, има утицај на усложњавање дизајна. У овом случају, систем за испуштање примарних гасова се налази иза регулационе јединице (двостепени регулатор) или је комбинован са регулационим системом (једнофазни регулатор). Стварање таквих сложених структура, то захтева употребу композита који је отпоран на топлоту или специјалне материјале (на пример, импрегнисаних са бакром, легуром волфрама), и могу се користити са горивима која имају ограничени садржај К-фазе у гасовитим продуктима. Сами зидови код коморе за сагоревање и код генератора гаса, су направљени од челика који има високу чврстоћу.

Разматрана могућност употребе полимерних композитних материјала за зидове је ограничена, углавном због строгих димензијских ограничења, и због тога се употребљавају титанијумске легуре. Међутим, када се брзина лета повећава ($Ma > 4,5$), тада се употребљавају конструкциони композитни материјали који су отпорни на топлоту, а који служе за израду коморе за сагоревање.

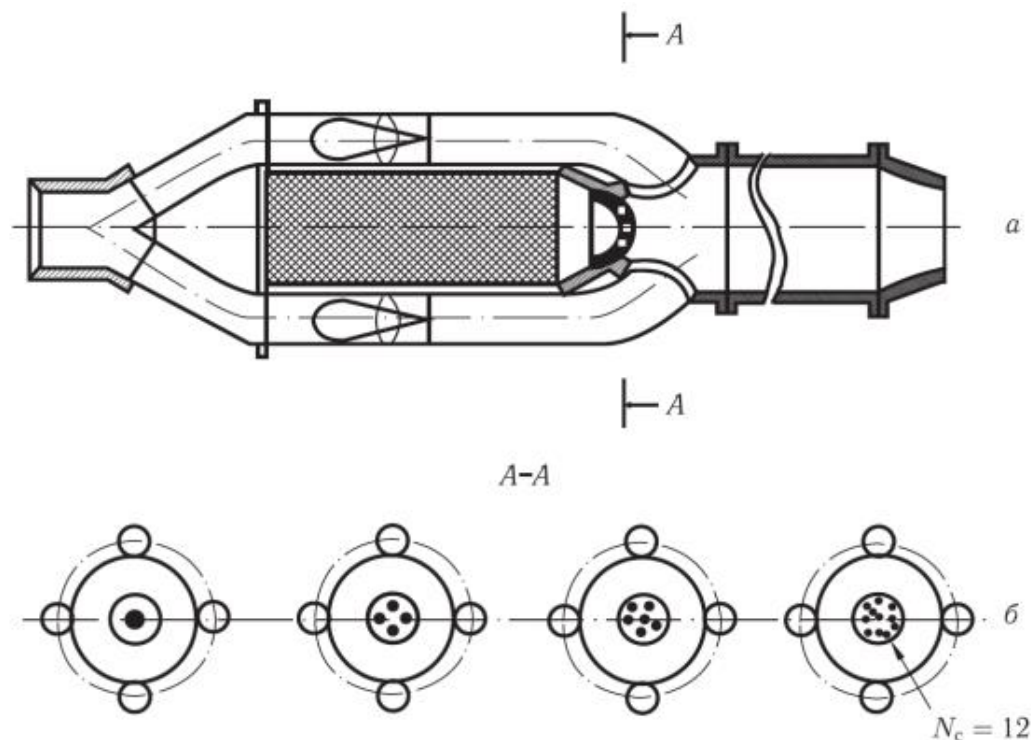
Општи услови млазнице код РПДТ и РПДП, су: обезбеђивање високе ефикасности процеса при убрзавању и да је одлив продуката сагоревања са минималним губицима; могућност позиционирања или лако подешавање критичне величине секције; константна или променљива векторизација потиска; отпорност на топлоту која је условљена утицајима променљивог хемијског потенцијала при сагоревању горива.

Упркос чињеници да се могу користити и друге методе управљања вектором притиска и промене степена експанзије млазнице или величине њеног критичног пресека који су карактеристични за ракетне моторе са чврстом погонском материјом, такви модели млазница за ракетне моторе са РПДТ и РПДП још нису развијени. Материјали који се обично користе за млазнице, су крути термички и ерозионо отпорни композити.

Погонски систем може укључивати помоћне јединице и компоненте, посебно јединице за напајање. У ту сврху је пожељно користити погон електричног генератора, који је повезан са турбином. Турбина се покреће помоћу ваздуха који пролази кроз усисник. Мерадавне вредности ваздушног притиска, који осигурава одговарајуће карактеристике турбине, зависе од опсега радних висина и брзине лета.

Типови ВЗУ имају значајан утицај на изглед РПДТ и РПДП. И фронтални и бочни (вањски, увучени) ВЗУ, који су приказани на слици 29, могу се користити у ваздухопловима са РПДТ. Бочни ВЗУ су изведени са једним (сублокатором), две, три и четири разведене цеви са попречним пресеком различитих облика (округли, полукружни,

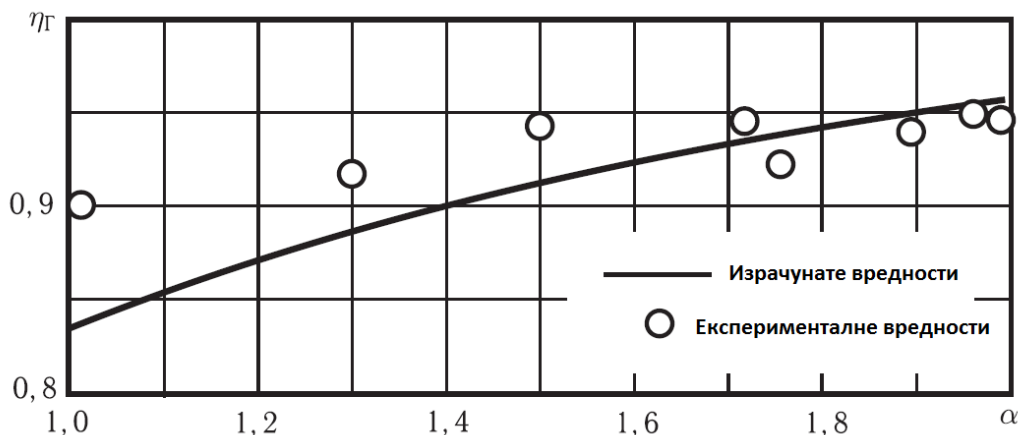
правоугаони, итд.). У случају бочних ваздушних отвора, предузимају се мере за контролу граничног слоја (одвод, усисавање), тада се може ВЗУ увлачити у кућиште. У зависности од типа усисног уређаја, долази до промена у начину организације радних процеса (у комори за сагоревање) и самог начина постављања делова у РПДТ и РПДП. У том смислу, дат је пример тестирања РПДТ који је на постољу, развијан је за ракету ЗМ9 која је опремљена са четири улазне цеви кружног облика које су симетрично постављене.



Слика 40. Приказ самосталног РПДТ погонског система за ракете

РПДТ погонски систем за ракету, који пролази тестирања у аеротунелима, приказан је на слици 40. Тестирањем су испитане различите варијанте, као и инсталације за дистрибуцију гаса из генератора гаса, које зависе од променљивог броја млазница N_c .

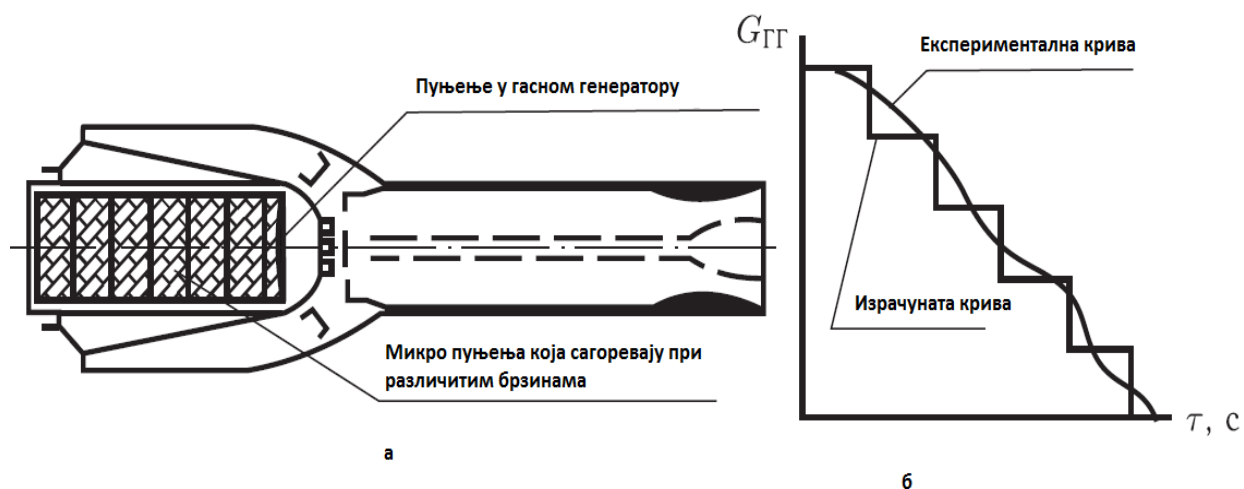
Најбоље карактеристике у погледу комплексности сагоревања ($\eta_r = 0,85 - 0,95$), добијене су ако је $N_c = 12$, што је приказано на слици 41. Пошто се сматра да је примењен РПД погон, код релативно малих тактичких ракета калибра $D < 400 \text{ mm}$, тада се круг гас-ваздух (ВЗУ, погонска млазница) обично описује, као део нерегулисаног протока.



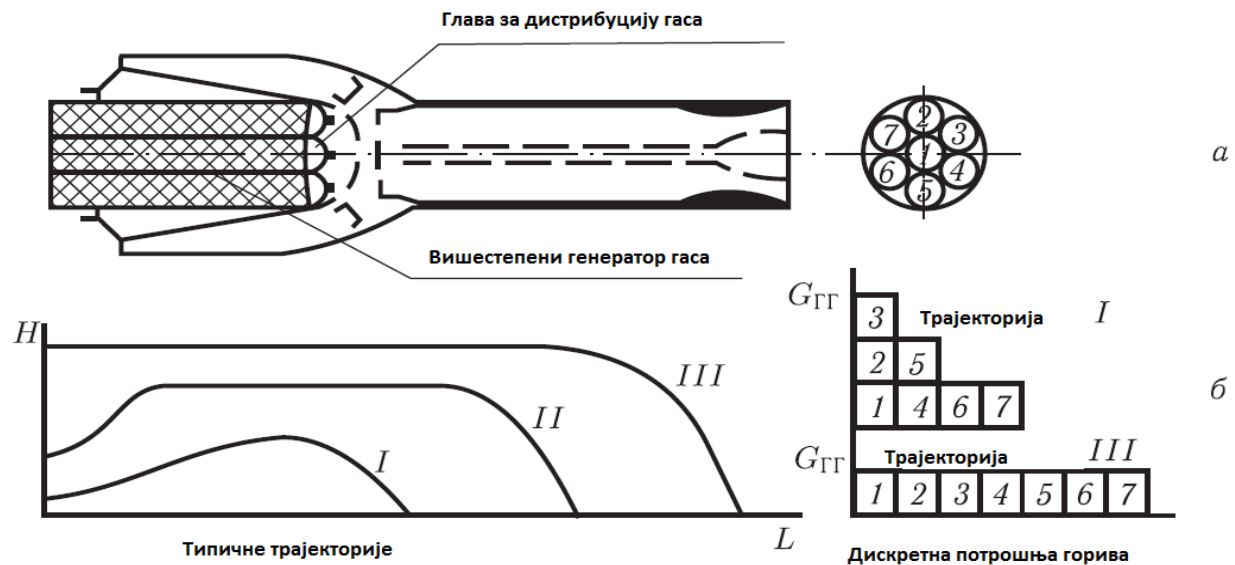
Слика 41. Приказ зависности ефикасности сагоревања код РПДТ погонског система за ракету 3М9, која има опцију дистрибуције гаса кроз млазницу $N_c = 12$ са коефицијентом вишка ваздуха α .

Под овим условима, главни утицај на рад мотора и економске карактеристике врши се контролисањем протока гасова из генератора гаса. На основу сложености задатака који се решавају, могу се тада применити различити закони регулације потрошње горива: а) регулација са строго подесивим протоком; б) дискретна и реверзибилна регулација; ц) лака реверзибилна регулација.

Регулација помоћу строго одређене потрошње горива, уведена је у ИРПДТ, за против ваздухопловни систем «Куб» за ракету 3М9. Пуњења од чврстог горива код ових РПДТ, чија регресија зависи од времена, приказана је на слици 42 (б). Овај најједноставнији закон потрошње, даје могућност успешног решавања проблема, за резултат је добијање потребних просечних и коначних брзина лета ракете на удаљености од 20 - 25 km.



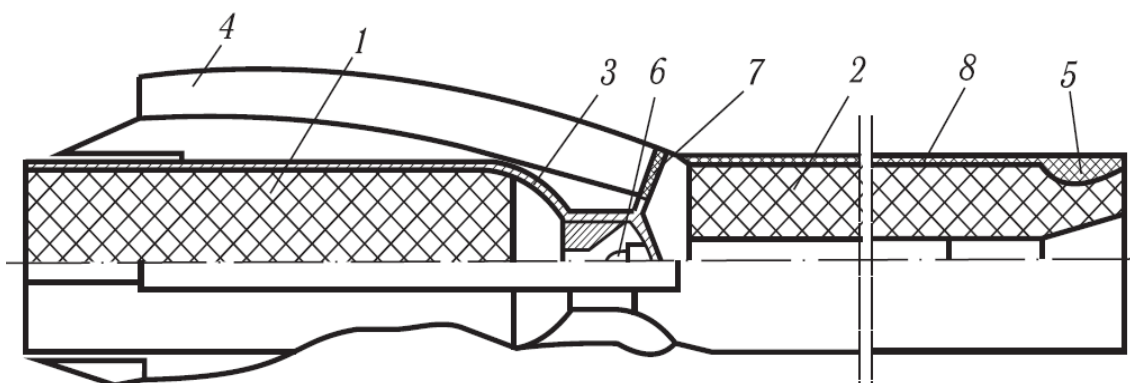
Слика 42. Приказ РПД са строго програмабилном потрошњом горива (а), крива временски програмиране потрошње горива (б)



Слика 43. Приказ РПД са дискретном иреверзибилном контролом потрошње горива (а), типичне путање и дискретна подешавања потрошње горива (б).

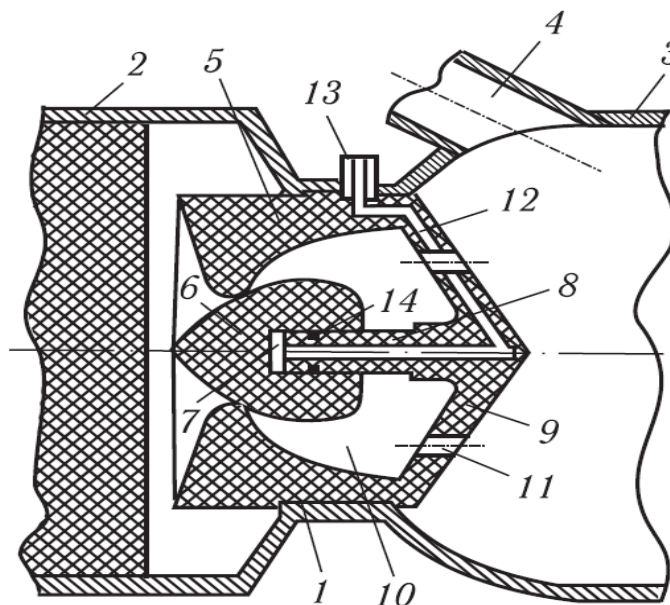
Дискретна и реверзибилна регулација потрошње горива може се добити коришћењем вишекоморног (мултисекторског) генератора гаса, што је приказано на слици 43 (а). Више коморна конструкција гасног генератора дозвољава велики избор путања лета, при том се дискретно регулишу брзине протока и хемијски састав чврстих горива при лету, као и њихови продукти сагоревања у ваздуху (под условом да се у коморама за примарно сагоревање, производе гасови од различитих горива).

Лака реверзибилна контрола потрошње горива обезбеђена је помоћу регулатора протока, који је постављен на излазу из генератора гаса, што је приказано на слици 44.



Слика 44. Приказ шеме РПД на чврсто гориво са разводницима, помоћу којих се врши регулација и дистрибуција продукта сагоревања: 1 - гориво за маршевски мотор, 2 - пуњење ТРТ почетне фазе, 3 - генератор гаса, 4 - ВЗУ, 5 - РПД млазница, 6 - контролна и дистрибутивна јединица, 7 - ВЗУ спојница, 8 - РПД комора за сагоревање.

Значајан практичан интерес представљају двостепени регулатори протока, који су приказани на слици 45, прва фаза (млазница 5, покретно централно тело 6) врше функцију мерача протока, док друга (задњи зид 9) служи за мешање.



Слика 45. Двостепени регулатор протока: 1 - регулатор протока, 2 - генератор гаса, 3 - комора за сагоревање, 4 - ВЗУ, 5 - кошуљица млазнице, 6 - покретно централно тело, 7 - задњи зид за мешање.

7 - контролна шупљина, 8 - шипка, 9 - задњи зид, 10 - средња шупљина, 11 - отвори за млазнице, 12 и 13 - канали и прикључци за напајање радним контролним гасом, 14 - заптивни прстенови

Одабиром броја и распореда отвора млазнице 11, који су повезани са задњим зидом регулатора, као и нагибом зида омогућава се висок степен искоришћавања сагорелих гасова који су створени мешањем гасификованог горива и ваздуха у комори за накнадно сагоревање 3. Намена задњег зида код регулатора је иста као и код главе за дистрибуцију гасова у нерегулисаном РПДТ.

Коначно, врста материјала за заштиту од топлоте која се наноси на зидове коморе за сагоревање утиче на изглед РПД. Материјал за заштиту од топлоте на зидовима коморе за сагоревање може бити или инертан, који се одликује безначајном стопом аблације или је активан са приметном стопом аблација. У литератури, мотор с активним заштитним премазом често се назива КРПД - комбиновани РПД (Слика 36 под б).

Гасови који су настали током процеса разградње активне ТЗП, могу значајно да доприне су повећању укупне потрошње горива и да утичу на побољшање перформанси мотора. Од укупне масе зависи изглед РПД у целини, која битно утиче и на типове горива који се користе за фазе крстарења. Горива, мотори и као остали делови ваздухоплова (ракета) морају бити креирани у једном циклусу, бирајући и оптимизирајући параметре РПД на основу основних трајекторија и параметара кретања. И сам избор оптималне аеродинамичке конфигурације је од посебне важности. Стварање ефикасног РПД за ракете различитих класа који су новије генерације, директно су повезани са успешним решавањем проблема. Један од првих проблема за решавање је распоређивање радних процеса у комори за сагоревање код РПД. Овај проблем је недовољно разрађен, посебно када су односи смеше ваздух-гориво код РПД са асиметричним доводом ваздуха из ВЗУ. Постоје значајне разлике између експерименталних и израчунатих података, због значајних поједностављења рачунских модела, грубих рачунских грешака и прихваћених претпоставки. Неке методе за прорачун, су развијене у време када нису биле доступне компјутерске симулације. Међутим, постоји технолошки ниво успостављене методологије рачунског истраживања и експерименталног развоја РПД, који указују на решавање разматраних проблема са фокусираним приступом. Проблеми при развијању концепта РПД, који је интегрисан са реверзибилним регулатором потрошње продуката сагоревања чврстих или пастастих горива за ракете разних намена новије генерације, успешно се могу решавати[14].

5. Примена "рамцет" погонског система у војној ракетној техници

Развој ракетног наоружања је радикализован, поготово у погледу да се повећа борбена примена таквог наоружања, а то је дошло због исцрпљених крајњих граница побољшавања класичних чврстих ракетних мотора (РДТТ), који су коришћени у ракетном наоружању. Због тога посебну пажњу привлаче погонским системи, чије се енергетске могућности могу побољшати коришћењем атмосферског ваздуха.

Такви погони имају перспективу у примени код ракетних мотора са чврстим (РПДТ) и пастастим (РПДС) горивима. РПД има велике вредности специфичног импулса у широком распону надморских висина и брзина лета, што му омогућава да осигура велике брзине, под одређеним условима лета. Том приликом се остварују од 1,5 до 2 пута, веће перформансе у поређењу са класичним ракетним моторима на чврсто гориво.

5.1. Примена "рамцет" погонског система код појединих система

5.1.1. Ракете земља-ваздух са "рамцет" погоном

Bristol Bloodhound је британска ракета земља-ваздух која је развијена током 1950-их година. Она је служила за против ваздушну одбрану Велике Британије.



Слика 46. Ракета Bristol Bloodhound Mk 1

Bristol Bloodhound Mk1 је ушао у службу у децембру 1958. године, као прво британско вођено оружје. На слици 46. приказана је ракета *Bristol Bloodhound Mk 2*, која има оперативни радијус од 190 km и брзину од 2,7 *Mah*. Дужина 7,7m; укупна тежана 2000 kg; тежина бојеве главе 179kg. *Bristol Bloodhound Mk2* користи: 2 рамџет мотора и 4 бустер мотора, који су са чврстим горивом[15].

2K12 "Куб" (NATO назив је: SA-6 "*Gainful*") је совјетски ракетни мобилни систем земља-ваздух, за ваздухопловну одбрану, који је дизајниран за заштиту војске од ваздушних напада. На слици 47 приказана је ракета 3М9, ракетног комплекса *2K12 "Куб"*, која има оперативни радијус од 24 km и брзину од 2,8 *Mah*; максимална висина је 14km; минимална висина је 100m. Дужина 5,8m; укупна тежана 599 kg; тежина бојеве главе 59kg; пречник тела 33,5cm; распон крила 1,245m[16].

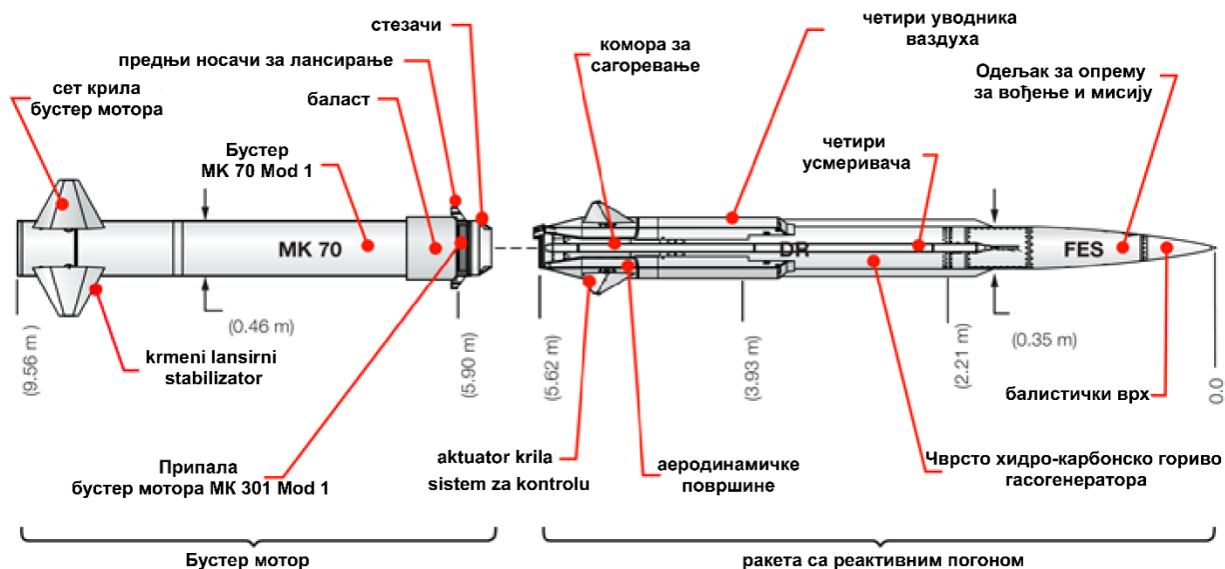
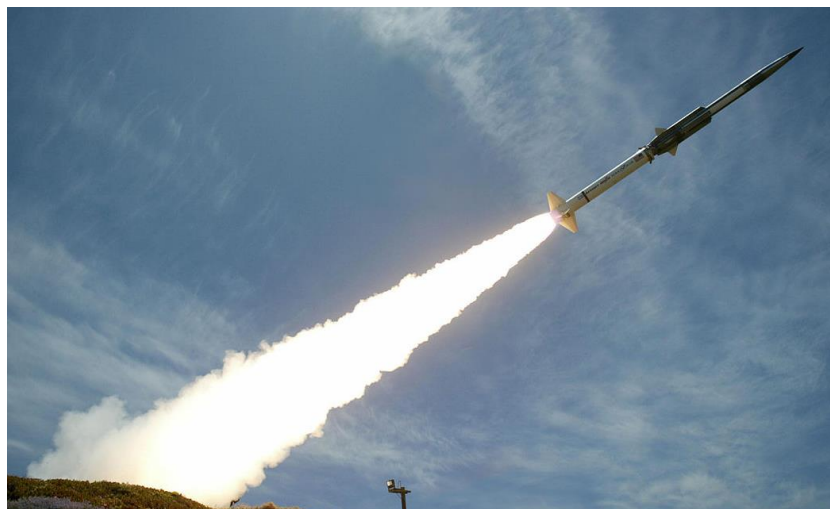


Слика 47. Ракета 3М9

5.1.2. Ракете земља-вода са "рамџет" погоном

GQM-163 Coyote, слика 48, је надзвучна ракета која је изграђена од стране *Orbital Sciences*, и коју је морнарица САД користила као замену за ракету *MQM-8 Vandal*. *Coyote* је првобитно имао *Hercules MK-70* бустер са чврстим горивом, који је сличног дизајна као и онај који је код застарелих *RIM-67 Standard ER* ракета.

Након бустер фазе, активира се *Aerojet MARC-R-282* рамџет мотор са чврстим горивом. *Coyote* може имати брзину до 2,8 *Mah* на нивоу мора (бустер фаза), док ће активна фаза код *GQM-163A*, бити одликована са брзином од 2,5 *Mah* на 5 m висине. На слици 48. приказана је варијанта ракете *GQM-163A*, која има оперативни радијус од 84km, при брзини од 3 до 4 *Mah* на максималној висини од 16760 m, док на малој висини од 5m брзина је 2,5 *Mah*. Укупна дужина 9,56m (дужина без бустера 5,62m); пречник тела 35cm; пречник бустера 46 cm[17].

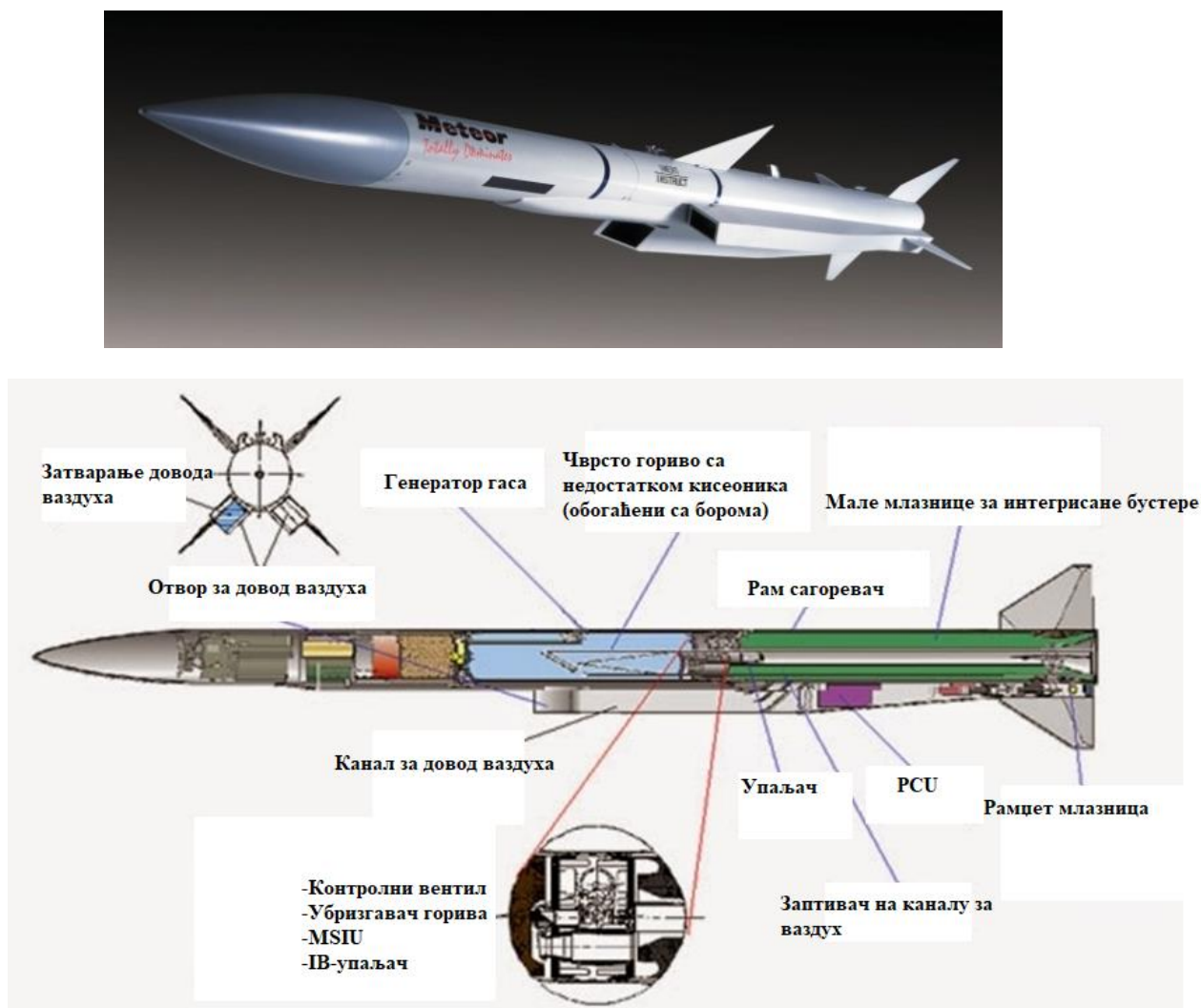


Слика 48. Ракета GQM-163A

5.1.3. Ракете ваздух-ваздух са "рамџет" погоном

Ракета "**Meteor**" је активно-радарски вођена ракета ваздух-ваздух (BVRAAM), која је развијена од стране MBDA, као највећа међу ракетама ваздух-ваздух. Ракета *Метеор* нуди могућност обарања маневарских циљева на великим даљинама; беспилотних летелица и крстарећих ракета, у окружењу са великим електронским ометањем (ЕСМ), са дометом који је већи од 100 km. Крајњи домет је непознат, али је зона за остваривање сигурног поготка преко 60 km. Рамџет мотор на чврсто гориво, омогућава да се ракета креће брзином која је преко 4 *Maha*, таква брзина се реализује почетним ракетним потиском (бустер фаза) и убрзавањем све до сусрета са циљем (активна фаза).

На слици 49. приказана је ракета "Метеор", која има оперативни радијус од 300 km; брзина преко 4 Маха. Укупна дужина 3,7m; пречник тела 0,178m; укупна тежина 190kg. Бојева глава ракете "Метеор", је експлозивно-фрагментацијона[18].

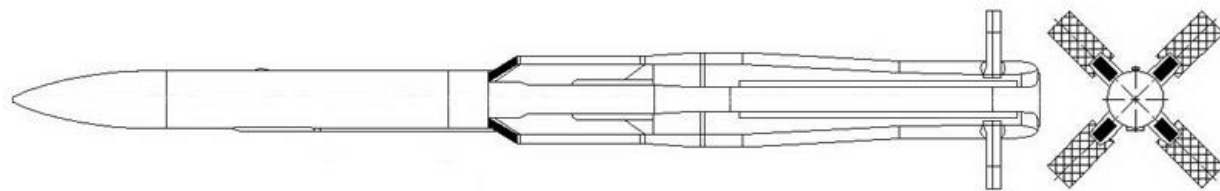


Слика 49. Ракета "Метеор"

Ракета **R-77-PD(R-77RVV-AE-PD (Povyshenoy Dalnosti—improved range))** је ракета ваздух-ваздух са активни радарским навођењем. То је ракета из серија ракета Р-77 али са рамџет мотором. Основна верзија ракете Р-77 има домоет од 80 km. Ракета R-77-PD је дво степена верзија ракете R-77, која има рамџет и бустер мотор, са чврстим горивом. Бустер мотор је смештен у комору за накнадно сагоревање рамџет мотора. На слици 50 приказана је ракета R-77RVV-AE-PD, која има оперативни радијус од 120-160 km; брзина 5 Маха на великим висинама. Тежина 190 kg; дужина 3,71 m; пречник тела 20cm; распон крила 70cm. Бојева глава ракете R-77RVV-AE-PD је експлозивно-фрагментацијона, са тежином од

22,5kg [18]. Ракета се сврстава у класу класу дугог домета и по домету је еквивалентна са ракетама AIM-54 Phoenix. Због недостатка финансирања и евентуалног отказивања развоја 1.44 МиГ-а, развој овог модела је можда стао до 1999. године; од тада се нису појавиле информације или најаве у вези са ракетом Р-77-ПД[19].

Дизајн је издуженог тела, крила у класичном облику су одсутна - њихова улога је потпомогнута доводом ваздуха и ваздушним каналима одржаног рамјет мотора, стабилизаторима облика решетке који се отварају[20].



Слика 50. Ракета R-77RVV-AE-PD

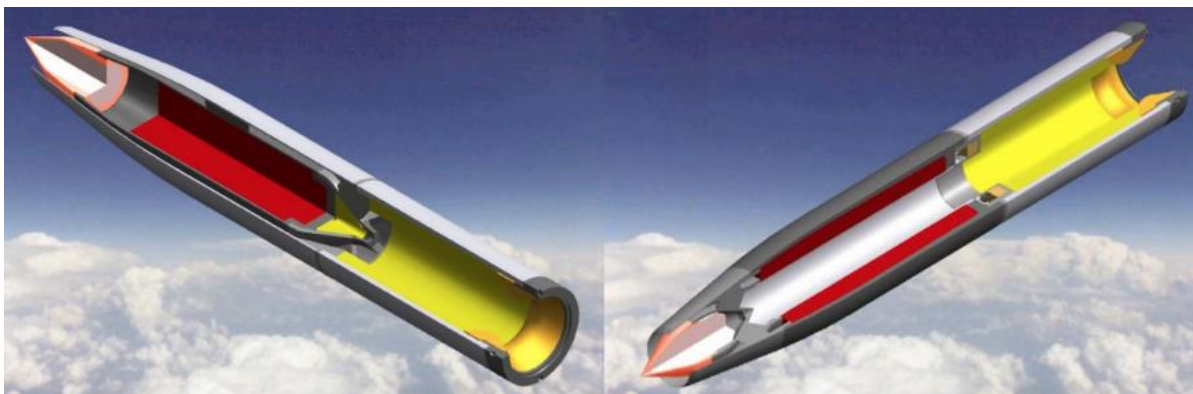
6. Тенденције развоја "рамџет" погонског система у војној примени

Поред развоја ракетне технике чији се погон заснива на коришћењу рамџет ракетних мотора, једна од тенденција развоја и употребе рамџет мотора је и код артиљерских пројектила великог калибра. На име норвешка фирма Наммо је представила концепт рамџет погоњеног пројектила, слика 51, који може продужити артиљеријски домет изнад 100 km. 155-милиметарски пројектил користи рамџет ракетни мотор са чврстим ракетним горивом који одржава брзину пројектилу током лета на више од 3 Маха, нудећи му довољно простора за ношење око пет килограма експлозива. Конус за врху може укључивати трагаче и електронику за навођење, која садржи четири крилца за корекцију путање. Овај концепт је први пут представљен јавности 2018.године, а очекује се да ће тестирање пројектила гађањем почети 2019. или 2020. године и да ће се нова муниција у производњи и оперативној употреби војске наћи између 2023. и 2024. године.



Слика 51. Артиљеријски пројектил 155мм са рамџет ракетним мотором на чврсто гориво

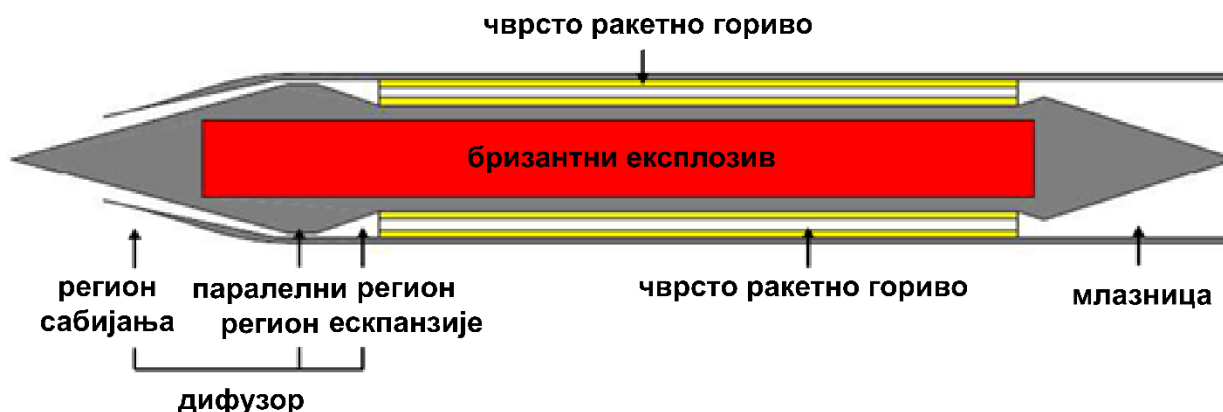
Тренутно већина артиљеријских система и даље има домете на истој удаљености као и када је пројектил за хаубицу M109 уведен у наоружање пре више од 50 година. Са оваквим пројектилом са рамџет мотором би домет износио преко 100 km тако да би постојала могућност да се покрије 25 пута већи опсег од могућег са конвенционалним пројектилом 155mm M107 ХЕ, који је у употреби америчке војске. Пројектил 155mm M107 има домет од 20 km. Тренутно највећи домет артиљерског пројектила 155mm M107 ХЕ-ЕР ВВ код пројектила са генератором гаса износи око 40 km [21].



Слика 52. Варијанте попречних пресека артиљеријских пројектила са рамџет ракетним мотором

Према наводима норвешке компаније, циклус гађања би у суштини остао исти за артиљеријске посаде, које би испалиле пројектил као и сваку другу гранату. Класичне гранате у суштини почињу успоравати чим напусте топ. Рамџет граната, чије су варијанте њихових попречних пресека приказане на слици 52, користи снагу лансирања да би се кретала довољном брзином како би се покренуо рамџет мотор. Извор чврстог горива ће пројектил подићи на максималну брзину која је три пута већа од брзине звука и задржати га при тој брзини око 50 секунди. Овај тип мотора такође смањује оптерећење на самој кошуљици, јер активно гура пројектил кроз ваздух.

Конструкција рамџет артиљеријског пројектила је приказана на слици 53.



Слика 53. Конструкциона шема артиљеријског пројектила са рамџет ракетним мотором

Ограничење овог пројектила је што се сада још не зна колико запремине ће унутар кошуљице морати да заузме рамџет ракетни мотор, што би могло смањити ефикасност пројектила на циљу због смањене масе експлозива која ће се користити. Међутим, чврсто

гориво нуди ефикасан извор горива и помаже у одржавању што је могуће више простора унутар тела.

7. Закључак

Брз развој ракетног наоружања је радикално средство за повећање ефикасности ваздухопловних борбених система, противракетних ракетних система и артиљеријских система, који играју пресудну улогу у локалним и глобалним сукобима нашег времена.

Недостатак могућности радикалног побољшања ракетног наоружања модернизацијом широко коришћених ракетних мотора са чврстим ракетним горивом, који су практично достигли границу свог побољшања, скреће посебну пажњу на погонске системе чије се енергетске могућности могу побољшати коришћењем атмосферског ваздуха. Најперспективнији за такву намену су погонски системи засновани на рамџет моторима, са течним, чврстим и пастастим горивима. Овакви системи се одликују својом једноставношћу, имају високе вредности специфичног импулса у широком распону висина и брзина лета, што уз обезбеђивање велике брзине омогућава, у одређеним условима лета, 1,5-2 пута дужи домет у односу на употребу ракетних мотора са чврстим погоном.

Током 60-тих година развијен је рамџет пропулзиони систем који користи чврсто гориво и увучени ваздух из атмосфере. Ваздух код оваквог пропулзионог система има две улоге, да врши накнадну оксидацију гасификованог горива у току сагоревања и да учествује активно у стварању силе потиска. Рамџет ракетни мотори су захваљујући својим способностима, својој конструкцији, брзином и дометом, нашли су примену у ракетним системима земља-ваздух и ваздух-ваздух, због остваривања великих Махових бројева при променљивим висинама и брзинама.

Поседовање изузетно већег специфичног импулса (четири пута више него код класичних ракетних мотора на чврсто гориво), поседовање изузетно веће брзине (која може ићи и у реон хиперсоничности) чини их изузетно привлачним у различитим облицима употребе, да ли за употребу у беспилотним летелицама, различитим типовима крстарећих ракета, као и артиљеријских пројектила.

Конструкција самог мотора је доста једноставна и омогућава дужи век складиштења. Временом ће рамџет мотори прећи на модел скрамџет (енг. scramjet) мотора, и достигати још веће брзине [22].

Постоји веома велико место за истраживање ове теме и употребе рамџет мотора за задовољавање потреба Војске Србије, поред њихове тренутне примене у оквиру ракетног

система „КУБ М2“ (НАТОознака „SA-6 Gainful“). Могућа је и употреба овог погонског система у изради противтенковских (ПТ) ракета или чак крстарећих ракета за дејство по циљевима на копну. Ови пројектили би имали изузетно брз лет до циља што би спречило велику промену распореда непријатељских снага приликом извођења маневара у циљу избегавања изложености непријатељској ватри, а такође би могли понети одговарајући користан терет за ефикасно дејство на циљу[9].

Литература

- [1] Sutton P.G., Biblarz O.: ROCKET PROPULSION ELEMENTS, Eighth edition Solid propellant rocket fundamentals, John Wiley & Sons, 2011.
- [2] Козомара С., Глигоријевић Н., Суботић С.и др.: СТАРТНИ РАКЕТНИ МОТОР ПОВР РАКЕТЕ БУМБАР, Техничко решење бр. 03/94-252, од 26.04.2016. ВТИ, Београд.
- [3] <https://pdfs.semanticscholar.org/6cce/fa84a00b396c5b50b66063772f4851392b8f.pdf>.
- [4] Hartfield J.R.: SOLID ROCKET MOTORS GRAIN DESIGN AERO 6520, Rocket propulsion, Auburn University, Spring 2011.
- [5] NASA SP-8076 SOLID PROPELLANT GRAIN DESIGN AND INTERNAL BALLISTICS, NASA Space Vehicle Design Criteria, March 1972.
- [6] Глигоријевић Н. и др.: РАКЕТНИ МОТОРИ СА ЧВРСТОМ ПОГОНСКОМ МАТЕРИЈОМ – ИЗАБРАНА ПОГЛАВЉА, Монографија, Војнотехнички институт, ISBN-978-86-81123-63-8, Медија центар „Одбрана“, ISBN 978-86-335-0391-4, Београд, 2013,
- [7] Милош Чолаковић, Горива за ракетни погон, Војнотехничка академија ВЈ, Београд, 1999.
- [8] <https://en.wikipedia.org/wiki/Памјет>
- [9] S. KRISHNAN and PHILMON GEORGE „Solid fuel ramjet combustor design“, Progress in Aerospace Sciences, Volume 34, Issues 3–4, March 1998, Pages 219-256
- [10] Hong-Gye Sung, Vigor Yang, *Unified Analysis of Internal Flowfield in an Integrated Rocket Ramjet Engine. I: Transition from Rocket Booster to Ramjet Sustainer*, JOURNAL OF AEROSPACE ENGINEERING, 2014, DOI: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000255.
- [11] https://en.wikipedia.org/wiki/Jet_engine
- [12] G. A. Risha, B. J. Evans, E. Boyer, and K. K. Kuo, *Metals, Energetic Additives, and Special Binders Used in Solid Fuels for Hybrid Rockets*, 2014, DOI: 10.2514/5.9781600866876.0413.
- [13] Arif Karabeyoğlu, Uğur Arkun, **Evaluation of Fuel Additives for Hybrid Rockets and SFRJ Systems**, Propulsion and Energy Forum, July 28-30, 2014, Cleveland, OH, 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference
- [14] Сорокин В. А. и др., *Ракетно-прямоточные двигатели на твёрдых и пастообразных топливах*, ISBN:978-5-9221-1239-0, Москва : Физматлит, 2010.
- [15] [https://en.wikipedia.org/wiki/Bloodhound_\(missile\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Bloodhound_(missile))
- [16] https://sr.wikipedia.org/sr-ec/2%D0%9A12_%D0%9A%D1%83%D0%B1
- [17] https://en.wikipedia.org/wiki/GQM-163_Coyote
- [18] [https://en.wikipedia.org/wiki/Meteor_\(missile\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Meteor_(missile))
- [19] <https://en.wikipedia.org/wiki/R-77>
- [20] <http://militaryrussia.ru/blog/topic-674.html>
- [21] <https://thaimilitaryandasianregion.blogspot.com/2018/06/nammo-has-rolled-out-extreme-range.html>
- [22] Recent Developments in Ramjets, Ducted Rockets and Scramjets“, Y.M. Timnat, Faculty of Aerospace Engineering, Technion – Israel Institute of Technology, Haifa 32000, Israel, 1990.