

KAUNO TECHNOLOGIJOS UNIVERSITETAS  
VYTAUTO DIDŽIOJO UNIVERSITETAS

SAULIUS RAČKAUSKAS

**KIETOJO KURO RAKETINIO VARIKLIO VIDINĖS  
BALISTIKOS TYRIMAS SKAITINIAIS IR  
EKSPERIMENTINIAIS METODAIS**

Daktaro disertacijos santrauka  
Technologijos mokslai, mechanikos inžinerija (T 009)

2020, Kaunas

Disertacija rengta 2014–2019 m. Kauno technologijos universiteto Mechanikos inžinerijos ir dizaino fakultete, Transporto inžinerijos katedroje.

**Mokslinis vadovas:**

Prof. habil. dr. Algimantas FEDARAVIČIUS (Kauno technologijos universitetas, Mechanikos inžinerija – T 009).

**Redagavo:** Aurelija Gražina Rukšaitė (leidykla „Technologija“)

**Mechanikos inžinerijos mokslo krypties disertacijos gynimo taryba:**

prof. dr. Rimvydas GAIDYS (Kauno technologijos universitetas, technologijos mokslai, mechanikos inžinerija – T 009), – **pirmininkas**;

prof. habil. dr. Marijonas BOGDEVIČIUS (Vilniaus Gedimino technikos universitetas, technologijos mokslai, mechanikos inžinerija – T 009),

prof. dr. Volodymyr HUTSAYLYUK (Karo technologijos universitetas, Lenkija, technologijos mokslai, mechanikos inžinerija – T 009),

prof. dr. Artūras KERŠYS (Kauno technologijos universitetas, technologijos mokslai, transporto inžinerija – T 003).

Disertacija bus ginama viešame mechanikos inžinerijos mokslo krypties disertacijos gynimo tarybos posėdyje 2020 m. gegužės 26 d. 10 val. Kauno technologijos universiteto disertacijų gynimo salėje.

Adresas: K. Donelaičio g. 73-403, 44249 Kaunas, Lietuva.

Tel. (370) 37 30 00 42; faks. (370) 37 32 41 44; el. paštas [doktorantura@ktu.lt](mailto:doktorantura@ktu.lt).

Disertacijos santrauka išsiųsta 2020 m. balandžio 24 d.

Su disertacija galima susipažinti internete (<http://ktu.edu>), Kauno technologijos universiteto (K. Donelaičio g. 20, Kaunas) ir Vytauto Didžiojo universiteto Žemės ūkio akademijos (Studentų g. 11, Akademija, Kauno raj.) bibliotekose.

# ĮŽANGA

## Temos aktualumas

Kuriant kietojo kuro raketinius variklius, labai svarbu tiksliai nustatyti jų vidinės balistikos charakteristikas, kad būtų galima pasiekti užsibrėžtus projektavimo reikalavimus. Paprastai variklio vidinės balistikos charakteristikos nustatomos atliekant statinį (eksperimentinį) bandymą, jos leidžia nustatyti variklio darbinės savybes ir jo atitikimą užsibrėžtiems pradiniais parametrams. Tokiems bandymams reikia daug laiko, atitinkamos infrastruktūros ir žmoniškųjų išteklių, o tai savo ruožtu reikalauja didelių darbo sąnaudų bei finansinių resursų. Dėl to skaitiniais metodais pagrįstas fizikinių procesų modeliavimas, kitaip žinomas kaip simuliacija, turi didelį potencialą sumažinti reikalingus išteklius ir suteikti gilesnį supratimą apie kietojo kuro raketinio variklio vidinę balistiką, pvz., slėgį ir temperatūrą degimo kameroje, masės srautą, tūtos įtaką generuojamai variklio traukai ir kitus parametrus, kuriuos išmatuoti eksperimentiškai yra labai sunku arba neįmanoma.

Atliekant statinį bandymą, dėl ekstremalių variklio darbinių sąlygų (temperatūros, dujų srauto greičio) kai kurie matavimo zondai negali nuskaityti duomenų dėl per greito jų suirimo. Todėl simuliacija tampa itin patraukliu metodu eksperimentinių bandymų apribojimams eliminuoti. Tačiau, norint naudoti simuliaciją, reikia įsitikinti, kad gautais duomenimis būtų galima pasitikėti, juos palyginant su eksperimentinio-statinio bandymo rezultatais. Be to, didelis skirtumas tarp statinio bandymo ir simuliacijos – galimybė ne tik retrospektyviai pažiūrėti į esamo modelio vidinę balistiką, bet ir modeliuoti skirtingas galimas variklio konfigūracijas stebint jų elgseną ir taip išvengti brangių raketinio variklio statinių bandymų. Taip sukuriama tikslios ir rentabilios inžinerinės priemonės esamam varikliui optimizuoti arba suprojektuoti naują su kitais nustatytais parametrais. Simuliacija gali suteikti tyrėjams galimybę išplėsti raketos skrydžio nuotolį arba imituoti, kas vyktų skrendant retesniuose atmosferos sluoksniuose ar kosmose, sumažinant žmoniškuosius ir finansinius išteklius.

Teoriniai-analitiniai vidinės balistikos tyrimai ir variklio skaičiavimai buvo atliekami taikant literatūroje aprašytas lygtis. Kitaip nei analitiniai tyrimai, simuliacijos būdu gauti rezultatai įvertina Navier-Stokes lygčių pagrindu aprašytus skysčio tekėjimo modelius. Šios lygtys modeliuoja skysčių judėjimą pagal apibrėžtus laiko, temperatūros, skysčio sudėties ir slėgio parametrus. Toks modeliavimas yra praktiškas tik pasitelkiant kompiuterį, nes skaičiavimai turi būti atliekami kiekviename skaičiuojamojo elemento taške, kiekvienam laiko žingsniui. Šie skaičiavimai yra simuliacijos pagrindas, leidžiantis interpretuoti,

kaip degimo procesas paveikia įvairių raketos komponentų fizikinius pokyčius bei raketos variklio generuojamą trauką.

Šis tyrimas grindžiamas kietojo kuro raketinio variklio RM-12K, kuris yra RT-400 raketinio taikinio sistemos dalis, vidine balistika, suprojektuota ir išplėta Kauno technologijos universiteto (KTU) Gynybos technologijų institute (GTI). Bendrasis tyrimo tikslas buvo gauti rezultatus, atliktus pasitelkiant simuliaciją, kurie leistų tyrėjams sekti raketinio kuro bloko pokyčius ir įvairius vidinės balistikos parametrus degimo proceso metu, tokius kaip slėgis, temperatūra, trauka, raketinio kuro bloko regresija, atviro paviršiaus ploto pokytis, kuro deginimo greitis, masės srautas per tūtą ir degimo produktų tankis. Pagrindinis šio tyrimo tikslas – sudaryti patikimą kietojo kuro raketinių variklių vidinės balistikos charakteristikų simuliaciją, kuri galėtų sumažinti ar visai pakeisti eksperimentinių bandymų poreikį. Tai leistų tyrėjams su mažesnėmis laiko ir ekonominėmis sąnaudomis projektuoti kietojo kuro raketinius variklius įvairioms reikmėms arba optimizuoti pagamintus, kad būtų pasiektos dar geresnės jų eksploatacinės savybės.

## **Darbo tikslas**

Sudaryti vieningą kietojo kuro raketinių variklių konstravimo metodologiją, kuri yra pagrįsta kuro degimo simuliacija vidinės balistikos procesams ištirti, atlikti raketinio variklio eksperimentinį-statinį bandymą, panaudojant gautus rezultatus atlikti palyginamąją analizę tarp simuliacijos ir bandymų rezultatų.

## **Darbo uždaviniai:**

1. Sukurti kietojo kuro raketinio variklio kompiuterinį 3D geometrinį modelį, kuriame būtų įvertintos raketinio kuro energetinės savybės bei jo degimo variklio kameroje ir tūtos išmetimo zonoje ypatumai.
2. Nustatyti modelio pradinės ir kraštines sąlygas, įvertinančias slėgį ir temperatūrą variklio degimo kameroje, fluide ir kietojo kūno sričių fizikines savybes, leidžiančias pakankamai tiksliai modeliuoti kietojo raketinio kuro degimo procesą bei nustatyti variklio vidinės balistikos charakteristikas.
3. Ištirti kietojo raketinio kuro bloko degimo procesą, nustatyti raketinio variklio vidinės balistikos charakteristikas, pateikti kietojo kuro raketinio variklio modeliavimo rezultatus.
4. Atlikti teorinių ir eksperimentinių tyrimų palyginamąją analizę bei modeliavimo rezultatų verifikavimą, kai variklis veikia pastoviuoju režimu.

5. Tyrimų pagrindu sudaryti kietojo kuro raketinių variklių kūrimo metodologiją, kuri leistų sumažinti arba visai pakeisti kuriamų variklių eksperimentinių bandymų poreikį, taip sumažinant laiko ir ekonomines sąnaudas projektuojant įvairioms reikmėms skirtus kietojo kuro raketinius variklius.

## **Darbo metodologija**

Disertacija buvo pagrįsta teoriniais ir eksperimentiniais tyrimais. Taikant teorinius tyrimo metodus, buvo sudaryti matematiniai modeliai kietojo kuro raketinio variklio vidinės balistikos parametrų nustatymui. Naudotas skaitiniai metodais ištirtas kietojo kuro raketinio variklio vidinės balistikos modelis. Modeliavimo rezultatai buvo patvirtinti eksperimentiniu metodu, naudojant kietojo kuro raketinio variklio RM-12K vidines balistikos charakteristikas.

## **Mokslinis naujumas**

Darbe paplėsta kietojo kuro raketinių variklių konstravimo bei tyrimo metodologija panaudojant variklio vidinės balistikos modeliavimą, įvertinant kietojo raketinio kuro energetines savybes bei variklio geometrinius parametrus.

## **Darbo praktinė vertė**

Sudarytas kietojo kuro raketinių variklių vidinės balistikos charakteristikų tyrimo modelis, kuris sumažina ar visai pakeičia kuriamų variklių eksperimentinių bandymų poreikį. Tai leidžia su mažesnėmis laiko ir ekonominėmis sąnaudomis projektuoti kietojo kuro raketinius variklius įvairioms reikmėms arba tobulinti pagamintus, kad būtų pasiektos geresnės jų eksploatacinės savybės.

## **Ginti teikiami darbo rezultatai**

1. Skaitiniais metodais pagrįstas fizikinių procesų modeliavimas, įvertinantis kietojo raketinio kuro energetines savybes ir judančiąją raketinio kuro bloko sąsają – degimo paviršių, labai pagerina kietojo kuro raketinių variklių projektavimo ir tyrimų procesą, leidžia tirti vidinės balistikos procesus.
2. Gauti rezultatai leidžia nustatyti variklio vidinės balistikos charakteristikas ir fizikinių procesų vertes (degimo paviršių, plotą, kuro bloko tūrį, degimo greitį), kurių nebūtų įmanoma nustatyti naudojant eksperimentinę metodiką.

3. Modelis gali smarkiai sumažinti statinių-eksperimentinių bandymų poreikį kuriant ir konstruojant kietojo kuro raketinius variklius.

### **Darbo aprobavimas**

Tyrimų rezultatai buvo pristatyti 3 publikacijose moksliniuose žurnaluose, ISI duomenų bazėje su citavimo indeksu, taip pat 3 tarptautinėse mokslinėse konferencijose. Oro taikinio sistema, kurioje yra tiriamasis variklis, turi patentą Lietuvos Respublikos patentų duomenų bazėje. Tai pat raketinė sistema RT-400, kurioje naudojamas RM-12K kietojo kuro raketinis variklis, yra apdovanota Lietuvos metų gaminio aukso medaliu.

### **Naudojami trumpiniai ir frazės**

RM-12K – kietojo kuro raketinis variklis, kurio maksimali trauka yra 12000 niutonų.

RT-400 – raketinis taikinyš, skirtas oro gynybos sistemų (Stinger, RBS-70, GROM) operatoriams mokytis.

ANKK – amonio nitrato kompozitinis kuras.

# 1. PAGRINDINIŲ TYRIMŲ TIKSLŲ IR APIBRĖŽIMŲ LITERATŪROS APŽVALGA, MOTYVAVIMAS IR FORMULAVIMAS

## 1.1. Literatūros apžvalga

Išsivysčius kompiuterinei technikai, atsirado galimybė kurti sudėtingus skaičiavimo modelius ir juos spręsti naudojant algoritmus. Buvo sukurti pirmieji skaitiniai raketų balistikos modeliai (Meha 1996) [1]. Dėl minėtų priežasčių labai padidėjo mokslinių darbų skaičius tiriant skaičiavimo modelių patikimumą ir pagrįstumą. Daugiausia dėmesio buvo skiriama amonio perchlorato kuru pagrįstiems raketiniams varikliams, nes jie pasižymi geresnėmis energetinėmis savybėmis už amonio nitrato variklius, tačiau naujos modeliavimo metodikos ir susidomėjimas tokio tipo kuru leido tyrimo grupėms pašalinti trūkumus ir pasinaudoti papildomais privalumais, kuriuos teikia amonio nitratas, palyginti su perchloratu (Kondrikow ir kt., 1999) [2].

2002 m. išspausdintame straipsnyje „Srauto lauko ypatybių modeliavimas užsidegant kietiems raketiniams varikliams“ tyrimo grupė ištyrė kietojo kuro raketinį variklį naudodama skaitinius metodus (Serraglia ir kt., 2002) [3], kur autoriai atliko pereinamojo proceso modeliavimą. Tokie kintančio laiko modeliavimai, palyginti su statiniais, reikalauja didelių skaičiavimo pajėgumų, tačiau yra nepaprastai svarbūs dėl raketinio kuro degimo reiškinų dinamiškumo. Panašūs metodai dabar naudojami šiuolaikiniuose kompiuterinės skysčių dinamikos (CFD) algoritmuose. CFD modelių raidos eiga išsamiai aprašyta M. W. Beckstead tyrime „Naujausia kietojo raketinio kuro degimo modeliavimo pažanga“ (Beckstead 2006) [4]. Straipsnis yra įvairių tyrimų grupių darbų rinkinys, kuris leido pamatyti aiškesnį vaizdą iš ankstesnių kietųjų raketinio kuro degimo modelių. Be to, Australijos vyriausybė labai prisidėjo prie CFD srities, tyrinėdama kietojo kuro raketinių variklių modeliavimą gynybos reikmėms (Harrland ir kt., 2012) [5]. To paties tipo raketinio kuro degimo tyrimai buvo paskelbti moksliniuose leidiniuose (Ajinkya ir kt., 2012) [6].

## 1.2. Motyvacija

Šio darbo motyvacija daugiausia kyla iš „skaitinių dvynių“ idėjos [7]. Idėja teigia, kad, naudojant kompiuterinį modelį, turintį tas pačias charakteristikas, kaip ir realiame gyvenime esantį objektą, raketinį variklį ir t. t., galima modeliuoti variklio veikimą be statinių bandymų ir patikslinti variklio savybes bei optimizuoti jį dėl duomenų kiekio, kurį galima iš jo surinkti. Iki šiol raketinių variklių, galinčių skristi viršgarsiniu greičiu, tyrimai buvo skirti tik vyriausybinėms agentūroms, turinčioms reikiamą finansavimą ir motyvaciją, dėl įslaptintų bei brangių eksperimentų ir bandymų, reikalingų tokio pobūdžio

tyrimams. Be to, dėl tokių vyriausybių projektų karinio pobūdžio visuomenei trūksta žinių, reikalingų varikliui suprojektuoti neatliekant savo bandymų ir eksperimentų. Tačiau, atsiradus šiuolaikiniams kompiuterinių skaičiavimų pajėgumams, dabar galima sukurti modelį, kad jo veikimas galėtų būti modeliuojamas artimai realiam procesui, siekiant gauti duomenis, kurie neseniai buvo prieinami tik po eksperimentų analizės.

Skaičiavimai, atlikti analitiniais metodais, stokoja tikslumo ir suteikia tik nedidelį duomenų kiekį, aiškinantis raketinio variklio vidinės balistikos charakteristikas. O, atliekant simuliaciją, kiekvienas tinklelyje esantis elementas gali būti analizuojamas žingsnis po žingsnio, tyrėjams pateikiamas galingas įrankis, galintis pakeisti fizinius raketų variklius, kurie būna naudojami bandymų poligonuose. Minėtos priežastys ir lėmė šio tyrimo pasirinkimą.

Verta pakartoti, kad pagrindinė šio tyrimo motyvacija buvo sukurti patikimą modelį, pagrįstą kietojo kuro raketiniu varikliu, iširti jį ir palyginti jo pagrįstumą su eksperimento rezultatais, gautais iš RT-400 oro taikinio sistemos, kuri buvo sukurta ir pagaminta Kauno technologijos universiteto Gynybos technologijų institute. Šis modelis yra labai svarbus būsimų kietojo kuro raketinių variklių tyrimų pažangai dėl ribotų gamybinių medžiagų resursų, raketinio kuro gamybos proceso kompleksiško, logistikos iššūkių ir sąnaudų neefektyvumo, nes eksperimentai yra nepaprastai brangūs ir sudėtingi, palyginti su skaičiavimo metodais. Gebėjimas naudoti virtualius modelius ir atlikti įvairius eksploataavimo scenarijus bei projekto pakeitimus yra vienas iš pagrindinių veiksnių, kurie artimiausiu metu reikšmingai pagerins kietojo kuro raketinių variklių tyrimus.

Kaip matyti iš 1 lentelės, skaitiniai metodai objektyviai atsveria eksperimentinį metodą pagal sąnaudas, darbo jėgą ir išteklius, todėl šio tyrimo motyvacija yra atlikti kompiuterinę simuliaciją, kuri yra beveik tobulas skaitmeninis dvynys, leisiantis geriau tobulinti raketų sistemą, nei buvo įmanoma anksčiau.

**1 lentelė.** Simuliacijų ir eksperimentinių metodų palyginimas

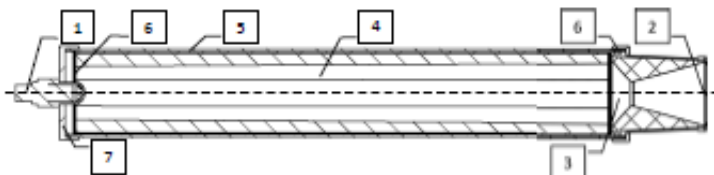
Laikas	Trumpas / pusiau trumpas	Ilgas
Kaina	Pigu	Brangu
Praplėtimas	Bet koks	Ribotas
Pakartojamumas	Taip	Ribotas
Saugumas	Taip	Ribotas
Duomenų surinkimas	Bet koks	Jutikliu duomenys



### 1.3. Kietojo kuro raketinių variklių ir jų kuro analizė ir vidinė balistika

#### 1.3.1. Pagrindinės kietojo kuro raketinių variklių projektavimo savybės

Raketos yra autonominiai varomieji įtaisai, kuriems nereikia oro ar kito oksidatoriaus tiekti iš išorinės aplinkos [8]. Cheminėse skystojo kuro raketose yra visi degimui reikalingi komponentai, tačiau tam reikia daug mechaninių komponentų, dėl ko padidėja gedimo tikimybė, o kietojo kuro raketiniai varikliai yra daug paprastesni, nes nėra degalų ir oksidatoriaus tiekimo sistemų, purkštukų ir pašildymo ar aušinimo sprendimų degalams / oksidatoriams [9]. Kietojo kuro raketiniai varikliai (SRM) susideda iš 7 pagrindinių dalių, parodytų 1 pav. Raketinis kuras yra variklio apvaskale arba įdėkle (jei variklis pagamintas naudojant gijų vyniojimo būdus). Antroji pagrindinė dalis yra tūta su slėgio dangteliu. Tai yra privaloma, jei reikia sukurti slėgį degimo kameroje, kad būtų galima efektyviai pradėti degimą. Daugeliu atvejų uždegiklis pritvirtinamas variklio (variklio galvutės) viršuje, tačiau kitais atvejais uždegimą galima inicijuoti naudojant uždegiklius, kurie pritvirtinami iš apačios. Šis metodas sumažina raketos masę po pakilimo, nes uždegiklis lieka ant paleidimo platformos. Norint, kad raketinis variklis veiktų nominaliu režimu, labai svarbu pašalinti tarpus ir plyšius tarp jungiamųjų komponentų, kurie yra tarp variklio korpuso, galvos ir tūtos. Šios jungtys yra pritvirtintos elastingais žiedais ir kitais tvirtinimo elementais.



**1 pav.** Kietojo kuro raketinis variklis: 1 – uždegiklis; 2 – galinis dangtelis; 3 – tūta; 4 – raketinio kuro blokas; 5 – sandarinimo žiedai; 6 – tvirtinimo žiedas; 7 – galva

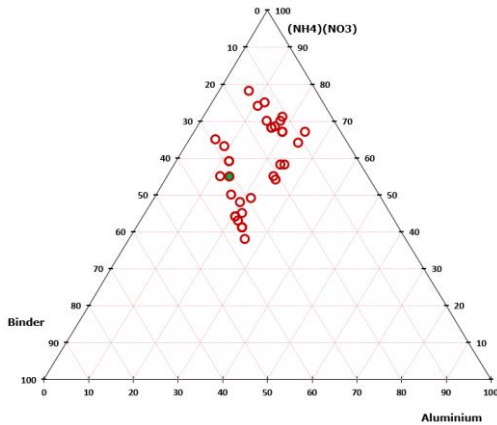
#### 1.3.2. Kompozitinis kuras

Amonio nitratas yra pigiausias ir lengvai prieinamas raketinių variklių kuro oksidatorius. Dėl didelio deguonies kiekio (60% deguonies, 5% vandenilio, be halogenidų) sudėties, didelio šiluminio stabilumo, mažo dūmų pėdsako ir pakankamo pajėgumo, palyginti su daugeliu kitų panašaus kuro atvejų, AN yra geriausias oksidatorius pigių misijų metu [10]. Kietojo kuro raketiniuose varikliuose naudojami oksidatoriai turi silpnus ryšius su mažu atomų skaičiaus

elementais. Amonio nitrato atveju  $NH_4NO_3$  degusis elementas – vandenilis, kuris oksiduojasi į vandenį terminės dezintegracijos metu pagal šią reakciją [11]:



Žemiau pateiktoje schemoje pavaizduoti keli kietojo raketinio kuro mišiniai, naudojant įvairius AN, aliuminio ir rišiklio kiekius. Nors gana gerai žinomą Wickmano formulę sudaro PSAN (fazės stabilizuotas AN), magnio milteliai ir R-45 polimeras, buvo pasirinktas aliuminis dėl jo aukštų energetinių savybių ir, be abejo, papildomos saugos ir išlaidų naudos. Tačiau dėl to, kad aliuminio daleles yra sunku padegti dėl aliuminio oksido apvalkalo, dengiančio lengvai oksiduojamą metalą, labai svarbu optimizuoti rišiklio sudėtį. Rišiklis skirtas kuro bloko formai išlaikyti, kuro degimui padidinti ir kuro degimo greičiui stabilizuoti. Paprastai šiam tikslui naudojami priedai yra siera ir geležies oksidas (trivalentė geležis), kuriuos naudoja NASA savo „Space Shuttle“ greitintuvams. Šis grafikas parodo dvidešimt vieną skirtingą kompoziciją, pažymėtą tuščiaviduriais apskritimais, kartu su faktine kompozicija, naudojama raketinio variklio RM-12K kuro sudėtyje, kuri pažymėta nepermatomu žaliu apskritimu [12].



2 pav. Įvairių kompozicijų ANCP kuro receptūrų grafikas

### 1.3.3. Tūtos konstrukcija

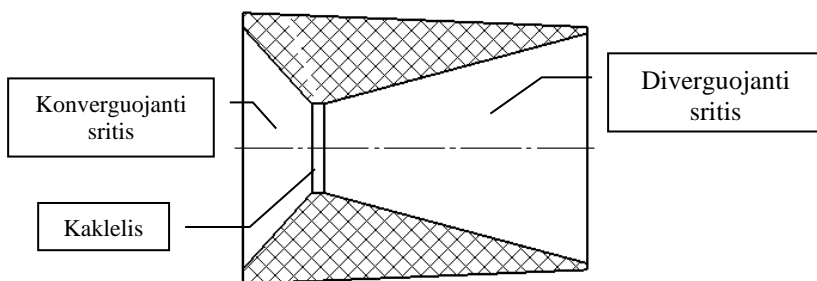
Nors varpo formos / kontūrinė tūta yra arčiausiai idealios tūtos formos, kurią galima apskaičiuoti naudojant nustatytus variklio konstrukcijos parametrus, pasirinkta kūginė tūta. Minėta tūta yra paprasčiausios konfigūracijos. Pagrindinė tokios tūtos pasirinkimo priežastis buvo gamybos paprastumas ir tai, kad jos

formos nereikėtų keisti, jei pakistų raketinio kuro bloko savybės. Tačiau skaičiuojant srautą, einantį per kūginę tūtą, ir darant prielaidą, kad sąlygos yra idealios, kai pasiekiamas izotropinis srautas, tūtos išėjimo momentui turi būti taikomas teorinis pataisos koeficientas  $\lambda$ . Šis koeficientas yra santykis tarp dujų, išmetamų su ribotu tūtos kampu  $2\alpha$ , ir idealios tūtos, kai visos dujos teka ašine kryptimi:

$$\lambda = \frac{1}{2}(1 + \cos \alpha). \quad (2)$$

Idealių raketų atveju  $\lambda$  yra 1,0. Tačiau šiuo atveju dėl kūgio  $30^\circ$  kampo (pusiaukampio  $\alpha = 15^\circ$ ) išėjimo momentas ir ašinis išmetimo greitis yra 98,3% greičio, apskaičiuoto atsižvelgiant į idealias sąlygas. Dėl mažų tūtos divergencijos kampų didžioji dalis momento gali išlikti kaip ašinis ir taip generuoti didelį specifinį impulsą, tačiau dėl to tenka gaminti labai ilgus tūtas, todėl raketinė sistema patiria masės nuostolius. Didesni divergencijos kampai leidžia pagaminti trumpesnę ir lengvesnę tūtą, tačiau jų našumas gali tapti nepriimtina mažas. Priklausomai nuo konkretaus pritaikymo ir skrydžio trajektorijos, optimalus kūginių tūtų divergencijos kampas paprastai yra tarp  $12^\circ$  ir  $18^\circ$  [13].

Todėl, atsižvelgiant į minėtus veiksnius, buvo parinkta tūta, siekiant sumažinti išeinančio srauto trintį į tūtos sienelę, srauto sutrikimus, kurie gali sukelti pulsuojančią, nestabilią srautą, kas galėtų pasibaigti tūtos suirimu. Naudotos tūtos konstrukcijos CAD vaizdas parodytas 3 pav.



**3 pav.** Tūtos skerspjūvio vaizdas

Taigi, pasirinkta kūgio formos tūtos forma, kurios kampas yra  $15^\circ$ , pasirodė esąs tinkamiausias sprendimas, nes tai sumažina gamybos sąnaudas ir vis tiek užtikrina tūtos našumą, atsižvelgiant į nurodytą raketinio variklio konstrukciją ir darbinus parametrus.

### 1.3.4. 1-D izotropinio tūtos modelio tyrimas

1D izotropinis modelis paremtas teorine prielaida, jog tūtos srautas yra vienos krypties ir simetriškas srauto krypties ašiai. Tai leidžia supaprastinti skaičiavimus, norint gauti parametų vertes idealioms sąlygoms. Naudojant šį teorinėmis prielaidomis pagrįstą analitinį modelį, tūtos forma nėra svarbi, o srautas priklauso tik nuo tūtos kaklelio ir išėjimo skerspjūvio ploto santykio. Ši idealios varomosios sistemos koncepcija yra naudinga, nes reikiamus termodinaminius principus galima išreikšti supaprastintais matematiniais modeliais, panaikinant dviejų ar trijų matmenų realaus aeroterminio cheminio elgesio lygtis. Atsižvelgiant į keletą prielaidų, reikalingų izotropiniam modeliui pasiekti, gautos vertės yra patenkinamos tiriant raketų variklius, išbandant ir vertinant įvairius nustatytus projektinius parametrus.

Pagrindinės prielaidos, naudojamos atliekant skaičiavimus, yra šios:

1. Šilumos pernešimas per variklio sienelės neskaiciuojamas; srautas yra adiabatinis.
2. Dujų trintis į tūtos sienelės nevertinama, kaip ir srauto tekėjimas prie sienelės.
3. Tūtos sraute nėra smūginių bangų ar kitokių netolygumų.
4. Kietas raketinis kuras yra vienalytis ir tolygus (homogeniškas), deginimo greitis yra pastovus.
5. Visos iš raketos tūtos išeinančios dujos juda greičiu, lygiagrečiu su tūtos ašimi.
6. Dujų greitis, slėgis, temperatūra ir tankis yra vienodi bet kurioje atkarpoje, esančioje diverguojančioje tūtos dalyje, kaip ir degimo kameroje.

Reikėtų atkreipti dėmesį, jog idealios izotropinės sąlygos reiškia, kad sraute nuostoliai neatsiranda, o optimalios sąlygos yra atskira koncepcija, atspindinti geriausiai apskaičiuotas eksploatacines savybes tam tikru nustatytu parametų rinkiniu.

### 1.3.5. Srauto tūtoje matematinis modelis

Raketiniame variklyje RM-12K degimo kameros slėgis  $p_c$  buvo 60,8 MPa, degimo kameros temperatūra  $T_c$  buvo 2322 K, savitųjų šilumų santykis ( $\gamma$ ) buvo 1,19, o R (savitoji degimo produktų dujų konstanta) apskaičiuota kaip 347,9 J/kg/K. Atliekant šiuos skaičiavimus, buvo laikoma, kad raketa veikia arti jūros lygio esant  $1,01 \cdot 10^5$  Pa aplinkos slėgiui. Kaklelio spindulys – 44 mm, o tūtos išėjimo spindulys – 114 mm.

Lygtyse naudojamas žymėjimas:  $T_t$  (arba  $T^*$ ) – dujų temperatūra tūtos kaklelyje,  $T_c$  – dujų temperatūra prie tūtos išėjimo,  $p_t$  (arba  $p^*$ ) – dujų slėgis tūtos

kaklelyje,  $p_e$  – dujų slėgis tūtos išėjimo angoje,  $\gamma$  – savitųjų šilumų santykis,  $A_e$  – plotas iš tūtos išėjimo,  $v_e$  – dujų greitis iš tūtos išėjimo,  $R$  – dujų konstanta,  $\dot{m}$  – degimo dujų masės srautas per tūta,  $M_e$  – Macho skaičius tūtos išėjimo angoje. Reikia pažymėti, kad  $t$  ir  $*$  santrumpa skirta kintamajam apibūdinti kaklelio lygyje ( $t$ ) ir kritiniam kintamajam kaklelio lygyje ( $*$ ).

Norint įvertinti tūtos efektyvumą, siekiama surasti tam tikro stebimų ir apskaičiuotų parametrų rinkinio tekėjimo sąlygas kaklelyje ir išėjimo angoje [61]:

$$\dot{m} = \rho^* v^* A^* = \frac{p^*}{RT^*} \sqrt{\gamma RT^*} A^* = \frac{\gamma p^* A^*}{\sqrt{\gamma RT^*}} = \frac{\gamma p_t A^*}{\sqrt{\gamma RT_t}} \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{2}}, \quad (3)$$

$$\dot{m} = \rho_e v_e A_e = \frac{\gamma p_t A_e}{\sqrt{\lambda RT_t}} M_e \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_e^2 \right)^{\frac{2 - \gamma}{2}}, \quad (4)$$

$$M_e = \frac{v_e}{\sqrt{\gamma RT_e}}, \quad (5)$$

$$F = \dot{m} v_e. \quad (6)$$

Konverguojančioje-diverguojančioje tūtoje, kai tekėjimo srautas yra viršgarsinis, tiek kaklelio, tiek išėjimo zonos turėtų būti optimizuotos, kad būtų maksimali trauka, atsizvelgiant į aukštį ir skrydžio greitį. Kaip matyti iš žemiau pateiktos lygties:

$$\frac{A^*}{A_e} = M_e \left( \frac{\frac{\lambda + 1}{2}}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_e^2} \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}. \quad (7)$$

Kai srautas izotropinis visoje tūtoje, esant  $p_0/p_t$  reikšmėms, išėjimo Macho skaičius  $M_e$  pateikiamas: [14]:

$$M_e = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \left( \left( \frac{p_t}{p_e} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right)}. \quad (8)$$

Esant nurodytoms variklio charakteristikoms, slėgis  $p^*$  ties kakleliu yra 5,73 MPa.

$$p_t = \left( \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \right) E_t. \quad (9)$$

Reikia pažymėti, kad  $E_i$  lygtyje (9) žymi specifinę vidinę dujų energiją, o jos vertė yra  $10,11 \cdot 10^6$  J/kg:

$$E_i = \frac{2T_c R \gamma}{\gamma}. \quad (10)$$

Skaiciuojant  $p_e$ , reikia atkreipti dėmesį, kad jis turi būti lygus aplinkos slėgiui ar artimas jam. Šiuo atveju  $p_e$  buvo  $1,01 \cdot 10^3$  Pa, nes bandymas buvo atliktas ant žemės (jūros lygyje).

Atsižvelgiant į minėtas vertes, išėjimo Macho greitis ( $M_e$ ) buvo apskaičiuotas kaip 2,97 machai.

Žinant degimo kameros temperatūrą, kuri buvo apskaičiuota iš cheminės kinetikos skaičiavimo, greitis  $v^*$  ties kakleliu buvo 937 m/s.

$$v^* = \sqrt{\frac{(2\gamma RT_c)}{\gamma + 1}}. \quad (11)$$

Turint kaklelio temperatūrą ir išėjimo Macho skaičių, galima apskaičiuoti išėjimo greitį. Ši vertė yra viena iš pagrindinių verčių apskaičiuojant variklio trauką. Išėjimo greitis buvo 2204 m/s.

$$v_e = \sqrt{\frac{2\gamma RT_t}{\gamma - 1} \left( 1 - \left( \frac{p_e}{p_t} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right)} = \sqrt{\frac{2\gamma RT_t}{\gamma - 1} \left( 1 - \frac{1}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_e^2} \right)}. \quad (12)$$

Kaklelio temperatūros pokyčio greitis apibūdinamas kaip kuro degimo šiluma, kuri yra apskaičiuojama kaip vidinė energija, padalinta iš masės. Ši vertė apibūdina pokyčius nuo šiluminės energijos, kuri susidaro degimo kameroje, iki kinetinės energijos tūtoje, kuria sukuriama raketos variklio trauka. Ši reikšmė buvo žymima kaip  $T^*$  ir buvo lygi  $10,11 \cdot 10^6$  J/kg.

$$T^* = \frac{(2\gamma RT_c)}{\gamma - 1}. \quad (13)$$

Iš degimo kameros temperatūros, aplinkos slėgio ir degimo kameros slėgio galima apskaičiuoti išėjimo temperatūrą. Tai rodo, kiek sumažėja temperatūra, kai dujos palieka raketos tūtą per kaklelį. Galima aiškiai parodyti, kaip šiluminė energija pasiskirsto tūtoje, jai virstant į kinetinę energiją. Išėjimo temperatūra buvo apskaičiuota kaip 1207,8 K.

$$T_e = T_c \left( \frac{p_0}{p_c} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}}. \quad (14)$$

Variklyje generuojamo masės srauto ir traukos skaičiavimai pateikti (4) ir (6) lygtyse. Atsižvelgiant į aukščiau pateiktas vertes, masės srautas buvo  $\dot{m} = 5,42$  kg/s, o trauka  $F = 11952$  N. Apskaičiuota traukos vertė atitinka empirinius

ir modeliavimo duomenis. Kitas vertes galima patvirtinti pateiktas ploto, slėgio ir temperatūros santykio grafikas kaip Macho skaičiaus funkcija, kad būtų galima patikrinti, ar tuose grafikuose galima rasti skaičiavimais gautas vertes, o tai reikštų, kad vertės yra pakankamai tikslios preliminariems projektavimo skaičiavimams atlikti [14].

**2 lentelė.** Apskaičiuotieji parametrai raketiniam varikliui

Aukštis, m	1
Savitosios šilumos koeficientas $\gamma$ , -	1,19
Dujų konstanta $R$ , j/kg/K	347,9
Išėjimo slėgis $p_e$ , Pa	$1,01 \cdot 10^3$
Slėgio santykis $p/p_e$	0,0167
Temperatūros santykis $A_v/A_e$	0,52
Tankio santykis $\rho_e/\rho^*$	0,04
Šilumos kitimas J/kg	$1,01 \cdot 10^7$
Kaklelio slėgis $p_t$ , Pa	$5,73 \cdot 10^6$
Kaklelio greitis $v_t$ , m/s	937
Išėjimo greitis $v_e$ , m/s	2204
Masės srautas $\dot{m}$ , kg/s	5,42
Trauka $F$ , N	11952
Išėjimo temperatūra $T_e$ , K	1207
Išėjimo garso greitis $v_e$ , m/s	707
Macho skaičius $M_e$ , -	2,97

Tūtos ploto santykis  $A^*/A_e$  yra apibrėžtas dalijant tūtos išėjimo skerspjūvio plotą iš tūtos kaklelio ploto, ir toks santykis yra nuo 0 iki 1 esant skirtingoms Macho vertėms (lygtis (7)). Šiam skaičiavimui  $A^*$  buvo  $0,00152 \text{ m}^2$ , o  $A_e - 0,0102 \text{ m}^2$ , santykio koeficientas buvo 0,1448. Tūtos slėgio santykis  $p_e/p^*$  yra apibrėžiamas kaip tūtos išėjimo slėgio santykis su tūtos kaklelio slėgiu esant skirtingoms Macho skaičiaus reikšmėms. Buvo apskaičiuota, jog  $p^*$  buvo  $5,73 \cdot 10^6 \text{ Pa}$ , o  $p_e$  buvo  $1,01 \cdot 10^3 \text{ Pa}$  su 0,0167 slėgio santykiu.

$$\frac{\rho}{\rho^*} = \frac{\frac{\gamma+1}{2}}{\gamma-1 \sqrt{1 + \frac{\gamma+1}{2} M_e^2}}. \quad (15)$$

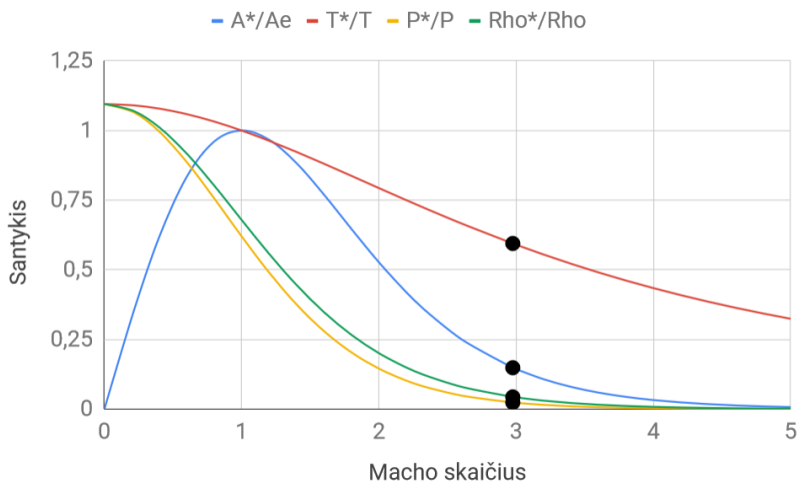
Tūtos temperatūros santykis  $T_e/T^*$  yra apibrėžiamas kaip tūtos išėjimo slėgio santykis su tūtos kaklelio slėgiu esant skirtingoms Macho vertėms. Šiam skaičiavimui atlikti  $T_e$  buvo 2322 K, o  $T^*$  buvo 1207 K, esant 0,52 temperatūros santykiui. Panašiu principu buvo apskaičiuotas ir tankio santykis, kuris buvo lygus 0,04 (17 lygtis).

$$\frac{T^*}{T} = \frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2}{\frac{\gamma + 1}{2}}, \quad (16)$$

$$\frac{\rho}{\rho^*} = \frac{\frac{\gamma + 1}{2}}{\gamma - 1 \sqrt{1 + \frac{\gamma + 1}{2} M_e^2}}. \quad (17)$$

### 1.3.6. Rezultatų patvirtinimas

Galima daryti išvadą, kad 2 lentelės rezultatai yra teisingi, nes grafikuose galima rasti atitinkamus taškus, nuo duotos Macho skaičiaus vertės 2,97, kuri gaunama apskaičiuojant išėjimo greitį. Žemiau esančiame grafike pavaizduoti ploto, slėgio, tankio, temperatūros santykiai. Taškai rodo apskaičiuotas tūtos santykio vertes nuo kaklelio iki išėjimo.



4 pav. Tūtos santykis su pažymėtomis siūlomos konstrukcijos vertėmis



## 2. KIETOJO KURO RAKETINIO VARIKLIO MODELIAVIMAS

### 2.1. Masės tvermės dėsnis

Masės tvermės dėsnis pagal Navier-Stokes lygtis teigia, kad skysčių dinamika ir termodinaminiai dėsniai yra pagrįsti, jog skystis yra izotropinis, slėgis yra hidrostatinis, galioja antrasis Niutono dėsnis. Šis principas, arba kontinuumo lygtis, teigia, kad skysčiui būtina judėti taip, kad judant būtų išsaugota masė. Šis principas yra masės tvermės dėsnio pasekmė. Masės tvermės (18) lygtis apibūdina masės pastovumą uždaroje sistemoje [15].

$$V_f \frac{d\rho}{dt} + \frac{d}{dx}(\rho v A_y) + R \frac{d}{dy}(\rho \omega A_z) + \xi \frac{\rho u A_x}{x} =$$
$$= R_{DIF} + R_{SOR}, \quad (18)$$

čia  $V_f$  yra dalinis tūris, atviras tekėjimui,  $\rho$  yra skysčio tankis,  $R_{DIF}$  yra turbulentinės difuzijos dedamoji,  $R_{SOR}$  yra masės šaltinio dedamoji,  $R$  – koordinačių atskaitos indikatorius ir  $\xi$  – geometrijos tipo indikatorius ( $R \neq \xi$ ). Greičio komponentai ( $u, v, w$ ) yra koordinačių kryptimis ( $r, R_{SOR}, z$ ).  $A_x, A_y$  ir  $A_z$  yra srauto ploto dalys ašių kryptimis. Cilindrinėje koordinačių sistemoje y dariniai turi būti paversti azimutiniais dariniais. Konversijos lygtis pateikiama taip:

$$\frac{d}{dy} \rightarrow \frac{1}{r} \frac{d}{d\theta}. \quad (19)$$

### 2.2. Skysčio modelis

Skysčio greičio komponentų ( $u, v, w$ ) judesio lygtys pateiktos visoms trimis koordinaciu kryptims su papildomomis dedamosiomis, galinčios išspręsti konkrečią problemą, nurodytą (20) lygtyje. Greičio dydį galima apskaičiuoti remiantis santykiu  $U = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2}$ . Šiame tyrime greitis matuojamas SI vienetais [16]:

$$\begin{aligned}
& \frac{du}{dt} + \frac{1}{V_F} \left\{ uA_x \frac{du}{dx} + vA_y R \frac{du}{dy} + wA_z \frac{du}{dz} \right\} - \xi \frac{A_y v^2}{xV_F} = \\
& - \frac{1}{\rho} \frac{dp}{dx} + G_x + f_x - b_x - \frac{R_{SOR}}{\rho V_F} (u - u_w - \delta u_s) \frac{dv}{dt} + \\
& \frac{1}{V_F} \left\{ uA_x \frac{dv}{dx} + vA_y R \frac{dv}{dy} + wA_z \frac{dv}{dz} \right\} + \xi \frac{A_y uv}{xV_F} = \\
& - \frac{1}{\rho} \left( R \frac{dp}{dy} \right) + G_y + f_y - b_y - \frac{R_{SOR}}{\rho V_F} (v - v_w - \delta v_s) \\
& \frac{dw}{dt} + \frac{1}{V_F} \left\{ uA_x \frac{dw}{dx} + vA_y R \frac{dw}{dy} + wA_z \frac{dw}{dz} \right\} = \\
& - \frac{1}{\rho} \frac{dp}{dz} + G_z + f_z - b_z - \frac{R_{SOR}}{\rho V_F} (w - w_w - \delta w_s)
\end{aligned} \tag{20}$$

čia ( $G_x, G_y, G_z$ ) yra pagreičiai, ( $f_x, f_y, f_z$ ) yra klampumo pagreičiai, ( $b_x, b_y, b_z$ ) yra sukuriamos masės prie šaltinio, kuri žymi geometriniai komponentai, ( $u_w, v_w, w_w$ ) rodo šaltinio (skysčio, kuris įterpiamas į jau esamą skystį iš nustatytos pozicijos) komponento greitį, o ( $u_s, v_s, w_s$ ) – skysčio greičio komponentas šaltinio paviršiuje, palyginti su pačiu šaltiniu. Šio šaltinio dedamoji aprašyta žemiau patektoje lygtyje:

$$U_s = \frac{dQ}{\rho Q dA} n, \tag{21}$$

čia  $dQ$  yra masės srautas,  $\rho Q$  yra skysčio šaltinio tankis,  $dA$  yra šaltinio paviršiaus plotas skaičiuojamajame elemente, o  $n$  yra paviršiaus išorinė normalė. Šiuo atveju  $n = 0,0$ , nes srautas yra stagnacijos slėgio tipo. Tai reiškia, kad šaltinio dedamoji, kuri įveda skystį į skaičiuojamąją aplinką, turi nulinio greičio dydį rakinio kuro sąsajoje ir yra neveikiama trinties. Dėl to šaltinyje turi kauptis slėgis, kad skystis nutekėtų nuo šaltinio. Tai padeda modeliuoti atsirandančias dujas iš kuro bloko ir imituoti kuro bloko degimo procesą, kai atsirandantis skystis sukuria impulsą šaltinio komponento viduje.

### 2.3. Energijos pernešimas

Skysčio energijos lygtis (22) reikalinga skysčio šilumos pernešimui apskaičiuoti. Skysčio temperatūra daro įtaką skysčio srauto savybėms perėjimo iš degimo kameros per tūtos kaklelį metu, prieš išeinant iš zonos, kur dujų greitis yra kritinis į besiplečiančią tūtos dalį iki kol srautas palieka tūtą:

$$V_F \frac{d}{dt}(\rho I) + \frac{d}{dx}(\rho I u A_x) + R \frac{d}{dy}(\rho I v A_y) + \xi \frac{\rho I u A_x}{x} = -p \left\{ \frac{du A_x}{dx} + R \frac{dv A_y}{dy} + \frac{dw A_z}{dz} + \xi \frac{u A_x}{x} \right\} + R I_{DIF} + \quad (22)$$

$$T_{DIF} + R I_{SOR},$$

čia  $I$  yra dujų makroskopinė vidinė energija, indeksai DIF ir SOR nurodo atitinkamai difuzijos ir šaltinio dedamąsias. Reikia pažymėti, jog modelyje naudojama dviejų skysčių problema, o  $\rho I$  pateikiamas (23) lygtyje:

$$\rho I = F \rho_1 I_1 + (1 - F) \rho_2 I_2. \quad (23)$$

Šilumos laidumo difuzijos procesas aprašomas žemiau pateiktoje lygtyje (24):

$$T_{DIF} = \frac{d}{dx} \left( k A_x \frac{dT}{dx} \right) + R \frac{d}{dy} \left( k A_y R \frac{dT}{dy} \right) + \frac{d}{dz} \left( k A \frac{dT}{dz} \right) + \xi \frac{k A_x T}{x}, \quad (24)$$

čia  $k$  yra šilumos laidumas. Pagal šį modelį kiekvienas skystis yra lokaliai įvertinamas pagal bendrojo skysčio tūrio dalį, kuri žymima kaip  $F$ . Bendroji skysčio dalis skaičiuojamojoje aplinkoje aprašoma kaip vienas skaičiuojamasis elementas.

#### 2.4. Sąsajos modeliavimas

Norint modeliuoti kietojo raketinio kuro degimo paviršių, turi būti įvesta skysčio sąsaja tarp skysčio ir kietosios srities. Tokius reiškinius galima apibrėžti pagal skysčio tūrio funkciją  $F(x, y, z, t)$  [17]. Ši funkcija parodo skysčio tūrį bendrajame tūrio vienetė. (25). Ši sąsaja kinta modeliavimo metu, o jos parametrus išveda (24) lygtis:

$$\frac{dF}{dt} + \frac{1}{V_F} \left[ \frac{d}{dx} (F A_x u) + R \frac{d}{dy} (F A_y v) + \frac{d}{dz} (F A_z w) + \xi \frac{F A_x u}{x} \right] = F_{DIF} + F_{SOR}, \quad (25)$$

kur

$$F_{DIF} = \frac{1}{V_F} \left\{ \frac{d}{dx} \left( v_F A_x \frac{dF}{dx} \right) + R \frac{d}{dy} \left( v_F A_y R \frac{dF}{dy} \right) + \frac{d}{dz} \left( v_F A_z \frac{dF}{dz} \right) + \xi \frac{v_F A_x F}{x} \right\}. \quad (26)$$

Čia difuzijos koeficientas aprašomas kaip  $v_F = \frac{c_F \mu}{\rho}$ , čia  $c_F$  yra konstanta, kurios atvirkštinis santykis kartais dar yra vadinamas turbulentinio Schmidto skaičiumi, o  $F_{SOR}$  – tankio šaltinio dedamoji (atitinka  $R_{SOR}$ , aprašyta (18) lygtyje). Spūdžiųjų dviejų skysčių modeliavimui  $F$  parodo skysčio tūrio dalį, o tankis apskaičiuojamas pagal suslėgto skysčio būsenos lygtį.

## 2.5. Skaitinės schemos

Modelio lygtims aproksimuoti buvo naudojamos antros eilės schemos. Pirmos eilės schemos buvo naudojamos tik modelio vientisumui ir stabilumui patikrinti pirmaisiais tyrimų etapais. Galutiniai modeliavimai buvo atlikti naudojant tik antros eilės pastovumą išlaikančias „upwind“ skirtumų metodais pagrįstas schemas. Skaičiuojant impulsų, tankio, energijos ir skysčių frakcijos pernešimą, buvo taikomas vientisumo išsaugojimo metodas. Naudota diskretizavimo schema gaunama naudojant antrosios eilės polinominius apytikslius dydžius kiekvienoje iš koordinatinių krypčių [18].

## 2.6. Degimo modeliavimas

Modeliavimas buvo atliktas nesusiejus tiesioginės cheminės kinetikos modeliavimo. Visos reikalingos medžiagų savybių ir koeficientų vertės buvo gautos atlikus atskirą tyrimą. Degimo greitis ir energijos pateikiami (27, 28) lygtyse [19]:

$$Q_M = \rho_{solid} (aP^b), \quad (27)$$

čia  $Q_M$  yra degančių dujų masės srautas, išreikštas kg/s prie dujų ir raketinio kuro ribos,  $\rho_{solid}$  yra raketinio kuro tankis ( $\text{kg/m}^3$ ),  $P$  – dujų slėgis kietojo kuro ir dujų sąsajoje,  $a$  yra degimo koeficientas (empirinis parametras), o  $b$  yra degimo eksponentė (empirinis parametras).

$$Q_E = Q_M C_P T_{burn}, \quad (28)$$

čia  $Q_E$  yra reakcijos metu sukurta energija (džauliais),  $Q_M$  yra srauto degimo greitis m/s,  $C_P$  yra dujų savitoji šiluma esant pastoviam slėgiui, o  $T_{burn}$

yra raketinio kuro degimo temperatūra, gauta atliekant cheminės kinetikos skaičiavimus.

Naudojant šį modelį turi būti įvesti tam tikri apribojimai:

1. Į momento lygtis neįvedamos jokios papildomos šaltinio dedamosios, nes manoma, kad degimas yra stagnacinio tipo.
2. Degimo dujų tankis apskaičiuojamas pagal idealiųjų dujų lygtį.
3. Neatsižvelgiama į tiesioginį turbulencijos poveikį degimo greičiui.
4. Nepaisomi raketinio kuro bloko įtempiai ir deformacijos.

Modelio degimo komponentą skaičiuojamoje aplinkoje apibūdina specialiai aprašytas darbinis kūnas, kuris keičia formą ir tūrį degimo proceso metu, veikiant komponentą aukščiau aprašytoms fizikinėms savybėms. Šiuos pokyčius veikia pradinės degimo komponento sąlygos ir pradinė raketinio kuro bloko forma. Degančiojo komponento degimo plotas ir tūrio dalys apskaičiuojami kiekvienam laiko žingsniui, kol degimo komponentas išnyks skaičiavimo aplinkoje. Pagrindinis kintamasis, žymintis geometrijos komponentą, yra santykinis (trupmeninis) kietosios medžiagos tūris skaičiuojamajame elemente, kuris yra kietosios medžiagos tūrio elemento ir viso elemento tūrio santykis. Šį santykį apibūdina (29) lygtis [20]:

$$V_{f,combust} = \frac{V_{combust}}{V_{cell}}, 0 \leq V_{f,combust} \leq 1. \quad (29)$$

Tada atvirojo tūrio dalis tinklelio elemente gali būti aprašyta (30) lygtimi:

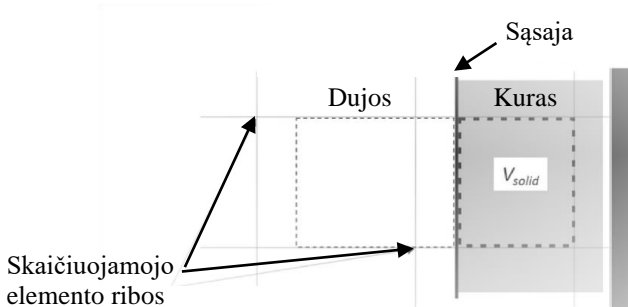
$$V_f = 1 - V_{f,combust}. \quad (30)$$

Kietojo kuro kiekio pokyčio lygtis tinklelio elemente aprašoma lygtimi (31):

$$\frac{dV_{f,combust}}{dt} = \frac{Q_M dA}{\rho_{solid} V_{cell}} \quad (31)$$

čia kietojo kuro degimo paviršiaus atviras plotas yra  $dA$ .

Minėtos formulės apibrėžia darbinio kūno degimo procesą, pavaizduotą 5 pav., kur matomas kietojo kuro ( $V_{solid}$ ) ir dujų santykis ties dviejų terpių sąsaja. Šio proceso metu darbinis kūnas virsta dujomis. Šioje simuliacijoje minėtas virsmas nėra tolygus procesas – pasiekus kritinę ribą, apibrėžto darbinio kūno likutis yra konvertuojamas į dujas (kai  $V_{solid} < 5\%$  nuo  $V_{cell}$ ), taip panaikinant skaičiavimo elemente likusį kurą ( $V_{solid}$ ), siekiant optimizuoti skaičiavimo trukmę.



5 pav. Modelio sąsajos srities schema [24]

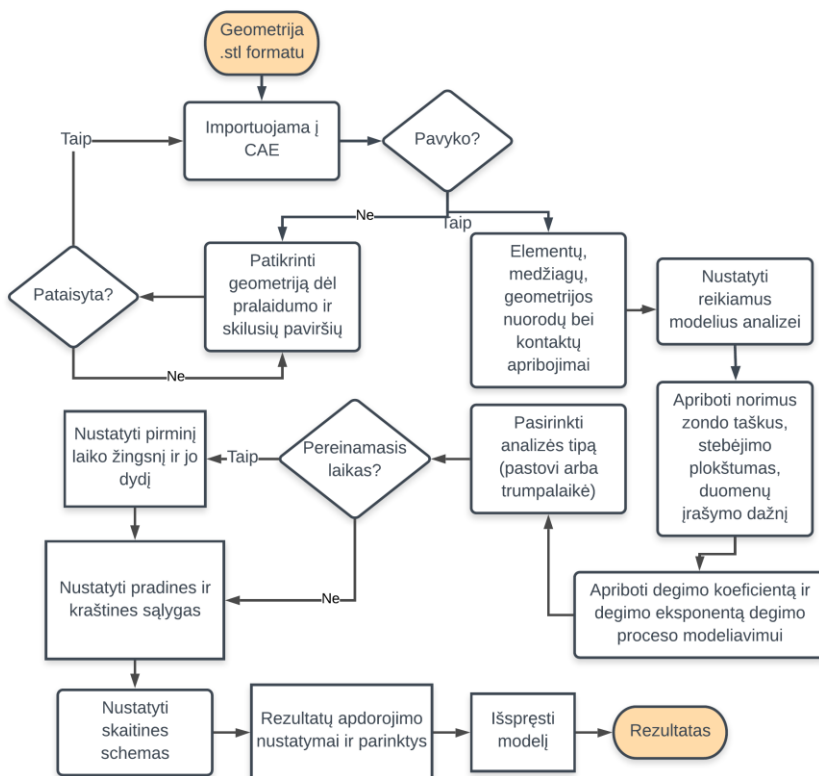
Šis modelis pateikia kiekviename laiko etape sudegusio raketinio kuro kiekį, aprašytą (32) lygtimi:

$$\frac{dM}{dt} = Q_M \frac{dA}{dt}. \quad (32)$$

Kuro degimo metu energija paskirstoma per dujų tūrį išilgai degimo sąsajos. Įvedus aukščiau aprašytus procesus, apskaičiuojami difuzijos ir konvekcijos procesai ir išsprendžiama reakcijos metu susidarančių dujų masės pernešimo lygtis. Šią lygtį kitaip galima apibūdinti atsižvelgiant tik į degimo kameros slėgį  $P$  kartu su degimo konstanta  $a$  ir eksponente  $b$ :

$$\frac{dm}{dt} = aP^b. \quad (33)$$

## 2.7. Raketinio variklio vidinės balistikos modelio sudarymas



6 pav. Algoritmo schema

Norint sudaryti konkretų skaitinį modelį su dinamiškai kintančiu tinkleliu, reikėjo atsižvelgti į techninius apribojimus dėl naudojamo sąsajos stebėjimo, kuris iliustruotas (7 pav.). Vieni iš tokių apribojimų buvo susiję su skaičiavimo laiku bei konvergavimo stabilumu dėl optimalaus laiko žingsnio parinkimo.

Aukščiau minėtam modeliui sukurti buvo naudojama „Flow 3D“ programa, skirta skysčių dinamikos uždaviniams spręsti. Modelio skaičiavimai pirmiausia buvo pagrįsti skysčio tūrio (VoF) skaitiniu metodu, o tinklelio sudarymas buvo pagrįstas (F.A.V.O.R.) algoritmu. Aukščiau esančioje diagramoje matomas algoritmo, naudojamo „Flow 3D“ programoje skaičiavimams atlikti, vaizdas (6 pav.). Taip pat raketinio kuro cheminė sudėtis ir kitos fizinės savybės yra parodytos 3 lentelėje.



7 pav. Kuro bloko formos kitimas [21]

3 lentelė. Raketinio kuro komponentų molekulinė sudėtis ir fizinės savybės

Medžiaga	Masė, g	Tankis, g/cm <sup>3</sup>	Sandara
Amonio nitratas	55	0,06230	4H-2N-3O
Kalio perchloratas	8	0,09100	1K-1Cl-O4
Aliuminis	14	0,9760	1Al
Anglis	2	0,06370	1C
Silikonas	20	0,03610	6H-2C-1O-Si
Geležies oksidas	1	0,184	3O-2Fe

Cheminės kinetikos tyrimas atskleidė toliau aptariamus rezultatus. Svarbiausias yra grindžiamas degimo kamera, o kitas – tūtos lygiu. Vienas iš pagrindinių parametru, reikalingu simuliacijai atlikti, buvo degimo temperatūra, kuri šiuo atveju buvo 2322 K, o  $\gamma$  buvo 1,16. Reikia pažymėti, kad  $\gamma$  reikšmė naudotoje programoje buvo apibūdinta kaip savitosios šilumos, kai tūris yra pastovus, ir savitosios šilumos, kai slėgis yra pastovus, santykiu. Cheminės kinetikos savybės parodytos 4 lentelėje.

4 lentelė. Cheminio kinetinio modelio degimo kameros ir degimo produktų rezultatai

	$T, K$	$P, \text{bar}$	Entalpija, J	Entropija, J/K	$C_p/C_v$ ( $\gamma$ )	$R_T, \text{J/(kg}\cdot\text{K)}$	$T/V$
Degimo kamera	2322	62,03	-103,52	224	1,16	3,66	16,69
Degimo produktai	1526	0,962	-167,02	224	1,19	3,63	0,262

Čia  $T$  yra temperatūra, išreikšta kelvinais,  $P$  yra slėgis, išreikštas barais,  $C_p/C_v$  yra savitųjų šilumų santykis ( $\gamma$ ), o  $R_T$  yra savitoji degimo dujų konstanta. Gauti rezultatai parodė, jog mišinio molekulinė masė buvo 23,896 mol/g, o dujų savitoji šiluma buvo 2102 J/kg/K. Skaičiavimai parodė, kad suprojektuoto ANKK raketinio kuro specifinis impulsas buvo 235 s.



## 2.8. Pradinės ir kraštinės sąlygos

Pradinės modeliavimo sąlygos buvo apibrėžtos atsižvelgiant į skysčio sritį, kai pradinė oro temperatūra degimo kameroje buvo 300 K ir atmosferos slėgis – 1,01 bar (101325 Pa). Tokia konfigūracija buvo pasirinkta taip, kad būtų imituojamos pradinės sąlygos, kokios buvo atliekant statinį bandomojo raketinio variklio bandymą. Reikia pažymėti, kad statiniai bandymai buvo atlikti vasarą, liepą, saulėtą ir karštą dieną, kai oro temperatūra buvo apie 298–300 K. Be to, buvo sukurtas masės šaltinio elementas, kuris atstojo raketinio kuro uždegiklį. Šis dirbtinis šaltinis turėjo imituoti tikrąjį užsidegimo procesą, todėl buvo naudojamos tos pačios degimo dujų savybės, kaip ir tikrojo raketinio kuro. Reikia pažymėti, kad tikrojo raketinio variklio uždegiklio cheminė sudėtis skyrėsi nuo raketinio kuro bloko cheminės sudėties. Dėl to degimo produktų dujų sudėtis buvo skirtinga, tačiau, siekiant sumažinti skaičiavimo trukmę, modeliavimui atlikti buvo naudojama ta pati medžiaga. Be to, medžiaga buvo pakeista dėl santykinai nereikšmingo uždegiklio vaidmens visame degimo procese, todėl mažai tikėtina, kad toks supaprastinimas iškreiptų modeliavimo rezultatus. Be to, uždegiklio komponento temperatūra, debitas ir dujų tankis buvo atitinkamai 1200 K, 0,02 kg/s ir 10 kg/m<sup>3</sup>. Uždegiklio – masės šaltinio paviršiaus skersmuo buvo 0,01 m. Iš viso buvo penki paviršiai. Vienas iš masės šaltinių buvo įstatytas statmenai modelio ašiai, o kiti keturi buvo išdėstyti cilindro pavidalu aplink modelio ašį, lygiomis dalimis 45° kampu. Galiausiai uždegiklis buvo įstatytas šalia zondo 1 su 0,4 s degimo laiku. Pradinės sąlygos buvo parinktos taip, kad tiksliai atspindėtų eksperimentinę aplinką.

## 2.9. Prielaidos, susijusios su konkrečiu skaitiniu kodu

Skaičiavimo sritys buvo apibūdintos skirtingomis geometrinėmis komponentų savybėmis (5 lentelė).

**5 lentelė.** Modeliavimui naudotų dalių savybės

Detalė	Tipas	Savybės
Galva	Kietakūnis	Plienas 304, standus, surištas su korpusu
Korpusas	Kietakūnis	Aliuminis 7075-T6, standus, surištas su galva, uodega ir tūta
Uodega	Kietakūnis	Plienas 304, standus, surištas su tūta ir korpusu
Tūta	Kietakūnis	Grafitas, standus, surištas su uodega ir tūta
Kuras	Degantysis	ANCP, surištas su galva, tūta ir korpusu

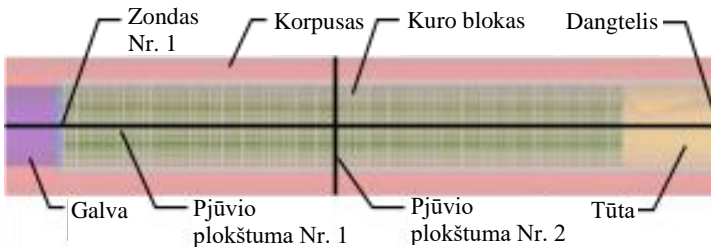
Kad būtų galima supaprastinti modeliavimą, naudoti surišto tipo kontaktai, nes modeliavimas buvo orientuotas į vidinės balistikos tyrimą, darant prielaidą, jog, esant poreikiui atlikti komponentų mechaninio atsparumo analizę, gautas

slėgio vertės būtų galima naudoti kaip kraštinės sąlygas, taip pat pakeičiant ir kontaktų tipą, kaip aprašyta 5 lentelėje aukščiau. Visos skystųjų ir kietakūnių dalių, reikalingų modeliavimui, savybės yra aprašytos 6 lentelėje.

**6 lentelė.** Pagrindinės skystųjų ir kietųjų dalių savybės, taip pat įtrauktų degimo dujų, kaip modeliavimo masės šaltinio, savybės

Skystis	Tankis $\rho$ , kg/m <sup>3</sup>	Individualioji dujų konstanta. $Rf$ , J/kg/K	Savitoji šiluma $C_v$ , J/kg/K	Šiluminis laidumas $k$ , W/m/K
Degimo dujos	1.446	347.943	2102	0.1
Kietakūnis	Tankis $\rho$ , kg/m <sup>3</sup>	Degimo temperatūra $T_c$ , K	Užsidegimo temperatūra $T_i$ , K	Empiriniai koeficientai $a, b$
Kuras	1623	2322	1000	0.039, 0.27

Modelyje taip pat buvo įvesta gravitacija. Gravitacijos vektorius buvo lygiagretus su pjūvio plokštuma Nr. 1 ir buvo nukreiptas į apačią. Tai rodo, kad buvo atliktas statinis degimo bandymas, varikliui esant tokioje pačioje padėtyje, kaip aprašyta žemiau.



**8 pav.** Modelio schema

## 2.10. Skyriaus apibendrinimas

1. Aprašyta simuliacijos metodologija, pradinės bei kraštinės sąlygos. Aprašytos pagrindinės konstantos bei kintamieji.
2. Modelis buvo realizuotas skysčių dinamikai spręsti skirtoje Flow-3D sistemoje.
3. Degimo kameros ir tūtos srities modelio geometrija buvo naudota tokių pačių matmenų, kaip ir raketiniame variklyje, kuris buvo naudotas atliekant eksperimentinį bandymą.

### 3. KIETOJO KURO RAKETINIO VARIKLIO STATINIO- EKSPERIMENTINIO BANDYMO METODIKA IR REZULTATAI

#### 3.1. RM-12K raketinis variklis

„RT-400“ raketinio taikinio sistemoje naudojamas kietojo kuro raketinis variklis „RM-12K“ su žvaigždės formos kuro bloku, užtikrinančiu varikliui neutralų traukos profilį. O tai reiškia, kad degimo metu variklio sukuriama vidutinė trauka yra pastovi. Žemiau esančioje lentelėje pateiktos pagrindinės variklio charakteristikos.

7 lentelė. Kietojo kuro raketinio variklio RM-12K charakteristikos

Projektuota trauka, N	1200
Maksimali trauka, N	1300
Nominali trauka, N	10000
Degimo laikas, s	3.5
Kuro masė, kg	18
Variklio masė, kg	33.5
Impulsas, N·s	33000
Specifinis impulsas, s	187 (230)

Miltelių pavidalo raketinio kuro mišinys yra maišomas su įvairiais polimerais, o gauta medžiaga formuojama naudojant specializuotą pagal paskirtį pagamintą technologinę įrangą, kur ruošinys suspaudžiamas 10 tonų jėga. Didelė slėgio jėga reikalinga mišinio trūkumams pašalinti, kad variklis nesprogtų degimo metu. Sprogimo rizika kyla dėl padidėjusio paviršiaus ploto, kai raketinio kuro bloke susidaro mikroertmės, kurios savo ruožtu gali per trumpą laiką padidinti degimo kameros slėgį iki variklio korpuso suirimo ribos. Buvo atlikta pora bandymų, siekiant nustatyti ryšį tarp raketinio kuro bloko vientisumo ir variklio saugumo. Rezultatai parodė, kad pažeistas raketinio kuro vientisumas (homoheniškumas) yra tiesiogiai susijęs su variklio saugumo sumažėjimu ir sprogimo pavojaus padidėjimu.

Variklio surinkimas pradedamas nuo kuro bloko įstatymo į variklio korpusą. Vėliau sudedamos izoliacinės medžiagos ir tarpikliai. Įstatoma tūta ir užsukamas dangtelis [22]. Taip pat įstatomas uždegiklis. Surinktas variklis patikrinamas nuo vizualiai aptinkamų mechaninių defektų ir montuojamas į raketą.

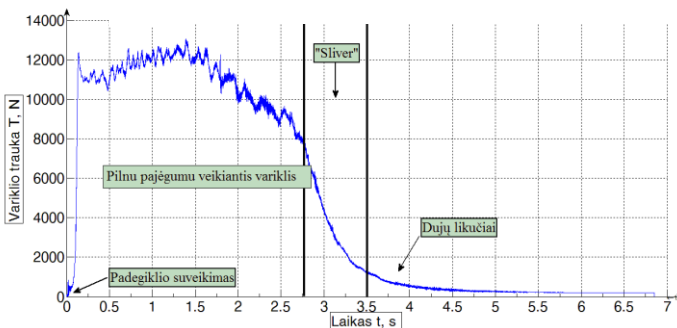
### 3.2. Kietojo kuro raketinio variklio statiniai-eksperimentiniai bandymai

Eksperimento metu duomenų kaupimo programa pradeda įrašymą, kai tik išsiunčiama inicijavimo komanda. Suveikęs inicijavimo įtaisas įjungia uždegiklį, kuris išvirkščia karštų dujų masės srautą į degimo kamerą. Variklio kuro blokas užsidega ir pradeda generuoti trauką. Traukos jėga generuojama maždaug 3,5 sekundės, iki kol pasibaigia stabilioji degimo fazė. Šiame etape variklis nustoja generuoti projekcinę trauką. Kurį laiką dėl degimo kameroje esančio slėgio, sudeginus likusį raketinį kurą, jame esančios dujos išsina per tūtą, kol galiausiai degimo kameros slėgis susilygina su atmosferos slėgiu. Žemiau pateiktoje iliustracijoje parodytas raketinis variklis, pritvirtintas prie bandymo stendo, statinio-eksperimentinio bandymo metu, kai variklis sukuria visą trauką (tarp 0,5–3 sekundžių (9 pav.)).



9 pav. Pastovios variklio būsenos vaizdas eksperimento metu

Eksperimento metu surinkti duomenys naudojant MATLAB programą buvo apdoroti ir pateikti grafine forma. Tai leido gauti nuo laiko priklausomą bandomo variklio traukos kreivės charakteristiką (10 pav.) [23]. Buvo nustatyta, kad maksimali trauka, kurią galima sugeneruoti bandymo metu, buvo 13054 N. Vidutinė variklio trauka, kol slėgis degimo kameroje yra pastovaus tipo, – 10571 N. Variklio generuojamas impulsas buvo 32995 N\*s. Specifinis variklio impulsas buvo 186,8 (230) s.

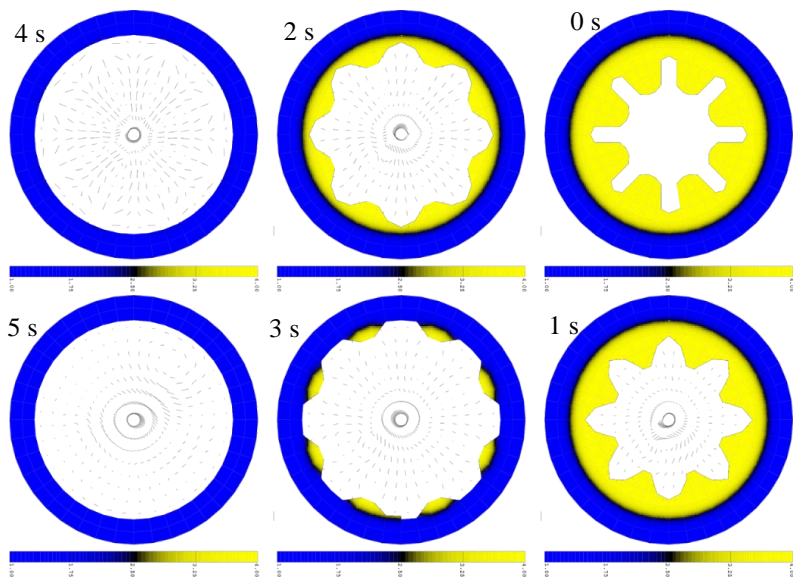


10 pav. Variklio traukos jėgos priklausomybė nuo laiko

## 4. KIETOJO KURO RAKETINIO VARIKLIO VIDINĖS BALISTIKOS CHARAKTERISTIKŲ SIMULIACIJOS IR STATINIO BANDYMO REZULTATAI

### 4.1. Raketinio variklio vidinės balistikos simuliacijos rezultatai

11 pav. pavaizduotas raketinio kuro bloko kontūro kitimas degimo metu skirtingais laiko tarpais. Didžiausias pranašumas stebėti ir išmatuoti raketinio kuro paviršiaus ploto ir jo formos pokyčius bėgant laikui yra tas, jog galima suprasti variklio vidinį veikimą ir patikslinti parametrus siekiant geresnių rezultatų. Tokio tipo informacija gaunama tik atliekant simuliaciją, todėl variklio kuro bloko kitimo duomenys nebūtų prieinami, jei būtų buvę atlikti tik statiniai bandymai. Duomenys taip pat koduojami spalvomis, kad būtų vaizduojami skirtingi variklio RM-12K komponentai. Geltona spalva pažymėtas raketinis kuras, juoda – inhibitoriaus ruožas, mėlyna – raketinio variklio korpusas. Rodyklės, esančios skysčio zonoje (balta zona), atvaizduoja vektoriaus lauką, skysčio judėjimo kryptį.



**11 pav.** Raketinio kuro degimo raida, pjūvyje x–y plokštumoje, laiko momentais 0, 1, 2, 3, 4 ir 5 sekundės

## 4.2. Modelio rezultatų palyginamoji analizė

Anksčiau minėti rezultatai buvo patikrinti palyginus slėgį ir trauką. Tai buvo padaryta, nes buvo tik du galimi statinio-eksperimentinio metodo duomenų rinkiniai, kuriuos galima palyginti su skaitinio modeliavimo rezultatais. Žemiau esančiose lentelėse pateikiami eksperimentiniai rezultatai, sudaryti norint palyginti su modeliavimo rezultatais.

**8 lentelė.** Raketinio variklio eksperimentiniai rezultatai

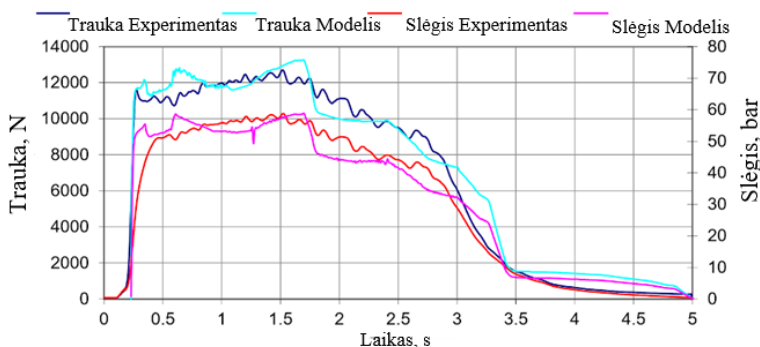
	Laikas, s					
	0	1	2	3	4	5
	Reikšmės					
Slėgio reikšmės iš jutiklio Nr. 1, bar	1,01	55,39	43,65	27,78	2,93	1,2
Trauka, N	0	11909	11126	5817	604	271

**9 lentelė.** Raketinio variklio modeliavimo rezultatai

	Laikas, s					
	0	1	2	3	4	5
	Reikšmės					
Slėgio reikšmės iš zondo Nr. 1, bar	0,1	55,39	43,65	27,57	6,06	0,0045
Slėgio reikšmės iš zondo Nr. 2, bar	0,91	1,89	1,54	0,98	0,21	0,00014
Temp. reikšmės iš zondo Nr. 1, K	300	2359	2360	2350	2338	1895
Temp. reikšmės iš zondo Nr. 2, K	300	1382	1382	1380	1381	1285
Vidutinė skysčio temperatūra, K	2080					
Degančio kuro plotas, m <sup>2</sup>	0,4	0,42	0,348	0,224	0,054	0,005
Kuro degimo greitis, mm/s	9,86	11,1	11	11	10	8,4
Trauka, N	0	11879	9859	6359	1364	1,02

## 4.3. Rezultatų palyginimas

Simuliacijai naudojamas modelis, lyginant pagal statinio bandymo metu gautus duomenis, koreliavo su modeliavimo metu gautais rezultatais. Įvertinti slėgio ir traukos pokyčių eksperimentiniai rezultatai pagal laiko kitimą, kai degimo procesas truko 5 sekundes. Be to, aukščiau paminėti duomenys buvo palyginti su modeliavimo rezultatais. Tai buvo atlikta norint patikrinti modelio suderinamumą. Iš stebėtų rezultatų galima daryti išvadą, kad modelis gerai atspindi visas pagrindines kietojo kuro raketinio variklio degimo proceso charakteristikas.



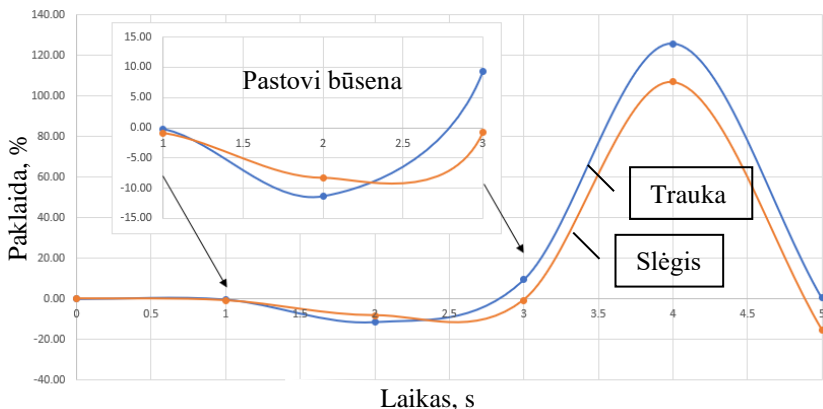
**12 pav.** Statinio bandymo raketinio variklio traukos ir slėgio palyginimas su modeliavimo duomenimis

Reikia pažymėti, kad eksperimento metu, variklio veikimo pabaigoje, buvo pastebėtas tam tikras matuojamas traukos ir slėgio nuokrypis. Tai įvyko dėl eksperimento sudarymo būdo. Traukos jutiklis, pabaigęs nuodėgulinio fazę, matuoja raketos variklio masę su papildomais trinties efektais. Tokia įžvalga tik sustiprina teiginį, kad modelis gali pateikti rezultatus, artimesnius realiai situacijai, visiškai izoliuojančiai bandymų stendo apribojimus.

Kaip pavaizduota 12 paveiksle, grafinis palyginimo vaizdas paverčiamas lentelės forma. Iš 10 lentelės galima pamatyti traukos ir slėgio paklaidas skirtingais laiko tarpais. Tiriamoji sritis yra fazė nuo 1 iki 3 sekundžių, kitaip vadinama pastovia būsena, kuri yra degimo laikotarpis, kai variklis sukuria trauką. Vis dėlto tikėtina, kad paklaidų nuokrypis iš tikrųjų yra mažesnis, nes slėgio zondai ir traukos jutikliai eksperimento metu patiria vibraciją ir kitus trikdžius, todėl rodmenys svyruoja. Be to, kaip jau buvo pažymėta anksčiau, paklaidų vertės nuodėgulinio fazėje (4-oji sekundė) yra ypač didelės dėl specifinio eksperimento sudarymo būdo ir neatspindi tikrojo nuokrypio.

**10 lentelė.** Statinio bandymo ir modelio rezultatų procentinė paklaida

	Laikas, s					
	0	1	2	3	4	5
	Paklaida					
Slėgio paklaida, %	0,01	0,87	8,29	0,75	106,82	15,45
Traukos paklaida, %	0	0,25	11,38	9,31	125,82	0,37
Paiškinimas	Pradžia	Pastovi būsena	Pastovi būsena	Pastovi būsena	Nuodėgulinio fazė	Likučiai
	Traukos nėra	Trauka pakankama			Trauka nepakankama	



13 pav. paklaidos grafikas

#### 4.4. Skyriaus apibendrinimas

1. Fizinio modeliavimo laikas buvo nustatytas 5 sekundėms. Tai buvo padaryta dėl aiškaus viso degimo proceso užfiksavimo. Rezultatų pavaizdavimas buvo padalintas į žyminis kiekvienai sekunde. Tai buvo padaryta siekiant pateikti duomenis lentelės pavidalu dėl aiškaus pradžios, pastovios būklės ir nuodėgulo procesų paaiškinimo.
2. Rezultatai buvo apdoroti ir pateikti skaitiniu pavidalu. Didžiausias dėmesys buvo skirtas slėgiui, temperatūrai ir dujų greičiui degimo kameroje bei tūtos gale.
3. Atskiras rezultatų rinkinys buvo skirtas tūtai. Tai buvo padaryta siekiant įvertinti fizinius procesus, kurie vyksta dėl konverguojančios-diverguojančios tūtos formos, kai srautas yra suspaudžiamas. Slėgio, temperatūros, greičio ir tankio pokyčiai buvo užfiksuoti per visą tūtos ilgį ir pateikti kaip paveikslai ir lentelės.
4. Gautas degimo greitis, masės srautas, trauka. Rezultatai parodė minimalų nukrypimą nuo analitinių ir eksperimentinių skaičių.
5. Statinių bandymų pakeitimas simuliacija suteikia papildomų įžvalgų, leidžiančių geriau suprasti procesus, su degimu susijusias problemas ir kietojo kuro raketinių variklių vidaus balistiką. Tai leidžia optimizuoti projektavimo parametrus su minimaliomis sąnaudomis ir maksimalia nauda.



## IŠVADOS

1. Sudarytas kietojo kuro raketinio variklio 3D modelis, pagrįstas masės tvermės, skysčio (fluido) judėjimo, šilumos perdavimo dėsniais bei fluido sąsajos skaičiuojamojo tinklelio elemente tarp fluido ir kietojo kūno dalių lygtimis. Jame įvertintos raketinio kuro energetinės savybės ir jo degimo variklio kameroje ir tūtos išmetimo zonoje ypatumai;
2. Nustatytos modelio pradinės ir kraštinės sąlygos, įvertinančios slėgį ir temperatūrą degimo kameroje, fluido ir kietojo kūno sričių fizikines savybes, tai leido nustatyti kietojo raketinio kuro degimo proceso ir variklio vidinės balistikos charakteristikas;
3. Atlikus modeliavimą gautos kietojo kuro raketinio variklio vidinės balistikos charakteristikos – slėgio, traukos jėgos, temperatūros degimo kameroje ir tūtoje priklausomybės nuo laiko bei kuro bloko tūrio ir paviršiaus ploto bei kuro bloko evoliucionavimo degimo proceso metu charakteristikos;
4. Atlikta simuliacijos rezultatų ir statinio-eksperimentinio kietojo kuro raketinio variklio RM-12K vidinės balistikos slėgio ir traukos charakteristikų palyginamoji analizė parodė, kad modelio paklaida, palyginti su eksperimentiniu būdu gautais rezultatais, neviršija 12%, kai vidutinė paklaida pagrindinėje degimo fazėje yra nuo 0,25% irki 11.,38%; tai rodo, kad modelis pakankamai tiksliai atspindi fizikinius vidinės balistikos procesus, vykstančius variklio darbo metu;
5. Sudaryta kietojo kuro raketinių variklių kūrimo metodologija, kuri įvertina raketinio kuro energetines savybes ir jo degimo variklio kameroje ypatumus bei sumažina arba visai pakeičia eksperimentinių bandymų poreikį, tai leidžia su mažesnėmis laiko ir ekonominėmis sąnaudomis projektuoti kietojo kuro raketinius variklius.

## Literatūros sąrašas

1. Mehta, U.B., "Guide to Credible Computer Simulations of Fluid Flows," AIAA Journal of Propulsion and Power, Vol. 12, No. 5, September-October 1996, pp. 940-948. (Also, AIAA Paper 95-2225).
2. B. N. Kondrikov, V. E. Annikov, V. Yu. Egorshv, L. DeLuca, and C. Bronzi. "Combustion of Ammonium Nitrate-Based Compositions, Metal-Containing and Water-Impregnated Compounds", Journal of Propulsion and Power, Vol. 15, No. 6 (1999), pp. 763-771. <http://dx.doi.org/10.2514/2.5526>.
3. Favini B., Di Giacinto M., Serraglia F., "Modeling of Flowfield Features During Ignition of Solid Rocket Motors", AIAA Paper N° 2002-3753, 38th Joint Propulsion Conference, Indianapolis, Indiana, July 2002.
4. Beckstead, M.W. *Combust Explosive Shock Waves* (2006) 42: 623. doi:10.1007/s10573-006-0096-5.
5. Harrland, A., & Johnston, I. A. (2012). *Review of Solid Propellant Ignition Models Relative to the Interior Ballistic Modelling of Gun Systems* (1st ed., Vol. 1, UNCLASSIFIED, pp. 1-41, Tech. No. DSTO-TR-2735). Edinburgh, South Australia: Australian Government, Department of Defence, Defence Science and Technology Organization. Retrieved May 23, 2017, from <https://www.dst.defence.gov.au/sites/default/files/publications/documents/DSTO-TR-2735.pdf>.
6. Pandit, A. V., Kumar, A., Srinivasa Rao, G., Kedarnath, C., Srihari, R., & Ranade, V. V. (2012). *Decomposition of Solid Propellants in a Combustion Chamber*. Advanced Chemical Engineering Research (ACER), 1(1), 8-17. Retrieved May 23, 2017, from [https://ia801002.us.archive.org/11/items/ACER003\\_201311/ACER003.pdf](https://ia801002.us.archive.org/11/items/ACER003_201311/ACER003.pdf).
7. Kritzinger, W., Karner, M., Traar, G., Henjes, J., & Sihn, W. (2018). *Digital Twin in manufacturing: A categorical literature review and classification*. IFAC-PapersOnLine, 51(11), 1016-1022.
8. Lee, T. W., & Lee, T. W. (2014). *Basics of Rocket Propulsion*. In *Aerospace Propulsion* (Vol. 1, pp. 176-178). John Wiley & Sons.
9. Shanks, R., & Hudson, M. K. (2000). *A lab scale hybrid rocket motor for instrumentation studies*. Journal of Pyrotechnics, 11(2).

10. Manelis, G. B., & Lempert, D. B. (2009). *Ammonium nitrate as an oxidizer in solid composite propellants*. Progress in Propulsion Physics, I, 81-96. doi:10.1051/eucass/200901081.
11. Silant'yev, A. I. (1967). *Hybrid propellants*. In Solid Rocket Propellants (pp. 25-28). Ohio: FOREIGN TECHNOLOGY DIVISION. Retrieved June 4, 2017, from <http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/656567.pdf>.
12. Nakka, R. (2016, June 16). *Experiments with Ammonium Nitrate / Aluminum based Propellant Formulations*. Retrieved June 04, 2017, from <https://www.nakka-rocketry.net/anexp.html>.
13. Sutton, G. P., & Biblarz, O. (2017). 3.4. *NOZZLE CONFIGURATIONS*. In Rocket propulsion elements (pp. 75-85). Hoboken (N.Y.): Wiley.
14. Tsien, H. S. (1952). The transfer functions of rocket nozzles. Journal of the American Rocket Society, 22(3), 139-143.
15. Beckstead, M. W., Derr, R. L., & Price, C. F. (1970). *A model of composite solid-propellant combustion based on multiple flames*. AiAA Journal, 8(12), 2200-2207. <https://doi.org/10.2514/3.6087>.
16. Cummings, R. M., Mason, W. H., Morton, S. A., & McDaniel, D. R. (2015). *Applied computational aerodynamics: A modern engineering approach* (Vol. 53). Cambridge University Press.
17. Hirt, C. W., & Nichols, B. D. (1981). *Volume of fluid (VOF) method for the dynamics of free boundaries*. Journal of computational physics, 39(1), 201-225. [https://doi.org/10.1016/0021-9991\(81\)90145-5](https://doi.org/10.1016/0021-9991(81)90145-5).
18. Cummings, R. M., Mason, W. H., Morton, S. A., & McDaniel, D. R. (2015). *Applied computational aerodynamics: A modern engineering approach* (Vol. 53). Cambridge University Press.
19. *Solid propellant combustion modeling* Flow-3d blog [Web log post]. 2017. Retrieved September 10, 2018, from <https://www.flow3d.com/solid-propellant-combustion-modeling/>
20. Hirt, C. W. (1989). *Flow in a Solid-Propellant Rocket Chamber*, Flow Science Technical Note #17.
21. Hartfield, R.; Jenkins, R.; Burkhalter, J.; Foster, W. 2003. *A review of analytical methods for solid rocket motor grain analysis*, 39th AIAA /ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit 39: 4506.
22. Canepa, M. (2005). *The Rocketry Toolbox*. In: Canepa, Mark B Modern High-Power Rocketry 2. 2nd ed. Victoria, BC, CANADA: National Library of Canada Cataloguing in Publication. p335-340.

23. Taylor, T.S. (2009). *Thrust*. In: Travis, S. Taylor Introduction to Rocket Science and Engineering. Boca Raton, Philadelphia, FL, USA: CRC Press Taylor & Francis Group. p89-92.
24. Sutton, G.P. Biblarz, O. (2010). *Instrumentation and data management*. In: John Wiley Rocket Propulsion Elements. 8th ed. Hoboken, New Jersey, USA: John Wiley & Sons, Inc. p742.

## MOKSLINĖ VEIKLA

Straipsniai recenzuojamuose mokslo leidiniuose su IF:

1. Fedaravičius, A., Kilikevičius, S., Survila, A., & Račkauskas, S. (2019). Short range rocket-target: research, development and implementation. *Aircraft engineering and aerospace technology*, 00, 1-6. doi:10.1108/AEAT-07-2018-0177.
2. Fedaravičius, A., Račkauskas, S., Sližys, E., & Survila, A. (2014). Investigation of solid rocket motor strength characteristics by employing composite materials. *Mechanika*, 20(3), 247-253. doi:10.5755/j01.mech.20.3.7158.
3. Račkauskas, S., Fedaravičius, A., & Survila, A. (2019). Numerical Study on Internal Ballistics Characteristics of a Solid Propellant Rocket Motor. *Mechanika*, 25(3), 187-196. doi:10.5755/j01.mech.25.3.23742.

Straipsniai recenzuojamuose mokslo leidiniuose:

1. Fedaravičius, A., Račkauskas, S., Survila, A., & Šamelis, A. (2018). External ballistics simplified model of the “RT-400” rocket aerial target. *Problemy mechatroniki: uzbrojenie, lotnictwo, inżynieria bezpieczeństwa = Problems of mechatronics: armament, aviation, safety engineering*, 9(1), 9-22. doi:10.5604/01.3001.0011.7175.
2. Fedaravičius, A., Račkauskas, S., Survila, A., & Patašienė, L. (2015). Design of the testing system for solid propellant rocket motor thrust measurements using mathematical modelling techniques. *Journal of measurements in engineering*, 3(4), 123-131.

Tarptautinės mokslinės konferencijos:

1. Fedaravicius, A., Kommanaboina, N., Manimaran, H., Papanaboina, M., Rackauskas, S., Survila, A., & Vikas, S. (2018). Research and design of middle range rocket target. In *Transport means 2018: proceedings of the 22nd international scientific conference, October 03-05, 2018, Trakai, Lithuania* (pt. 3, pp. 1398-1403). Kaunas: Kaunas University of Technology

2. Fedaravičius, A., Kilikevičius, S., Survila, A., & Račkauskas, S. (2018). Research and development of a rocket with predefined parameters. In *Transport means 2018: proceedings of the 22nd international scientific conference, October 03-05, 2018, Trakai, Lithuania* (pt. 3, pp. 1432-1434). Kaunas: Kaunas University of Technology
3. Fedaravičius, A., Račkauskas, S., Survila, A., & Šamelis, A. (2016). External ballistics modelling of the "RT-400" rocket aerial target. In *XI Międzynarodowa konferencja uzbrojeniowa nt. naukowe aspekty techniki uzbrojenia i bezpieczeństwa = 11th International armament conference on scientific aspects of armament & safety technology, Ryn, 19-22.09.2016* (pp. 227-235).
4. Fedaravičius, A., Račkauskas, S., Survila, A., Ragulskis, K., & Patašienė, L. (2014). Piezoelectric actuators and their application in precise-positioning systems and space structures. In *Vibroengineering procedia: International conference Vibroengineering 2014, Katowice, Poland, 13-15 October, 2014* (vol. 3, pp. 238-242). Kaunas: JVE International

Nacionalinėje patentų tarnyboje įregistruoti patentai:

1. Fedaravičius, A. (išrad.), Survila, A. (išrad.), Račkauskas, S. (išrad.), Kilikevičius, S. (išrad.), Slišys, E. (išrad.) ir Patašienė, L. (išrad.) (2017 m. kovo 10 d.). *Raketinis taikynys, skirtas infraraudonąja spinduliuote nutaikytoms raketoms. Patentu Nr. LT 6371 B*. Lietuvos Respublikos valstybinis patentų biuras.

Kita mokslinė, tiriamoji veikla:

1. Valstybės projektas Nr. VPI-3.1-ŠMM-10-V-05 „Mokomosios raketinės technikos kūrimas, tyrimas, įdiegimas ir komercializavimas“. 2013–2015 m. Projekto finansavimo suma 2,467 mln. Lt.
2. Sutartis Nr. 8754. „Lazerinio šaulių treniruoklio kūrimas, tyrimas ir įdiegimas“; 2015 m. užs. UAB „Konsolė“; finansavimo suma 88 000 Lt.
3. Sutartis Nr. SV9-135. „Lazerinio šaulių treniruoklio kūrimas, tyrimas ir įdiegimas“; 2015 m. užs. Lietuvos šaulių sąjunga; finansavimo suma 43 443,00 Eur.
4. Sutartis Nr. SV9-164. „Raketinio-balistinio oro taikinio paleidimas“ (NATO pratybos „Amber Arrow – 2015“); 2015 m. užs. LK Oro gynybos batalionas; finansavimo suma 15 000 Eur.
5. Sutartis Nr. SV9-0551. „Naujo tipo lazerinių šaulių treniruoklių kūrimas, tyrimas ir įdiegimas“; 2016 m. užs. Lietuvos šaulių sąjunga; finansavimo suma 55 000 Eur.
6. Sutartis Nr. SV9-1209. „Raketinio-balistinio oro taikinio paleidimas“; (NATO pratybos „Amber Arrow – 2017“); 2017 m. užs. LK Oro gynybos batalionas; finansavimo suma 15 000 Eur.

7. Sutartis Nr. SV9-1607. „Raketinio-balistinio oro taikinio paleidimas“; (tarptautinės oro gynybos pratybos „Baltic Zenith 2018“); 2018 m. užs. LK Oro gynybos batalionas; finansavimo suma 40 000 Eur.

8. Sutartis Nr. S-MIP-17-94/SV3-0464. „Eksperimentinė raketa: kūrimas ir tyrimas“; 2017–2020 m. užs. Lietuvos mokslo taryba; finansavimo suma 100 000 Eur.

9. Sutartis Nr. SV9-2229. „Raketinio-balistinio oro taikinio paleidimas“; (tarptautinės oro gynybos pratybos „Baltic Zenith 2019“); 2019 m. užs. LK Oro gynybos batalionas; finansavimo suma 15 000 Eur.

7 sukurtiems ir Lietuvos ir užsienio gynybos struktūrose įdiegtiems įrenginiams suteikti NATO NSN kodai ir jie įtraukti į NATO Logistikos katalogą:

- Lazerinis šaulių treniruoklis LT-5M; 6920-47-000-7909;
- Lazerinis kulkosvaidžio treniruoklis LT-1 FN MAG; 6920-0000-7910;
- Lazerinis granatsvaidžio treniruoklis LT-1 CARL GUSTAF; 6920-47-000-7911;
- Lazerinis pistoletas LT-5M GLOCK-17 – 6920-47-000-9046;
- Automatinis lazerinis šautuvas LT-5M- M4A1 - 6920-47-000-9047;
- Lazerinis pistoletas LT-5M – P226 - 6920-47-000-9048;
- Mokomasis raketinis kompleksas RT-400 6920-47-000-8331.

Apdovanojimai:

1. 2016 Lietuvos metų gaminy. Aukso medalis. MAŠINŲ IR ĮRENGIMŲ PRAMONĖS GRUPĖJE: Šaulių rengimo centras, panaudojant lazerinius mokomuosius ginklus – LT-5M-M4A1, LT-5M- SIG SAUER P226, LT-5M-GLOCK 17 – Kauno technologijos universiteto VŠĮ Gynybos technologijų institutas.

2. 2014 Lietuvos metų gaminy. Aukso medalis. MAŠINŲ IR ĮRENGIMŲ PRAMONĖS GRUPĖJE: Mokomasis raketinis kompleksas RT-400 sistemai „STINGER“ – KTU Gynybos technologijų institutas.

3. 2013 Lietuvos metų gaminy. Aukso medalis. MAŠINŲ IR ĮRENGIMŲ PRAMONĖS GRUPĖJE: Lazerinės mokomosios įrangos kompleksas šaulių rengimui – KTU Gynybos technologijų institutas.

## **Informacija apie autorių**

Saulius Račkauskas gimė 1988 m. birželio 16 d. Panevėžyje. 2007 m. įstojo į Kauno technologijos universitetą, Automatikos ir valdymo inžinerijos fakultetą. 2012 m. baigė bakalauro studijas. Studijų kryptis – mechatronika. 2014 m. įgijo mechatronikos magistro laipsnį (su pagyrimu) mechanikos inžinerijos srityje, mechatronikos kryptyje. Nuo 2014 iki 2019 m. Kauno technologijos universitete, Mechanikos inžinerijos ir dizaino fakultete, Transporto inžinerijos katedroje (Prieš tai Gynybos technologijų institute), studijavo doktorantūroje, Mechanikos inžinerijos šakoje.

**Kontaktai:** [saulius.rackauskas@ktu.edu](mailto:saulius.rackauskas@ktu.edu)

## **SUMMARY**

### **Structure of the dissertation**

The dissertation consists of 4 main parts: In the first part, the author presents the review of the solid rocket motor design, different types of propellants, nozzle types, grain types, and combustion phenomena. The second part presents the model and methods for the numerical simulation of the solid propellant rocket motor. The third part discusses the methodology and the results of the experimental approach for the static testing of the rocket motor. In addition, the test stand design and operation are discussed. In the fourth part, the results of the simulation are presented. Comparison and validation of the simulation with experimental results are presented and discussed. The conclusions drawn from the research in regard to the initial purpose of the work as summaries are given at the end of each chapter. At the end of the work, the conclusions of the whole research are formulated. The volume of the doctoral dissertation is 100 pages. It has 65 figures, 41 formulas, 18 tables, and 92 references.

### **Aim and tasks of the work**

To develop united methodology for construction of the solid propellant rocket motors by construction of the simulation for obtaining of the internal ballistics characteristics, to perform research and it's validation by comparative analysis of the results of numerical modelling and static experimental tests.

## **Work Objectives:**

1. To develop a computer-aided 3D geometric model of a solid-propellant rocket motor that would evaluate the energy properties of the propellant and its combustion in the combustion chamber and nozzle discharge area.
2. To determine the initial and boundary conditions of the simulation, which take into account the pressure and temperature in the combustion chamber of the motor, the physical properties of the fluid and solid areas, and the CAD geometry and mesh that allow sufficiently accurate modeling of solid-propellant combustion internal ballistics of the rocket motor.
3. To perform modeling of combustion process of solid-propellant grain, to determine characteristics of internal ballistics of rocket motor and to present results of simulation.
4. Perform comparative analysis of modeling and experimental studies and verification of simulation results when the motor is in steady-state.
5. To develop a research-based methodology for the development of solid-propellant rocket motors that would reduce or completely replace the need for experimental testing of the motor under development, thereby reducing time and economic costs in designing multi-purpose solid-propellant rocket motors.

## **Methodology**

The dissertation was based on theoretical, analytical, numerical and experimental research. By applying theoretical and analytical methods, the model of internal ballistics of solid-propellant rocket motor was developed and investigated. The simulation results were validated by an experimental method using internal ballistics characteristics of the solid-propellant rocket motor RM-12K.

## **Scientific novelty**

The dissertation extends solid-propellant rocket motor construction and optimization methodology by using internal ballistics simulation, which evaluates solid-propellant energy properties and motor geometry parameters.



## **Practical value**

A steadily converging simulation for solid-propellant rocket motor internal ballistics research has been developed, which reduces or alters the need for experimental testing of motor development. This allows to design solid-propellant rocket motors for a variety of applications or to optimize the manufactured ones for better performance with less time and cost.

## **The results of the work provided for the defense**

1. A 3D model of a solid propellant rocket motor based on mass conservation, fluid motion, heat transfer laws and equations of the fluid interface in the computational domain at the cell level between the fluid and solid parts evaluating the energy properties of the propellant and its combustion in the chamber and peculiarities of the nozzle in the discharge area was developed.
2. Simulations of the initial and boundary conditions were established in order to evaluate the pressure and temperature in the combustion chamber, the physical properties of the fluid and solid-state regions, and CAD geometry and a computational grid were constructed to allow sufficiently accurate modeling and determination of solid propellant combustion and motor internal ballistics characteristics.
3. The simulation results obtained from the internal ballistics of solid rocket motors covered the time, pressure, thrust, temperature in the combustion chamber and the nozzle as a function of time and volume of the fuel grain and surface area and the evolution of the fuel grain during combustion.
4. Comparative analysis of the simulation results and the static/experimental ballistic pressure and the thrust characteristics of the RM-12K solid-propellant rocket motor showed that the model error compared to the experimentally obtained results does not exceed 15%, whereas the average error in the main combustion phase ranged from 0.25% to 11%. This indicates that the simulation based on numerical modeling is valid and represents reasonably accurately the physical internal ballistics processes occurring in the course of motor operation.
5. A methodology for the development of solid-propellant rocket motors has been developed which evaluates the energy properties of the propellant and its combustion chamber characteristics and reduces or alters the need for experimental testing thus enabling the design of solid-propellant rocket motors at a reduced cost and time.

## Approval of the work

The research results have been presented in 3 publications in scientific journals, in the ISI database with citation index, as well as in 3 international scientific conferences. The aerial target system containing the developed motor has a patent in the Patent Database of the Republic of Lithuania. Also, the RT-400 aerial rocket target system using the RM-12K solid-propellant rocket motor is awarded the Lithuanian Product of the Year Gold Medal.

## List of publications in regard to dissertation topic

1. Fedaravičius, A., Kilikevičius, S., Survila, A., & Račkauskas, S. (2019). Short range rocket-target: research, development and implementation. *Aircraft engineering and aerospace technology*, 00, 1-6. doi:10.1108/AEAT-07-2018-0177.
2. Fedaravičius, A., Račkauskas, S., Sližys, E., & Survila, A. (2014). Investigation of solid rocket motor strength characteristics by employing composite materials. *Mechanika*, 20(3), 247-253. doi: 10.5755/j01.mech.20.3.715 8.
3. Račkauskas, S., Fedaravičius, A., & Survila, A. (2019). Numerical Study on Internal Ballistics Characteristics of a Solid Propellant Rocket Motor. *Mechanika*, 25(3), 187-196. doi:10.5755/j01.mech.25.3.23742.

UDK 621.453/.457+623.52+629.76]:004.942(043.3)

SL344. 2020-04-07, 2,75 leidyb. apsk. I. Tiražas 50 egz.

Išleido Kauno technologijos universitetas, K. Donelaičio g. 73, 44249 Kaunas  
Spausdino leidyklos „Technologija“ spaustuvė, Studentų g. 54, 51424 Kaunas