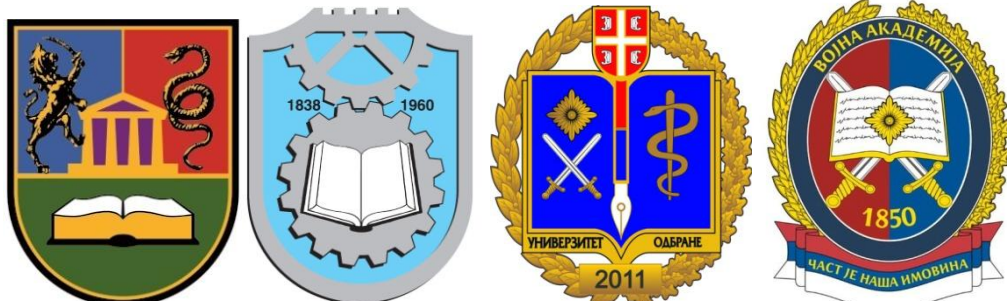


Факултет инжењерских наука Универзитета у Крагујевцу

Војна академија Универзитета одбране у Београду



Назив студијског програма: Војноиндустријско инжењерство

Ниво студија: Основне академске студије

Модул: Пројектили и упаљачи

Предмет: Конструкција пројектила и упаљача

Број индекса: 505/2013

Милена З. Вујовић

АНАЛИЗА ПРОЦЕСА ПРИПАЉИВАЊА РАКЕТНИХ МОТОРА СА ЧВРСТИМ ГОРИВОМ

дипломски рад

Комисија за преглед и одбрану:

1. доц. др Никола Глигоријевић - ментор

2. _____

Датум одбране: _____

3. _____

Оцена: _____

Крагујевац, 2018.

ЗАДАТАК:

Извршити анализу параметара који утичу на процес припаљивања ракетног мотора са чврстим горивом. Проучавањем доступне литературе и документације Војнотехничког института из развоја припалног система марш мотора противоклопне вођене ракете кратког домета, теоријски описати и анализирати све карактеристичне фазе припалног процеса. Посебно треба размотрити и практично испитати утицај гранулације припалне пиротехничке смеше на режим и поузданост припаљивања.

УПУТСТВО ЗА РАД:

У сарадњи са Војнотехничким институтом из Београда, користити различита искуства у развоју ракетног погона са чврстим горивом, доступне податке са статичких испитивања и лабораторијске капацитете ВТИ.

Препоручена литература:

- [1] Н. Глигоријевић, С. Суботић: **Статичка испитивања ракетних мотора**, Научно техничке информације, ВТИ Београд, Монографија, ISSN 1820-3418, ISBN 978-86-81123-79-9, Vol.LIII, Бр.3, 2016.
- [2] Torche Radhia, **Статичка испитивања погона ракете на пробним столовима**, Мастер рад, Војна Академија, 2015.
- [3] G. P. Sutton, O. Biblarz, **Rocket Propulsion Elements**, Seventh edition, Wiley (2001).

У Београду, 01.12.2017.

Ментор:

доц. др Никола Глигоријевић

Резиме

У овом раду је извршена анализа процеса припаљивања ракетних мотора са чврстим горивом. Пре свега је извршена подела ракетних мотора и наведени су елементи ракетних мотора са чврстим горивом. Детаљно је дато теоријско објашњење процеса припаљивања ракетних мотора са чврстим горивом, потпомогнуто опитним резултатима из развоја ракетног мотора једне наше вођене противоклопне ракете.

У експерименталном делу, као основа је послужила припална смеша која је коришћена за израду припале поменутог мотора, и за коју постоји доста података са испитивања у фази развоја. Задатак је био да се просејавањем смеше и одвајањем појединих фракција смеше утиче на вредност средње гранулације смеше, а тиме и на режим пораста притиска у фази припаљивања. Наступили су проблеми приликом одређивања средње гранулације припалне смеше, па се прешло на други план. Издвојене су различите гранулације од којих су израђени узорци припала који су испитивани у манометарској бомби. Требало је одредити како различите гранулације утичу на градијент притиска у фази припаљивања. Извршено је мерење утицаја гранулације али ни то није дало очекиване резултате јер се показало да нема разлике у режимима пораста притиска.

На крају експерименталног дела, израђене су различите врсте пресованих таблета припалне смеше и оне су такође испитиване у манометарској бомби. Овај део је био успешан и показало се да је могуће утицати на режим пораста притиска припале помоћу облика и димензија таблета, чиме може да се утиче и на режим пораста притиска у фази припаљивања ракетног мотора.

Кључне речи: ракетни мотор, припаљивање ракетних мотора, припална смеша, гранулација, таблете, чврсто ракетно гориво

Abstract

In this thesis an analysis of solid rocket motor ignition has been done. First of all, an overview is made of solid rocket motors and their elements. A detailed theoretical explanation is given on the ignition process in the solid propellant rocket motor for a guided antitank rocket, followed by test results that have been made during development of the motor.

In the experimental part, as a base was used the igniter formulation that was also used in the development stage of the rocket motor. In the MTI base there are a lot of information about it. The task was to separate the individual fractions of the igniter powder, to evaluate the mean size value of the igniter mixture particles, in order to try to affect the pressure increase in the ignition phase. Some problems arose in the process of determining the medium granulation of the ignition mixture, and another test plan was chosen. A set of different granulation was formed in order to make igniter samples for testing in the manometric bomb, to determine the particles size affection on the pressure gradient in the ignition phase. The tests in the manometric bomb did not produce the expected results because there were no differences in the pressure rise gradients due to different granulations of the mixture.

At the end of the experimental part, different types of pressed ignition tablets were made, and they were also tested in the manometric bomb. And finally, this part has been successful. It turned out that it is possible to affect the pressure rise gradient using different sizes and shapes of igniter tablets.

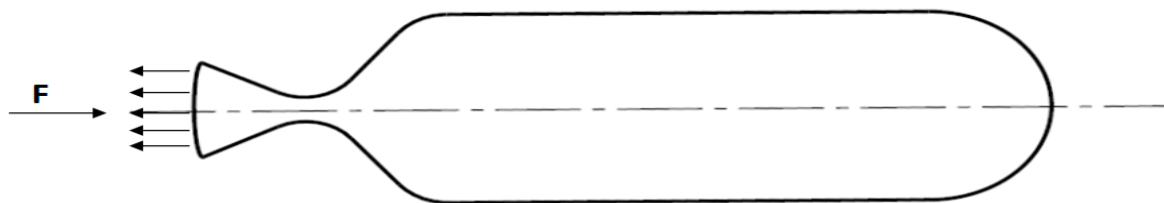
Key words: rocket motor, rocket motor ignition, igniter mixtures, granulation, tablets, solid rocket propellant

Садржај:

1.	Уводна разматрања	2
1.1.	Подела ракетних мотора	2
1.2.	Елементи ракетног мотора са чврстим горивом.....	4
2.	Припаљивање ракетних мотора	6
2.1.	Састав припалне смеше.....	7
2.2.	Количина припалне смеше	8
2.3.	Фазе припаљивања ракетних мотора.....	10
2.3.1.	Време активирања припалне смеше.....	15
2.3.2.	Период сагоревања припалне смеше	19
2.3.3.	Период сагоревања погонског пуњења до отварања млазника.....	22
2.3.4.	Фаза припаљивања након отварања млазника.....	24
2.3.5.	Максимални притисак у фази припаљивања	29
3.	Експеримент	34
3.1.	План експеримента:.....	34
3.2.	Циљ експеримента.....	35
3.4.	Промена површине сагоревања смеше у зависности од гранулације	41
3.5.	Мерење утицаја гранулације на режим пораста притиска припале	43
3.6.	Утицај таблета припалне смеше на режим пораста притиска.....	47
	Закључак.....	49
	ЛИТЕРАТУРА	51

1. Уводна разматрања

Ракетни мотор је уређај који ракети саопштава потисак и омогућује њено кретање. Потисак је реактивна сила која настаје истицањем гасова из мотора, насталих сагоревањем погонске материје (горива). Смер потиска је супротан смеру истицања гасовитих продуката сагоревања.



Слика 1. Потисак услед истицања гасова

$$F = m \cdot a \quad (1.1)$$

F - Потисак

m - Маса ракете

a - Убрзање

v – Брзина

$$F = m \cdot \frac{dv}{dt} \quad (1.2)$$

Хемијска енергија погонске материје смештене у комору ракетног мотора претвара се сагоревањем у кинетичку енергију продуката сагоревања који се струјањем кроз млазник убрзавају до надзвучних брзина на излазу, услед чега се ствара реактивна сила потиска која покреће ракету. Потисак који остварује ракетни мотор треба да обезбеди да ракета постигне жељену брзину током лета и да савлада све спољње силе (отпор ваздуха, силу теже, итд.). Погонска материја ракетног мотора садржи све састојке потребне за сагоревање (гориву компоненту и оксидатор), па мотор самостално може да ради независно од спољњих услова.

1.1. Подела ракетних мотора

Ракетни мотори могу да се сврстају према различитим критеријумима. Основна подела је извршена на основу врсте горива које се користи у мотору:

- Мотори са чврстим горивом – користе смешу горива и оксидатора која је уобличена у погонско пуњење смештено у комору за сагоревање.
- Мотори са течним горивом – имају засебне резервоаре у којима су гориво и оксидатор у течном стању, одакле се доводе у комору за сагоревање.

- Хибридни мотори – користе чврсту и течну компоненту. Чврста је обликована као пуњење и смештена у комору за сагоревање у коју се доводи течна компонента.

Већина ракета у свету за погон користи само чврсто гориво. Ови мотори 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.

Према намени, мотори могу бити:

- Летни (оригинални) - који се уграђују у ракету,
- Опитни (експериментални) - предвиђени за виšekратну употребу. Служе за конструкторска испитивања у различитим фазама развоја мотора. Ови мотори се користе и за пријемна испитивања од произвођача, пре свега пиротехничких елемената као што су погонска пуњења и припале. Опитни мотори се често користе и за периодична испитивања при контролно-техничким прегледима ускладиштених ракета.

Ова подела такође није стриктна, јер се за статичка испитивања веома често користе и летни мотори. Могуће је, али само теоретски, или врло ретко, да се за летна испитивања користе опитни мотори.

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 дуже 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 је да они заврше рад пре него што напусте лансирну цев, да не би својим пламеном повредили стрелца или оштетили околину лансера.
- Помоћни мотори - који се уграђују у летелице за специјалне задатке. То може бити кратко, додатно убрзање летелице у одређеним условима, зависно од потребе мисије. Ови мотори могу да служе и за корекцију брзине летелице у неким фазама лета, за управљање, кочење при спуштању космичких летелица и сл.

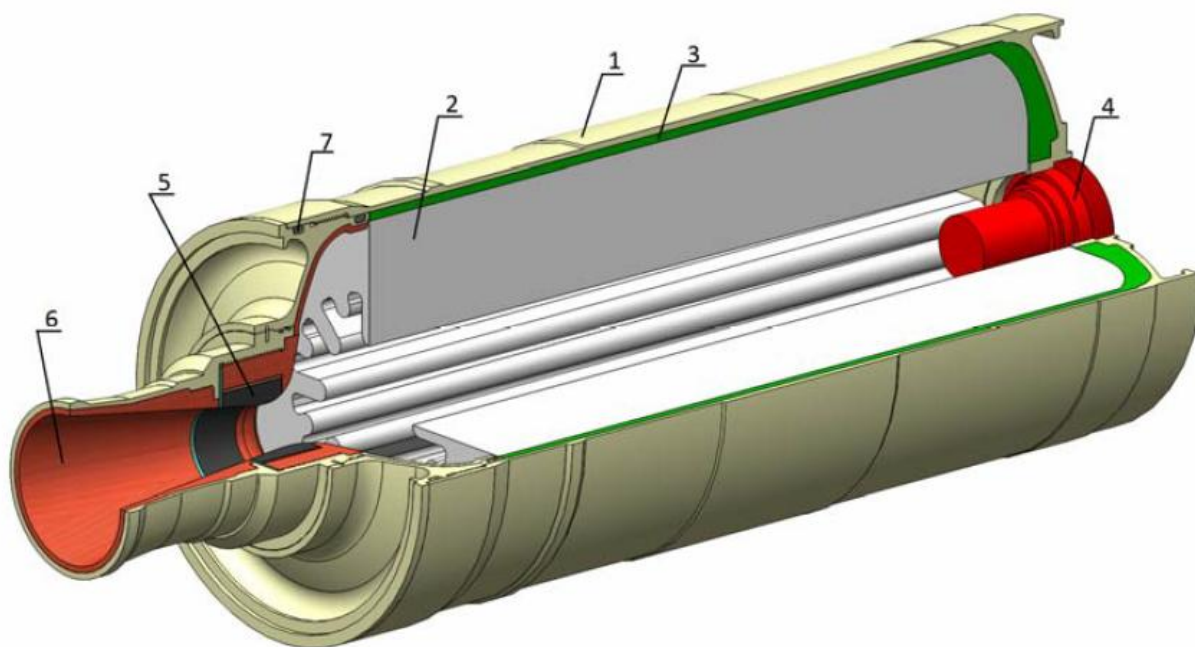
Горња подела није коначна, јер постоје разне могућности. Када ракета има само један ракетни мотор, он је истовремено и стартни и марш мотор и притом најчешће има два различита режима рада, па се назива „дворежимски“ или „двофазни“ мотор. Даље, на пример, ракетни мотор у кабини авиона (у пилотском седишту),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

Могуће су поделе и по неким другим критеријумима као што су: положај у ракети, начин управљања вектором потиска, режим рада, начин испитивања, итд.

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 спољњих утицаја. Ова смеша се обично краће назива „гориво“. Израђује се у облику погонског пуњења које је обликовано да сагорева на начин који обезбеђује тражену временску промену потиска који покреће ракету.

На слици 2 [2] приказани су основни елементи једног ракетног мотора са чврстом погонском материјом.



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

Погонско пуњење (или кратко: „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.

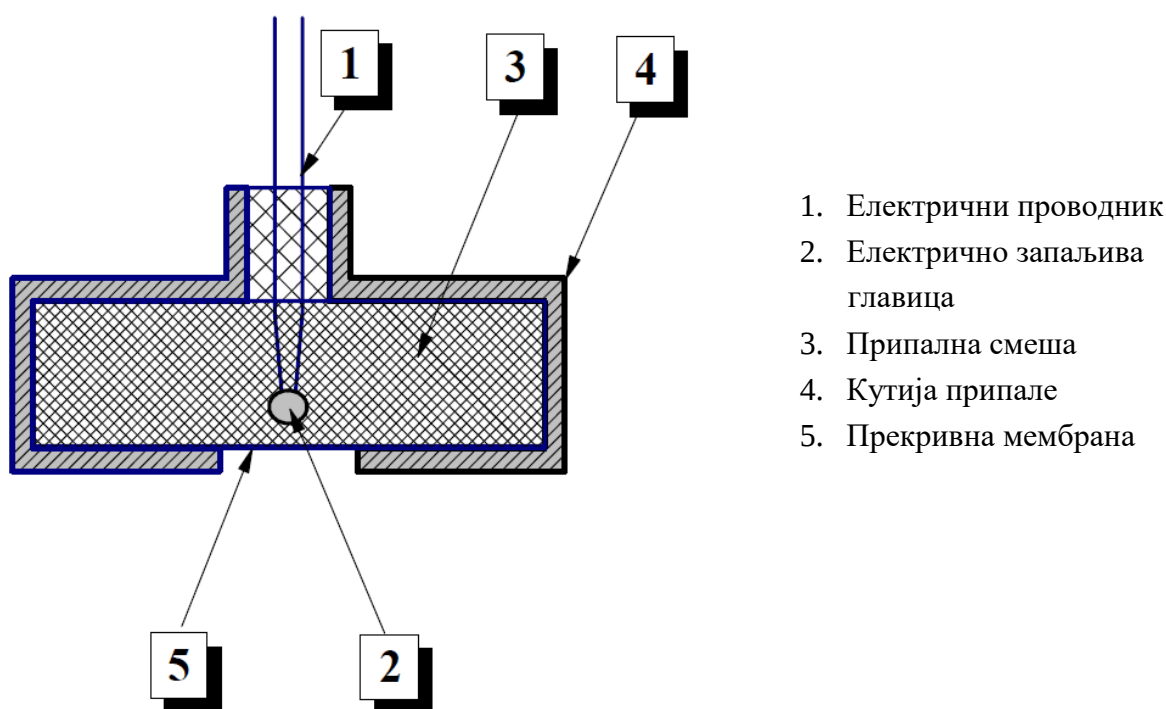
Стартовање мотора се врши електричним путем. Извор струје, који се налази изван мотора, активира електрично-запаљиву главицу која је саставни део припале, услед чега се пали припална смеша, а она се у ужареном стању распршује дуж погонског пуњења, палећи га по целој површини. Гориво сагорева на високој 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).

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.).

2. Припаљивање ракетних мотора

Систем за припаљивање ракетног горива има задатак да доведе потребну топлотну енергију слободној површини горива и створи одговарајући почетни притисак неопходан за успостављање стабилног процеса сагоревања. Процес припаљивања, без обзира на димензије ракетног мотора, треба да траје кратко и да се заврши у делу секунде. Основни елементи припале су: електрични иницијатор, припална смеша и кутија припале. (Слика 3 [1])



Слика 3. Шематски приказ припале

Иницијатор се састоји од електричног проводника (1) на чијем крају је електрично запаљива главица (2), која се састоји од мале количине високо запаљиве иницијалне смеше и електричног моста који ту смешу активира.

Произведена енергија припаљује основну припалну смешу (3). Кутија припале (4) је тако димензионисана да се разбије услед притиска који производе гасови добијени сагоревањем основне смеше. Понекад се на кутији припале израђују и ослабљења у облику једне или више перфорација прекривених мембранама (5), чиме се усмеравају гасови и ужарене честице припалне смеше у правцу ефикасног ширења по слободној запремини мотора и површини погонског пуњења.

2.1. Састав припалне смеше

Основна припална смеша је црни барут. Код првих ракетних мотора са чврстим горивом он је најчешће коришћен. Представља мешавину калијум нитрата ($\text{KNO}_3 \approx 75\%$), сумпора ($\text{S} \approx 10\%$) и дрвеног угља ($\text{C} \approx 15\%$). Калорична вредност (топлота сагоревања) црног барута износи ($690 \div 720 \text{ cal/g}$), а температура сагоревања ($T_p \approx 2590^\circ\text{C}$).

Почев од 70.-тих година прошлог века, па чак и раније, за припаљивање се углавном користе пиротехничке смеше високе енергије, чија калорична вредност износи $1600 \div 2600 \text{ cal/g}$, а понекад и до 3300 cal/g . Оне дају више чврсте фазе и већу температуру од црног барута, услед чега се ракетно гориво лакше и брже припаљује а максимални притисци припаљивања су нижи, што је повољно због смањене могућности механичког оштећења погонског пуњења или коморе мотора. Израђују се у облику праха, гранула или таблета.

Пиротехничка смеша у општем случају садржи гориво, оксидатор, везиво и модификаторе. У основи, довољне су прве две компоненте, док друге две побољшавају особине смеше.

Као гориво се употребљавају магнезијум (Mg), алуминијум (Al), цирконијум (Zr), бор (B), восак, легуре (Zr/Ni), (Al/Ni), (Mg/Al), итд.

Оксидатори су обично калијум-нитрат (KNO_3), калијум-перхлорат (KClO_4), баријум-нитрат (BaNO_3), бакар-оксид (CuO), натријум-нитрат (NaNO_3), итд.

Као везива се користе: епоксидне смоле, графит, нитроцелулоза, биљно уље, аралдити, колофонијум, шелак, (PVC), етил-целулоза, воскови, итд. Везиво има улогу да омогући лако формирање гранула, оно оплакује честице горива и оксидатора и штити их од утицаја влаге из атмосфере. Примера ради, калијум-нитрат (KNO_3) је врло хигроскопан. Поред тога, везиво утиче на брзину сагоревања и друге особине смеше, спречава раслојавање честица горива и оксидатора услед разлике специфичних тежина и пад тежих честица на дно кутије припале.

Модификатори, на пример натријум-хлорид (NaCl), користе се да смање температуру горења или да омогуће боље провођење струје. Додатком графита омогућује се лакше пресовање.

Могуће је да се направи смеша оксидатора и везива, у којој везиво има улогу горива. Таква је смеша фенол-формалдехидна смола, позната као „идитол“.

Често се користе екструдована двобазна горива у облику ситних куглица. Понекад се користи и гориво које се употребљава за израду погонског пуњења мотора, са благим модификацијама. Уобичајени састав припалне смеше садржи 20÷35% бора, 65÷80% калијум нитрата (KNO_3), уз 1÷5% везива. Једна од најпознатијих пиротехничких смеша је комбинација алуминијума (Al) - 55% и калијум-перхлората (KClO_4) - 45%. Један од познатих састава представља комбинацију магнезијума (Mg) и флуоро-карбона (тефлона).

Двобазна ракетна горива се чешће припаљују прашкастим и гранулисаним смешама, осим у случају великих ливених пуњења, док се за припаљивање композитних горива више користи смеша у облику таблета.

Смеша у облику праха или гранула брже сагорева и због тога се примењује за припаљивање импулсних мотора. Таблете су повољније за велика пуњења јер представљају вреле тачке које догоревају на њиховој површини.

За смештај припалне смеше користе се свилене кесице, пластичне и металне кутије. Када се кутија (облога) припале распрскава и припална смеша сагорева или догорева у комори ракетног мотора, ради се о пиротехничкој припали. Када је предвиђено да смеша сагорева у кутији припале која остаје цела, реч је о пироменој припали.

Кутије припале се израђују од материјала који не сме да оштети погонско пуњење мотора, на пример од пластике или картона. Ако се кутије припале израђују од метала и није планирано њихово распрскавање, онда се на њима праве перфорације са мембранама кроз које истичу продукти сагоревања припалне смеше.

Кутије припале и места за пролаз електричних каблова припале треба да буду херметизоване и механички отпорне на вибрације и оптерећења при руковању и транспорту.

2.2. Количина припалне смеше

Основни проблем конструкције припале представља избор састава и количине припалне масе. Велики је број независних фактора који утичу на особине припале, па је практично немогуће да се изврши њен прецизни прорачун. Због тога се стварна процена потребне масе припалне смеше врши углавном експерименталним путем.

Почетна вредност се усваја или искуствено или на основу прелиминарног прорачуна, који се базира на неким основним траженим карактеристикама процеса припаљивања. Приближна процена потребне количине припалне смеше може да се изврши на основу обрасца:

$$m_p \geq \frac{1}{1-\sigma} \cdot \frac{p_p \cdot V_0}{R_g \cdot T_p} \quad (2.1)$$

m_p - Маса припалне смеше

σ - Удео чврсте фазе у продуктима сагоревања (за црни барут $\sigma \approx 0.6$)

p_p - Притисак припаљивања (30-40% радног притиска)

V_0 - Слободна запремина мотора

R_g - Гасна константа гасовитих продуката сагоревања припале

T_p - Температура сагоревања припалне смеше (за црни барут $T_p \approx 2590^\circ\text{C}$)

Коначне особине припале зависе од следећих фактора:

- Врста, гранулација, количина и влажност припалне смеше,
- Конструкција кутије припале, положај у мотору, херметичност припале,
- Геометрија погонског пуњења и стање његове површине (инхибираност, влага, трагови масноће, миграција чврстих честица горива на његову површину, температура)
- Начин уградње и везивања млазничних мембрана, величина притиска и репродуктивност отварања мембрана, однос притисака припаљивања, отварања мембрана и рада мотора.

Међусобна зависност наведених величина је мала, па их је тешко повезати у неки реалан однос дефинисан математичким изразом. Дотеривање особина припале се зато врши кроз развој конструкције мотора, експерименталним путем.

Почетна количина припалне смеше за експериментално одређивање њене стварне потребне масе, може да се процени и применом неких емпиријских образаца, као на пример:

$$m_p(g) = V_0(cm^3) \cdot \left(\frac{p_p(bar)}{2000} \right)^{1,16} = V_0(cm^3) \cdot \left(\frac{p_p(bar)}{2000} \right)^n \quad (2.2)$$

$$m_p(g) = k \cdot V_0^{0,7}(cm^3) \quad (2.3)$$

Емпиријски обрасци (2.2) и (2.3) су оријентациони и садрже само зависност масе припалне смеше од слободне запремине мотора и притиска. Стварна потребна маса и састав припалне смеше зависе од енергије активације сагоревања и температуре припаљивања ракетног горива.

Конструкција припале може да се изради на основу теоријске анализе, али се најчешће базира на искуству конструктора и експерименталним подацима. Маса припалне смеше се одређује тако да сама припала, при испитивању у мотору са инертним пуњењем, постигне притисак који износи 30÷40% вредности почетног радног притиска реалног мотора. Идеално припаљивање се постиже када притисак отварања

млазничне мембране има вредност од око 90% равнотежног радног притиска. Када притисак достигне ову вредност, режим његовог пораста се успорава, јер почиње истицање гасова кроз млазник, до успостављања равнотеже производње и истицања гасовитих продуката сагоревања. У даљем тексту овог рада су детаљније објашњене карактеристичне тачке на дијаграму припаљивања ракетног мотора.

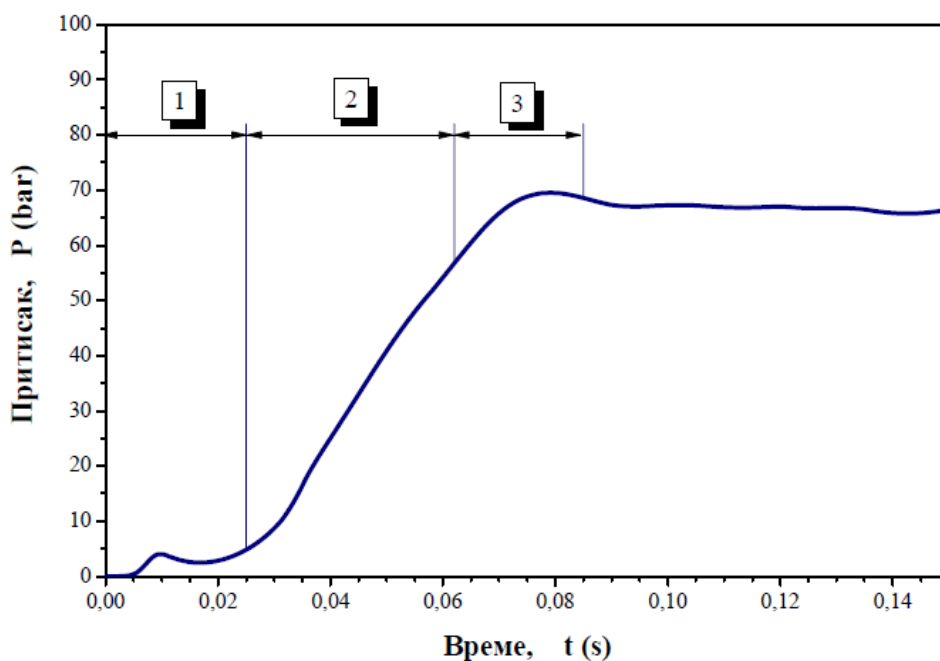
2.3. Фазе припаљивања ракетних мотора

Паљење чврстих ракетних горива се састоји од низа сложених брзих догађаја, који почињу од пријема сигнала (обично електричног) и укључује генерисање топлоте, пренос топлоте од припале до површине зрна, ширењем пламена преко целокупне површине, попуњавањем слободне запремине коморе гасовитим продуктима и подизањем притиска коморе без озбиљних абнормалности као што су надпритисак, осцилације сагоревања, штетни ударни таласи, одложено паљење. Паљење ракетног горива мора бити комплетно и тренутно. Процес паљења подељен је у три фазе које су приказане на слици 4 [1]:

Фаза I Временски интервал до почетка паљења: период од тренутка када припала прима сигнал док се не запали први део погонског пуњења.

Фаза II Интервал ширења пламена: време од првог паљења површине погонског пуњења све док се не упали потпуно.

Фаза III Интервал стабилизације сагоревања пуњења: време потребно за довршетак процеса припаљивања пуњења и за постизање стабилног притиска у комори и равнотеже произведене количине продуката сагоревања и количине која истиче кроз млазник.



Слика 4. Фазе припаљивања

Припаљивање ће бити успешно кад се довољно запали површина зрна тако да притисак у комори настави да расте до прорачунске вредности, а затим мотор настави да стабилно одржава свој радни притисак. Ако припала није довољно јака, делови површине пуњења могу да изгоре за кратко време, и пламен ће се угасити. Такође, ако нема доброг међусобног дејства припале и погонског пуњења, при отварању млазника, услед декомпресије, може да дође до гашења.

Равнотежни радни притисак у комори постиже се са пуним протоком продуката сагоревања и зависи од:

1. карактеристика паљења: температуре сагоревања горива и температуре продуката сагоревања,
2. састава ракетног горива и облика и димензија површине зрна,
3. карактеристика преноса топлоте између продуката сагоревања припале и погонског пуњења,
4. брзине сагоревања ракетног горива и
5. динамике пуњења слободне запремине мотора продуктима сагоревања и динамике њиховог истицања кроз млазник.

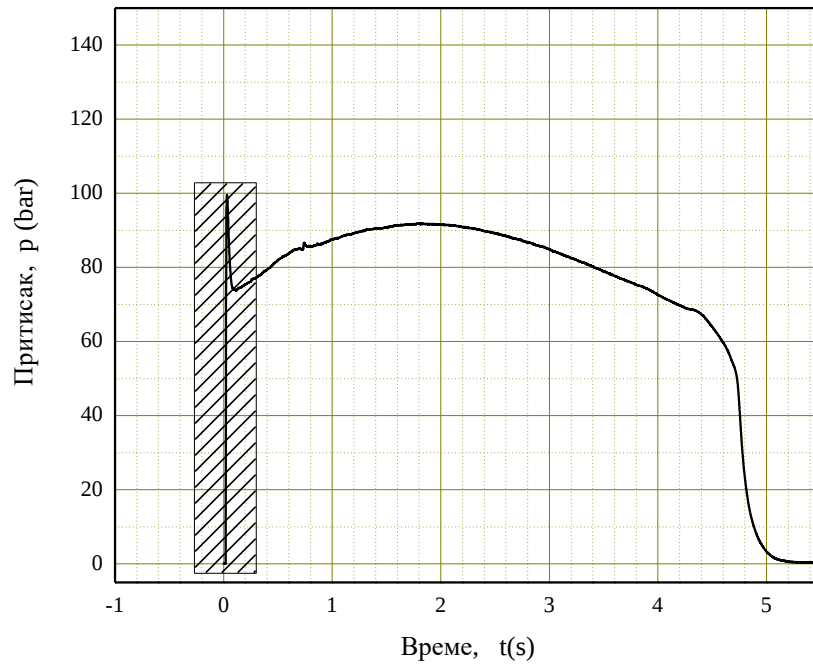
На запаљивост ракетног горива утичу многи фактори, као што су:

1. почетна температура површине зрна,
2. радни притисак,
3. начин преноса топлоте,
4. храпавост површине зрна,
5. старост ракетног горива, итд.

Због ових фактора, комбинација коју чине заједно припална смеша и погонско пуњење, идеално гледано, треба да испуњава следеће захтеве:

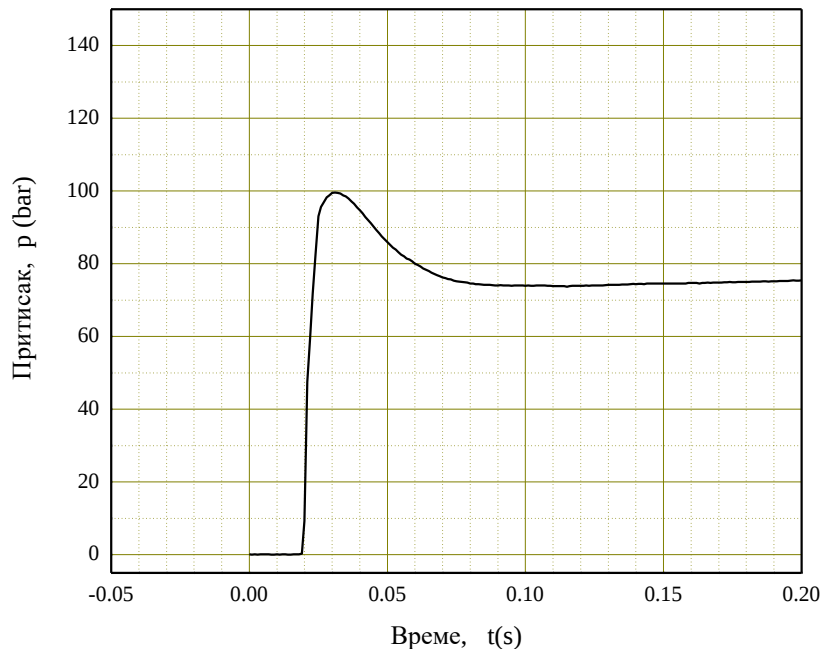
- брзо и поуздано припаљивање у широком опсегу притисака, стабилно сагоревање на ниским притисцима, без изражених скокова (пикова) на високим притисцима;
- веома мало кашњење припаљивања;
- ниску осетљивост брзине сагоревања горива на промене околне температуре и ниски експонент у закону брзине сагоревања;
- поуздану и лаку израду, руковање и транспорт;
- врло мале промене особина услед старења и дуги век употребе;
- ниску хигроскопност;
- ниску цену састојака и израде.

Један уобичајени дијаграм временске промене притиска током рада марш мотора ракете „Бумбар“ има изглед као на слици 5. Сличан облик има и дијаграм потиска [1, 2], али је прегледност на њему мања услед осцилација на давачу који мери потисак.



Слика 5. Дијаграм временске промене притиска ракетног мотора

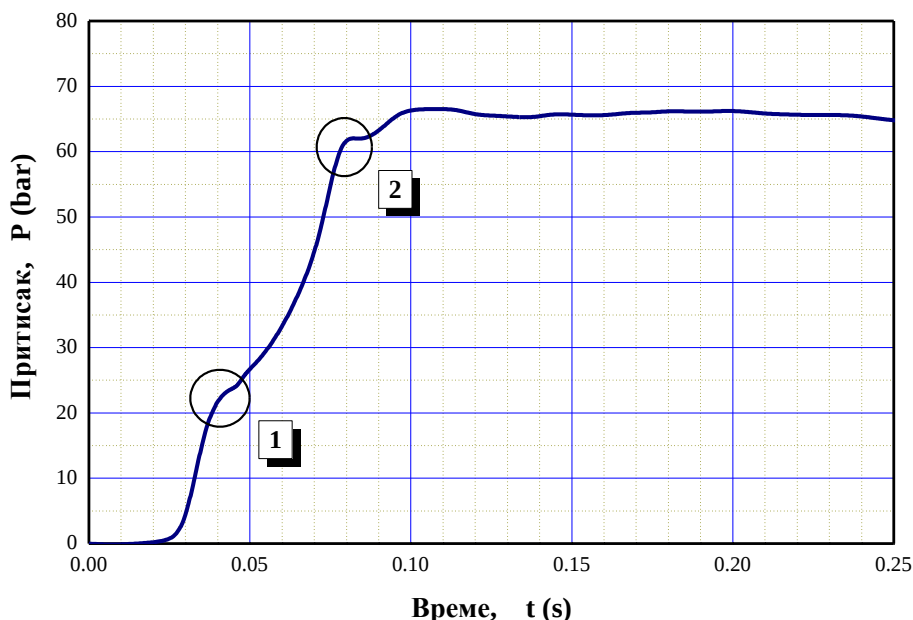
Задатак у овом раду се односи на анализу елемената фазе припаљивања која се налази у шрафираном подручју на дијаграму. Када се промене димензије временске осе дијаграма и када се увећа подручје које се односи на припаљивање, дијаграм са слике 5. добија облик као на слици 6.



Слика 6. Фаза припаљивања

Овде могу да се препознају две карактеристичне величине. Једна је временски интервал (Δt) од тренутка давања електричног сигнала ($t \approx 0$) до тренутка када притисак почне да расте. Друга се односи на скок притиска (тзв. пик) када он достиже своју максималну вредност, пре него што се успостави равнотежни рад мотора.

На слици 6. није могуће препознати све карактеристичне тачке у фази припаљивања. За њихово препознавање потребно је да се анализира већи број статичких испитивања ракетног мотора. Објашњење појединих карактеристичних делова криве притиска у фази припаљивања може се наћи у литератури која се бави ракетним моторима на чврсто гориво [3, 4]. На дијаграму (слика 7.), која је преузета из [1] приказане су две карактеристичне тачке у фази пораста притиска.



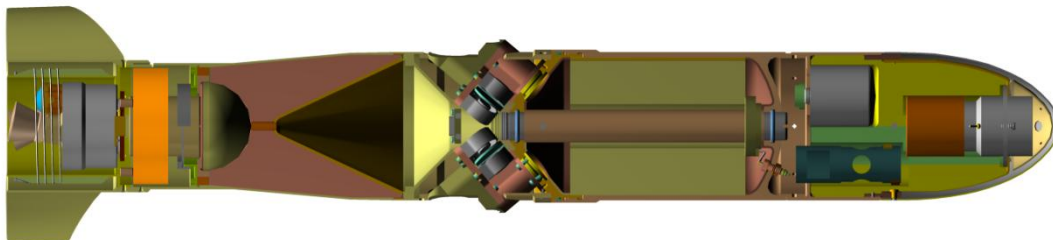
Слика 7. Карактеристичне тачке у фази припаљивања ракетног мотора

Када се у реалном ракетном мотору активира припала, достиже се вредност притиска (1) само услед сагоревања припалне смеше. Притом расте и температура у мотору. Расуте вреле честице припалне смеше доспевају на површину погонског пуњења, услед чега гориво прихвата сагоревање, а притисак и температура настављају да расту. Тренутак када гориво почиње да гори не може увек да се лако препозна на дијаграму јер је процес веома брз. Идеално би било да сама припала сагоревањем достигне притисак који је око 30-40% од радног притиска у мотору.

Идеално припаљивање се постиже када при порасту притиска услед тога што погонско пуњење ракетног мотора почиње да гори, дође до отварања млазничне мембране на око 60 до 90% равнотежног радног притиска. Овај тренутак се на дијаграму види као тачка (2). Ни ова тачка није увек лако препознатљива, без обзира на увећање размере временске осе при обради дијаграма. Када притисак достигне ову вредност, режим његовог пораста се успорава, јер почиње истицање гасова кроз млазник, до успостављања равнотеже производње и истицања гасовитих продуката сагоревања.

Идеално гледано, у случају када на дијаграму временске промене притиска нису јасно видљиве карактеристичне тачке у којима се отварају млазници, процес припаљивања је чак и бољи, јер се одвија равномерно.

Мали пад притиска приликом отварања млазника је краткотрајан, јер је продукција гасова у идеалном случају, још увек већа од количине гасовитих продуката сагоревања који истичу кроз млазник. Тај случај је још израженији код мотора који имају више млазника. Мотор који је у овом раду разматран, смештен је у средини ракете (слика 8.) и има два коса млазника усмерена бочно под углом, тако да врели гасови не оштете елементе ракете.



Слика 8. Попречни пресек ракете

Млазници се не отварају идеално у исто време, јер је немогуће постићи исту механичку издржљивост мембрана на оба млазника и њену идеалну репродуктивност. То значи да ће се на дијаграму у фази пораста притиска видети и други краткотрајни пад притиска који одговара отварању другог млазника.

На крају, притисак услед инерције премашује вредност стационарног радног притиска и достиже свој максимум, после чега се спушта и у једној нестационарној фази достиже своју равнотежну вредност. Ова појава достизања максималног притиска (тзв. пик) се види на сликама 5 и 6. Идеално би било да ова вредност не прелази вредност радног притиска за више од 10%. Али постоје случајеви када се никако не може избећи високи пик притиска, чак ни идеалном конструкцијом погонског пуњења и припале.

Јака припала може да доведе до високог пика притиска, а слаба припала може да буде недовољна за успешно припаљивање мотора. Између ове две вредности се током развоја мотора траже компромис и оптимално решење.

На основу тога могу да се дефинишу следећи карактеристични параметри фазе припаљивања:

1. Време од активирања електричног импулса до тренутка када почиње да гори припална смеша, што се на дијаграму препознаје као почетак пораста притиска.
2. Период сагоревања припалне смеше током кога ракетно гориво још увек није припаљено. У овом периоду су карактеристичне величине градијент пораста притиска и максимални притисак који припала достиже сама.
3. Промена градијента пораста притиска услед почетка сагоревања погонског пуњења,
4. Тренутак отварања првог млазника и висина притиска у односу на равнотежни радни притисак,

5. Тренутак отварања другог млазника,
6. Достижање максималног притиска,
7. Фаза смиривања притиска и преласка мотора у стационарни рад.

Свака од наведених вредности може, зависно од конструкције мотора и намене ракете да има важну улогу.

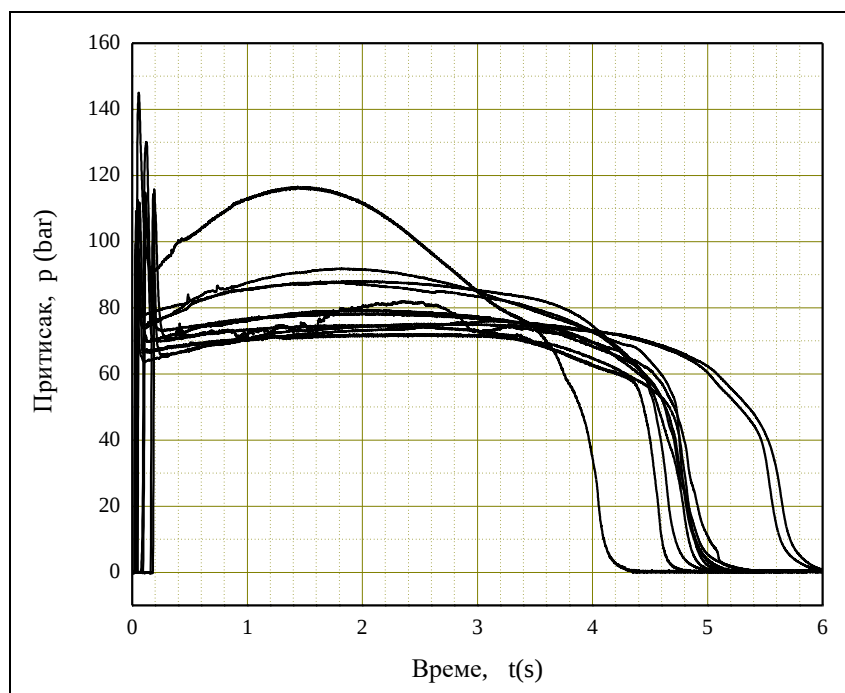
2.3.1. Време активирања припалне смеше

Анализиран је изван број дијаграма рада мотора у различитим фазама развоја и одабран је један број карактеристичних дијаграма за објашњење појаве. На слици 9 приказан је збирни дијаграм више различитих опита, са различитим варијацијама основног облика погонског пуњења, у различитим температурским условима.

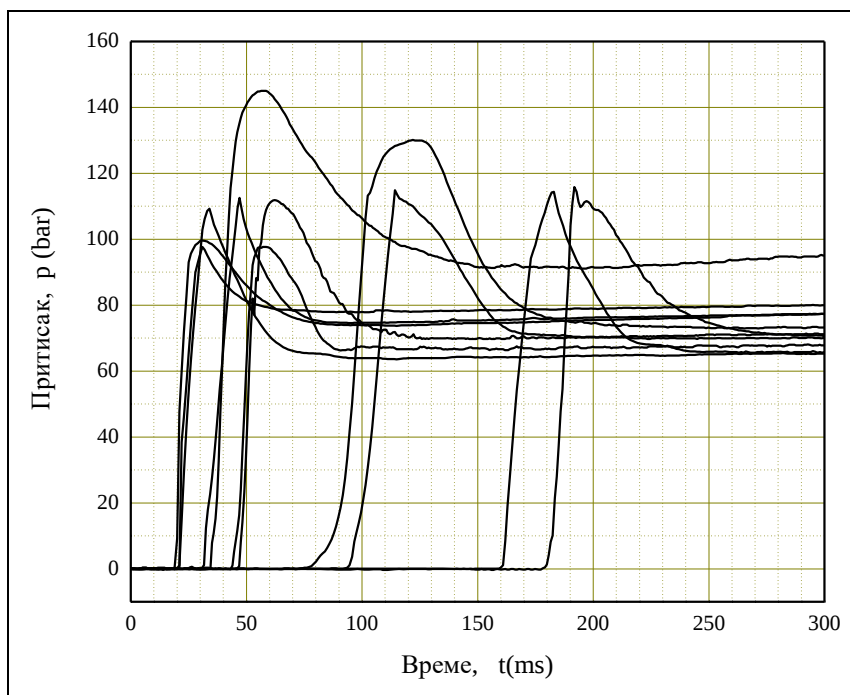
При оваквој размери временске осе није могуће разматрати фазу припаљивања. Због тога је на слици 10. приказан почетни део дијаграма са слике 9, али у другој размери и са временском базом у милисекундама.

Пада у очи велика разлика у временима припаљивања смеше, од тренутка активирања електричног импулса до тренутка када припална смеша почиње да гори и притисак почиње да расте. Ова времена се мењају у распону од 20 до 180 ms.

Код већине ракета, нпр. невођених артиљеријских пројектила, ове разлике нису велике и ова временска разлика практично нема утицаја на рад мотора и лет ракете. Када се баци летимичан поглед на комплетан дијаграм рада мотора (слика 5.) стиче се утисак да је овај временски интервал сувише мали, без обзира на то што његове вредности много варирају у односу на средњу вредност.



Слика 9. Дијаграми временске промене притиска мотора



Слика 10. Промена притиска у фази припаљивања

Међутим, у конкретном случају је разматрана вођена противоклопна ракета малог домета чији је основни задатак да може да се лансира из затвореног простора.

Стартни мотор има малу енергију, довољну да избаци ракету из лансера, али тако да у просторији из које се лансира не дође до високог пораста притиска услед дејства продуката сагоревања, што би могло да угрози стрелца.

Мала енергија стартног мотора даје ракети малу брзину на почетку лета, па је утицај гравитације велики и по изласку из лансирне цеви вуче ракету на доле. То се спречава брзим дејством система за гасодинамичко управљање ракетом, који се активира програмираним уласком механичких препрека, интерцептора, у млаз гасовитих продуката сагоревања.

Ове препреке скрећу млаз и формирају бочну силу која се користи за управљање. На слици 11. су приказане ракете на два различита опитна стола за статичко испитивање ракетних мотора. На излазу из млазника ракетног мотора се виде механичке препреке.



Слика 11. Механичке препреке за скретање млаза продуката сагоревања ракетног мотора

Брзи улаз механичких препрека (интерцептора) у млаз продуката сагоревања захтева да процес припаљивања и излазак мотора у равнотежни режим буду поуздани. Потребно је да сагореле честице припалне смеше и носећи елементи припале изађу кроз млазнике брзо и у потпуности, пре него што се активирају извршни елементи система за управљање вектором потиска, да не би дошло до њиховог оштећења.

Из горњег разлога, варијације времена активирања припале нису биле дозвољене и током развоја припале је тражено боље решење.

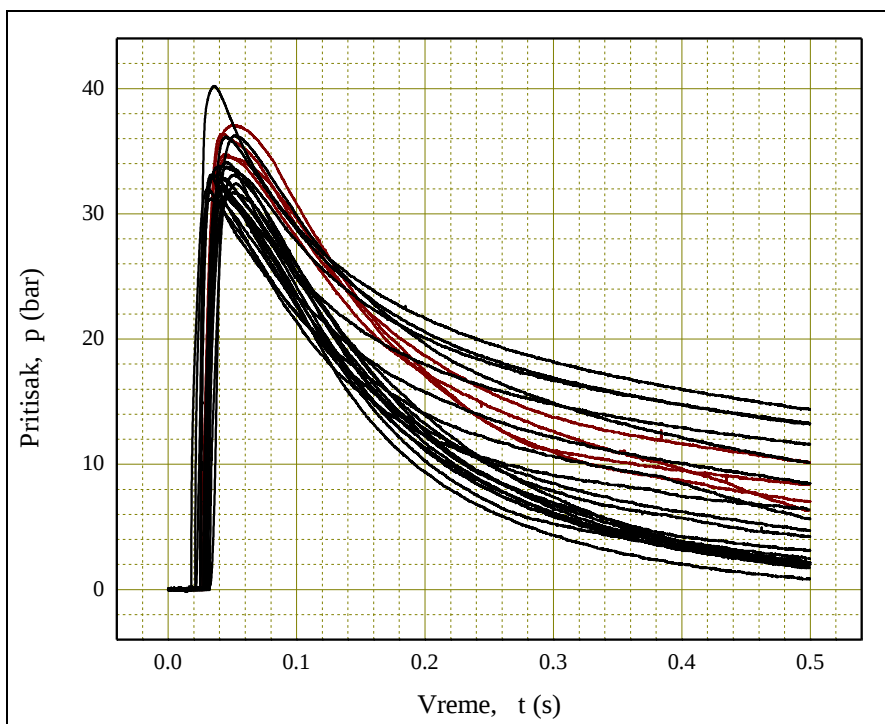
Из документације ВТИ [5,6] се види да је извршен велики број опита за тестирање квалитета електричних запаљивих главица иако је процедура њиховог пријема од произвођача одавно стандардизована и рутинска, а по тој процедури се испоручују различитим корисницима на десетине хиљада комада. Извршена је и посебна селекција ових главица по додатним критеријумима, али није било могуће доказати да су оне узрок великих разлика времена активације.

На крају је констатовано да временске разлике настају због недовољно доброг квалитета припалне смеше која је набављена од једног страног добављача. Ово искуство је драгоцено, јер нас учи да када се ради о пиротехничким елементима, свака набавка може да буде другачија, без обзира на номиналну спецификацију састава.

На крају, када је у развоју коначно дефинисано прихватљиво решење састава и конструкције припале, извршен је низ испитивања припале у опитном мотору без погонског пуњења. Овакав мотор се прави за виšekратно коришћење, и уместо реалног пуњења у комору се ставља инертно пуњење, истог облика као реално погонско пуњење, да би се постигла иста величина и распоред слободне запремине мотора.

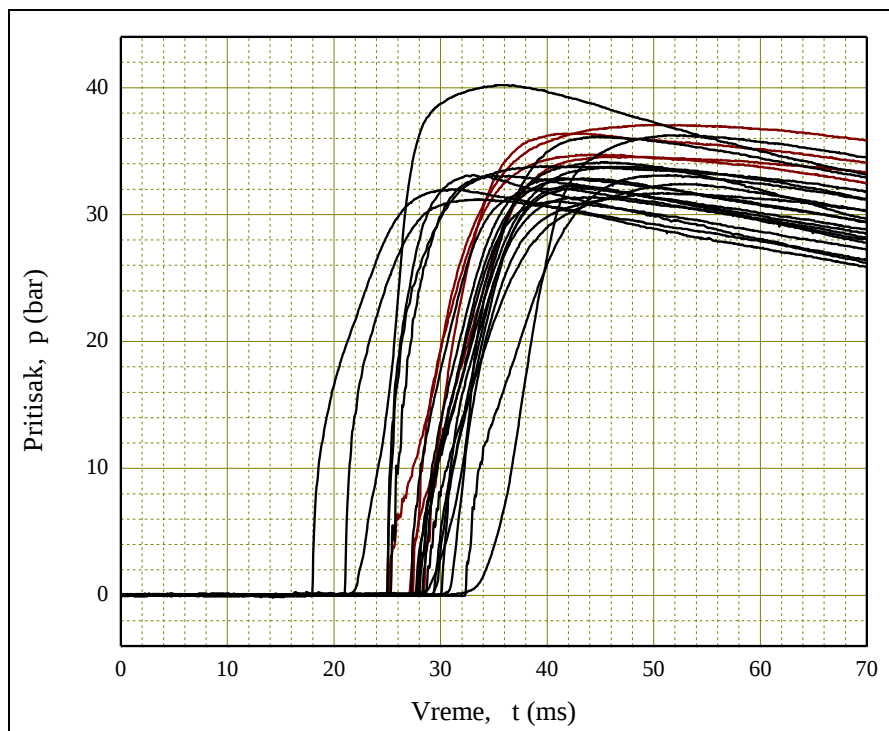
Освојени састав је пиротехничка смеша са ознаком ПС-070. На слици 12. је приказан збирни дијаграм испитивања 24 припале, на екстремним температурама употребе разматраног ракетног мотора (-30°C и $+50^{\circ}\text{C}$).

Облик и карактер ових дијаграма могу да се разматрају по неколико различитих критеријума. На овом месту битна је прва фаза која се односи на репродуктивност времена активирања припалне смеше.



Слика 12. Временска промена притиска при активирању припале у инертном мотору

Када се промени размера временске осе и време представи у милисекундама, почетни део свих ових дијаграма има изглед као на слици 13:



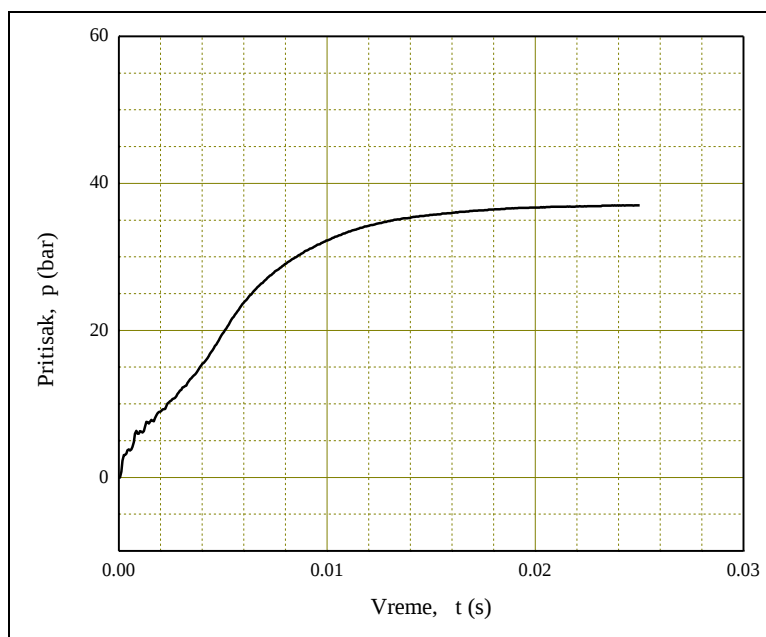
Слика 13. Варијације времена активирања припале

Вишеструко је смањено тзв. расипање вредности времена активирања припале и видљиво је са дијаграма да се оно сада налази у границама о 18 до 32 ms.

2.3.2. Период сагоревања припалне смеше

Дијаграми на сликама 12 и 13 добијени су испитивањем припала у експерименталном мотору са инертним пуњењем. На дијаграму (слика 12.), поред тога што је видљива смањена варијација времена активирања припале, могу да се уоче и други карактеристични детаљи. Први делови тих дијаграма, док притисци не достигну свој максимум, одговарају другој фази припаљивања реалног мотора до тачке 1 на слици 7, у којој сагорева само припална смеша али не и погонско пуњење.

Приликом пројектовања и развоја припале, тежи се репродуктивности њеног режима рада. На дијаграму на слици 12. се види да су режими пораста притиска приближно исти, што је и био циљ конструктора. Још се боље види ова репродуктивност градијента притиска када се сви дијаграми помере тако да им почeci дођу у исту тачку. Сви дијаграми су „нуловани“, што значи да су им тачке у којима почиње пораст притиска померене у нулти положај. Због боље прегледности, са свих дијаграма је „одсечен“ други део криве, који почиње када се достигне максимум притиска. Након тога је промењена временска расподела на апсциси дијаграма, такође због боље прегледности. На сл. 14 је приказан један пример овако обрађеног дијаграма.

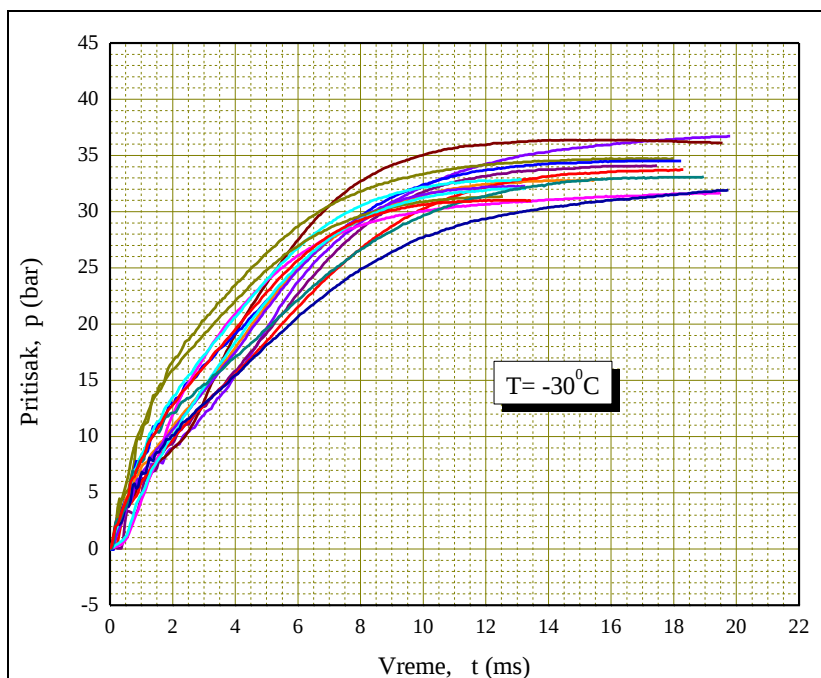


Слика 14. Нуловани дијаграм испитивања припале

У првој фази притисак расте од нуле до максимума, све до тренутка када припална смеша потпуно изгори и пређе у гасовити облик. Ова фаза сагоревања припале је важна за разматрање квалитета припале. Карактеристичне величине су интеграл криве промене притиска од нуле до тренутка достизања максимума и брзина достизања максималног притиска (градијент пораста притиска).

Друге фазе ових дијаграма нису меродавне за доношење закључака о квалитету припала. Види се да су режими пада притиска различити. У другој фази притисак опада али не пада на нулу још доста времена након сагоревања, пошто је мотор потпуно заптивен, све док се гасови у мотору потпуно не охладе. Друга фаза не даје велике могућности за анализу, па се у оваквим опитима из практичних разлога ограничава време мерења. На горњем дијаграму је максимално време мерења 0.5 s.

На слици 15. су приказани сви дијаграми испитивања на температури од -30°C .



Слика 15. Нуловани дијаграми испитивања припала на -30°C

У литератури која се бави ракетним моторима [3,4,7], може да се види да је произведена енергија коју је ослободило ракетно гориво при раду мотора једнака тоталном импулсу мотора. То одговара временском интегралу криве потиска током рада мотора. Пошто је притисак сразмеран потиску, интеграл притиска је такође величина која је пропорционална енергији коју је ослободило гориво сагоревањем.

Код опита са припалом није могуће да се дефинише потпуна аналогија интеграла притиска са истом величином код ракетних мотора, с обзиром да у опитима са припалом нема истицања гасова у околину, а режим промене притиска у другој фази може да се мења у зависности од температуре зидова и начина и брзине руковања у серији испитивања, услед чега се мења и режим пролаза топлоте кроз зидове мотора. Одатле следи закључак да режим промене притиска у другој фази није довољно поуздан за доношење закључака.

Интеграл притиска у првој фази не може се са сигурношћу довести у везу са ослобођеном енергијом приликом сагоревања припалне масе, али може да буде добар индикатор за изналажење успешног решења приликом пројектовања и развоја припале.

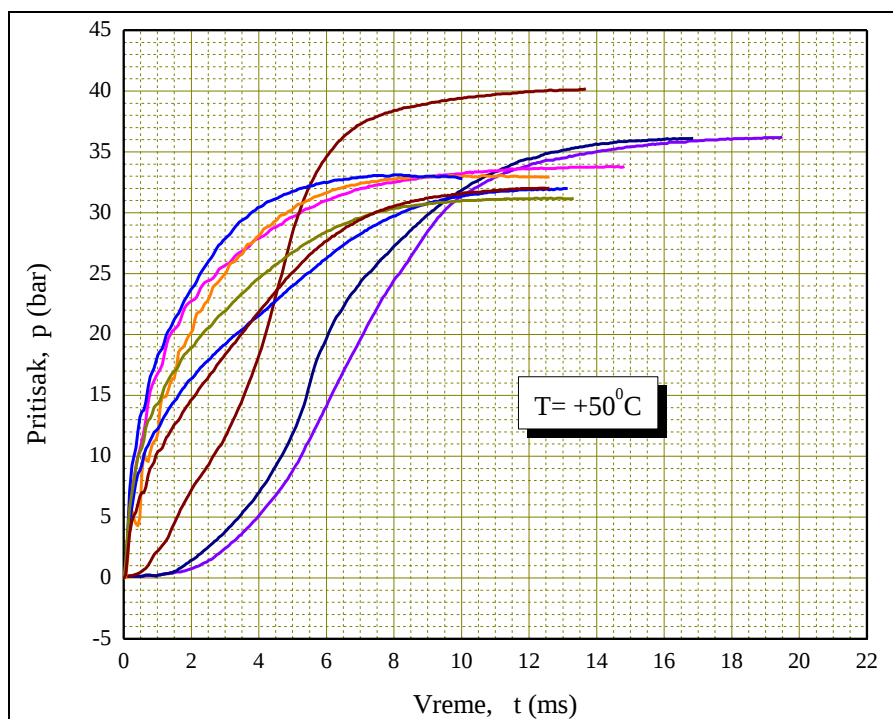
Добар параметар за оцену освојеног решења припале је репродуктивност овог режима. У зависности од захтева који се постављају пред ракетни мотор конструктор покушава да постигне тражени градијент промене притиска у првој фази, што може да утиче на квалитет припаљивања.

Са дијаграма (слика 15) се види да припална смеша у свим случајевима сагори у периоду који је мањи од 20 милисекунди. Постигнута је врло висока репродуктивност промене притиска у првој фази. Иако овај податак не говори о репродуктивности целог процеса припаљивања у реалном ракетном мотору са погонским пуњењем, ово је ипак основни предуслов за постизање поузданог режима процеса припаљивања.

Може се закључити да режим пораста притиска у другој фази припаљивања, када сагорева само припална смеша, утиче на режим у трећој фази, када почиње да гори и погонско пуњење ракетног мотора.

У раду [7] је приказан пример како режим пораста притиска може да суштински промени карактер припаљивања ракетног мотора и испуни тражене захтеве. Овај случај је разматран у одељку који се односи на трећу фазу припаљивања.

На слици 16. су приказани почетни делови дијаграма испитивања припала на горњој екстремној температури у распону употребе ракетног мотора ($+50^{\circ}\text{C}$). Овде се види да режими пораста притиска нису увек исти, али су и даље сва времена достизања максималног притиска припале мања од 20 ms.



Слика 16. Нуловани дијаграми испитивања припала на $+50^{\circ}\text{C}$

Један од задатака у овом раду је био да се размотри могућност утицаја на режим рада припале преко контроле гранулације смеше. Другачије речено, потребно је испитати како гранулација смеше утиче на градијент притиска при сагоревању припале.

2.3.3. Период сагоревања погонског пуњења до отварања млазника

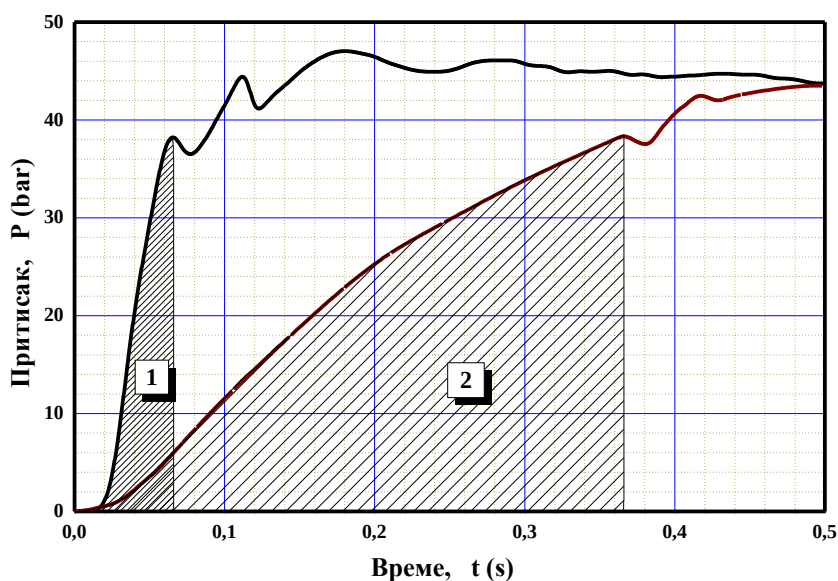
На дијаграму промене притиска у ракетном мотору није увек могуће препознати тренутак када је припална смеша изгорела и пуњење наставило да сагорева самостално. Ова два процеса се преклапају, јер делови погонског пуњења који су први захваћени дејством ужарене припалне смеше, почињу да горе и пре него што је смеша потпуно сагорела. То је обично случај када се користе пресоване таблете припалне смеше, које имају задатак да се у ужареном стању задрже на површини погонског пуњења и делују на њега одређено време, како не би дошло до недовољног преноса топлоте на погонско пуњење и неуспешног припаљивања или гашења. Постоје решења код којих се таблете припалне смеше не распршују по површини погонског пуњења, него сагоревају унутар кутије припале, која је тако конструисана да кроз своје отворе усмерава млазове продуката сагоревања припалне смеше на различите делове погонског пуњења.

Режим који се постиже у међусобном дејству припалне смеше и погонског пуњења зависи од састава припале и ракетног горива, али и од масе смеше. Једна иста смеша може да буде успешна са једном врстом ракетног горива а неуспешна са другом.

На основу података из литературе [3, 9] може да се види да је при пројектовању веома тешко да се тачно израчуна потребна маса припалне смеше. Прорачуном се обично дефинише почетна количина смеше, али се она током развоја мења и дотерује док се не постигне оптимални режим припаљивања.

Из прегледа документације ВТИ и једног од радова [7] са симпозијума о експлозивним материјама (ЖЕМ) 1990. године, види се да за припаљивање ракетног мотора понекад није потребна велика маса припалне смеше, већ одређени градијент промене притиска који ће да обезбеди довољну енергију за поуздано припаљивање.

На дијаграму (сл.17.), преузетом из [7], приказана су два режима промене притиска приликом припаљивања мотора са припалном смешом у облику таблета.



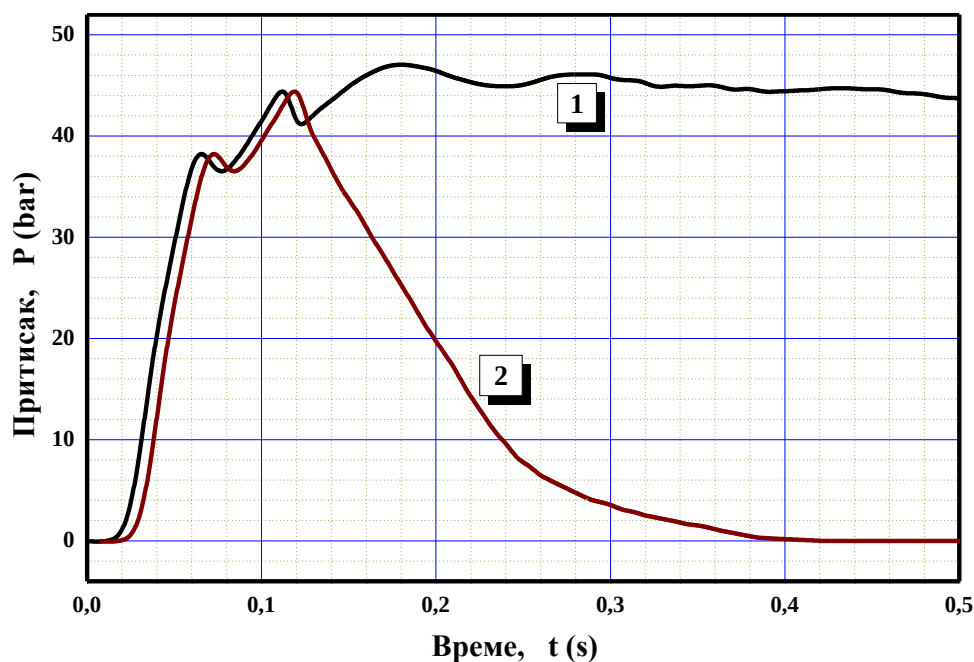
Слика 17. Различити режими пораста притиска у фази припаљивања

Када добије електрични импулс, електрична запаљива главица пали таблете припалне смеше, које су смештене у кутији припале, и оне се распршују по површини погонског пуњења, на којој настављају да горе. Ове ужарене тачке не могу подједнако да се распрше по пуњењу, што зависи од конструкције кутије припале, њеног положаја у мотору и облика погонског пуњења. Прво долази до паљења оног дела пуњења који је захваћен ужареним таблетама, а затим се процес наставља тако што се пламен простире по целој површини погонског пуњења.

Ако је количина припалне масе сувише велика и већа од реално потребне, може да дође до апсурдне ситуације. Режим промене притиска у мотору је сувише брз, као у примеру бр.1 на слици 17. Погонско пуњење се пали само локално, по површини коју су захватиле распршене таблете, али притисак брзо расте јер је количина припалне смеше велика. Због великог градијента притиска, процес отварања млазника је бржи од процеса захватања пламеном осталих делова пуњења, који нису засути ужареним таблетама припалне смеше. То може да доведе до нестабилног припаљивања или чак и гашења мотора, ако услед отварања млазника дође до декомпресије пре него што је пламен захватио цело пуњење.

Збир енергије коју су вреле таблете пренеле на погонско пуњење и енергије коју је погонско пуњење ослободило до тренутка отварања млазника, приближно је пропорционалан интегралу притиска до тог тренутка. На дијаграму бр.1 (слика 17.) ова енергија је релативно мала. Све је то сасвим прихватљиво док је могуће да се оствари поуздано припаљивање, баш као на слици 17. Брзо припаљивање је понекад неопходно и конструктори теже да тај процес буде најбржи могући. Дијаграм бр.2 одговара случају када је количина припалне смеше мања. Процес пораста притиска је спорији и процес простирања пламена по целој површини погонског пуњења је бржи од процеса отварања млазника. Ужарене тачке припалних таблета су и овде распршене само локално, али пламен се шири по целом пуњењу јер млазник још увек није отворен. Млазник се у оба случаја отвара на истом притиску, јер је мембрана млазника тако пројектована. Види се да је интеграл притиска до тачке отварања млазника много већи на дијаграму бр.2, а тиме и енергија која се акумулирала у мотору пре отварања млазника.

На слици 18 приказан је случај две могуће ситуације са великим градијентом притиска. У првој од њих мотор наставља да ради и припаљивање је успешно. Међутим, могућа је и ситуација када притисак услед декомпресије при отварању млазника нагло падне и мотор се гаси, јер пламен није захватио цело погонско пуњење. Са мањом масом припалне смеше, градијент пораста притиска би био мањи и мотор би наставио да ради.



Слика 18. Успешно и неуспешно припаљивање

Није могуће смањивање количине припалне смеше унедоглед, јер је ипак потребна нека минимална енергија коју ће смеша пренети на погонско пуњење.

Из приказаног примера се види да је брзина процеса припаљивања веома важна величина. Постоје разлози да се тежи најбржем могућем процесу који ће обезбедити поуздано припаљивање у свим температурским условима. Избор оптималне количине припалне смеше је везан за експерименте, током којих се обезбеђује припала са минималном количином смеше која ће обезбедити поуздано припаљивање.

Сувише брзо припаљивање може да буде опасно и због наглог удара притиска на погонско пуњење, на коме услед тог удара могу да се јаве прскотине [10]. Продор пламена у простор између прскотина доводи до поврћања површине сагоревања, додатног пораста притиска и експлозије мотора.

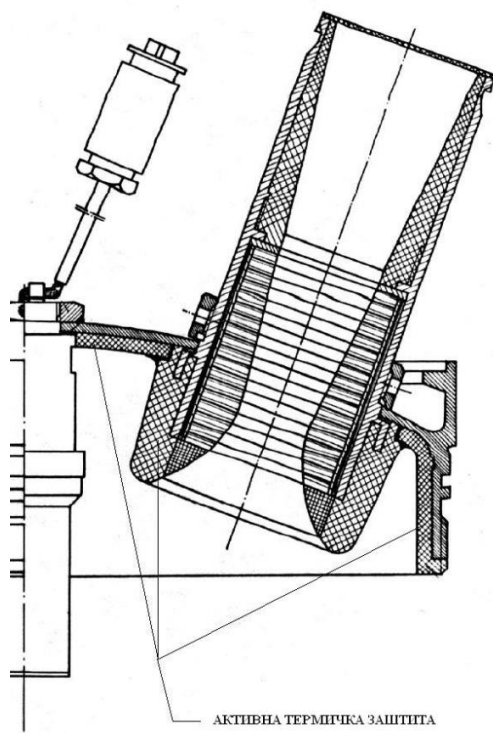
Из претходних разматрања следи закључак да је конструкција припале и прецизно дефинисање масе припалне смеше један процес који треба да помири супротстављене захтеве и своди се на проналажење компромиса у процесу оптимизације.

2.3.4. Фаза припаљивања након отварања млазника

Ракетни мотор се израђује тако да све до тренутка употребе буде потпуно заптивен, да би се спречио утицај влаге на погонско пуњење. Постоје различите методе заптивања елемената мотора.

Поред тога, потребно је да конструкција мотора буде таква да погонска материја нема контакта са околином све док притисак у комори мотора не достигне одређени ниво. То је потребно да би се омогућило правилно припаљивање погонског пуњења и да не би дошло до гашења.

Растерећење мотора се конструктивно омогућује на млазнику, кроз који приликом рада мотора излазе гасовити продукти сагоревања. На слици 19. је приказан један пример решења конструкције млазника, узетог из документације ВТИ, са затварачем (мембраном) на самом излазу из млазника.

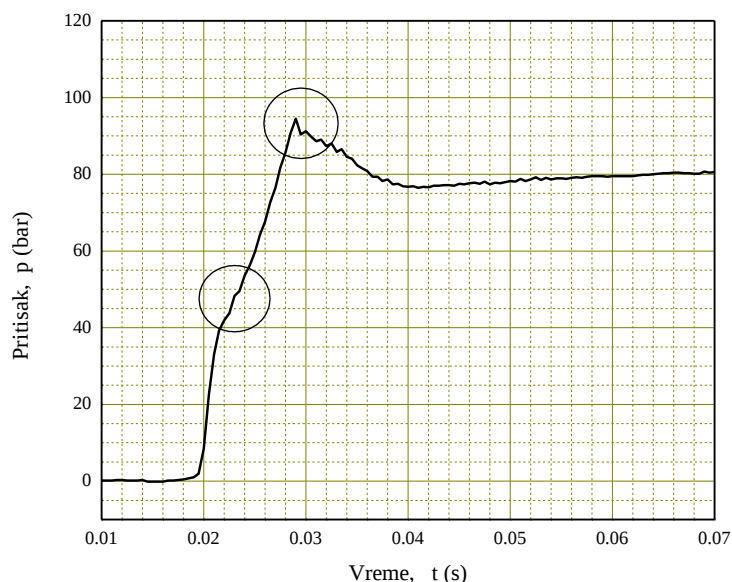


Слика 19. Млазник са мембраном на излазу

Заптивање на млазнику и растерећење се пројектују тако да се оствари једноставно конструктивно решење, али се тежи да се постигне репродуктивна вредност притиска на коме долази до отварања. На слици 19. је то постигнуто затварачем на излазу из млазника, чија је чврста веза са млазником, по угледу на затвараче боца са течностима, остварена неким од машинских поступака (пертловање, радловање и сл.). Често се примењује решење са мембраном која се смешта у најужи део млазника (грло млазника), и која има ослабљење, тако да се отвара на тачно дефинисаном притиску.

Обично се тражи да вредност притиска на коме долази до отварања млазника буде око 60-90% од радног притиска мотора. Али процес припаљивања је толико брз да је скоро немогуће да се постигне репродуктивно отварање млазника. Обично се тек кроз развој и кроз експерименте постиже тражена вредност притиска отварања млазника, која је добра оног часа када обезбеђује правилно припаљивање.

Када се достигне тај притисак и отвори се млазник, нагомилани гасовити продукти сагоревања припале и делимичног сагоревања погонског пуњења крену да излазе кроз млазник и јавља се краткотрајни пад притиска или смањења градијента пораста притиска.



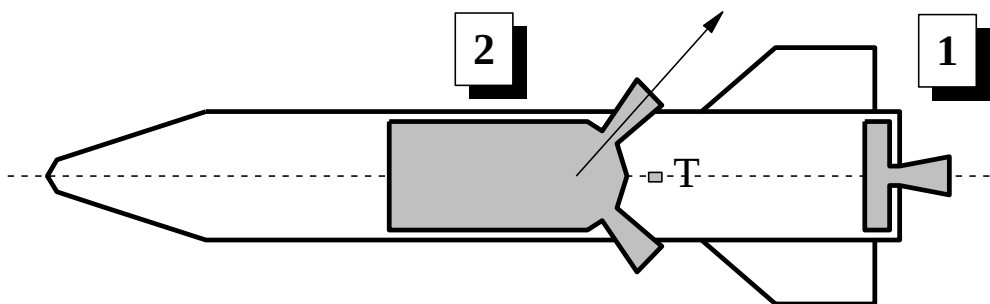
Слика 20. Процес припаљивања ракетног мотора

На сл.20 је приказан процес припаљивања ракетног мотора са два млазника. Равнотежни притисак је нивоа од око 80 bar, а први млазник се отворио на око 50 bar.

Отварање првог млазника је готово идеално, али други се отворио касније. Истицање кроз један млазник је скоро дупло мање од продукције гасова насталих сагоревањем пуњења, па притисак у мотору брзо расте и достиже вредност која је за око 20% већа од равнотежног притиска. Притом се јавља тзв. пик притиска који је карактеристичан за фазу припаљивања. Процес је брз и у конкретном случају између отварања два млазника прође око 6 ms (од 0.023 до 0.029 s). После отварања другог млазника, полако долази до изједначавања продукције гасова и њиховог истицања.

Шта може да буде проблематично у периоду између отварања два млазника?

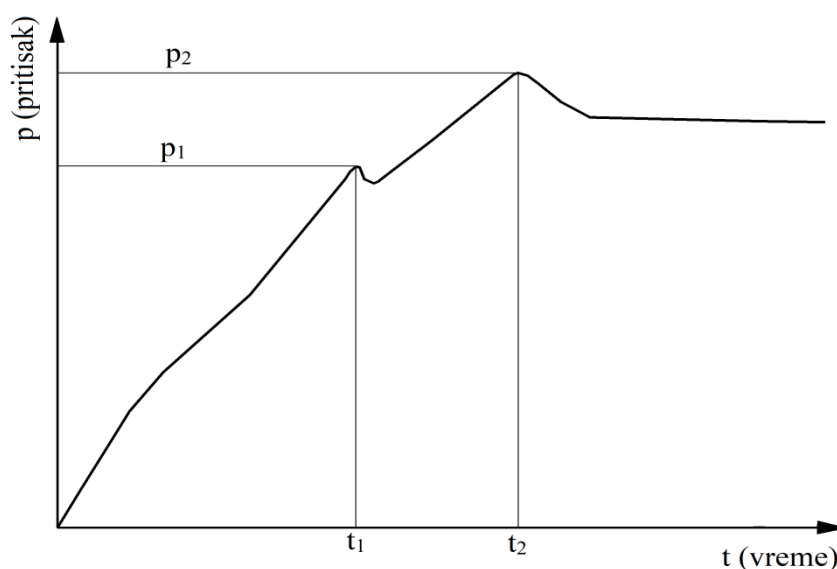
Ракета је добила почетну брзину сагоревањем старт мотора (1) на сл.21 и креће се у правцу који се поклапа са осом ракете. Када се на марш мотору (2) отвори један млазник, кроз њега крене млаз гасова који изазива поремећај равнотеже ракете.



Слика 21. Стартни мотор (1) и марш мотор (2) са два коса млазника

Сила која се формира на једном млазнику, пре него што се отвори други млазник, прави момент око тежишта ракете (T) и скреће ракету за неки угао. Из тог разлога је важно да време које прође од отварања једног до отварања другог млазника буде што мање.

Ако се на дијаграму са слика 20. обележе карактеристичне тачке добија се следећа скица:



Слика 22. Дијаграм пораста притиска у фази припаљивања

У првом приближењу, промена притиска од тренутка (t_1) када се на притиску (p_1) отвара први млазник, до тренутка (t_2) када се на притиску (p_2) отвара други млазник, може да се представи правом линијом:

$$p = a \cdot t + b \quad (2.4)$$

$$a = \frac{p_2 - p_1}{t_2 - t_1} \quad (2.5)$$

$$b = \frac{p_1 \cdot t_2 - p_2 \cdot t_1}{t_2 - t_1} \quad (2.6)$$

Према подацима из ВТИ, у фази развоја мотора извршен је велики број опита у којима су понекад веома много варирале вредности притисака отварања млазника. И поред тога, има опита у којима се не види разлика између притисака отварања два млазника. У Табели 1. су приказани резултати анализе 20 опита из фазе развоја мотора, у којима је било могуће приметити разлику.

Табела 1. Притисци отварања млазника

		$P_1(bar)$	$t_1(s)$	$P_2(bar)$	$t_2(s)$	$\Delta P(bar)$	$\Delta t(s)$
	1.	65.0	0.0905	102.0	0.0945	37.0	0.0040
	2.	48.0	0.0490	95.0	0.0535	47.0	0.0045
	3.	82.0	0.0527	97.0	0.0556	15.0	0.0029
	4.	113.0	0.1023	129.0	0.1180	16.0	0.0157
	5.	139.0	0.0788	155.0	0.0910	16.0	0.0122
	6.	48.0	0.0210	93.0	0.0250	45.0	0.0040
	7.	90.0	0.0280	97.5	0.0311	7.5	0.0031
	8.	94.0	0.0330	104.0	0.0374	10.0	0.0044
	9.	53.0	0.0407	70.0	0.0445	17.0	0.0038
	10.	35.0	0.0435	86.0	0.0523	51.0	0.0088
	11.	30.0	0.0270	66.0	0.0407	36.0	0.0137
	12.	27.0	0.0240	70.0	0.0295	43.0	0.0055
	13.	72.0	0.0425	78.0	0.0435	6.0	0.0010
	14.	71.0	0.0325	92.0	0.0390	21.0	0.0065
	15.	48.5	0.0230	95.0	0.0290	46.5	0.0060
	16.	97.0	0.0435	121.5	0.0635	24.5	0.0200
	17.	75.0	0.0340	85.0	0.0390	10.0	0.0050
	18.	75.0	0.0330	85.0	0.0390	10.0	0.0060
	19.	45.0	0.0285	74.0	0.0328	29.0	0.0043
	20.	35.0	0.0280	80.0	0.0320	45.0	0.0040
Средње вредности		67.125	0.0428	93.75	0.0495	26.625	0.0068

На основу резултата из горње табеле, лако је могуће одредити средње вредности константи (a) и (b) које фигуришу у изразима (2.5) и (2.6), на основу којих је могуће одредити једначину за промену притиска (2.4) у периоду између отварања два млазника.

У конкретном случају:

$$a = \frac{\Delta p}{\Delta t} = \frac{26.625}{0.0068} = 3.915 \cdot 10^3 \frac{bar}{s} \quad (2.7)$$

$$b = \frac{67.125 \cdot 0.0495 - 93.75 \cdot 0.0428}{0.0068} = -101.44 \text{ bar} \quad (2.8)$$

$$p = 3.915 \cdot 10^3 \cdot t - 101.44 \quad (2.9)$$

Потисна сила кроз млазник пропорционална је притиску и износи [3,4,8]:

$$F = \eta \cdot c_F \cdot p_c \cdot A_t \quad (2.10)$$

p_c - Радни притисак у комори мотора

A_t - Површина грла млазника (најмањи проточни пресек)

c_F - Коефицијент потиска млазника

η - Степен корисности

Само је притисак величина која изражено варира док расте у фази припаљивања. Остале три величине су приближно константне.

Сила кроз један млазник износи:

$$F = \eta \cdot c_F \cdot p_c \cdot A_t = \eta \cdot c_F \cdot A_t \cdot (3.915 \cdot 10^3 \cdot t - 101.44) \quad (2.11)$$

$$F \approx k \cdot (3.915 \cdot 10^3 \cdot t - 101.44) \quad (2.12)$$

Ова сила зависи од времена, док су остали чиниоци у изразу (2.10) приближно константни.

Укупни импулс ове силе добија се једноставном интеграцијом по времену у интервалу између два отварања млазника:

$$I = \int_{t_1}^{t_2} F(t) \cdot dt \quad (2.13)$$

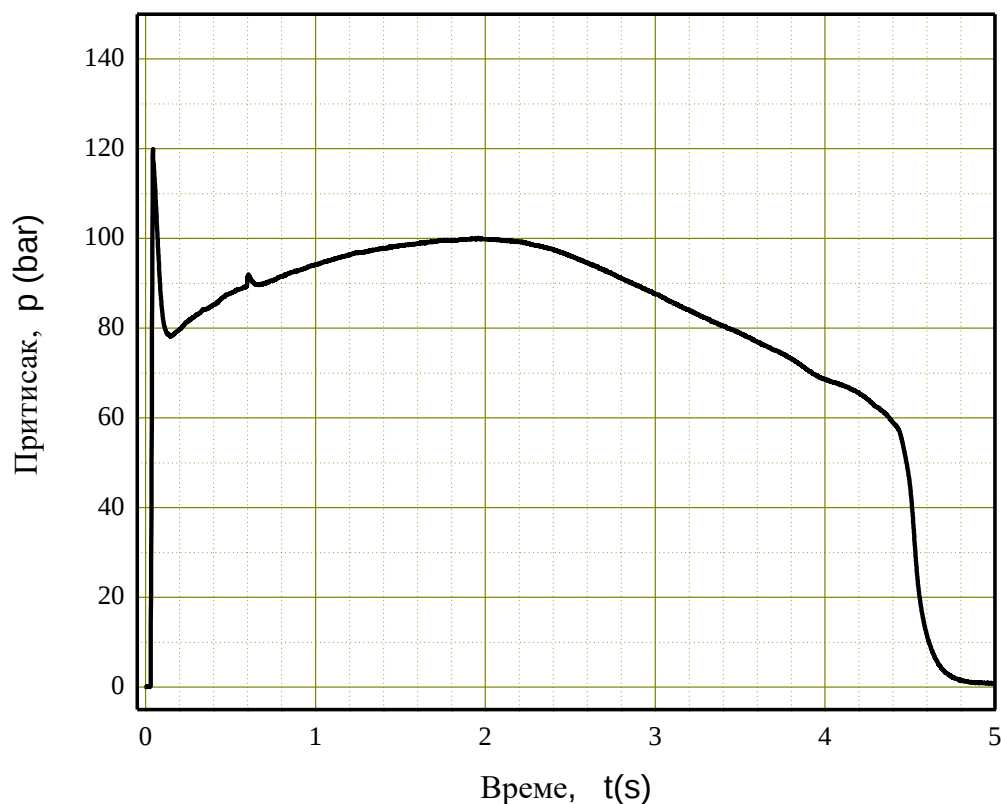
Аеродинамички прорачун даје одговор на питање колика је максимална дозвољена вредност овог импулса. Ако импулс премашује дозвољену вредност, постоје два начина да се овај проблем разреши. Први начин је да се променом конструкције мембране или затварача млазника повећа репродуктивност отварања млазника. Други начин је да се изврши прерасподела елемената ракете, тако да се њено тежиште помери и смањи момент ове силе. На тај начин се повећава вредност дозвољеног импулса силе кроз један млазник.

2.3.5. Максимални притисак у фази припаљивања

Приликом припаљивања, притисак расте све док се не изједначи продукција гасовитих продуката сагоревања у фази припаљивања са количином гасова који истичу кроз млазник. Услед инерције током фазе припаљивања, максимални притисак је у највећем броју случајева изнад равнотежног режима. Ову вредност није могуће контролисати теоријским путем и она се дотерује експериментално, током развоја мотора.

На слици 23 се види пример максималног притиска који је већи од равнотежног притиска. Приликом конструкције и развоја мотора, тежи се да максимални притисак не прелази вредност већу од 1,10-1,15 од равнотежног притиска рада мотора. Међутим, ова граница која тражи да притисак не премаши 15% од равнотежног притиска је само оквир или циљ коме тежи конструктор мотора. Ову вредност је веома тешко контролисати.

Притисак у мотору зависи од температуре околине односно од почетне температуре погонског пуњења. Разлике радних притисака у зависности од температуре погонског пуњења могу да буду веома велике, понекад веће од 50%. С обзиром да је припаљивање процес који представља међусобно дејство припале и погонског пуњења, и режим припаљивања може да варира у великом распону. Због тога се дешава да максимални притисак излази из ових граница.

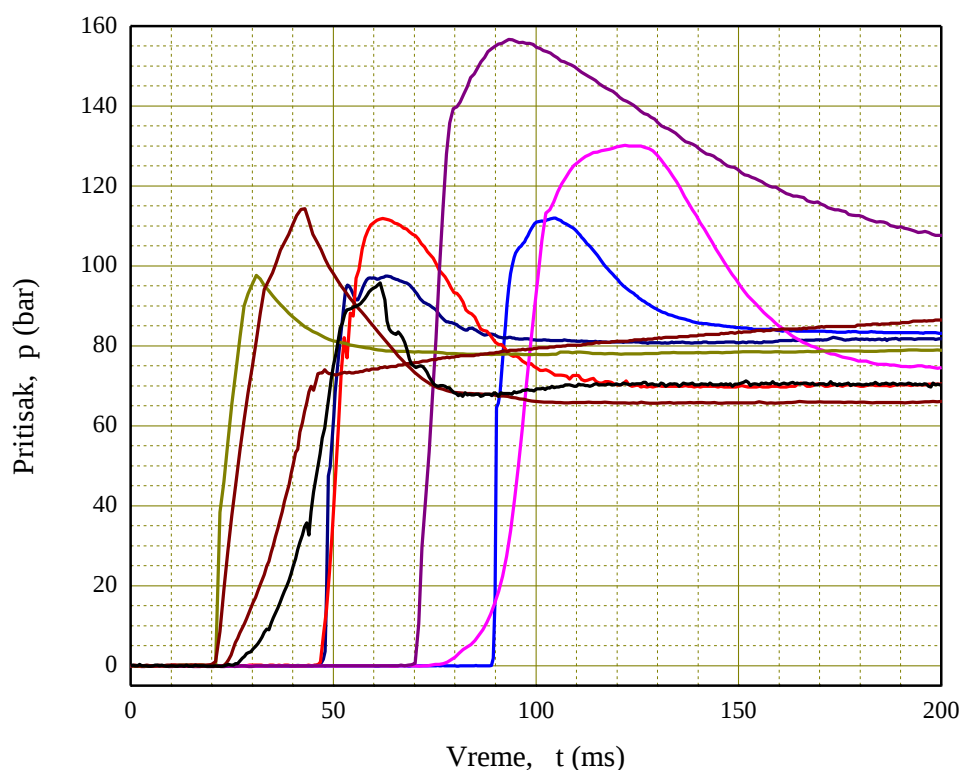


Слика 23. Дијаграм максималног притиска

Ерозивно сагоревање је појава када брзина сагоревања расте изнад теоријске, углавном због немогућности гасовитих продуката сагоревања да брзо изађу из мотора. Услед њихове турбуленције расте пренос топлоте, гориво се брже загрева и расте брзина горења. Услед тога расте и притисак у мотору. Ова појава је непожељна, али, на срећу кратко траје, на самом почетку рада мотора. Када сагори изванредан слој погонског пуњења, канали на пуњењу се прошире и гасови добију простор за несметани ток до млазника. После тога нема више ерозивног сагоревања, па притисак опада до вредности коју је прорачунски одредио конструктор мотора.

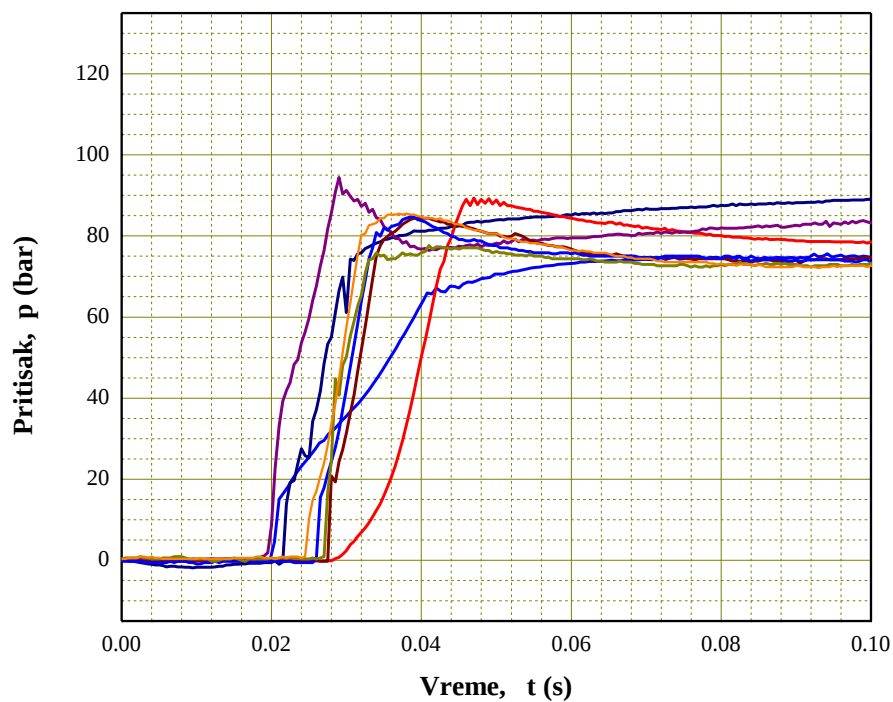
Фаза припаљивања је критична са гледишта појаве ерозивног сагоревања. Ова појава се контролише током испитивања у фази развоја мотора и на све начине се покушава да се она смањи. Претерано висок притисак може да изазове хаварију мотора. Може да дође до лома коморе за сагоревање. Још је гори случај ако комора мотора издржи притисак, али погонско пуњење, које је израђено од горива које је слабији материјал, може да се поломи или да дође до појаве прскотина на њему, услед чега пламен продире на површине које нису предвиђене за сагоревање. Пораст површине сагоревања доводи до додатног пораста притиска. Ова појава може да буде интензивна и веома брза, услед чега може да дође до детонације.

На слици 24. је приказано неколико дијаграма почетних фаза рада ракетног мотора у току развоја. Види се да су варијације максималних притисака велике, а варирају и времена прве фазе припаљивања припалне смеше.



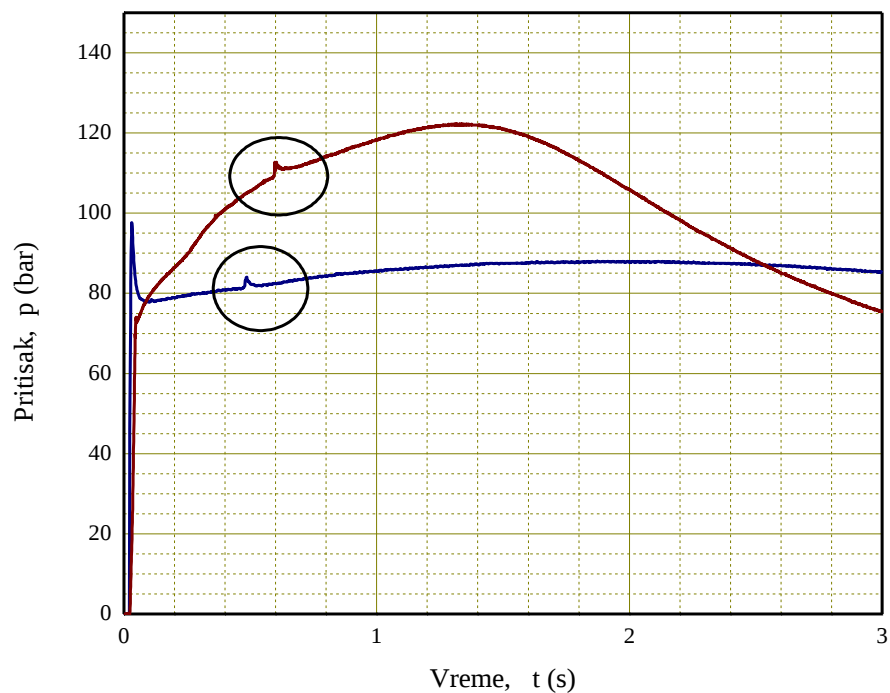
Слика 24. Рад ракетног мотора у току почетне фазе развоја

Не постоји јасно правило о величини максималног притиска, јер је веома тешко да се ова величина контролише у потпуности. На слици 25. је приказан сличан дијаграм са неколико статичких опита ракетног мотора, али из завршне фазе развоја, у којој су смањене варијације свих карактеристичних фаза припаљивања.



Слика 25. Рад ракетног мотора у току завршне фазе развоја

Фаза припаљивања се реално завршава када се достигне максимални притисак, после кога притисак почиње да опада и да се приближава номиналном радном притиску. Па ипак, процес припаљивања није завршен све док и сагорели делови припалне кутије и осталих чврстих елемената припале не изађу кроз млазник из мотора.



Слика 26. Дијаграм промене притиска из два опита извршена под потпуно различитим условима

На слици 26. су приказана два различита дијаграма промене притиска из два опита извршена под потпуно различитим условима, због чега се криве много разликују. Али у оба опита се јасно виде тренуци када долази до изласка несагорелих чврстих елемената припале кроз млазник. То могу да буду елементи кућишта припале или неки други делови као што су комади несагореле термоизолације, заптивке, каблови, подлошке и слично. У тренутку када ови делови излазе кроз млазник, површина грла млазника се за кратко време смањи, услед чега притисак у мотору за кратко порасте, што се на дијаграму види као мали скок притиска. Ова појава је углавном врло кратка и не утиче на рад мотора, али може да утиче на елементе система за гасодинамичко управљање, који раде на принципу урањања у млаз продуката сагоревања.

3. Эксперимент

3.1. План експеримента:

На основу резултата испитивања припале ракетног мотора вођене ракете кратког домета „Бумбар“, извршених у мотору за испитивање припала у завршној фази развоја припале, остварена је висока репродуктивност режима пораста притиска при сагоревању припале. Коришћена је пиротехничка смеша са ознаком ПС-070, у чијем саставу су Mg , KNO_3 , $KClO_4$ и Идитол.

Потребно је одредити средњу вредност гранулације смеше, која ће бити основа за даљи рад.

Одредити теоријску промену површине сагоревања реалне смеше. Претпоставка је да су све честице смеше сферичног облика, али различитих пречника.

Одредити теоријску промену површине сагоревања смеше чије су све честице истог пречника и једнаке средњој вредности гранулације смеше. Ово треба упоредити са дијаграмом површине сагоревања реалне смеше, добијеним у претходном кораку, како би се видела разлика услед осредњења. Израдити дијаграм промене површине смеше у зависности од дебљине сагорелог слоја.

Дефинисати поступак или математички модел издвајања извесне количине појединих гранулација из постојеће смеше да би се постигла другачија жељена вредност средње гранулације.

Израдити варијанте смеше:

- 1) са двоструко већом средњом гранулацијом од основне средње вредности гранулације,
- 2) са двоструко мањом средњом гранулацијом.

Од тако добијених смеша 1) и 2) израдити по 5-10 кесица са истим укупним масама смеше као у реалној припали ракетног мотора (4g) и по једном припалном главицом за активирање смеше и испитати их у манометарској бомби или у мотору за испитивање припала.

Упоредити добијене резултате са резултатима испитивања припале реалног ракетног мотора, извршених раније у мотору за испитивање припала и анализирати утицај гранулације на градијент притиска при сагоревању припале. Користити податке из базе ракетног сектора ВТИ.

У случају немогућности израде појединих корака у предложеном експерименту, предложити измене са циљем да се успостави зависност градијента притиска при сагоревању припале од величине гранулације смеше.

3.2. Циљ експеримента

Познато је да површина сагоревања утиче на притисак при сагоревању. Да ли је то случај и са пиротехничком смешом? Стварна површина одређене количине смеше може да се одреди само пажљивим одмеравањем појединих гранулација које улазе у састав смеше и прорачуном броја честица у укупној маси. Тада је могуће израчунати укупну површину честица и промену њихове површине при сагоревању.

Поређењем стварне површине сагоревања смеше и површине куглица осредњене величине, треба размотрити постојање корелације између притиска и површине сагоревања. Ако ова корелација не постоји, треба анализирати разлоге.

Потребно је испитати утицај различитих средњих вредности гранулација пиротехничке смеше на дијаграм временске промене притиска при сагоревању смеше у мотору за испитивање припала. Очекује се да смеше различитих гранулација приликом сагоревања дају различите градијенте пораста притиска. Ако се то деси, то ће значити да се правилним избором гранулације смеше може утицати на режим сагоревања припале, а тиме индиректно и на режим припаљивања ракетног мотора.

3.3. Одређивање средње гранулације пиротехничке смеше

У првом кораку је издвојено 50 грама пиротехничке смеше ПС-070 и вршено је просејавање кроз различита сита. Коришћена су сита са окцима следећих величина: 50 μm , 100 μm , 250 μm , 300 μm , 400 μm , 500 μm , 600 μm , 750 μm , 1020 μm и 1200 μm .

Мерењем је утврђено да су све честице пиротехничке смеше у распону $50 < d < 1200 \mu\text{m}$. Прво просејавање је вршено ручно, тако што су сита мењана почев од најмањег (50 μm) ка највећем (1200 μm).

На слици 27. виде се просејане количине смеше, почев од најситније гранулације према најкрупнијој, посматрано с лева у десно.



Слика 27. Просејана количина смеше

Наредна количина смеше, од додатних 50 грама је просејавана на уређају који је за то предвиђен (слика 28.), почев од највећег (1200 μm) ка најмањем (50 μm).



Слика 28. Уређај за просејавање

Резултати мерења су приказани у Табели 2:

Табела 2.

		Приближна средња гранулација	Прво мерење	Друго мерење	Укупно
	Гранулација		маса	маса	маса
	d (μm)	d _{sr} (μm)	m (g)	m (g)	m (g)
1.	50÷100	75	18,520	23,698	42,218
2.	100÷250	175	14,200	6,647	20,847
3.	250÷300	275	0,240	0	0,240
4.	300÷400	350	1,800	4,054	5,854
5.	400÷500	450	1,480	1,393	2,873
6.	500÷600	550	0,920	0,492	1,412
7.	600÷750	675	9,820	9,963	19,783
8.	750÷1020	875	1,710	2,181	3,891
9.	1020÷1200	1110	0,990	1,373	2,363
Укупно (g)			49,680	49,801	99,481

Услед расипања током мерења, збир маса појединих гранулација у оба мерења је мањи од почетне вредности од 50 g, у границама одступања које су реда величине 0.5%.

Из вредности у табели се може проценити да недоступност појединих сита за просејавање у неким деловима распона није много утицала на крајњи резултат мерења. У другој колони су уписане средње гранулације смеше у разматраним распонима, добијене као аритметичка средина горње и доње вредности у распону.

Средња гранулација смеше може да се одреди по формули:

$$D_{sr} = K_1 \cdot d_{sr}^1 + K_2 \cdot d_{sr}^2 + \dots + K_n \cdot d_{sr}^n = \sum_{i=1}^{i=n} K_i \cdot d_{sr}^i \quad (3.1)$$

D_{sr} - Средња гранулација смеше

K_i - Коефицијент масеног удела i -тог распона у укупној маси смеше

d_{sr}^i - Средњи пречник честице смеше у i -том распону

Коефицијент масеног удела се добија као однос масе смеше у одређеном распону гранулација према укупној маси смеше која је разматрана. На пример, за прво мерење, у распону од $50 \div 100 \mu\text{m}$, измерена је маса од 18,520 g, а укупна маса износила је 49,68 g. Тако је коефицијент масеног удела који одговара овој групи:

$$K_1 = \frac{m_1}{\sum m_i} = \frac{18,520}{49,680} = 0,373 \quad (3.2)$$

Табела 3.

	Средња гранулација	Прво мерење	Друго мерење	Укупно
		Коефицијент масеног удела		
	$d_{sr} (\mu\text{m})$	K_i		
1.	75	0,373	0,476	0,424
2.	175	0,286	0,133	0,210
3.	275	0,005	0	0,002
4.	350	0,036	0,081	0,059
5.	450	0,030	0,028	0,029
6.	550	0,018	0,010	0,014
7.	675	0,198	0,200	0,199
8.	885	0,034	0,044	0,039
9.	1110	0,020	0,028	0,024

Средња вредност гранулације из израза (3.1):

$$D_{sr}^{(1)} = 0,373 \cdot 75 + 0,286 \cdot 175 + \dots 0,020 \cdot 1110 = 301,34 \text{ } \mu m \quad (\text{прво мерење})$$

$$D_{sr}^{(2)} = 0,476 \cdot 75 + 0,133 \cdot 175 + \dots 0,028 \cdot 1110 = 310,44 \text{ } \mu m \quad (\text{друго мерење})$$

$$D_{sr}^{(uk)} = 0,424 \cdot 75 + 0,210 \cdot 175 + \dots 0,024 \cdot 1110 = 305,98 \text{ } \mu m \quad (\text{укупно})$$

$$\boxed{D_{sr}^{(uk)} = 305,98 \text{ } \mu m} \quad (3.3)$$

Добијене вредности су приближно исте за оба мерења, а одступања између резултата два различита мерења су у прихватљивим границама расипања једног пажљивог мерења.

Пада у очи да су највише заступљене гранулације у распонима од $0 \div 250 \text{ } \mu m$ и од $600 \div 750 \text{ } \mu m$, што говори о томе да добијене средње вредности гранулације можда не дају праву слику о величини честица смеше.

Из овог разлога, невезано за крајњи циљ овог експеримента, требало је да се изради, због боље прегледности добијених резултата, дијаграм расподеле масених удела у смеши у зависности од средње вредности гранулација честица.

Пошто за ово мерење нису била доступна сита у правилним размацима у целом распону гранулација, коефицијенти удела не дају у потпуности праву слику расподеле честица. Коефицијенти масених удела појединих гранулација морају да се коригују да би се свели на јединицу распона. Наиме, није исто да ли разматрамо масене уделе у најмањем распону гранулација ($50 \div 100 \text{ } \mu m$), где распон износи $50 \text{ } \mu m$ или највећем ($750 \div 1020 \text{ } \mu m$), где је распон величине $270 \text{ } \mu m$.

Из горњег разлога извршена је корекција добијених резултата, тако што су масени удели у појединим распонима подељени са величинама распона. Тиме је масени удео (K_i), који нема димензију јер представља однос двају маса, коригован тако да се добије вредност масеног удела по јединици величине промене димензије гранулације. На пример, за први распон ($50 \div 100 \text{ } \mu m$) и осми распон ($750 \div 1020 \text{ } \mu m$), у првом мерењу, добијени су коефицијенти:

$$K_1^* = \frac{K_1}{\Delta d_1} = \frac{0,373}{(100 - 50) \mu m} = 7,46 \cdot 10^{-3} \mu m^{-1} \quad (3.4)$$

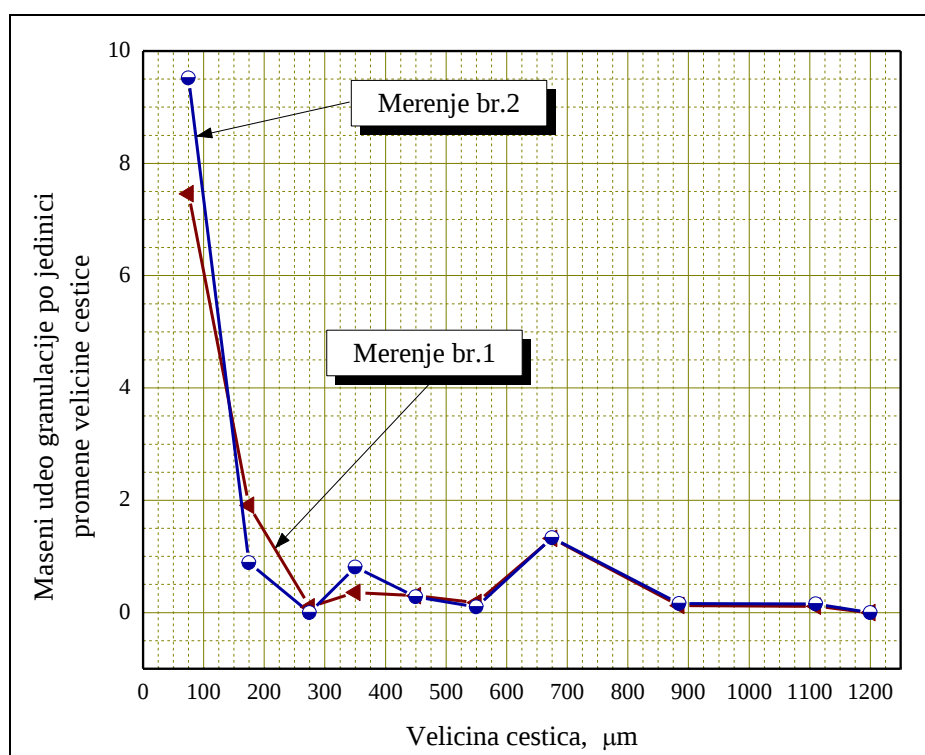
$$K_8^* = \frac{K_8}{\Delta d_8} = \frac{0,034}{(1020 - 750) \mu m} = 0,126 \cdot 10^{-3} \mu m^{-1} \quad (3.5)$$

На основу тога је формирана следећа табела коригованих коефицијената:

Табела 4.

	Гранулација	Средња гранулација	Прво мерење	Друго мерење
	d (μm)		Коефицијент масеног удела	
	d (μm)	d _{sr} (μm)	$K_i \cdot 10^{-3}$	
1.	50÷100	75	7,460	9,520
2.	100÷250	175	1,907	0,887
3.	250÷300	275	0,100	0
4.	300÷400	350	0,360	0,810
5.	400÷500	450	0,300	0,280
6.	500÷600	550	0,180	0,100
7.	600÷750	675	1,320	1,333
8.	750÷1020	885	0,126	0,163
9.	1020÷1200	1110	0,111	0,156

На основу вредности из табеле 3 израђен је дијаграм расподеле масених удела смеше у зависности од гранулације честица (слика 29):



Слика 29. Расподела масених удела смеше у зависности од гранулације

Супротно првобитном очекивању да су гранулације смеше подједнако распоређене око средње вредности, из дијаграма масених удела појединих гранулација у укупној маси смеше видљиво је да масени удео опада са порастом гранулације честица.

Поред тога, видљиво је да вредности масених удела у распону од $600 \div 750 \mu m$, које репрезентује средња вредност од $675 \mu m$ одступају од овог правила. Разлози за то могу да буду различити. Мало је вероватна грешка самог мерења, јер су вредности добијене применом два различита метода мерења.

Пошто је било очекивано да се највећи удео гранулације налази у околини средње вредности од око $300 \mu m$, примењен је још један, другачији приступ у одређивању средње вредности гранулације честица. Пошто је позната густина смеше, под претпоставком да честице у просеку имају облик сфере, може да се процени стварни број честица у свакој појединачној измереној групи и да се њиховим сабирањем добије укупни број честица. Тако је могуће да се одреди средња вредност пречника честице.

Очекивано је да се добије приближно иста вредност као и помоћу израза (3.1).

Маса једне честице:

$$m = \rho \cdot V \quad (3.6)$$

$$V = \frac{4}{3} R^3 \pi = \frac{4}{3} \left(\frac{d}{2} \right)^3 \cdot \pi = \frac{d^3 \pi}{6} \quad (3.7)$$

$$m = \rho \cdot \frac{d^3 \pi}{6} \quad (3.8)$$

Ако усвојимо да је густина зрна пиротехничке смеше:

$$\rho \approx 0,6226 \frac{g}{cm^3} = 0,6226 \cdot 10^{-12} \frac{g}{\mu m^3} \quad (3.9)$$

Маса једног зрна смеше у зависности од пречника зрна:

$$m = 0,6226 \cdot 10^{-12} \frac{g}{\mu m^3} \cdot \frac{[d(\mu m)]^3 \pi}{6} = 0,326 \cdot 10^{-12} \cdot d^3 \quad (3.10)$$

Маса једног зрна смеше у i -тој гранулацији

$$m_i^{(1)}(g) = 0,326 \cdot 10^{-12} \cdot d_i^3 \quad (3.11)$$

$d_i(\mu m)$ - средњи пречник зрна у i -тој гранулацији

Број зрна у i -тој гранулацији:

$$n_i = \frac{m_i}{m_i^{(1)}} \quad (3.12)$$

m_i - Укупна маса i -те гранулације

Укупни број зрна:

$$N = \sum \frac{m_i}{m_i^{(1)}} = \frac{m_1}{m_1^{(1)}} + \frac{m_2}{m_2^{(1)}} + \dots + \frac{m_9}{m_9^{(1)}} \quad (3.13)$$

$$N = \frac{1}{0,326} \cdot 10^{12} \cdot \left(\frac{m_1}{(d_1^{(1)})^3} + \frac{m_2}{(d_2^{(1)})^3} + \dots + \frac{m_9}{(d_9^{(1)})^3} \right) \quad (3.14)$$

$$N = 3,0675 \cdot 10^{12} \cdot \left(\frac{42,218}{75^3} + \frac{20,847}{175^3} + \frac{0,240}{275^3} + \frac{5,854}{350^3} + \frac{2,873}{450^3} + \frac{1,412}{550^3} + \frac{19,783}{675^3} + \frac{3,891}{885^3} + \frac{2,363}{1110^3} \right) \quad (3.15)$$

$$N = 10^6 \cdot (306,970 + 11,932 + 0,035 + 0,419 + 0,097 + 0,026 + 0,197 + 0,018 + 0,005)$$

$$N = 319,70 \cdot 10^6. \quad (3.16)$$

Просечна маса једног зрна:

$$\bar{m}(g) = \frac{M}{N} = \frac{99,481}{319,70 \cdot 10^6} = 0,311 \cdot 10^{-6} g \quad (3.17)$$

$M = 99,481 \text{ g}$ -Укупна маса смеше која је просејавана

Из израза (3.11) и (3.17) одређен је средњи пречник сферне честице смеше:

$$\bar{m}(g) = 0,326 \cdot 10^{-12} \cdot d_{sr}^3 = 0,311 \cdot 10^{-6} \quad (3.18)$$

Средња величина зрна:

$$\underline{d_{sr} = 98,44 \text{ } \mu m} \quad (3.19)$$

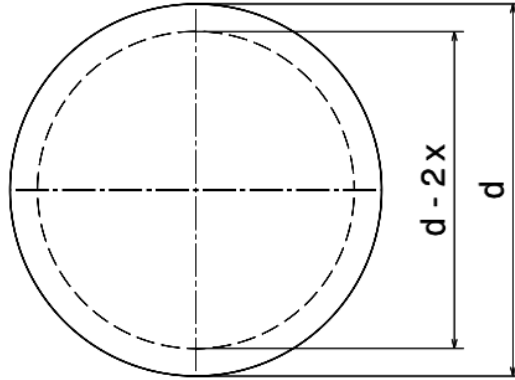
Добијени резултат очигледно није исти као резултат из израза (3.3). Разлика је велика, иако се не види грешка у приступу једној или другој методи процене средње гранулације смеше. Постоје експерименталне методе за одређивање средње гранулације смеше и оне се базирају на процени површине честица.

3.4. Промена површине сагоревања смеше у зависности од гранулације

Без обзира на чињеницу да је тешко на поуздан начин одредити средњу гранулацију смеше, остаје нам ипак могућност да проценимо какав је утицај средње гранулације на временску промену површине сагоревања смеше.

Израђени су дијаграми промене површине сагоревања за три случаја: прво, за смешу чија је средња величина зрна смеше добијена у изразу (3.3) и износи $\sim 300 \mu m$,

друго, за смешу чија је средња гранулација из израза (3.19) и износи $\sim 100\mu\text{m}$ и треће, за реалну смешу за коју знамо бројеве зрна појединих гранулација из израза (3.14).



Слика 30. Принцип промене површине сагоревања честице смеше

Површина сфере: $A_s = 4R^2\pi = d^2\pi$

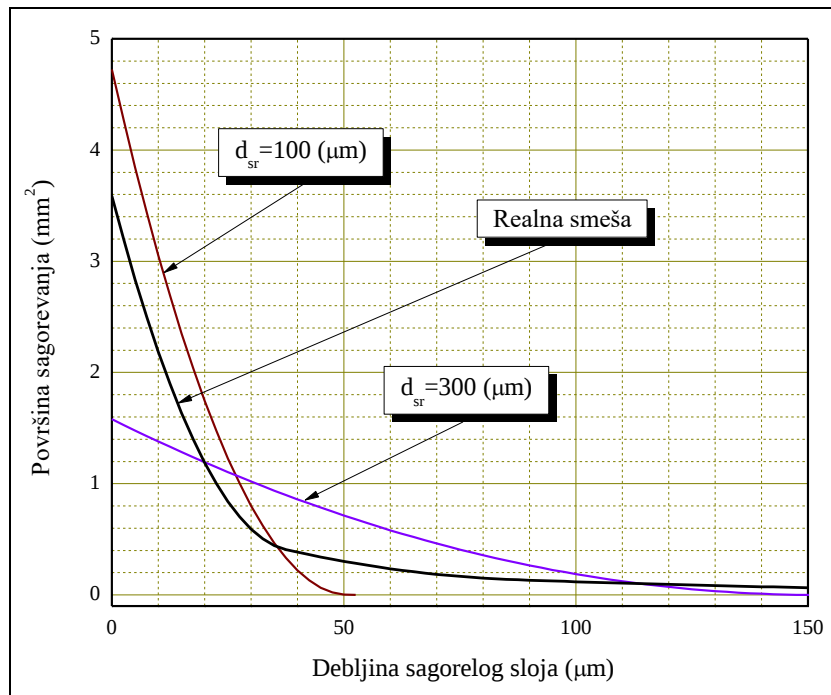
Површина сфере у произвољном тренутку када изгори слој (x): $A_s = (d - 2x)^2\pi$

Површина свих сфера са једном средњом гранулацијом: $A_s^i = n_i \cdot (d_{sr}^i - 2x)^2\pi$

Укупна површина свих честица реалне смеше:

$$A_s = \sum_1^n A_s^i = \pi \cdot \sum_1^n n_i \cdot (d_{sr}^i - 2x)^2 \quad (3.20)$$

На слици 31. су зависности промене површине сагоревања за случајеве када су разматране само честице средње величине ($100\mu\text{m}$ и $300\mu\text{m}$) и трећи случај који се односи на реалну смешу.



Слика 31. Промена површине сагоревања у зависности од величине честица

Немогућност прецизног одређивања средње гранулације смеше отежала је постављени задатак који се састојао у томе да се направи математички модел за просејавање смеше тако да се постигне (1) двоструко већа и (2) двоструко мања средња вредност гранулације и да се анализира њихов утицај на градијент притиска припале.

Закључено је следеће:

Из дијаграма на слици 31. се види да је утицај гранулације на развој површине сагоревања велики. Пошто је нејасан поступак одређивања средње гранулације смеше, такође је нејасан и начин да се гранулација просејавањем доведе на жељену вредност. Тај део задатка није могао да буде испуњен. Због тога је измењен план рада и изабран следећи поступак:

Из реалне смеше просејавањем су добијене различите гранулације са димензијама честица смеше у уским распонима који су одговарали вредностима отвора на суседним ситима за просејавање. Од ових гранулација су израђене различите припале исте масе. Планирано је да се њиховим испитивањем у манометарској бомби измери утицај гранулација на режим пораста притиска припале. Тиме би се дефинисао поступак за контролу режима припаљивања. Према доступним информацијама из сектора за материјале ВТИ, овакво испитивање раније није вршено.

3.5. Мерење утицаја гранулације на режим пораста притиска припале

Након раздвајања појединих фракција (гранулација) пиротехничке смеше (слика 27.), одмерене су подједнаке масе и спаковане у кесице (слика 32.) за испитивање у манометарској бомби.



Слика 32. Кесице са смешом и електроично-запаљивом главицом за активирање смеше

Упоредно са смешом у прашкастом облику, у неке од кесица спакована је подједнака маса пиротехничке смеше у неколико различитих облика таблета (слика 33.) које су претходно направљене у уређају за пресовање.



Слика 33.Таблете пиротехничке смеше

На слици 34. је приказана манометарска бомба за испитивање припала и припалних смеша. С обзиром на малу масу припалне смеше, у овом опиту није потребно посебно обезбеђење манометарске бомбе, стезањем за основу опитног стола, па је коришћена једноставна стега (слика 34.) довољно велике масе да спречи било какво померање приликом активирања смеше.



Слика 34. Манометарска бомба

Кесица са смешом (слика 35.), на којој су означене вредности одабране гранулације, поставља се на данце манометарске бомбе (слика 36.), тако што се каблови припалне главице, смештене у кесици, везују за довод струје преко контаката на данцу.



Слика 35. Кесица са смешом



Слика 36. Данце манометарске бомбе са кесицом и давачем притиска

Са спољње стране данца постављен је давач притиска који мери временску промену притиска приликом активирања смеше. Изглед самог давача притиска приказан је на слици 37.



Слика 37. Давач притиска

На слици 38. приказани су сви елементи овог опита, давач притиска (лево), данце са лулицом (прикључним местом) за спој са давачем и комора манометарске бомбе.



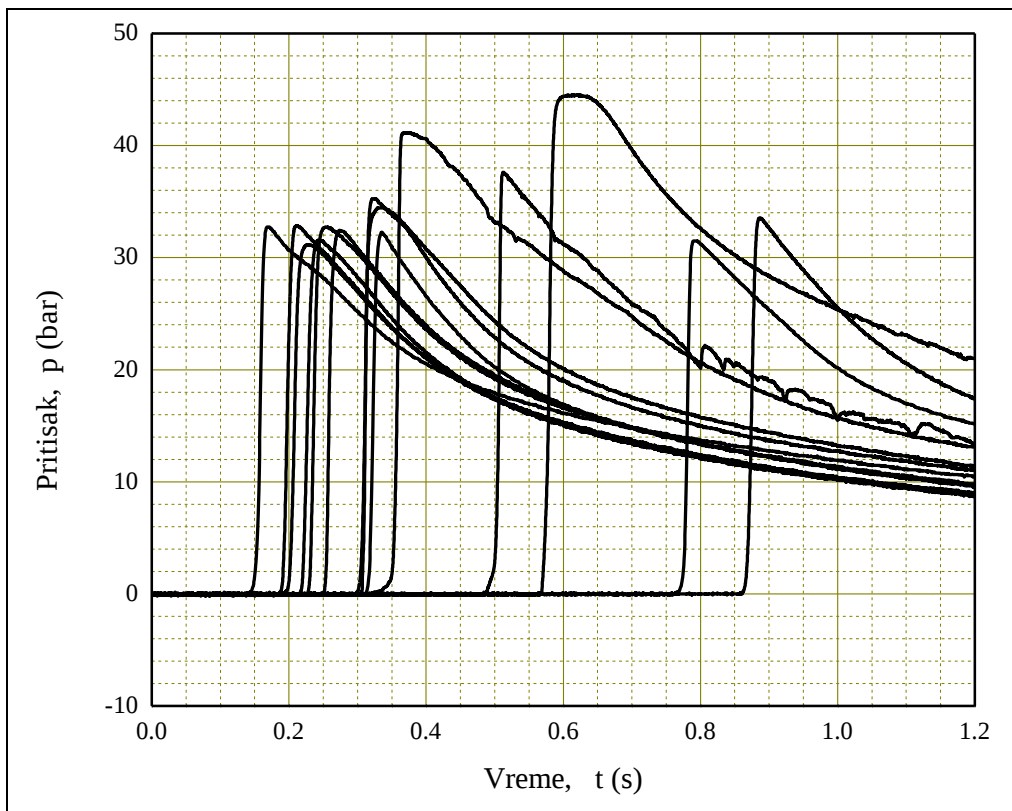
Слика 38. Елементи манометарске бомбе

Активирањем припалне главице пали се смеша услед чега долази до пораста притиска у бомби.

На слици 39. су приказани сви дијаграми испитивања.

Потпуно неочекивано, изостао је јасан резултат. Током испитивања су се јавили проблеми са мерењем притиска. Дошло је до зачепљења отвора за контакт давача притиска са комором манометарске бомбе, па су у неким опитима добијени дијаграми који нису употребљиви. Ове криве смо избацили са дијаграма. Поред тога, у неким опитима су видљиве чудне разлике у нивоу максималног притиска, без јасног правила.

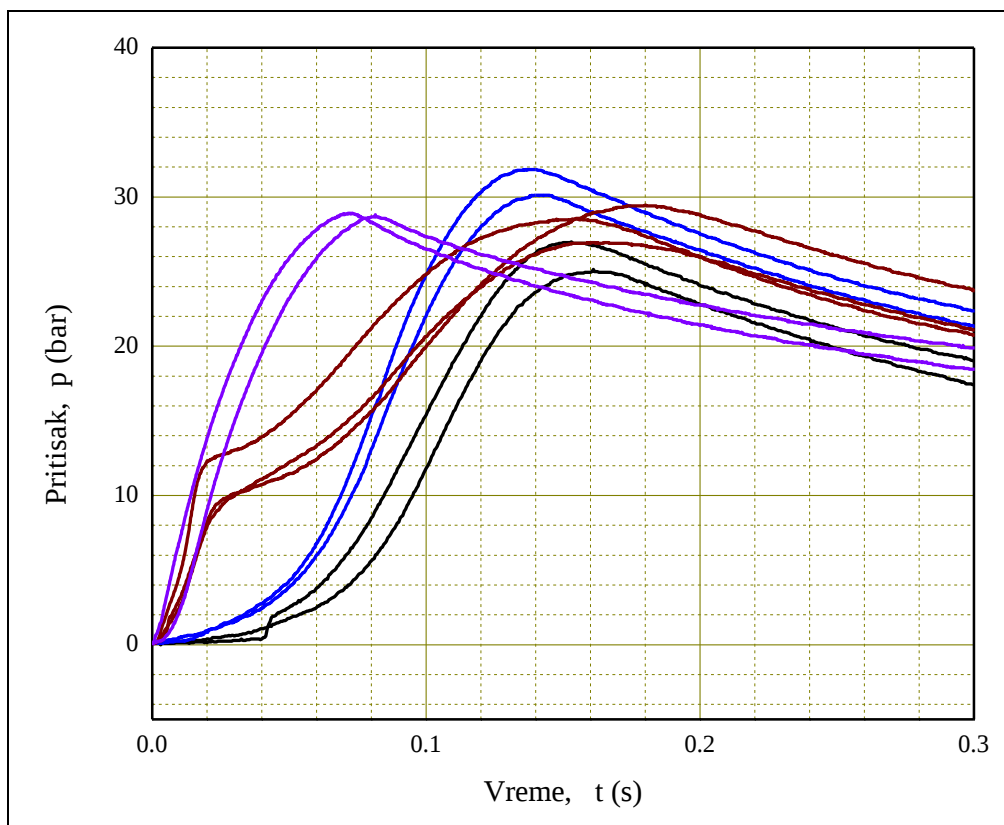
Неки опити су били потпуно неуспешни због тога што из поменутог разлога нисмо ни успели да измеримо притисак. Међутим, са добијених дијаграма видљиво је да су сви режими пораста притиска приближно исти, што говори да помоћу припала различитих гранулација нисмо успели да остваримо разлике у режиму припаљивања.



Слика 39. Дијаграми притиска у манометарској бомби

3.6. Утицај таблета припалне смеше на режим пораста притиска

Наредна група испитивања је извршена две недеље касније, са 4 различите врсте пресованих таблета исте смеше. У сваку појединачну кесицу стављене су таблете исте врсте, и свака је кесица имала исту масу смеше. И овог пута сви дијаграми су померени тако да су им почеци постављени у исту тачку, како би се боље видела разлика у градијентима пораста притиска. Збирни дијаграм је приказан на слици 40.



Слика 40. Испитивање припала са различитим таблетама

Из дијаграма на слици 40. се прилично јасно види разлика између режима припаљивања са различитим таблетама. То говори да је обликом таблета у потпуности могуће да се контролише режим припаљивања.

Зависност појединих режима од геометрије таблета може да се дефинише, али то је задатак који превазилази оквире овог рада и захтева већи број испитивања.

Закључак

Припаљивање је веома битан процес за успостављање стабилног режима сагоревања ракетног горива у ракетном мотору. Из тог разлога треба да се обезбеди поуздан систем припаљивања који обухвата пажљиво дефинисане елементе, на првом месту одговарајућу припалну смешу оптималних карактеристика, која не треба да буде превише јака јер може да доведе појаве нежељено високог притиска, а ни превише слаба да не би долазило до неуспешног припаљивања ракетног мотора.

У првом делу рада извршена је анализа карактеристичних делова припалног процеса. Извршен је покушај да се ови делови посебно издвоје и анализирају, иако се фазе припаљивања међусобно преклапају. У првој фази, од тренутка када се шаље електрични импулс ка припали, анализирано је време активирања припалне смеше. То је важан параметар који највише зависи од квалитета смеше. Овај закључак следи из примера који је разматран у овом раду, а односи се на решење састава пиротехничке смеше и конструкције припале за нашу вођену противоклопну ракету малог домета. Када је коришћена пиротехничка смеша слабијег квалитета временски опсег активирања се налазио у распону од 20 до 180 ms док је код пиротехничке смеше високог квалитета тај опсег смањен и кретао се у границама од 18 до 32 ms.

У другој фази је разматран период у коме сагорева само припална смеша, а претпоставља се да још није дошло до сагоревања погонског пуњења ракетног мотора. Када се припала тестира у инертном мотору за испитивање припала, период сагоревања припалне смеше може да се подели у две фазе. Прва фаза, где притисак расте од нуле до максимума, веома је важна за разматрање квалитета припале, где су карактеристичне величине градијент пораста притиска и максимални притисак. Овој фази посвећен је добар део овог рада. Друга фаза у опиту у инертном мотору обично није меродавна за процену квалитета припале.

У оквиру процеса припаљивања ракетног мотора, у овој другој фази, сагоревање припале ипак мора да се посматра у садејству са погонским пуњењем, јер припала у реалном мотору није самостална као у инертном мотору. Друга фаза у реалном мотору значајно утиче на режим пораста притиска у трећој фази, када интензивно почиње да гори погонско пуњење ракетног мотора.

Трећа фаза је период сагоревања погонског пуњења до тренутка отварања млазника и зависи од конструкције припале и масе припалне смеше, али и од врсте ракетног горива и облика и димензија погонског пуњења. Количина припалне смеше не сме да буде велика јер може доћи до великог пораста притиска у фази припаљивања, што може изазвати нестабилно припаљивање или, с друге стране, гашење мотора услед

декомпресије изазване брзим отварањем млазника. То не значи да количина припалне смеше треба да се превише смањи, јер је ипак потребна нека минимална енергија да би се извршило паљење мотора.

Битно је да се процес припаљивања обавља брзо, али не и превише брзо, јер то може довести до наглог удара притиска на погонско пуњење и његовог лома, што може да изазове експлозију мотора. Зато се током развоја мотора тражи оптимално решење припалне смеше и конструкције припале, које ће обезбедити правилно припаљивање ракетног мотора. Идеално би било да се млазници отварају при притиску од око 60-90% од радног притиска мотора.

Пошто је немогуће да се постигне отварање млазника у исто време, у фази припаљивања могуће је издвојити и четврту фазу, када је могућа појава силе на једном млазнику, која у периоду до отварања другог млазника ствара обртни момент око тежишта ракете који скреће ракету за неки угао. Зато је потребно да време између отварања два млазника буде што мање.

Након отварања оба млазника, притисак мало успори раст, али услед инерције и даље мало расте, до постизања максимума, а затим полако почиње да опада, од своје максималне вредности до вредности коју има при стабилном раду. Сматра се да фаза припаљивања реално завршава кад се достигне стабилни притисак, али ипак припаљивање није завршено док сагорели елементи припалне кутије и остали чврсти елементи припале не изађу кроз млазник.

У експерименталном делу рада направљен је покушај да се избором гранулације припалне смеше утиче на режим припаљивања, али није остварен очекивани резултат. Прво, није било могуће да се израде смеше са диригованом вредношћу средње гранулације, јер није било могуће одредити на поуздан начин средњу гранулацију смеше. Друго, када је донесена одлука да се испитују припале са тачно издвојеним фракцијама праха смеше, опити су показали да све гранулације дају приближно исте режиме пораста притиска у манометарској бомби.

Сличан покушај је направљен у другој серији тестова у којој су испитиване припале у којима је смеша била у облику таблета. У различитим опитима су коришћене различите таблете. Ови опити су дали добар резултат јер се види јасна разлика у режимима пораста притиска у опитима са различитим таблетама.

Добијени опитни резултат нам даје могућност да приликом конструкције неке нове припале за неки ракетни мотор у фази пројектовања, можемо да утичемо на режим припаљивања правилним избором облика и величина припалних таблета. То је и био један од задатака у овом раду.

ЛИТЕРАТУРА

1. Н. Глигоријевић, С. Суботић: **Статичка испитивања ракетних мотора**, Научно техничке информације, ВТИ Београд, Монографија, ISSN 1820-3418, ISBN 978-86-81123-79-9, Vol.LIII, Бр.3, 2016.
2. Torche Radhia, **Статичка испитивања погона ракете на пробним столовима**, Мастер рад, Војна Академија, 2015.
3. G. P. Sutton, O. Biblarz, **Rocket Propulsion Elements**, Seventh edidion, Wiley (2001).
4. Ђорђије Јауковић: **Основи ракетне технике, 1.део, Ракетни погон**, Војна Академија копнене војске ЈНА, 1972.
5. С. Живковић, **Испитивање прототипске партије припала марш мотора вођене ракете Бумбар**, Војнотехнички институт, Београд, 2012.
6. **Техничка документација пројекта ПОРС „БУМБАР“**, Војнотехнички институт, Београд (Конструкциона документација, Извештаји са испитивања, Софтвер-Прорачуни итд.).
7. Н. Глигоријевић, М. Вујачић, А. Петрић, **Повећање поузданости припљивања ракетног мотора са чврстом композитном погонском материјом**, 1990, ЈКЕМ 1990, Купари, Зборник, Б2, стр. 620.
8. Н. Глигоријевић и група аутора, **Ракетни мотори са чврстом погонском материјом – изабрана поглавља** - изд. ВТИ, ISBN 978-86-81123-63-8 и Медија Центар Одбрана ISBN 978-86-335-0391-4, Монографија, 2013, ID 199479052, стр. 652.
9. NASA SP-8051: **Solid Rocket Motor Igniters**, March 1971.
10. NASA SP-8073, **Solid propellant grain structural integrity analysis**, 1973.
11. **Маршевски ракетни мотор противоклопне вођене ракете БУМБАР**, техничко решење, Војнотехнички институт, Београд, 2015.