



Kauno technologijos universitetas

Mechanikos inžinerijos ir dizaino fakultetas

Raketos su daugiavarikline skirtingos traukos impulsų jėgaine išorinės balistikos modeliavimas

Baigiamasis magistro projektas

Jonas Petrauskas

Projekto autorius

Prof. habil. dr. Algimantas Fedaravičius

Vadovas

Kaunas, 2023



Kauno technologijos universitetas

Mechanikos inžinerijos ir dizaino fakultetas

Raketos su daugiavarikline skirtingos traukos impulsų jėgaine išorinės balistikos modeliavimas

Baigiamasis magistro projektas

Aeronautikos inžinerija (6211EX024)

Jonas Petrauskas

Projekto autorius

**Prof. habil. dr. Algimantas
Fedaravičius**

Vadovas

Doc. Robertas Keršys

Recenzentas

Kaunas, 2023



Kauno technologijos universitetas

Mechanikos inžinerijos ir dizaino fakultetas

Jonas Petrauskas

Raketos su daugiavarikline skirtingos traukos impulsų jėgaine išorinės balistikos modeliavimas

Akademinio sąžiningumo deklaracija

Patvirtinu, kad:

1. baigiamąjį projektą parengiau savarankiškai ir sąžiningai, nepažeisdama(s) kitų asmenų autoriaus ar kitų teisių, laikydamasi(s) Lietuvos Respublikos autorių teisių ir gretutinių teisių įstatymo nuostatų, Kauno technologijos universiteto (toliau – Universitetas) intelektinės nuosavybės valdymo ir perdavimo nuostatų bei Universiteto akademinės etikos kodekse nustatytų etikos reikalavimų;
2. baigiamajame projekte visi pateikti duomenys ir tyrimų rezultatai yra teisingi ir gauti teisėtai, nei viena šio projekto dalis nėra plagijuota nuo jokių spausdintinių ar elektroninių šaltinių, visos baigiamojo projekto tekste pateiktos citatos ir nuorodos yra nurodytos literatūros sąrašė;
3. įstatymų nenumatytų piniginių sumų už baigiamąjį projektą ar jo dalis niekam nesu mokėjęs (-usi);
4. suprantu, kad išaiškėjus nesąžiningumo ar kitų asmenų teisių pažeidimo faktui, man bus taikomos akademinės nuobaudos pagal Universitete galiojančią tvarką ir būsiu pašalinta(s) iš Universiteto, o baigiamasis projektas gali būti pateiktas Akademinės etikos ir procedūrų kontrolieriaus tarnybai nagrinėjant galimą akademinės etikos pažeidimą.

Jonas Petrauskas

Patvirtinta elektroniniu būdu



Kaunas technologijos universitetas
Mechanikos inžinerijos ir dizaino fakultetas

Baigiamojo magistro projekto užduotis

Išduota studentui – Jonui Petrauskui

1. Projekto tema

Raketos su daugiavarikline skirtingos traukos impulsų jėgaine išorinės balistikos modeliavimas

(Lietuvių kalba)

Modeling the External Ballistics of a Rocket With Different Thrust Impulse Propulsion Units

(Anglų kalba)

2. Projekto tikslas ir uždaviniai

Tikslas: Atlikti raketos su trijų variklių jėgaine aerodinaminio aptekėjimo ir išorinės balistikos tyrimą.

Uždaviniai:

1. Raketos taikinio skirto artimo nuotolio oro gynybos sistemoms geometrinis modeliavimas;
2. Raketos aerodinaminio aptekėjimo kompiuterinis modeliavimas;
3. Raketos išorinės balistikos matematinio modelio sudarymas ir skaitinis modeliavimas;
4. Išorinės balistikos modeliavimo rezultatų palyginamoji analizė trims jėgainės darbo režimams: starto metu įjungus visus 3 variklius, paleidimo metu įjungus 2+1 variklius, paleidimo metu įjungus 1+2 variklius.

3. Pagrindiniai reikalavimai ir sąlygos

Metodikos parinkimas aerodinaminio aptekėjimo ir išorinės balistikos charakteristikoms nustatyti. Sukurti raketinį taikinį, kurio išorinės balistikos charakteristikos atitiktų artimo nuotolio oro gynybos raketų charakteristikas.

4. Papildomi reikalavimai projektui, ataskaitai ir jos priedams

Netaikoma.

Projekto autorius	Jonas Petrauskas <i>(Vardas, Pavardė)</i>	2023-02-14 <i>(Data)</i>
-------------------	--	-----------------------------

Projekto vadovas	Prof. habil. dr. Algimantas Fedaravičius <i>(Vardas, Pavardė)</i>	2023-02-14 <i>(Data)</i>
------------------	---	-----------------------------

Krypties studijų programų vadovas	Doc. Saulius Japertas <i>(Vardas, Pavardė)</i>	2023-02-14 <i>(Data)</i>
--------------------------------------	---	-----------------------------

Petrauskas, Jonas. Raketos su daugiavarikline skirtingos traukos impulsų jėgaine išorinės balistikos modeliavimas. Magistro baigiamasis projektas / vadovas Prof. habil. dr. Algimantas Fedaravičius; Kauno technologijos universitetas, Mechanikos inžinerijos ir dizaino fakultetas.

Studijų kryptis ir sritis (studijų krypčių grupė): Aeronautikos inžinerija (E14), Inžinerijos mokslai.

Reikšminiai žodžiai: Išorinė balistika, raketa taikiny, skaičiuojamoji aerodinamika, pasipriešinimo koeficientas.

Kaunas, 2023. 56 p.

Santrauka

Šio darbo tikslas yra atlikti raketos taikinio aerodinaminio aptekėjimo tyrimą skaičiuojamosios skysčių dinamikos (CFD) metodu ir nustatyti pagrindines išorinės balistikos charakteristikas.

Darbo teorinėje dalyje yra apžvelgtos artimo nuotolio oro gynybos sistemos (MANPAD), pateikti jų pagrindiniai techniniai parametrai. Pristatyti mokymo simulatoriai ir oro taikiniai naudojami artimo nuotolio oro gynybos sistemų operatoriams rengti. Toliau pateiktos koordinatinių sistemų raketos išorinei balistikai aprašyti. Pristatytos skrydžio metu raketą veikiančios jėgos ir momentai bei parinktas matematinis modelis, aprašantis raketos trajektoriją išilginėje plokštumoje.

Projektinėje dalyje sukurta raketos geometrija. Atsižvelgiant į raketos skrydžio greičių intervalą naudojama Von Karmano ogivo raketos nosies forma. Parinktas kieto kuro variklis „RM-12K“ raketos taikinio jėgainei sudaryti. Pateiktas eksperimentiškai nustatytas „RM-12K“ traukos profilis ir kiti variklio parametrai. Toliau atlikta raketos taikinio aerodinaminė analizė panaudojant „Ansys Fluent“. Atsižvelgiant į srauto pobūdį apie raketą taikinį CFD skaičiavimams atlikti parinktas „SST k- ω “ turbulencijos modelis. Atlikus tinkamo jautrumo analizę, apskaičiuoti pasipriešinimo jėgos koeficientai srauto greičiui kintant nuo 0,1 iki 2 machų. Galiausiai atlikta raketos taikinio išorinės balistikos analizė su trimis jėgainės konfigūracijomis. Pirmos konfigūracijos atveju, kai visi trys varikliai paleidžiami iš karto gauta, kad didžiausias skrydžio nuotolis yra 5467 m. Nustatytas didžiausias skrydžio greitis, 1,2 macho, pasiektas 3 sekundę. Antros konfigūracijos atveju, kai iš pradžių paleidžiamas vienas varilis, o po 6,5 sekundžių antras ir trečias, gautas didžiausias skrydžio nuotolis yra 5892 m. Nustatytas didžiausias skrydžio greitis, 1,09 macho, pasiektas 10 sekundę. Su trečia konfigūracija, kai iš pradžių yra paleidžiami du varikliai, o po 13,5 sekundžių ir trečias, gautas skrydžio nuotolis yra 7075 m. Trečios konfigūracijos atveju didžiausias skrydžio greitis 0,84 macho, pasiektas 17 sekundę.

Petrauskas, Jonas. Modeling the External Ballistics of a Rocket With Different Thrust Impulse Propulsion Units. Master's Final Degree Project / supervisor Prof. habil. dr. Algimantas Fedaravicius; Faculty of Mechanical Engineering and Design, Kaunas University of Technology.

Study field and area (study field group): Aeronautical Engineering (E14), Engineering Science.

Keywords: External ballistics, rocket target, computational aerodynamics, drag coefficient.

Kaunas, 2023. 56 pages.

Summary

The aim of this project is to perform an aerodynamic analysis of a rocket target by using CFD and after that to determine its external ballistic characteristics.

In the theory part a brief review of man portable air defense systems is made and their main technical parameters are presented. Then virtual reality simulators and aerial targets used for MANPAD operator training are presented. Coordinate systems were selected to describe the external ballistics of a rocket target. Forces and moments acting on a rocket during the flight are presented. A mathematical model was selected to represent rocket target flight in the longitudinal plane.

In the analysis part of the project, a geometry of the rocket target was created in CAD software. The nose cone geometry of Von Karman ogive was selected, because of low drag in the speed range in which the rocket target is operating. Then, solid rocket motors „RM-12K“ were chosen for a propulsion unit of a rocket. Experimental results of the „RM-12K“ thrust profile and other parameters were analyzed and implemented in external ballistics simulations. Aerodynamic analysis was performed with „Ansys Fluent“. Because of the separated flow region behind a boattail part of a rocket „SST k- ω “ turbulence model was selected. After mesh sensitivity analysis drag coefficient values were determined in a Mach range of 0.1–2. Then, the external ballistics of a target with three different propulsion unit configurations were analyzed. In the first configuration all three solid rocket motors „RM-12K“ are ignited at the same time, and a maximum range of 5467 meters is achieved. A maximum speed of 1.2 Mach is reached after 3 seconds in flight. In a second configuration, only one solid rocket motor is ignited initially and after 6.5 seconds two more are started, and a maximum range of 5892 meters is achieved. In a second configuration, the maximum speed of 1.09 Mach is reached after 10 seconds in flight. In a third configuration, two solid rocket motors are ignited at the beginning, and the third motor is ignited after 13.5 seconds. A maximum flight range of 7075 meters is achieved. In a third rocket configuration, a maximum speed of 0.84 Mach is reached after 17 seconds in flight.

Turinys

Lentelių sąrašas	8
Paveikslų sąrašas	9
Santrumpų ir terminų sąrašas	11
Įvadas.....	12
1. Teorinė dalis.....	13
1.1. Raketinės oro gynybos sistemos.....	13
1.1.1. Grom artimo nuotolio oro gynybos sistema	14
1.1.2. Stinger artimo nuotolio oro gynybos sistema.....	15
1.1.3. RBS 70NG artimo nuotolio oro gynybos sistema	15
1.1.4. Mistral artimo nuotolio oro gynybos sistema.....	16
1.1.5. Starstreak artimo nuotolio oro gynybos sistema	16
1.2. Mokymo priemonės ir taikiniai MANPAD gynybos sistemoms	17
1.2.1. Mokymo simulatoriai	17
1.2.2. Oro taikiniai.....	18
1.3. Matematinis modelis ir išorinės balistikos skaičiavimų metodologija.....	20
2. Projektinė dalis	25
2.1. Raketos taikinio geometrinis modeliavimas.....	25
2.2. Kieto kuro motoras „RM-12K“ ir jo charakteristikos	27
2.3. Raketos taikinio aerodinaminė analizė	28
2.3.1. Skaičiuojamojo modelio sudarymas ir CFD analizė	30
2.3.2. Pasipriešinimo jėgos D priklausomybė nuo macho skaičiaus	37
2.3.3. Pasipriešinimo jėgos koeficiento C_D priklausomybė nuo macho skaičiaus	37
2.4. Išorinės balistikos charakteristikų analizė	38
2.4.1. Išorinės balistikos charakteristikos paleidžiant tris variklius	39
2.4.2. Išorinės balistikos charakteristikos paleidžiant 1+2 variklius	43
2.4.3. Išorinės balistikos charakteristikos paleidžiant 2+1 variklius	47
2.5. Išorinės balistikos rezultatų palyginimas.....	52
Išvados	54
Literatūros sąrašas	55
Priedai.....	58
1 priedas. Išorinės balistikos charakteristikos esant skirtingiems variklių paleidimo momentams	58
2 priedas. Raketos – taikinio bendras vaizdas	59

Lentelių sąrašas

1 lentelė. Artimo nuotolio oro gynybos sistemų pagrindiniai parametrai [6,7,9,10,11]	16
2 lentelė. Raketos „RT-400“ techniniai duomenys [1].....	20
3 lentelė. Pagrindinės raketos taikinio išorinės balistikos charakteristikos paleidžiant 3 variklius ..	41
4 lentelė. Pagrindinės raketos taikinio išorinės balistikos charakteristikos paleidžiant 1+2 variklius	46
5 lentelė. Pagrindinės raketos taikinio išorinės balistikos charakteristikos paleidžiant 2+1 variklius	50
6 lentelė. Raketos taikinio skrydžio aukštis ir nuotolis su 1+2 variklių konfigūracija.....	58
7 lentelė. Raketos taikinio skrydžio aukštis ir nuotolis su 2+1 variklių konfigūracija.....	58

Paveikslų sąrašas

1 pav. Valdomos raketos skrydžio fazės [2]	13
2 pav. Valdomos raketos veikimo būdai [3]	14
3 pav. Oro gynybos sistema „Grom“ [6]	14
4 pav. „Stinger“ paleidimo vamzdis kairėje ir raketa dešinėje [7]	15
5 pav. RBS 70 [8]	15
6 pav. Mistral oro gynybos sistema [10]	16
7 pav. Starstreak oro gynybos sistema [11]	16
8 pav. Judančių taikinių simulatorius [12]	17
9 pav. Konus Igla simulatorius [13]	18
10 pav. Dronas taikinis „Scrab I“ [14]	18
11 pav. „Banshee Jet 40“ taikinis [15]	19
12 pav. „RT-400“ taikinis [1]	19
13 pav. Nevaldomos raketos trajektorija ŽKS sistemoje [17]	20
14 pav. Raketos koordinačių sistema [17]	21
15 pav. Srauto koordinačių sistema [17]	22
16 pav. Raketą veikiančios jėgos ir momentai [17]	23
17 pav. Raketos taikinio vaizdai su trimis kieto kuro varikliais	25
18 pav. Raketos nosies geometrija	26
19 pav. Raketos masės centras: a) variklių kuras nesudegęs, b) visų trijų variklių kuras sudegęs ...	26
20 pav. Kieto kuro motoras „RM-12K“ [24]	27
21 pav. „RM-12K“ traukos ir slėgio kreivė [25]	27
22 pav. Tinklelio elementų skaičiaus analizės rezultatai	31
23 pav. Skaičiuojamosios erdvės tinklelis	32
24 pav. CFD analizės rezultatų konvergavimas	32
25 pav. Srauto greičio ir statinio slėgio pasiskirstymai, kai srauto greitis 0,6 <i>M</i>	33
26 pav. Macho skaičiaus ir statinio slėgio pasiskirstymas, kai laisvo srauto greitis 0,75 <i>M</i>	33
27 pav. Srauto greičių ir slėgio pasiskirstymas, kai laisvo srauto greitis 1 <i>M</i>	34
28 pav. Macho skaičiaus ir oro tankio pasiskirtimas, kai laisvojo srauto greitis 1,2 <i>M</i>	34
29 pav. Statinio slėgio ir temperatūros pasiskirstymas, kai laisvojo srauto greitis 1,2 <i>M</i>	35
30 pav. Macho skaičiaus ir oro tankio pasiskirtimas, kai laisvojo srauto greitis 1,4 <i>M</i>	35
31 pav. Statinio slėgio ir temperatūros pasiskirstymas, kai laisvojo srauto greitis 1,4 <i>M</i>	35
32 pav. Macho skaičiaus ir oro tankio pasiskirtimas, kai laisvojo srauto greitis 1,6 <i>M</i>	36
33 pav. Statinio slėgio ir temperatūros pasiskirstymas, kai laisvojo srauto greitis 1,6 <i>M</i>	36
34 pav. Pasipriešinimo jėgos priklausomybė nuo macho skaičiaus	37
35 pav. Pasipriešinimo jėgos koeficiento priklausomybė nuo macho skaičiaus	37
38	
36 pav. Raketos išorinės balistikos skaičiavimų schema	38
37 pav. Raketos traukos ir masės profiliai, kai paleidžiami 3 varikliai	39
38 pav. Skrydžio trajektorija su 3 varikliais, kai paleidimo kampas 45°	39
39 pav. Skrydžio greitis su 3 varikliais, kai paleidimo kampas 45°	40
40 pav. Raketos pagreičio komponentai, kai paleidimo kampas 45°	40
41 pav. Apskaičiuota raketos pasipriešinimo jėga, kai paleidimo kampas 45°	41
42 pav. Raketos skrydžio greičiai esant skirtingiems paleidimo kampams, kai paleidžiami 3 varikliai	42

43 pav. Raketos skrydžio trajektorijos esant skirtingiems paleidimo kampams, kai paleidžiami 3 varikliai	42
44 pav. Raketos traukos ir masės profiliai, kai paleidžiami 1+2 varikliai	43
45 pav. Skrydžio trajektorija su 1+2 varikliais, kai paleidimo kampas 60°	43
46 pav. Skrydžio greitis su 1+2 varikliais, kai paleidimo kampas 60°	44
47 pav. Raketos pagreičio komponentai, kai paleidžiami 1+2 varikliai 60° kampu.....	45
48 pav. Apskaičiuota pasipriešinimo jėga, kai paleidžiami 1+2 varikliai 60° kampu.	45
49 pav. Raketos skrydžio greičiai esant skirtingiems paleidimo kampams, kai paleidžiami 1+2 varikliai	47
50 pav. Raketos skrydžio trajektorijos esant skirtingiems paleidimo kampams, kai paleidžiami 1+2 varikliai	47
51 pav. Raketos traukos ir masės profiliai, kai paleidžiami 2+1 varikliai	48
52 pav. Skrydžio trajektorija su 2+1 varikliais, kai paleidimo kampas 60°	48
53 pav. Skrydžio greitis su 2+1 varikliais, kai paleidimo kampas 60°	49
54 pav. Raketos pagreičio komponentai, kai paleidžiami 2+1 varikliai 60° kampu.....	49
55 pav. Apskaičiuota pasipriešinimo jėga, kai paleidžiami 2+1 varikliai, 60° kampu	50
56 pav. Raketos skrydžio greičiai esant skirtingiems paleidimo kampams, kai paleidžiami 2+1 varikliai	51
57 pav. Skrydžio trajektorijos esant skirtingiems paleidimo kampams, kai paleidžiami 2+1 varikliai	51
58 pav. Raketos skrydžio greičiai su skirtingomis jėgainės konfigūracijomis ir skirtingais paleidimo kampais	52
59 pav. Skrydžio trajektorijos su skirtingomis jėgainės konfigūracijomis	52

Santrumpų ir terminų sąrašas

Santrumpos:

MANPAD – artimo nuotolio žmogaus nešiojama oro gynybos sistema;

CAD – kompiuterinis modeliavimas;

M – macho skaičius;

C_D – pasipriešinimo jėgos koeficientas;

IR – infraraudona spinduliuotė;

VR – virtuali realybė;

UAV – bepiločiai orlaiviai;

CFD – skaičiuojamoji fluidų dinamika.

Ivadas

Kad būtų palaikomas aukštas kovinės parengties lygis, oro gynybos pajėgos atlieka įvairius mokymus MANPAD operatoriams ruošti. Šios sistemos yra itin mobilios ir gali būti lengvai perdislokuotos, todėl jų operatoriai turi palaikyti aukštą žnių ir praktinių įgūdžių lygį. Pagrindinės treniravimosi sritys yra ginklo sistemos valdymas, naudojimo procedūros ir taktinis panaudojimas. Naudojant MANPAD sistemas reakcijos laikas į priešišką orlaivį yra labai trumpas, todėl operatoriai turi sugebėti greitai ir sėkmingai priimti taktinius sprendimus. Norint pasiekti tinkamą įgūdžių lygį yra naudojami du mokymo būdai: koviniai šaudymai ir treniruotės virtualios realybės (VR) simulatoriuose. VR simulatoriai yra naudingi pradiniam mokymui, tačiau norint treniruotis beveik reliomis sąlygomis yra privalomi koviniai šaudymai į oro taikinius. Dažniausiai yra naudojami trijų tipų oro taikiniai: stacionarūs, bepiločiai orlaiviai (UAV) ir raketiniai taikiniai. Dauguma naudojamų oro taikinių yra bepiločiai orlaiviai: dronai, lėktuvai ar parašiutinės sistemos. Minėti oro taikiniai yra mažiau efektyvus, kai reikia imituoti dideliu greičiu skrendantį priešišką orlaivį. Veiksmingiausias būdas imituoti greitai skrendančius priešiškus orlaivius (naikintuvus, propelerinius lėktuvus, sraigasparnius, raketas ar dronus) yra oro taikiny, turintis raketinę jėgainės sistemą [1]. Raketa taikiny turi atitikti visus karinei treniravimosi įrangai keliamus reikalavimus, ji turi būti ekonomiška, saugi, atitikti artimo nuotolio oro gynybos sistemų technines charakteristikas ir užtikrinti infraraudonos spinduliuotės (IR) pėdsaką. Dėl mažesnių kaštų lyginant su skysto kuro ar turboreaktyviniais varikliais, raketiniuose taikiniuose dažniausiai yra naudojami kieto kuro varikliai. Vienas iš tokių raketinių taikinių yra „RT-400“ turintis maksimalų skrydžio nuotolį 4,5 km [1]. Norint gauti didesnį raketos taikinio skrydžio nuotolį su minimaliaisiais kaštais, galima panaudoti tris kieto kuro variklius „RM-12K“, kurie yra naudojami raketoje taikinyje „RT-400“.

Šiame darbe yra analizuojamas raketinis oro taikiny skirtas MANPAD kovinių šaudymų pratyboms. Darbo metu yra siekiama nustatyti, ar raketos taikinio jėgainei naudojant tris kieto kuro variklius „RM-12K“ yra galima pasiekti maksimalų MANPAD sistemų skrydžio nuotolį. Tam nustatyti yra atlikta išorinės balistikos analizė, kurios metu atsižvelgta į raketos aerodinamines charakteristikas, kieto kuro variklio „RM-12K“ traukos profilį ir kintančią raketos masę. Aerodinaminės raketos taikinio charakteristikos yra ištirtos skaičiuojamosios skysčių dinamikos metodu. Išorinės balistikos rezultatai gauti analizuojant raketą išilginėje plokštumoje. Ištirtos trys raketos taikinio jėgainės konfigūracijos: 1) paleidžiant tris kieto kuro variklius iš karto, 2) paleidžiant vieną variklį, o po to dar du ir 3) iš pradžių paleidžiant du variklius, o po tam tikro laiko ir trečią variklį.

Darbo tikslas: Atlikti raketos su trijų variklių jėgaine aerodinaminio aptekėjimo ir išorinės balistikos tyrimą.

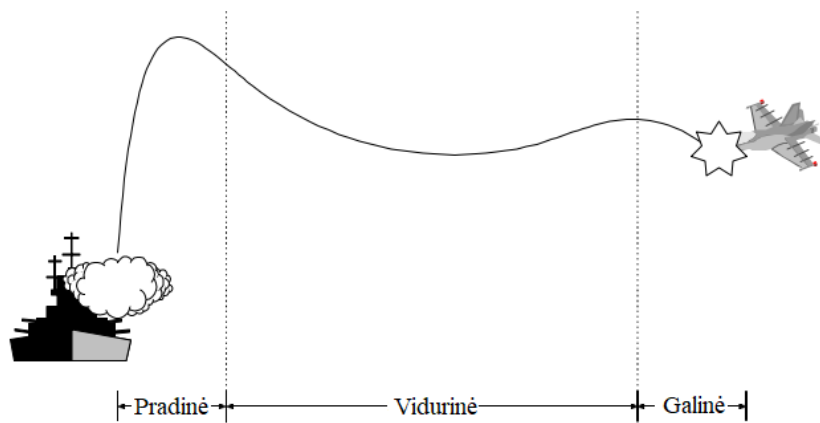
Uždaviniai:

1. Raketos taikinio skirto artimo nuotolio oro gynybos sistemoms geometrinis modeliavimas;
2. Raketos aerodinaminio aptekėjimo kompiuterinis modeliavimas;
3. Raketos išorinės balistikos matematinio modelio sudarymas ir skaitinis modeliavimas;
4. Išorinės balistikos modeliavimo rezultatų palyginamoji analizė trimis jėgainės darbo režimams: starto metu įjungus visus 3 variklius, paleidimo metu įjungus 1+2 variklius, paleidimo metu įjungus 2+1 variklius.

1. Teorinė dalis

1.1. Raketinės oro gynybos sistemos

Modernios oro gynybos pajėgos yra sudarytos iš ore ir ant žemės esančių radarų, žemė-oras raketų, stebėjimo sistemų ir valdymo ir kontrolės centrų, kurie apjungia visus gynybos sistemos elementus. Oro gynybos sistemos yra išdėstomos pasitelkiant sluoksniuotos gynybos metodą. Ginklai turintys didžiausią nuotolį sudaro išorinį sluoksnį t. y. ilgo ir vidutinio nuotolio raketos, artimo nuotolio ginklai sudaro vidinius sluoksnius esančius arčiau ginamo objekto. Raketinės gynybos sistemos pagal veikimo nuotolį yra skirstomos į artimo, vidutinio ir didelio nuotolio. Pagal paleidimo režimą raketos yra skirstomos į žemė-žemė, žemė-oras, oras-oras, oras-žemė tipo raketas. Taip pat raketos gali būti klasifikuojamos pagal naudojamą jėgainės tipą, kovinės galvutės tipą ar raketos valdymo tipą. Valdomų raketų skrydis nuo paleidimo iki taikinio numušimo yra suskirstytas į tris pagrindines fazes: pradinę, vidurinę, galinę. Pradinė valdomos raketos skrydžio fazė prasideda nuo jos paleidimo taikinio link 1 pav. Prieš šią fazę operatorius turi atpažinti ir užfiksuoti taikinį su raketoje esančia taikinio sekimo sistema. Jei pradinėje fazėje raketa gauna informaciją apie taikinį ne iš joje esančių jutiklių, tuomet informacija apie taikinio padėtį yra siunčiama į raketa iš papildomo radaro. Vidurinės fazės metu raketa artėja prie taikinio pagal norimą algoritmą, dažniausiai proporcinės navigacijos. Šios fazės metu raketa gali gauti informaciją iš antžeminio radaro ir tam tikru momentu taikinio sekimą gali perimti raketoje esantys jutikliai [2]. Galinės fazės metu raketa dažniausiai yra valdoma pagal informaciją gautą apie taikinį iš pačioje raketoje esančio jutiklio. Taip pat tam tikros raketos gali būti valdomos lazerio spindulio pagalba. Tokios raketos seka lazerio spindulį, kurį operatorius ar sekimo sistema kreipia į taikinį.



1 pav. Valdomos raketos skrydžio fazės [2]

Visų skrydžio fazių metu valdoma raketa gauna informaciją apie taikinio ir raketos vietą iš antžeminių radarų arba iš jutiklių esančių raketoje. Trumpo nuotolio oro gynybos sistemose raketos dažniausiai naudoja infraraudonos spinduliuotės (IR) taikinio sekimo jutiklius, kurie yra montuojami pačioje raketoje, arba yra naudojamos raketos valdomos lazerio spinduliu. Yra trys pagrindiniai valdomų raketų jutiklių tipai: pasyvūs, pusiau aktyvūs ir aktyvūs. Šių sistemų tipai pavaizduoti 2 pav.



2 pav. Valdomos raketos veikimo būdai [3]

Pasyvūs IR ar kitos spinduliuotės jutikliai užfiksuoja taikinio skleidžiamą spinduliuotę tačiau patys neskleidžia spinduliuotės. Pasyvūs jutikliai gali nustatyti kampinę taikinio padėtį raketos atžvilgiu, tačiau negali nustatyti atstumo iki taikinio ar atstumo iki taikinio pokyčio, t. y. greičio. Pusiau aktyvūs jutikliai užfiksuoja spinduliuotę atsispindėjusę nuo taikinio, tačiau patys neskleidžia elektromagnetinės spinduliuotės. Pusiau aktyviųjų jutiklių veikimui reikia papildomo antžeminio, laive ar orlaivyje esančio elektromagnetinės spinduliuotės šaltinio. Pusiau aktyviems jutikliams yra reikalinga turėti galimybę pereiti į pasyvų režimą jei taikinyje naudoja elektronines kovos priemones prieš raketą. Taikiniui slopinant pusiau aktyvios sistemos signalą, raketos sekimas turi pereiti į pasyvų ir panaudoti trukdantį taikinio signalą raketos valdymui [4]. Aktyvūs valdomų raketų jutikliai patys skleidžia elektromagnetinę spinduliuotę į taikinį ir užfiksuoja atsispindėjusę spinduliuotės dalį. Aktyviųjų jutiklių pagalba galima nustatyti kampinę taikinio padėtį ir judėjimo greitį raketos atžvilgiu [3].

1.1.1. Grom artimo nuotolio oro gynybos sistema

„Grom“ yra artimo nuotolio nešiojama oro gynybos sistema gaminama Lenkijoje. „Grom“ MANPAD pavaizduota 3 pav. yra skirta artimo nuotolio žemai skrendančių taikinių numušimui [5].



3 pav. Oro gynybos sistema „Grom“ [6]

Visos sistemos masė yra 16,5 kg, raketos masė – 10,25 kg. Bendras „Grom“ sistemos ilgis yra 1,7 m. Raketos jėgainė yra kieto kuro motoras, kuro masė – 4,5 kg. Šios sistemos maksimalus efektyvus naudojimo nuotolis yra 5 km, o aukštis – 3,5 km. Maksimalus raketos skrydžio greitis – 650 m/s [6].

1.1.2. Stinger artimo nuotolio oro gynybos sistema

„Stinger“ yra MANPAD sistema, kurios raketa naudoja IR jutiklį taikiniui sekti. Ši sistema yra sukurta apsaugoti pėstininkus nuo žemai skrendančių taikinių: lėktuvų, sraigtasparnių, bepiločių orlaivių, sparnuotojų raketų. 4 pav. pavaizduota „Stinger“ paleidimo vamzdis ir raketa. Stinger ilgis yra 1,5 m, o paleidimo vamzdžio ir raketos masė – 16 kg [7].



4 pav. „Stinger“ paleidimo vamzdis kairėje ir raketa dešinėje [7]

„Stinger“ maksimalus efektyvus naudojimo nuotolis yra 8 km, o aukštis – 3 km. Maksimalus raketos skrydžio greitis – 750 m/s [7].

1.1.3. RBS 70NG artimo nuotolio oro gynybos sistema

„RBS 70 NG“ yra artimo nuotolio oro gynybos sistema, kurios valdymas yra atliekamas panaudojant lazerio spindulį. „RBS 70 NG“ MANPAD sistema yra gaminama „Saab Bofors Dynamics“ įmonės Švedijoje. 5 pav. pavaizduota sistema skiriasi nuo „Grom“ ir „Stinger“ sistemų tuo, jog raketa seka lazerio spindulį, kuris yra kreipiamas į taikinį.



5 pav. RBS 70 [8]

„RBS 70 NG“ maksimalus nuotolis yra 9 km, o maksimalus aukštis – 5 km, raketos masė – 24 kg. Maksimalus raketos skrydžio greitis yra 2 Machai [9].

1.1.4. Mistral artimo nuotolio oro gynybos sistema

„Mistral“ artimo nuotolio oro gynybos sistema yra gaminama „MBDA France“ įmonės Prancūzijoje. Ši oro gynybos sistema gali būti naudojama ne tik kaip MANPAD, bet ir montuojama ant įvairių transporto priemonių: automobilių, laivų, sraigtasparnių.



6 pav. Mistral oro gynybos sistema [10]

„Mistral“ pavaizduotos 6 pav. maksimalus veikimo nuotolis yra 7,5 km, maksimalus skrydžio greitis – 930 m/s. Raketos masė yra 19,7 kg, o ilgis – 1,86 m [10].

1.1.5. Starstreak artimo nuotolio oro gynybos sistema

„Starstreak“ yra Didžiojoje Britanijoje gaminama artimo nuotolio oro gynybos sistema. Ši sistema gali būti naudojama ne tik kaip MANPAD, bet ir iš antžeminių, vandens ar oro transporto priemonių.



7 pav. Starstreak oro gynybos sistema [11]

„Starstreak“ skiriasi nuo anksčiau minėtų sistemų tuo, jog jos kovinė galvutė naudoja kinetinę energiją taikiniui numušti. Kovinę galvutę sudaro trys volframiniai strypai, kurie skrydžio metu pasiekia itin didelį greitį. „Starstreak“ sumontuota ant automobilio pavaizduota 7 pav. Raketos skrydžio nuotolis yra daugiau nei 7 km, jos masė – 14 kg. Raketa gali pasiekti skrydžio greitį didesnę nei 3 Machai [11].

1 lentelė. Artimo nuotolio oro gynybos sistemų pagrindiniai parametrai [6,7,9,10,11]

Oro gynybos sistema	Grom	Stinger	RBS 70 NG	Mistral	Starstreak
Raketos masė, kg	10,25	10,1	24	19,7	14
Maksimalus skrydžio greitis, m/s	650	750	680	930	1020
Skrydžio nuotolis, km	5	8	9	7,5	7
Skrydžio aukštis, km	3,5	3	5	-	-

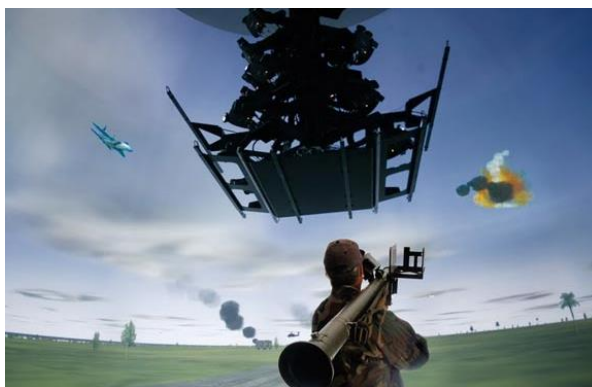
Pirmoje lentelėje yra pateikti pagrindiniai aukščiau paminėtų artimo nuotolio oro gynybos sistemų parametrai. Iš lentelės duomenų matome, kad didžiausią skrydžio nuotolį 9 km turi sistema „RBS 70 NG“, o mažiausią 5 km „Grom“. Atsižvelgiant į „RBS 70 NG“ sistemos maksimalų skrydžio nuotolį, šio darbo metu yra siekiama nustatyti ar panaudojant tris kieto kuro variklius „RM-12K“ raketoje taikinyje, yra galima pasiekti minėtą skrydžio atstumą.

1.2. Mokymo priemonės ir taikiniai MANPAD gynybos sistemoms

Artimo nuotolio gynybos sistemos MANPAD yra naudojamos arti pažeidžiamų vietovių ar objektų. Dėl savo mažos masės ir trumpo reagavimo laiko šios sistemos yra labai universalios. Jos gali būti lengvai perdislokuojamos ir naudojamos nepriklausomai nuo vietovės ypatumų. Dėl didelio universalumo, šių sistemų naudotojai turi būti pasiruošę aptikti, identifikuoti ir paleisti raketą į taikinį greitai kintančioje mūšio aplinkoje. Užtikrinti tinkamą minėtų sistemų operatorių pasirengimo lygį yra reikalingas pastovus mokymas. Mokymo procesas gali būti atliekamas panaudojant simulatorius, tačiau realūs koviniai šaudymai į oro taikinius yra privalomi, norint įvertinti pasirengimo lygį esant beveik relioms sąlygoms.

1.2.1. Mokymo simulatoriai

MANPAD operatorių mokymui yra naudojami įvairūs virtualios realybės (VR) treniruokliai. Kiekvienas treniruoklis turi skirtingą simuliacinės aplinkos lygį, įgyvendinamą per įvairius ekranus. Visiems simulatoriams yra būdingi šie pagrindiniai komponentai: realiu laiku generuojamo vaizdo sistema, ekranai, aplinkos modeliai, realaus ginklo maketas, įvairių scenarijų generavimas parenkant skirtingus orlaivius bei garso sistema.



8 pav. Judančių taikinių simulatorius [12]

8 pav. yra pateiktas patobulintas judančių taikinių simulatorius pritaikytas „Stinger“ sistemai. Mokymo simulatorių sudaro 12 metrų skersmens kupolas ant kurio yra suprojektuojamas vietovės ir skrendančių orlaivių vaizdas. Šis simulatorius leidžia gauti vietovės vaizdą 360 laipsnių aplinkui ir 70 laipsnių į viršų. Juo galima treniruotis taikinio identifikavimą, užfiksavimą, sekimą ir raketos paleidimą. Vienu metu gali treniruotis trys operatoriai [12].

„Konus“ MANPAD simulatorius pavaizduotas 9 pav. yra sukurtas Rusijoje, artimo nuotolio oro gynybos operatoriams treniruoti. Su šiuo simulatoriumi galima treniruoti naudotis šiomis sistemomis: „Iгла-1“, „Iгла“, „Iгла-S“, „203-OPU Dzhigit SLU“, ir „Strelets SEM“. „Konus“ simulatorių sudaro paleidimo vamzdis, kūgiškas ekranas ir instruktoriaus pultas. Šis simulatorius leidžia gauti vietovės vaizdą 192 laipsnių į šonus ir 60 laipsnių į viršų [13].



9 pav. Konus Igla simulatorius [13]

Vienu metu „Konus“ simulatoriumi gali naudotis vienas operatorius. Šia sistema galima imituoti taikinio manevravimą, klaidinančius IR pėdsakus, įvairias oro ir reljefo sąlygas. Mokymosi metu operatoriaus veikla gali būti įvertinama panaudojant treniruoklio valdymo ir vertinimo funkcijas. Sistemos peržiūros funkcija leidžia analizuoti mokinio veiklą bei automatiškai ją įvertinti [13].

1.2.2. Oro taikiniai

Trumpo nuotolio oro gynybos sistemų kūrimo, tobulinimo ar eksploatavimo metu yra atliekami bandomieji raketų šūviai panaudojant įvairius taikinius. Valdomų raketų bandymui, ar oro gynybos sistemų operatorių mokymui, gali būti naudojami bepiločiai orlaiviai ar nevaldomos raketos taikiniai. Oro taikiniams yra svarbu pasiekti jiems keliamus techninius greičio, nuotolio ar aukščio reikalavimus, kurie atitinka realių orlaivių technines charakteristikas.

Taikinys „Scrab I“ 10 pav. yra dronas su reaktyviniu varikliu, sukurtas ir pagamintas „SCR“. Šis dronas tinka visų tipų misijoms, įskaitant pratybas atviroje jūroje. „Scrab I“ turi vieną reaktyvinį variklį, kurio dėka galima pasiekti skrydžio aukštį ir greitį didesnę, nei naudojant tradicinius vidaus degimo variklius. Mažas šio taikinio dydis ir paprastas naudojimas užtikrina nesunkų taikinio gabenimą ir panaudojimą įvairiose vietovėse. Taikinyje gali būti gabenamas su visomis sudedamosiomis dalimis vidutinio dydžio transporto priemone ir paruoštas naudojimui per trisdešimt minučių. „Scrab I“ naudojamas bendrasis aviacinis kuras (Jet A-1, JP5, JP8), šio kuro panaudojimas leidžia supaprastinti logistiką. Šis taikinyje yra sukurtas naudoti pratybose su tokiais ginklų sistemomis: „Mistral“, „Standard“, „Roland“, „Aspide“ ir kitomis [14].



10 pav. Dronas taikinyje „Scrab I“ [14]

„Scrab I“ spanro mostas yra 1,62 m, o ilgis – 1,95 m. Šio taikinio maksimali pakilimo masė yra 32 kg, o didžiausias skrydžio greitis – 100 m/s, skrydžio lubos – 5,5 km [14].

„Banshee Jet 40“ 11 pav. taikinytis naudojantis vieną reaktyvinį variklį. Šio taikinio maksimalus skrydžio greitis yra 135 m/s. Taikinio sparno mostas yra 2,5 m, o ilgis – 2,95 m. Taikinio IR pėdsaką suteikia gale sumontuotas reaktyvinis variklis, kuris gali generuoti 40 kg statinę trauką. „Banshee“ oro taikiniai yra naudojami simuliuoti nepilotuojamus orlaivius (UAV), lėktuvus, sraigtasparnius. „Banshee Jet 40“ taikinytis yra naudojamas pratybų metu su šiomis oras-oras ginklų sistemomis: „Meteor“, „AMRAAM“, „Aim-7 Sparrow“, „Aim-9 Sidewinder“, „Iris-T“, „Mica“, „Aspide“ ir „R550 Magic“, bei šiomis žemė-oras raketoms: „Iris-T“, „Stinger“, „Akash“, „Sea Wolf“, „Mistral“, „Sadral“, „Rapier/Jernas“, „HVM“, „Simbad“, „Crotale“, „Blowpipe“, „Javelin“, „Starburst“, „Starstreak“, „NASAMS“, „Patriot“ ir kitomis [15].



11 pav. „Banshee Jet 40“ taikinytis [15]

Raketa taikinytis „RT-400“ pavaizduotas 12 pav. yra nevaldoma raketa naudojama, kaip oro taikinytis pratybų metu su artimo nuotolio oro gynybos sistemomis.



12 pav. „RT-400“ taikinytis [1]

Raketa „RT-400“ turi vieną kieto kuro variklį „RV-12K“, kuris sukuria nominalią 10 kN trauką. „RT-400“ maksimalus skrydžio nuotolis yra 4,5 km [1].

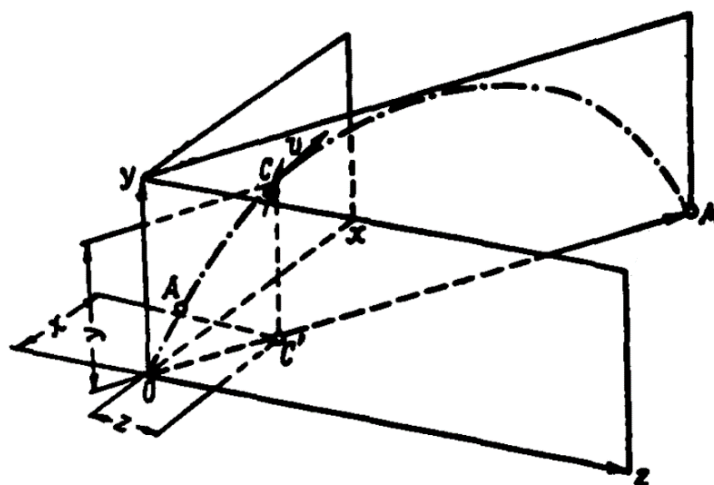
2 lentelė. Raketos „RT-400“ techniniai duomenys [1].

Nr.			Nr.		
1.	Raketos ilgis	5,2 m	9.	Variklio masė (su kuru)	35 kg
2.	Variklio ilgis	1,06 m	10.	Raketos masė	105 kg
3.	Raketos skersmuo	0,4 m	11.	Variklio degimo trukmė	3,2 s
4.	Variklio skersmuo	0,16 m	12.	Maksimali skrydžio trukmė	45 s
5.	Nominali trauka	10 kN	13.	Maksimalus skrydžio nuotolis	4,5 km
6.	Variklio impulsas	32 kNs	14.	Maksimalus skrydžio aukštis	2,2 km
7.	Specifinis variklio impulsas	182 s	15.	Skrydžio greičių intervalas	30–282 m/s
8.	Kuro masė	18 kg	16.	Pasipriešinimo koeficientas	0,486

Iš 2 lentelės matome, kad variklio RV-12K masė yra 35 kg, o visos raketos masė – 105 kg. Atlikus raketos taikinio „RT-400“ modifikaciją su trimis varikliais jo masė padidėtų 70 kg vien dėl dviejų papildomų variklių. Taip pat raketos masė padidėtų dėl korpuso pokyčių, bei kitų konstrukcinių elementų, todėl jos bendra masė būtų didesnė nei 175 kg. Pakeitus raketos geometriją, kad joje tilptų trys varikliai, jos pasipriešinimo jėgos koeficientas padidės. Paleidus visus tris variklius, ar keičiant jų paleidimo momentus, raketos greitis gali viršyti garso greitį. Viršijus garso greitį pradeda formotis smūginės bangos ir dėl to smarkiai padidėja pasipriešinimo jėga [16]. Todėl, norint atlikti raketos su trimis varikliais išorinės balistikos analizę, yra reikalinga nustatyti raketą veikiančių aerodinaminių jėgų koeficientų priklausomybę nuo skrydžio greičio.

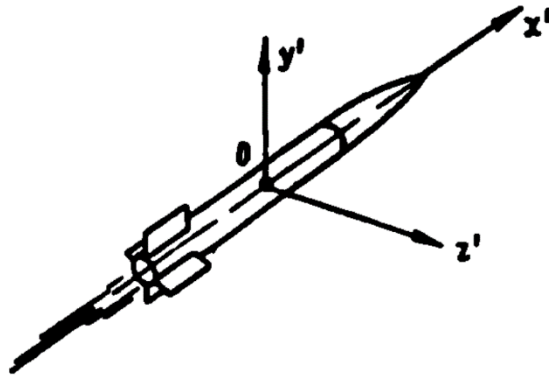
1.3. Matematinis modelis ir išorinės balistikos skaičiavimų metodologija

Raketos skrydžio trajektorija atmosferoje yra erdvinė kreivė, kurios pradžios taškas yra raketos paleidimo taškas. Šią erdvinę kreivę galima aprašyti koordinačių sistemoje susietoje su žemės paviršiumi. Koordinačių sistema susieta su žemės paviršiumi (ŽKS) pavaizduota 13 pav. Pradžios taškas O sutampa su raketos paleidimo tašku. ŽKS OY ašis yra nukreipta vertikaliai aukštyn, o OX ir OZ ašys yra jai statmenos. Trajektorijos taškas A yra aktyvios fazės pabaigos taškas, kuriame raketos jėgainė nustoja generuoti trauką.



13 pav. Nevaldomos raketos trajektorija ŽKS sistemoje [17]

Raketos kontakto su žeme taškas M ir ŽKS pradžios taškas O sudaro taikinio vektorių OM. Plokštuma YOM yra išilginė šūvio plokštuma. Nagrinėjant nevaldomos raketos trajektoriją dažnai galima daryti prielaidą, kad ji yra plokščia kreivė esanti išilginėje plokštumoje. Tada patogų plokštumą XOY sutapatinti su išilgine plokštuma YOM. Raketos judėjimas pagal trajektoriją apibūdina jos slenkamąjį judesį, tačiau ji taip pat gali sukis apie savo svorio centrą. Aprašyti raketos sukamajam judėjimui yra naudojama judanti koordinatė sistema susieta su raketa. Raketos koordinatė sistema (RKS) sudaro ašis OX' susieta su raketos išilgine ašimi, OY' ašis yra vertikali, o OZ' – šoninė ašis. RKS pradžios taškas sutampa su raketos svorio centru O. RKS sistema pavaizduota 14 pav.



14 pav. Raketos koordinatė sistema [17]

Jei analizuojama plokščia skrydžio trajektorija ir raketa skrydžio metu nesisuka apie išilginę ašį, plokštuma $Y'OX'$ sutampa su išilgine šūvio plokštuma YOM. Raketos sukamasis judesys yra aprašomas polinkio kampu θ , pokrypio kampu ψ ir posvyrio kampu φ . Polinkio kampas θ yra tarp ŽKS plokštumos XOZ ir raketos išilginės ašies OX' , pokrypio kampas ψ yra tarp plokštumos YOX ir raketos išilginės ašies OX' , o posvyrio kampas φ yra tarp plokštumų YOX ir $Y'OX'$. Norint nustatyti raketos poziciją erdvėje, tam tikru laiko momentu t , reikia žinoti raketos svorio centro koordinatės ŽKS atžvilgiu:

$$\begin{cases} x = x(t) \\ y = y(t) \\ z = z(t) \end{cases} \quad (1.1)$$

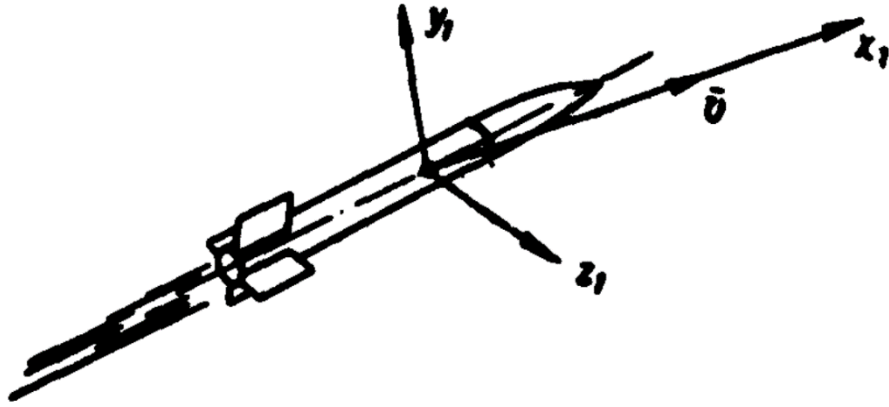
čia x, y, z – raketos svorio centro koordinatės ŽKS sistemos atžvilgiu.

Ir raketos reliatyvų sukamąjį judesį apie svorio centrą, t. y. RKS ašių pozicijas ŽKS atžvilgiu:

$$\begin{cases} \theta = \theta(t) \\ \psi = \psi(t) \\ \varphi = \varphi(t) \end{cases} \quad (1.2)$$

čia θ, ψ, φ – raketos polinkio, pokrypio ir posvyrio kampai.

Nagrinėjant raketą veikiančias aerodinamines jėgas ir momentus yra patogų naudoti srauto koordinatė sistemą (SKS) pavaizduotą 15 pav.



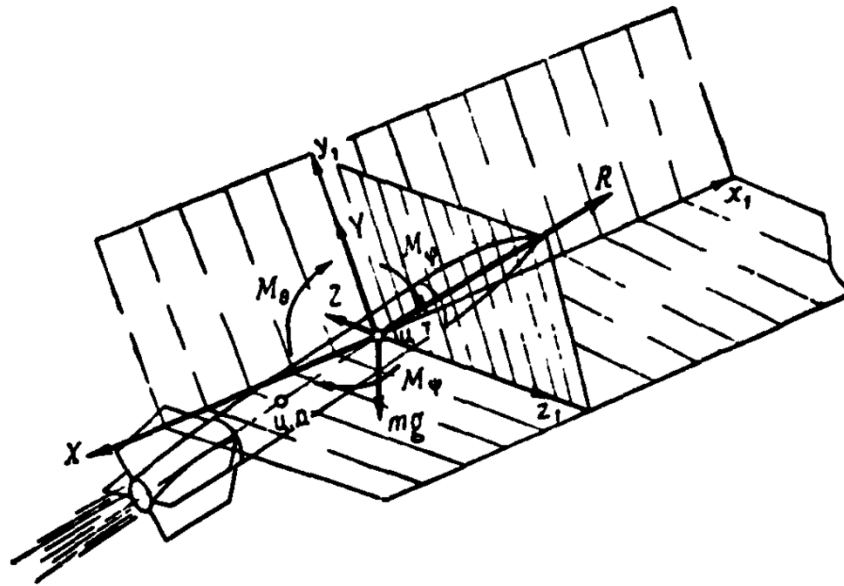
15 pav. Srauto koordinacių sistema [17]

SKS ašies OX_1 kryptis sutampa su greičio vektoriaus kryptimi, apibūdinančio absoliutų raketos greitį. OY_1 ir OZ_1 yra statmenos tarpusavyje ir OX_1 ašiai.

Bendru atveju raketos, kaip standaus kūno su šešiais laisvės laipsniais dinamiką aprašo šešios diferencialinės lygtys. Trys raketos masės centro slinkimą ir trys raketos sukimąsi apie jos masės centrą ŽKS atžvilgiu:

$$\begin{cases} m\ddot{x} = \sum F_x \\ m\ddot{y} = \sum F_y \\ m\ddot{z} = \sum F_z \\ I_x\ddot{\theta} = \sum M_\theta \\ I_y\ddot{\psi} = \sum M_\psi \\ I_z\ddot{\varphi} = \sum M_\varphi \end{cases} \quad (1.3)$$

čia m – raketos masė; $\ddot{x}$, $\ddot{y}$, $\ddot{z}$ – masės centro linijiniai pagreičiai; F_x , F_y , F_z – raketą veikiančių jėgų projekcijos; I_x , I_y , I_z – pagrindiniai inercijos momentai; M_θ , M_ψ , M_φ – raketą veikiantys momentai; θ , ψ , φ – polinkio, pokrypio ir posvyrio kampai.



16 pav. Raketą veikiančios jėgos ir momentai [17]

16 pav. yra pavaizduotos pagrindinės jėgos ir momentai veikiantys raketą skrydžio metu, kai raketos jėgainė generuoja trauką. Raketą veikia visos aerodinaminės jėgos projekcijos į SKS ašis: keliamoji jėga Y, pasipriešinimo jėga X ir šoninė jėga Z, bei variklio traukos jėga R ir raketos sunkio jėga mg. Taip pat raketą veikia aerodinaminiai momentai: polinkio momentas M_θ , pokrypio momentas M_ψ ir posvyrio momentas M_ϕ . Kai raketos variklis baigia generuoti traukos jėga, ji skrenda iš inercijos ir traukos jėgos R pavaizduotos 16 pav. diagramoje nebėra. Be paminėtų jėgų raketą taip pat gali veikti Magnuso jėga, jei raketa sukasi apie išilginę ašį, Koriolio jėga dėl žemės sukimosi apie savo ašį. Taip pat, be stabilizuojančių aerodinaminių momentų M_θ , M_ψ , M_ϕ , raketą veikia ir sukamąjį judesį slopinantys momentai M'_θ , M'_ψ , M'_ϕ .

Išspręsti diferencialinių lygčių sistemą 1.3 yra sudėtinga, nes skrydžio metu kinta raketos masė, traukos jėga R, dėl skrydžio aukščio ir dėl pačio variklio traukos charakteristikų. Aerodinaminiai momentai ir jėgos kinta skrydžio metu ir jų dydis priklauso nuo skrydžio greičio, atakos, slydimo ir posvyrio kampų, bei nuo skrydžio aukščio. Dėl minėtų aspektų lygčių sistema 1.3 yra supaprastinta priimant prielaidas ir nevertinant narių, turinčių mažą įtaką išorinei balistikai nagrinėjant išilginėje plokštumoje. Jei raketa yra stabili visų trijų ašių atžvilgiu, jos neveikia polinkio, pokrypio ir posvyrio momentai ir jos stabilizavimas nėra atliekamas rakeitai suteikiant kampinį greitį apie išilginę ašį, 4 – 6 narius iš lygčių sistemos 1.3 galime pašalinti. Taip pat jei raketos trajektorija yra artima plokščiai, t. y aerodinaminė šoninė jėga yra nedidelė ir raketos neveikia kitos šoninės jėgos 3 nari iš lygčių sistemos 1.3 galime išbraukti. Tada gauname dviejų diferencialinių lygčių sistemą:

$$\begin{cases} m\ddot{x} = \sum F_x \\ m\ddot{y} = \sum F_y \end{cases} \quad (1.4)$$

Raketoms, kurių skrydžio nuotolis yra nedidelis Koriolio jėgos efektas yra itin mažas. Priėmus prielaidą, kad raketa nesisuka apie išilginę ašį, Magnuso jėga taip pat neatsiranda. Priėmus šias prielaidas gauname, kad raketą veiks: traukos jėga T, aerodinaminio pasipriešinimo jėga D, keliamoji jėga L ir sunkio jėga mg [18]. Raketos svorio centro judėjimas RKS sistemoje, esant specialiam

atvejui, kai OX' ašis sutampa su trajektorijos tangente ir OY' ašis yra normalė (raketos koordinatų sistema sutampa su srauto koordinatų sistema), gali būti aprašytas lygtimis:

$$\begin{cases} m\dot{v} = T - mg \sin(\theta) - D \\ m\dot{v}\dot{\theta} = L - mg \cos(\theta) \\ \dot{x} = v \cos(\theta) \\ \dot{y} = v \sin(\theta) \\ \theta = \arctan(v_y / v_x) \end{cases} \quad (1.5)$$

čia m – raketos masė; v – raketos greitis; T – raketą veikianti traukos jėga; θ – polinkio kampas; D – pasipriešinimo jėga; L – keliamoji jėga; x – nuotolio koordinatė; y – aukščio koordinatė.

Kad skrydžio trajektorijai aprašyti galėtume panaudoti 1.5 lygtis yra priimamos šios prielaidos:

1. Nevertinamas žemės paviršiaus gaubtumas;
2. Laisvojo kritimo pagreitis g laikomas pastoviu ir lygiu $9,81 \text{ m/s}^2$;
3. Koriolio pagreitis nevertinamas dėl mažo raketos skrydžio aukščio;
4. Naudojama tarptautinė standartinė atmosfera (TSA) oro tankiui apskaičiuoti;
5. Raketos skrydis analizuojamas išilginėje plokštumoje;
6. Keliamoji ir šoninės jėgos lygios nuliui, nes raketa stabili ir atakos bei slydimo kampas $\alpha = \beta = 0^\circ$ viso skrydžio metu;
7. $\omega_z = 0$, nes raketa nėra stabilizuojama jai suteikiant kampinį greitį apie išilginę ašį z .

Atsižvelgiant į aukščiau paminėtas prielaidas raketos taikinio skrydis pasyvios fazės metu, kai $T = 0$, aprašytas lygtimis:

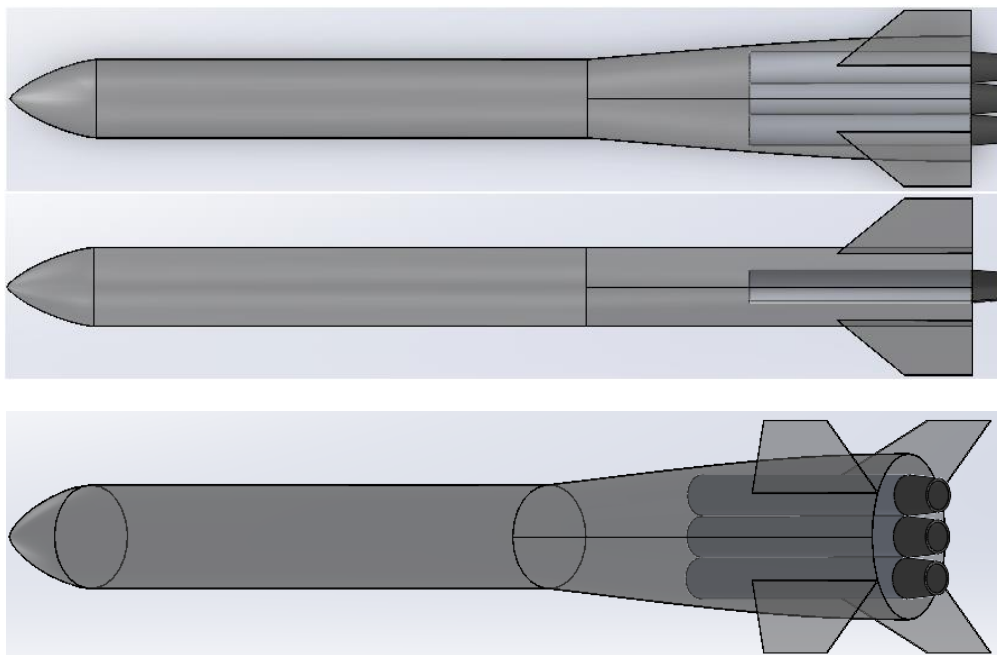
$$\begin{cases} m\dot{v} = -mg \sin(\theta) - D \\ m\dot{v}\dot{\theta} = -mg \cos(\theta) \\ \dot{x} = v \cos(\theta) \\ \dot{y} = v \sin(\theta) \\ \theta = \arctan(v_y / v_x) \end{cases} \quad (1.6)$$

1.6 lygtyse keliamosios jėgos nario L nėra, dėl priimtų 6 prielaidų. Todėl, panaudojant šią matematinę modelį išorinės balistikos analizei atlikti, yra reikalinga nustatyti raketos pasipriešinimo jėgos priklausomybę nuo skrydžio greičio, traukos kitimą laiko atžvilgiu ir raketos masės kitimą skrydžio metu.

2. Projektinė dalis

2.1. Raketos taikinio geometrinis modeliavimas

Sudarytas raketos taikinio geometrinis modelis atsižvelgiant į naudojamus kieto kuro variklius „RM-12K“. Raketos galinė dalis sumodeliuota taip, kad jos korpuse tilptų trys varikliai. Raketos skersmuo cilindrinėje zonoje yra 0,41 m, o raketos ilgis – 5,16 m. Stabilizatoriaus plotis yra 0,4 m, ilgis šakninėje dalyje yra 0,7 m, o viršutinėje dalyje – 0,35 m.



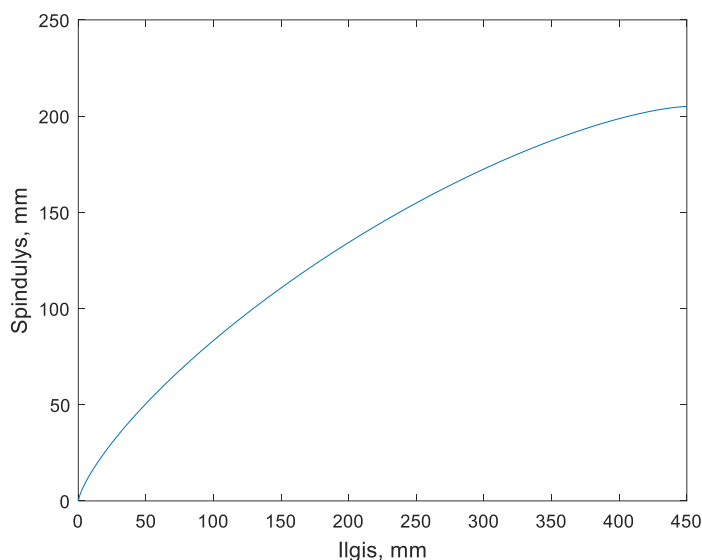
17 pav. Raketos taikinio vaizdai su trimis kieto kuro varikliais

17 pav. pavaizduotas raketos taikinio geometrinis modelis. Raketos nosies forma parinkta atsižvelgiant į skrydžio greitį. Taikinio su trimis varikliais greitis trumpam laiko momentui viršija garso greitį, bet didžiąją skrydžio dalį yra ikigarsinis. [19] atlikti raketos pasipriešinimo jėgos skaičiavimai su skirtingomis raketos nosies geometrijomis panaudojant „Ansys Fluent“, kai Macho skaičius kinta nuo 0,05 iki 0,62. Nustatyta, kad elipsės, parabolės ir tangentinio ogivo formos pasipriešinimai yra praktiškai identiški minėtame greičių intervale, o kūginės formos geometrija turi ženkliai didesnį pasipriešinimą [19]. Todėl, raketai taikiniui parinkta nosies forma yra Von Karmano ogivas. Ši nosies geometrija iki garso greičio turi mažą pasipriešinimą. Raketai viršijus garso greitį Von Karmano ogivo formos nosis sukuria mažesnį pasipriešinimą nei kūgio, parabolės, elipsės ar tangentinio ogivo formos nosis [20]. [21] darbe nagrinėtas slėgio koeficiento kitimas išilgai raketos su skirtingomis nosies geometrijomis. Analizuota, kuri geometrija leidžia pasiekti didžiausią kritinį Macho skaičių. Gauta, kad su Von Karmano ogivo nosies profiliu yra pasiektas didžiausias kritinis Macho skaičius ir mažiausias neigiamas slėgio koeficientas [21]. Atsižvelgiant į paminėtus aspektus ir raketos taikinio skrydžio greitį, parinkta Von Karmano ogivo nosies geometrija, kuri yra aprašoma šiomis lygtimis:

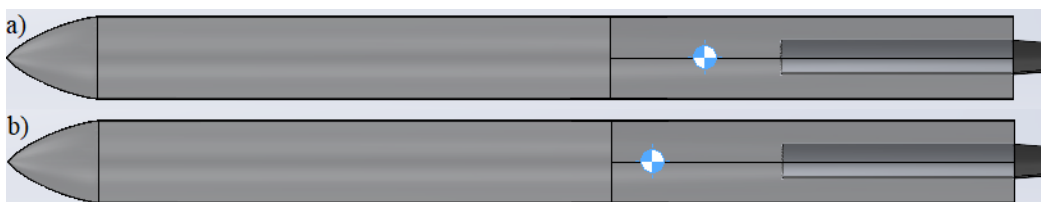
$$\begin{cases} y = \frac{R\sqrt{\theta - \frac{\sin(2\theta)}{2}}}{\sqrt{\pi}} \\ \theta = \cos^{-1}\left(1 - \frac{2x}{L}\right) \end{cases} \quad (2.1)$$

čia x, y – raketos nosies ilgio ir spindulio koordinatės; L, R – visas raketos nosies ilgis ir spindulys nosies gale.

2.1 lygtyse nosies ilgis kinta nuo 0 iki L , spindulys nuo 0 iki R . Raketos taikinio nosies geometrija pateikta 18 pav. Spindulys galinėje dalyje yra 205 mm, o bendras ilgis 450 mm.



18 pav. Raketos nosies geometrija

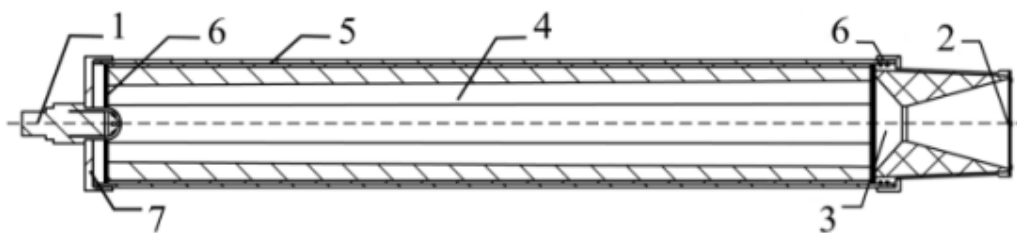


19 pav. Raketos masės centras: a) variklių kuras nesudegęs, b) visų trijų variklių kuras sudegęs

Norint įvertinti raketos masę yra parinkta raketos taikinio korpuso medžiaga kompozitas su stiklo pluoštu. Medžiagos tankis 2770 kg/m^3 . „Solidworks“ programa apskaičiuota raketos korpuso masė yra 70 kg. Visą raketos masę sudaro 3 varikliai po 35 kg, korpusas 70 kg, stabilizatoriai ir tvirtinimo elementai $\approx 5 \text{ kg}$, papildoma masė raketos nosyje stabilumui užtikrinti – 25 kg. Gauta, kad visa raketos taikinio masė yra 205 kg. Nustatytas raketos masės centras išilginės ašies atžvilgiu yra $x_{mc} = 3,43 \text{ m}$, nuo raketos nosies. Kai variklių kuras pilnai sudega masės centras išilginės ašies atžvilgiu pasislenka nosies link ir yra $x_{mc} = 3,08 \text{ m}$, o masė sumažėja iki 151 kg. Abi masės centro padėties pavaizduotos 19 paveiksle.

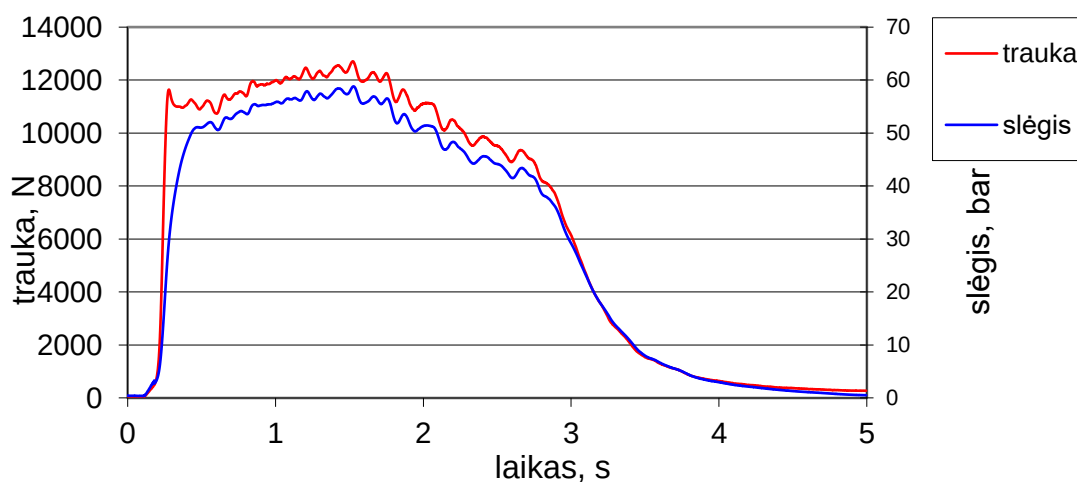
2.2. Kieto kuro motoras „RM-12K“ ir jo charakteristikos

Pagrindinis raketos taikinio reikalavimas – ekonomišką dizainą, užtikrinantis mažas gamybos ir eksploatavimo sąnaudas. Kadangi šis taikinytis skirtas labai trumpo nuotolio oro gynybos sistemų pratyboms, išlaidos turėtų būti kuo mažesnės. Vienas iš būdų pasiekti mažą kainą yra naudoti esamus raketinius variklius „RM-12K“. „RM-12K“ yra kieto kuro motoras, kuriame yra naudojamas kompozitinis kuras. Kieto kuro varikliai pagal naudojamą kurą dažniausiai yra skirstomi į dvibazius ir kompozitinius. Dvibazį kūrą sudaro dvi pagrindinės medžiagos: nitroceliuliozė ir nitroglicerinas. Nitroceliuliozė yra kietą sudedamoji dalis, kuri absorbuoja skystą nitrogliceriną. Dvibaziui kurui stabilizuoti yra naudojamas nedidelis kiekis įvairių priedų. Kompozitinis kuras susideda iš oksidatoriaus, metalo miltelių, sintetinės gumos rišiklio ir įvairių priedų [22]. Dažniausiai naudojami oksidatoriai kompozitiniam kurui: amonio perchloratas (AP), amonio nitratas (AN), kalio nitratas (KN) ir kalio perchloratas (KP). Norint padidinti specifinį impulsą ir tankį, į kietą kurą yra dedami metalo milteliai. Kompozitiniam kurui dažniausiai yra naudojami aliuminio milteliai [23]. Kieto kuro motoras „RM-12K“ yra naudojamas raketoje taikinyje RT-400. Šis motoras yra sukurtas KTU gynybos technologijų institute. Kieto kuro motorą pavaizduotą 20 pav. sudaro šie komponentai: 1) padegiklis, 2) dangtelis slėgio sukėlimui degimo kameroje, 3) tūta, 4) kietas kompozitinis kuras, 5) korpusas, 6) sandarinimo žiedai, 7) kieto kuro motoro galva [24].



20 pav. Kieto kuro motoras „RM-12K“ [24]

Motors „RM-12K“ ilgis yra 1,06 m, jo skersmuo – 0,16 m. Motors kuro masė yra 18 kg, o visa masė – 35 kg. Šis motoras generuoja nominalią 10 kN trauką [1]. „RM-12K“ kompozitinį kurą pagal masę sudaro: 55 % amonio nitrato, 8 % kalio perchlorato, 14 % aliuminio miltelių, 2 % anglies, 20 % silikono ir 1 % geležies oksido [24].



21 pav. „RM-12K“ traukos ir slėgio kreivė [25]

21 pav. pavaizduota „RM-12K“ motoro traukos ir slėgio priklausomybė nuo degimo laiko. Šio variklio traukos kreivė yra neutralaus tipo. Tai reiškia, kad degimo metu trauka yra apytiksliai pastovi. Progresyvios traukos varikliai generuoja trauką, kuri bėgant laikui didėja. Regresyvios traukos varikliai atvirkščiai, pradžioje sukuria didžiausią trauką, kuri paskui mažėja. Iš grafiko matome, kad „RM-12K“ uždegimo delsos laikas yra apytiksliai 0,2 s, o degimo laikas – 3,3 s. Žinant kieto kuro variklio parametrus ir jam veikiant pastoviu režimu, generuojama traukos jėga gaunama:

$$F = \dot{m}v_e + (p_e - p_a)A_e \quad (2.2)$$

čia $\dot{m}$ – išmetamas masės srautas; v_e – išmetamo srauto greitis, tūtos galo plokštumoje; p_e – slėgis tūtos galo plokštumoje; p_a – atmosferos slėgis; A_e – tūtos galo skerspjūvio plotas.

Veikiant pastoviu režimu „RM-12K“ motoro išmetamas masės srautas yra 5,42 kg/s [26]. Veikiant raketos varikliams jos masė kinta tiksliai dėl išmetamo masės srauto. Nustatant raketos taikinio išorinės balistikos parametrus yra priimta, kad raketos masė mažėja 5,42 kg/s, jei veikia vienas motoras, 10,84 kg/s jei vienu metu veikia du motorai ir 16,26 kg/s jei veikia visi trys motorai. Vieno variklio kuro masė yra 18 kg, todėl laikoma, kad po 3,32 sekundžių paleisto motoro kuras yra pilnai sudegęs. Atliekant išorinės balistikos analizę aprašyti raketos trauką yra naudota variklio „RM-12K“ traukos kreivė. Pirmo atvejo metu, kai trys varikliai paleidžiami vienu metu, raketa generuoja tris kartus didesnę trauką nei pavaizduota 21 pav. Antru atveju, paleidus 1+2 variklius, iš pradžių gauta trauka yra lygi pavaizduotai 21 pav, po to du kartus didesnė. Trečiu atveju, paleidus 2+1 variklius, iš pradžių generuojama trauka yra du kartus didesnė, nei „RM-12K“ po to lygi šio variklio traukai. Atliekant išorinės balistikos charakteristikų skaičiavimus atsižvelgta į laiko tarpą tarp variklių paleidimo. Analizės metu, nustatytas optimalus antras variklių paleidimo laiko momentas, siekiant gauti didžiausią skrydžio nuotolį. Gauti optimalūs variklių paleidimo laiko momentai pateikti 2.4 skyriuje.

2.3. Raketos taikinio aerodinaminė analizė

Norint nustatyti raketą veikiančias aerodinamines jėgas ir momentus reikia atlikti raketos taikinio aerodinaminę analizę. Raketos aerodinaminių savybių nustatymui yra galimi trys metodai: 1) eksperimentai aerodinaminame vamzdyje, 2) eksperimentiniai skrydžio bandymai ir 3) skaičiuojamoji skysčių dinamika (CFD). Kadangi raketa taikinyje yra 5,16 m ilgio ir skrydžio greičių diapazonas yra nuo 0-414 m/s, eksperimentas aerodinaminame vamzdyje yra nepriimtinas metodas dėl itin didelių išlaidų. Iš skrydžio greičių diapazono galime spręsti, kad raketa trumpam laiko momentui viršys garso greitį. Norint atlikti eksperimentus, būtų reikalingas aerodinaminis vamzdis su didelių gabaritų bandymo kamera bei galimybe pasiekti viršgarsinį srauto greitį. Eksperimentiniai skrydžio bandymai yra atliekami paskutiniais projekto etapais, norint validuoti anksčiau atliktus eksperimentus ar simuliacijas. Tokio tipo eksperimentų išlaidos taip pat yra itin didelės, todėl reikiams aerodinaminiams koeficientams nustatyti pasirinkta naudoti CFD metodą. Aerodinaminio aptekėjimo kompiuterinis modeliavimas atliktas panaudojant CFD programinę įrangą „Ansys Fluent“. „Ansys Fluent“ visų tipų srautams apskaičiuoti naudoja masės ir judesio kiekio tvermės lygtis. Jei atliekama aerodinaminė analizė srauto greičiui viršijant 0,3 Macho, reikia įvertinti srauto spūdimą. Srautams kuriems pasireiškia spūdimas ar yra analizuojamas šiluminis perdavimas yra srendžiama ir energijos lygtis. Jei srautas turbulentinis yra sprendžiamos papildomos turbulencijos lygtys, aprašančios srauto difuziją ir advekciją [27].

Toliau yra pateiktos „Ansys Fluent“ naudojamos srautą aprašančios lygtys. Masės tvermės dėsnis aprašomas lygtimi:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = S_m \quad (2.3)$$

čia ρ – srauto tankis; $\vec{v}$ – srauto greitis; S_m – masės šaltinis.

Judesio kiekio tvermės dėsnis aprašomas lygtimi:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \vec{v}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\tau) + \rho \vec{g} + \vec{F} \quad (2.4)$$

čia p – statinis slėgis; τ – įtempių tensorius; $\vec{g}$ – pagreitis dėl gravitacijos; $\vec{F}$ – išorinės jėgos.

„Ansys Fluent“ sprendžiama energijos lygtis yra šios formos:

$$\frac{\partial}{\partial t} \left(\rho \left(e + \frac{v^2}{2} \right) \right) + \nabla \cdot \left(\rho v \left(h + \frac{v^2}{2} \right) \right) = \nabla \cdot (k_{eff} \nabla T - \sum_j h_j \vec{J}_j + \tau_{eff} \cdot \vec{v}) + S_h \quad (2.5)$$

čia e – specifinė vidinė energija; h – specifinė entalpija; k_{eff} – efektyvus laidumas; T – temperatūra;

$\vec{J}_j$ – difuzijos srautas; τ_{eff} – išsisklaidymas dėl klampos; S_h – tūrinis šilumos šaltinis.

Pastovaus turbulentinio srauto parametrus apskaičiuoti „Ansys Fluent“ yra naudojamos „Reinoldso-suvidurkintos Navier-Stokso“ lygtys (RANS). RANS lygtyse kintamieji yra išskaidomi į vidutinę ir svyruojančią vertes. Pakeitus srauto kintamuosius jų vidutinėmis ir svyruojančiomis reikšmėmis yra gaunamos RANS lygtys su papildomais nariais, aprašančiais turbulencijos poveikį t. y Reinoldso įtempiais [27]. RANS masės tvermės ir judesio kiekio lygtys:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \bar{u}_i) = 0 \quad (2.6)$$

čia x_i – Dekarto koordinatės; $\bar{u}_i$ – vidutiniai greičio komponentai Dekarto koordinatės sistemoje.

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \bar{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \bar{u}_i \bar{u}_j) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial \bar{u}_l}{\partial x_l} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho \overline{u'_i u'_j}) \quad (2.7)$$

čia $\bar{p}$ – vidutinis slėgis; μ – dinaminis klampumas; δ_{ij} – Kronekerio delta.

Atsiradę papildomi nariai 2.7 lygtyje $-\rho \overline{u'_i u'_j}$ aprašantys turbulencijos poveikį yra vadinami Reinoldso įtempiais. Šie įtempiai turi būti modeliuojami papildomomis lygtimis, kurios ir apibūdina naudojamą turbulencijos modelį. Turbulencijos modelis yra matematinis įrankis aprašantis turbulencijos poveikį srautui, bei supaprastinantis Reinoldso įtempių apskaičiavimą. Norint įvertinti visus turbulencijos sukurių ilgio ir laiko mastus be turbulencijos modelio, reikėtų skaitiškai spręsti „Navier-Stokso“ lygtis (NS) pagal tiesioginės skaitinės simuliacijos (DNS) metodą. DNS skaičiavimams atlikti yra reikalingas skaičiuojamosios erdvės tinklo tankis, kuris įtrauktų net ir mažiausius ilgio ir laiko dydžius [28]. Mažiausi turbulentinio srauto dydžiai vadinami Kolmogorovo dydžiais, kurie dėl fluído klampos turbulentių sukurių kinetinę energiją išsklaido į srautą šilumos pavidalu. Norint atlikti raketos aerodinaminio aptekėjimo analizę panaudojant DNS metodą,

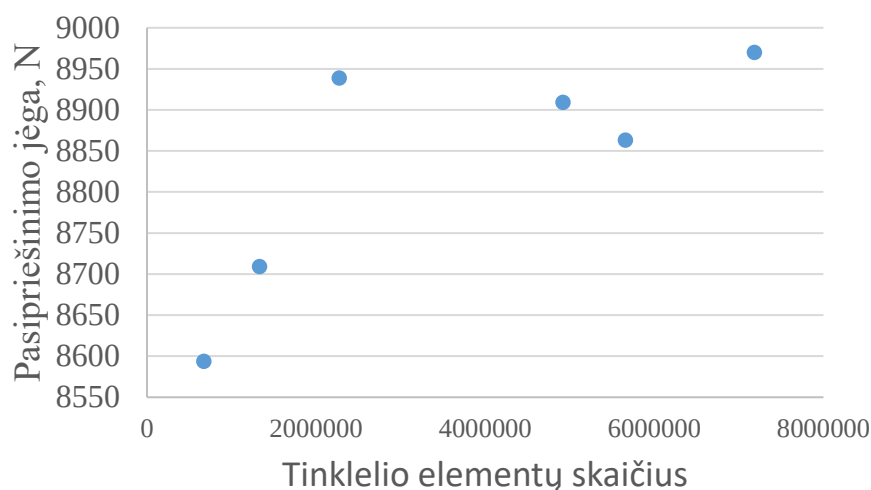
skaičiuojamosios erdvės tinklėlio elementų skaičius turėtų būti 10^{10} eilės. Dėl itin didelio tinklėlio elementų skaičiaus, kol kas DNS simuliacija inžineriniams uždaviniams spręsti nėra priimtina [29]. Raketos taikinio aerodinaminio aptekėjimo kompiuterinis modeliavimas atliktas panaudojant „SST k- ω “ turbulencijos modelį su „Ansys Fluent“ programine įranga. Šis modelis yra sukurtas simuliuoti pasienio sluoksnį esant teigiamam slėgio gradientui iki srauto atplyšimo ar esant vidutinio lygio srauto atplyšimo zonoms vadinamoms burbulais [30]. [28] darbe pateikta trimatė aptakaus kūno CFD simuliacija su skirtingais turbulencijos modeliais ir skirtingais skaitiniais sprendimo algoritmais. CFD simuliacija atlikta panaudojant „Spalart–Allmaras“, „SST k- ω “ ir „RNG k- ϵ “ turbulencijos modelius. Gauti pasipriešinimo jėgos ir slėgio koeficientų rezultatai palyginti su eksperimentu, atliktu jūros lygyje esant 1,15 Macho greičiui ir su nuliniu atakos kampu. Gauta, kad „SST k- ω “ turbulencijos modelis pasiekė geriausią rezultatą eksperimentinių duomenų atžvilgiu [28]. Skaitinio CFD sprendimo algoritmo analizė parodė, kad skaitinio algoritmo parinkimas neturėjo reikšmingos įtakos gautiems rezultatams [28]. [31] atliktame tyrime yra gautos profilio NACA 0018 aerodinaminės charakteristikos Reinoldso skaičių diapazone nuo 300 000 iki 1 000 000 ir atakos kampui kintant nuo 0° ir 25° . Nustatyti keliamosios ir pasipriešinimo jėgų koeficientams virš kritinių atakos kampų, kai yra didelis srauto atplyšimas, buvo panaudoti skirtingi turbulencijos modeliai. Iš analizuotų turbulencijos modelių panaudojus „SST k- ω “ modelį gautos tiksliausios C_L ir C_D koeficientų reikšmės, palyginus su eksperimentiniais duomenimis [31]. [32] yra atliktas raketos formos optimizavimas esant skirtingiems Macho skaičiams. Optimizavimo metu C_L ir C_D koeficientai pasirinkti kaip tikslo funkcijos kintamieji ir gauti panaudojant „Ansys Fluent“ „SST k- ω “, „k- ϵ “ ir „Spalart–Allmaras“ turbulencijos modelius. Nustatyta, kad CFD rezultatai gerai sutapo su eksperimentiniu tyrimu. Tačiau panaudojus „SST k- ω “ turbulencijos modelį gauti tikslesni rezultatai nei su kitais turbulencijos modeliais, nes „SST k- ω “ modelis užtikrina gerą sprendimo konvergavimą esant plonam pasienio sluoksniui, srauto recirkuliacijai ar atplyšimui [32]. CFD analizei atlikti parinktas „SST k- ω “ turbulencijos modelis atsižvelgiant į išanalizuotą literatūrą [33,34,35,36,37,38,39,40,41,42,43] kurioje aerodinaminių koeficientų nustatymui naudota CFD metodas panaudojant „SST k- ω “ turbulencijos modelį. Kiti turbulencijos modeliai kaip „Spalart–Allmaras“ [44,45,46,47] bei „k- ϵ “ [48,49] taip pat buvo naudoti raketų aerodinaminei CFD analizei atlikti, tačiau rečiau. Parenkant turbulencijos modelį CFD skaičiavimams yra atsižvelgta ir į srauto pobūdį apie raketą taikinį. „Ansys Fluent“ yra galimi du skaitiniai metodai srauto savybėms apskaičiuoti: 1) sprendimas pagrįstas slėgiu ir 2) sprendimas pagrįstas tankiu. Sprendimo metodas pagrįstas slėgiu yra naudojamas mažo greičio nespūdiams srautams, o sprendimo metodas pagrįstas tankiu yra naudojamas srautams, kuriuose svarbu įvertinti spūdumo įtaką. Tačiau „Ansys Fluent“ abu metodai yra praplėsti ir tinkami naudoti visiems srautų tipams [27]. Abu metodai naudoja judesio kiekio lygtis greičio laukui nustatyti ir masės bei judesio kiekio tvermės lygtis slėgio laukui gauti [27]. Aerodinaminių parametrų skaičiavimai atlikti su skaitiniu metodu, kurio sprendimas yra pagrįstas slėgiu.

2.3.1. Skaičiuojamojo modelio sudarymas ir CFD analizė

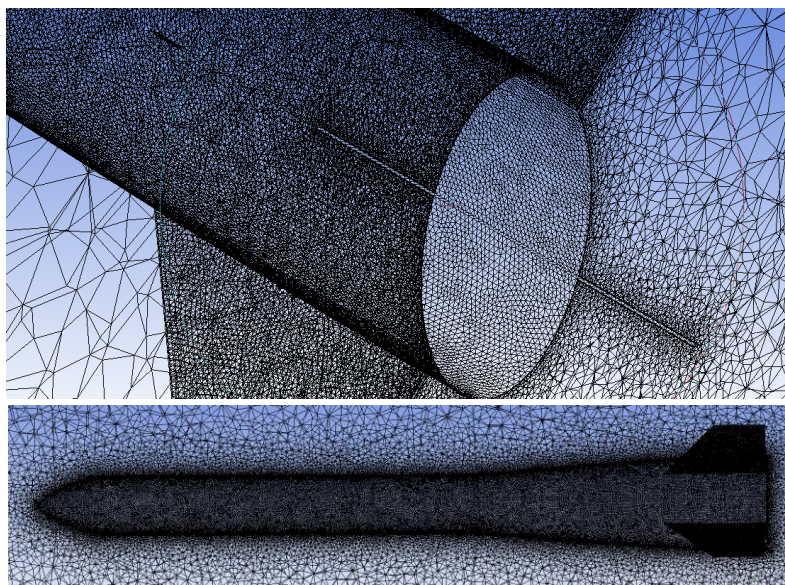
Šiame darbe CFD analizė atlikta trimis etapais: 1) išankstinis apdorojimas – sudaryta skaičiuojamoji erdvė, atlikta tinklėlio jautrumo analizė, nustatytos kraštinės sąlygos, parinktas turbulencijos modelis ir skaitinis metodas lygtims išspręsti; 2) skaičiavimas – atliktas srauto parametrų sprendimas pasirinktu skaitiniu metodu, kol pasiektas rezultatų konvergavimas; 3) gautų rezultatų apdorojimas – sudaryti srauto savybės charakterizuojantys kontūriniai grafikai, nustatyti reikiami aerodinaminiai koeficientai. Pirmo CFD analizės etapo metu yra sudaryta skaičiuojamoji erdvė, kuri

simuliuoja oro srautą apie raketą. Ši erdvė turi būti pakankamo dydžio, kad nedarytų neigiamos įtakos skaičiavimo rezultatams, arba ši įtaka būtų minimali. Didinant skaičiuojamosios erdvės tūrį išauga reikiami kompiuterinio skaičiavimo resursai. Šio darbo metu parinkta cilindro formos skaičiuojamoji erdvė sudaryta iš priekinės dalies, kurios ilgis yra trys raketos ilgiai t. y 15 m ir galinės dalies, kurios ilgis yra lygus penkiems raketos ilgiams t. y 25 m. Skaičiuojamosios erdvės skersmuo 15 m. Skaičiavimų metu parinktas fluidas oras ir jam priskirtas idealių dujų modelis. Skaičiuojamoji erdvė padalinta į tūrinius prizminius elementus. Atlikus skaičiuojamosios erdvės tinklelio jautrumo analizę, parinktas tinklelis sudarytas iš 8876852 mazgų ir 4920231 elementų. Priekinei ir šoninėms skaičiuojamosios erdvės sienoms yra priskirta slėgio tolimame lauke kraštinė sąlyga. Ši sąlyga „Ansys Fluent“ sistemoje yra naudojama modeliuoti laisvąjį srautą nutolusį nuo raketos taikinio. Apibūdinant slėgio tolimame lauke kraštinę sąlygą, yra nurodytos laisvo srauto macho skaičiaus reikšmės, intervale nuo 0,1 M iki 2 M . Nustatant slėgio tolimame lauke kraštinės sąlygas, įvesta statinio slėgio reikšmė standartinės atmosferos atžvilgiu yra 0 Pa (manometrinis slėgis), temperatūra – 288 K ir srauto kryptis išilgai raketos. Galinei skaičiuojamosios erdvės plokštumai, priskirta slėgio išėjime kraštinė sąlyga. Nustatant slėgio išėjime kraštinę sąlygą yra įvesta statinio slėgio reikšmė atmosferos atžvilgiu 0 Pa. Įvesta slėgio reikšmė naudojama tik tuomet, kai srautas yra ikigarsinis. Jei vietinis srauto greitis pasiekia garso greitį, slėgio reikšmė ekstrapoliuojama iš vidinio srauto reikšmių. Naudojant slėgio išėjime kraštinę sąlygą, visi srauto parametrai išskyrus slėgį yra gauti ekstrapoliuojant jų vertes iš srauto viduje [27]. Raketos išorinio paviršiaus kontakto vietoje su srautu, priimta kraštinė sąlyga – stacionari siena be praslydimo. Ši sąlyga nustato, kad srautas kontakto vietoje su raketos paviršiumi visiškai sustoja. Atlikta tinklelio jautrumo analizė, kai laisvojo srauto greitis 1 M ir ir atakos kampas yra lygus 0° , gauti rezultatai pateikti 22 pav. Gauta, kad tinklelio elementų skaičiui viršijus 2 milijonus, pasipriešinimo jėga kinta mažiau nei 1 %. Pasipriešinimo jėgos skirtumas, kai tinklelis sudarytas iš mažiau nei 1 milijono ir daugiau nei 6 milijonų elementų yra 4 %.

Atsižvelgiant į turimus kompiuterinius resursus ir skaičiavimo laiką, parinktas tinklelis sudarytas iš 8876852 mazgų ir 4920231 elementų.

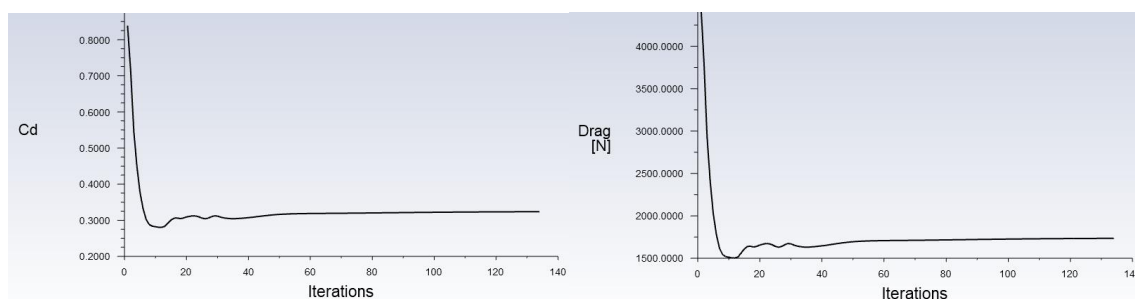


22 pav. Tinklelio elementų skaičiaus analizės rezultatai



23 pav. Skaičiuojamosios erdvės tinklelis

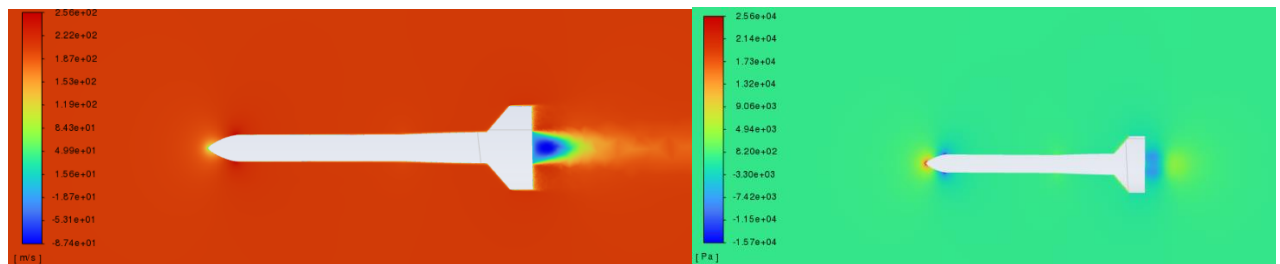
23 paveiksle pateiktas skaičiuojamosios erdvės tinklelis. Tinklelis sudarytas iš trijų skaičiuojamosios erdvės zonų apie raketą. Zonoje esančioje arčiausiai raketos parinktas elementų dydis 100 mm, antroje zonoje 200 mm ir tolimiausioje 1000 mm. Raketos paviršiui parinktas elementų dydis 10 mm ir sugeneruota 10 papildomų sluoksnių, kad būtų tinkamai įvertintas pasienio sluoksnis. Parinktas „SST k- ω “ turbulencijos modelis, o skaitinis sprendimo metodas pagrįstas slėgiu. Atliekant skaičiavimus atsižvelgta į rezultatų konvergavimą.



24 pav. CFD analizės rezultatų konvergavimas

Iš 24 pav. matome, kad C_D ir pasipriešinimo jėgos rezultatų konvergavimas yra pasiektas po 60 iteracijų, kai skaičiavimai atlikti su laisvo srauto greičiu 0,6 M . Atlikta CFD analizė greičių intervale nuo 0–2 M . Rezultatų konvergavimas gautas, ne tik su laisvo srauto greičiu 0,6 M , bet ir su kitais srauto greičiais. Rezultatų konvergavimas su visomis greičių reikšmėmis gautas per iteracijų skaičių mažesnę nei 200. Toliau yra pateikta srauto apie raketą taikinį pagrindinių charakteristikų analizė. Srautui vizualizuoti yra panaudoti srauto savybių pasiskirstymo grafikai. Pirmiausia ištirtas atvejis, kai laisvojo srauto greitis yra 0,6 M . Šis srauto greitis pasirinktas dėl to, nes su visomis raketos taikinio konfigūracijomis, didelę skrydžio dalį raketos greitis yra artimas 0,6 M . Apskaičiuotas raketos slėgio centras, esant atakos kampui 0° ir skrydžio greičiui 0,6 M , yra $x_{cp} = 3,6$ m nuo raketos nosies. Ši slėgio centro padėtis yra prieš raketos masės centrą, kai nenaudojama papildoma masė raketos priekyje. Norint užtikrinti raketos išilginį statinį stabilumą reikia, kad jos masės centras būtų priešais slėgio centrą viso skrydžio metu. Tam pasiekti yra įdėta papildoma 25 kg masė į raketos nosį. Gautos

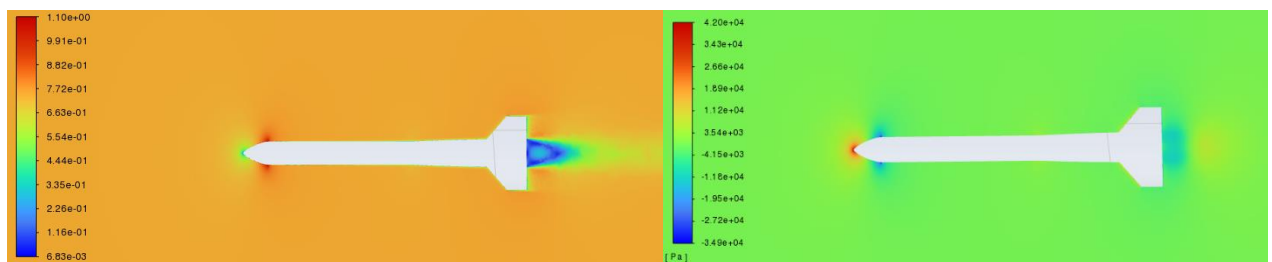
masės centro padėtys pateiktos 2.1 skyriuje ir nustatyta, kad masės centras viso skrydžio metu yra priešais slėgio centrą. 25 pav. kairėje pateikta srauto greičių pasiskirstymas apie raketą taikinį, kai laisvojo srauto greitis $0,6 M$. Iš srauto pasiskirstymo grafiko matome, kad didžiausias srauto greitis pasiekiamas ties raketos nosies perėjimu į cilindrinę dalį. Šioje zonoje raketos greitis padidėja nuo 204 m/s laisvojo srauto greičio iki 256 m/s . Taip pat raketos galinėje dalyje matome atplyšusio srauto dalį. Atplyšusioje srauto zonoje yra gaunamos ir neigiamos greičio reikšmės, nes srautas pradeda judėti priešinga laisvojo srauto kryptimi. Didžiausias neigiamas srauto greitis valkties turbulencijos zonoje yra -87 m/s .



25 pav. Srauto greičio ir statinio slėgio pasiskirstymai, kai srauto greitis $0,6 M$

25 pav. dešinėje pateiktas statinio slėgio pasiskirstymas apie raketą taikinį, kai laisvojo srauto greitis $0,6 M$. Iš slėgio pasiskirstymo matome, kad statinis slėgis nosies priekinėje dalyje yra didžiausias ir jo reikšmė yra 25600 Pa . Mažiausias slėgis gautas raketos nosies galinėje dalyje yra -15700 Pa . Raketos gale gautas slėgis yra mažesnis už atmosferinį ir už slėgį raketos priekyje. Šis slėgių skirtumas yra vienas iš pasipriešinimo jėgos šaltinių. Kadangi esant srauto greičiui $0,6$ macho pasireiškia gan ženklus srauto spūdumas. Srauto tankis priekinėje raketos dalyje yra $1,44 \text{ kg/m}^3$ ir didesnis už laisvo srauto tankį, o galinėje dalyje tankis – $1,01 \text{ kg/m}^3$ ir mažesnis laisvojo srauto tankį.

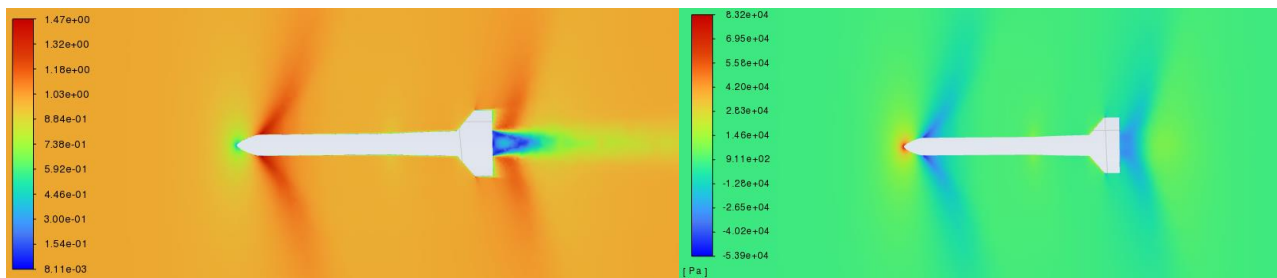
Toliau nagrinėtas atvejis, kai raketos skrydžio greitis yra artimas kritiniam macho skaičiui, t. y. $0,75 M$. Gauta, kad su šiuo laisvojo srauto greičiu vietinis greitis pasiekia garso greitį.



26 pav. Macho skaičiaus ir statinio slėgio pasiskirstymas, kai laisvo srauto greitis $0,75 M$

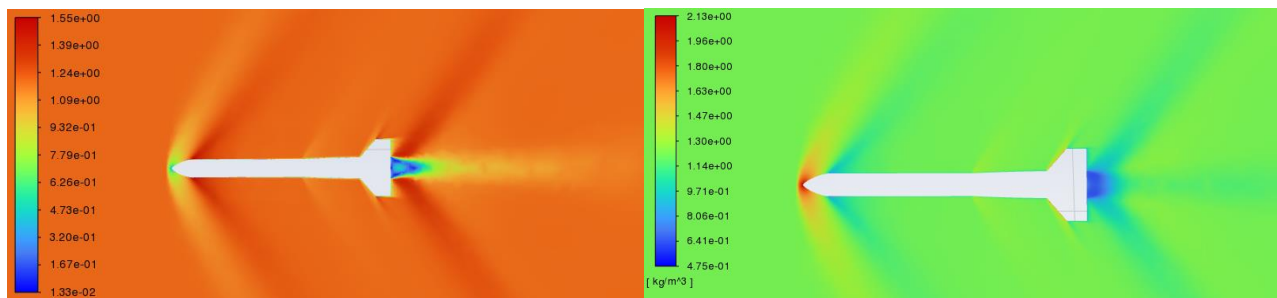
26 pav. viršuje pateikta srauto greičių pasiskirstymas apie raketą, kai laisvojo srauto greitis $0,75 M$. 26 pav. matome, kad laisvajam srautui pasiekus greitį $0,75 M$ apie raketos nosies dalį pradeda formotis statmenos smūginės bangos. Vietinis srauto greitis išilgai nosies didėja ir pasiekia maksimalią $1,1 M$ reikšmę. Statinis slėgis atvirščiai nei greitis, iš pradžių sumažėja ir ties statmena smūgine banga šuoliškai padidėja. Gautas smūginių bangų formavimasis tose vietose, kur vietinis srauto greitis viršija garso greitį. Kritinis raketos taikinio macho skaičius yra artimas $0,75 M$, nes esant šiam greičiui yra pasiekiamas 350 m/s vietinis srauto greitis, raketos nosies perėjimo į cilindrinę dalį zonoje. Šis greitis atitinka macho skaičių lygų $1,1$.

Toliau yra ištirtos srauto savybės, kai srautas viršija garso greitį ir pradeda formuotis smūginės bangos. Aerodinaminė analizė su viršgarsiniu srauto greičiu yra atlikta todėl, nes raketa su visomis nagrinėtomis jėgainės konfigūracijomis trumpam laiko momentui viršija garso greitį.



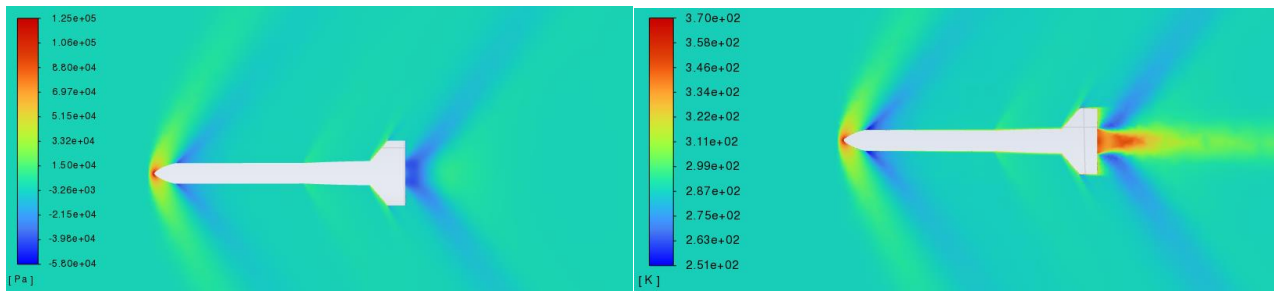
27 pav. Srauto greičių ir slėgio pasiskirstymas, kai laisvo srauto greitis 1 M

27 pav. viršuje pateikta srauto greičių pasiskirstymas apie raketą, kai laisvojo srauto greitis yra 1 M . Gauta, kad maksimalus vietinis macho skaičius yra 1,47 M . Jis yra pasiekiamas išsiplėtimo zonoje. 27 pav. dešinėje pusėje pateikta statinio slėgio pasiskirstymas. Srauto išsiplėtimo zonoje, gautas sumažėjęs slėgis pavaizduotos mėlyna spalva. Pasiektas maksimalus statinis slėgis raketos priekyje yra 83200 Pa, o minimalus – -53900 Pa. Dėl per mažo tinklelio elementų tankio, smūginės bangos 27 pav. yra sunku išskirti, tačiau iš matomų išsiplėtimo zonų galime spręsti, kad esant šiam greičiui priekyje raketos pradeda formuotis lanko formos, o gale įstrižosios smūginės bangos.



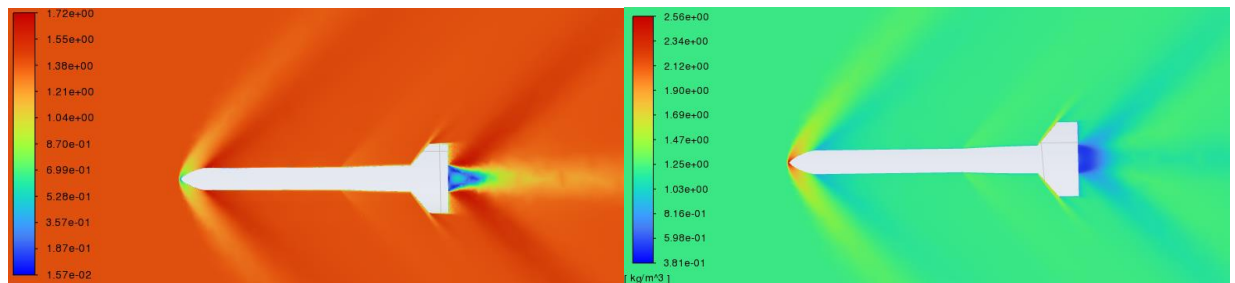
28 pav. Macho skaičiaus ir oro tankio pasiskirstymas, kai laisvojo srauto greitis 1,2 M

28 pav. pateikta vietinio macho skaičiaus ir oro tankio pasiskirstymai apie raketą taikinį, kai laisvojo srauto greitis yra 1,2 macho. Gauta, kad su laisvojo srauto greičiu 1,2 prieš raketą taikinį susiformuoja atitrūkusi lanko formos smūginė banga. Ties raketos cilindrinės dalies perėjimu į išplatėjančią dalį matomas įstrižos smūginės bangos formavimasis. Taip pat raketos galinėje dalyje prieš stabilizatorių matoma įstriža smūginė banga. 28 pav dešinėje pusėje yra pateiktas oro tankio pasiskirstymas. Gauta, kad už atitrūkusios lanko formos smūginės bangos oro tankis padidėja iki maksimalios reikšmės 2,13 kg/m^3 . Už prastrižų smūginių bangų raketos viduryje ir gale taip pat yra matomas oro tankio padidėjimas. Viršgarsiniam srautui perėjus smūginę bangą macho skaičius sumažėja, o statinis slėgis, oro tankis ir statinė temperatūra padidėja [16]. Todėl iš 28 pav. ir 29 pav. jau galima spręsti apie smūginių bangų padėtį. 28 pav. ir 29 pav. yra aiškiai matomos smūginių bangų zonos, kur macho skaičius šuoliškai sumažėja, o statinis slėgis tankis ir temperatūra šuoliškai padidėja. 28 pav. dešinėje gauta, kad prieš raketą susidaro lanko formos smūginė banga už kurios srauto greitis prieš raketos nosį sumažėja iki ikigarsinio. Šiek tiek toliau nuo raketos nosies, srauto greitis sumažėja, bet išlieka viršgarsinis. Ties raketos viduriu ir prieš stabilizatorių yra susiformavusios įstrižosios smūginės bangos, nes srauto kryptimi už jų yra gautas srauto sulėtėjimas bei oro tankio, slėgio ir temperatūros padidėjimas.



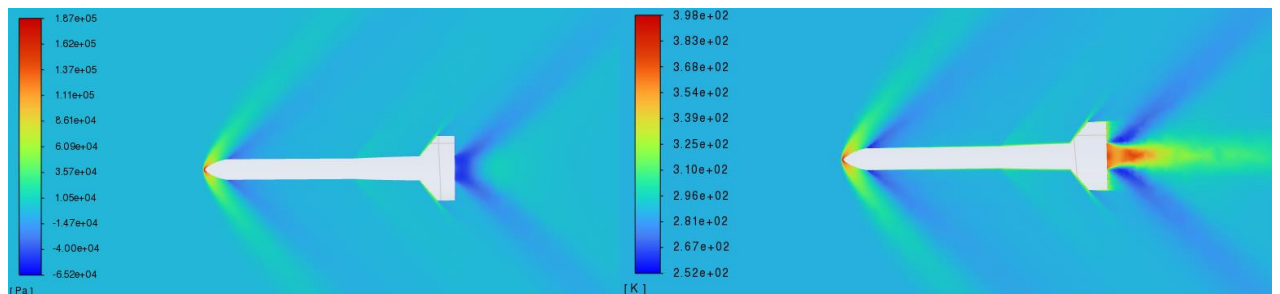
29 pav. Statinio slėgio ir temperatūros pasiskirstymas, kai laisvojo srauto greitis $1,2 M$

29 pav. pateikta statinio slėgio ir temperatūros pasiskirstymas, kai laisvo srauto greitis yra $1,2 M$. Gauta, kad maksimali statinio slėgio reikšmė 125000 Pa yra raketos nosies priekyje. Minimali statinio slėgio reikšmė -58000 Pa gauta raketos gale. Taip pat išsiplėtimo bangų zonoje yra gaunamas slėgio sumažėjimas. 29 pav. dešinėje pateikta statinės temperatūros pasiskirstymas, nustatyta maksimali statinė temperatūra yra 370 K raketos nosies priekyje.



30 pav. Macho skaičiaus ir oro tankio pasiskirstymas, kai laisvojo srauto greitis $1,4 M$

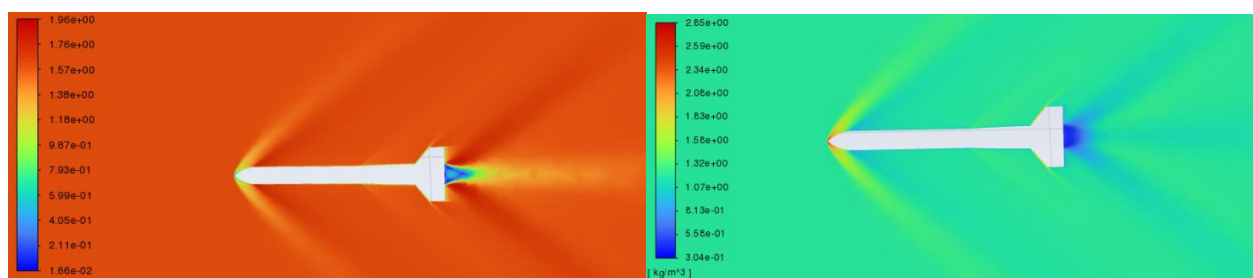
30 pav. pateikta vietinio macho skaičiaus ir oro tankio pasiskirstymai apie raketą taikinį, kai laisvojo srauto greitis yra $1,4$ macho. Gauta, kad esant laisvojo srauto greičiui $1,4 M$, prieš raketą taikinį esanti atitrūkusi lanko formos smūginė banga yra arčiau raketos paviršiaus, nei tuo atveju, kai laisvojo srauto greitis yra $1,2 M$. 30 pav dešinėje pusėje pateikta oro tankio pasiskirstymas. Gauta, kad už atitrūkusios lanko formos smūginės bangos, oro tankis šuoliškai padidėja iki maksimalios reikšmės $2,56 \text{ kg/m}^3$.



31 pav. Statinio slėgio ir temperatūros pasiskirstymas, kai laisvojo srauto greitis $1,4 M$

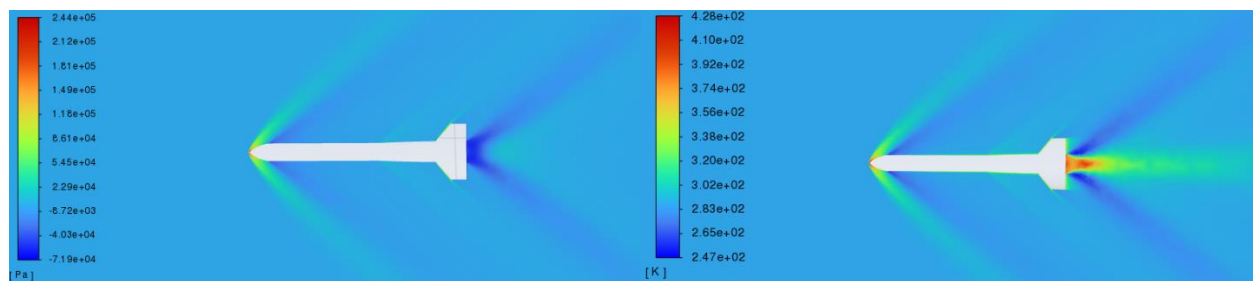
31 pav. pateikta statinio slėgio ir temperatūros pasiskirstymas, kai laisvo srauto greitis yra $1,4 M$. Gauta, kad maksimali statinio slėgio reikšmė 187000 Pa yra raketos nosies priekyje. Minimali statinio slėgio reikšmė -65200 Pa gauta raketos gale. 31 pav. dešinėje pateikta statinės temperatūros pasiskirstymas, nustatyta, kad maksimali statinė temperatūra yra 398 K raketos nosies priekyje. Esant

srauto greičiui $1,4 M$ taip pat, kaip ir su greičiu $1,2 M$ galime aiškiai išskirti susiformavusių smūginių bangų padėtis sraute.



32 pav. Macho skaičiaus ir oro tankio pasiskirstymas, kai laisvojo srauto greitis $1,6 M$

32 pav. pateikta vietinio macho skaičiaus ir oro tankio pasiskirstymai apie raketą taikinį, kai laisvojo srauto greitis yra $1,6$ macho. Gauta, kad esant laisvojo srauto greičiui $1,6 M$, raketos gale kur yra išsiplėtimo bangų zona, vietinis srauto greitis pasiekia $1,96 M$. 32 pav. dešinėje pusėje pateikta oro tankio pasiskirstymas. Gauta, kad maksimalus oro tankis už smūginės bangos padidėja iki $2,85 \text{ kg/m}^3$.

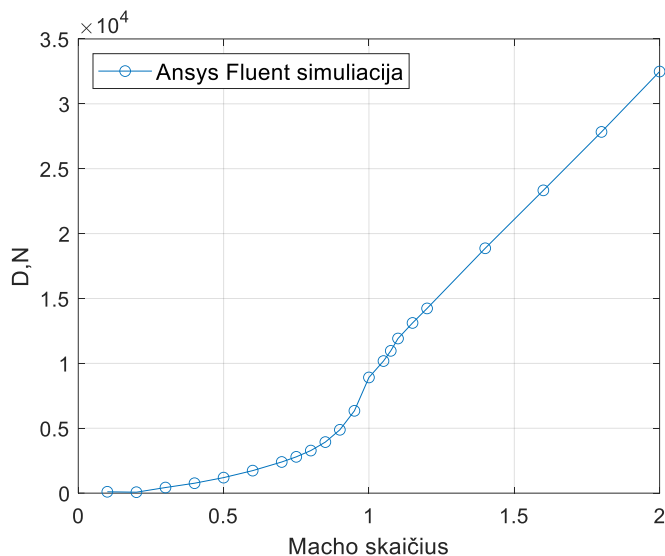


33 pav. Statinio slėgio ir temperatūros pasiskirstymas, kai laisvojo srauto greitis $1,6 M$

33 pav. pateikta statinio slėgio ir temperatūros pasiskirstymas, kai laisvo srauto greitis $1,6 M$. Gauta, kad maksimali statinio slėgio reikšmė 244000 Pa yra raketos nosies priekyje. Minimali statinio slėgio reikšmė -71900 Pa gauta raketos gale. 33 pav. dešinėje pateikta statinės temperatūros pasiskirstymas, nustatyta maksimali statinė temperatūra yra 428 K raketos nosies priekyje. Nustatyta, kad didėjant macho skaičiui lanko formos smūginė banga artėja prie raketos nosies, ir esant srauto greičiui 2 machai smūginė banga pradeda formuotis ties raketos priekiu. [46] darbe nustatytos srauto apie raketą savybės panaudojant „Schlieren“ fotografiją, slėgiui jautrius dažus (PSP) ir CFD metodus, kai srauto greitis pereina į viršgarsinį. „Schlieren“ fotografijos metodu nustatyta, kad kai laisvojo srauto greitis yra $0,86 M$ pradeda formuotis mažos smūginės bangos, tačiau CFD metodu jos aiškiai užfiksuotos tiktai esant srauto greičiui $1 M$ ir $1,1 M$ [46]. Naudojant CFD metodą dėl jo skaitinio sprendimo, kai kurios smūginės bangos gali būti nepastebėtos [50]. Todėl, aukščiau atliktos analizės metu, dėl riboto skaičiuojamosios erdvės tinklelio elementų skaičiaus, kai kurie smūginių bangų formavimosi etapai nėra užfiksuoti. Sunkiausia tiksliai nustatyti smūginių bangų formavimąsi nuo kritinio macho skaičiaus iki srauto greitis pasiekia garso greitį. Šiame greičių intervale pradeda formuotis smūginės bangos, tačiau jų dydis yra itin mažas. Toliau didėjant srauto greičiui šios bangos stiprėja, o jų matmenys didėja, todėl esant didesniems macho skaičiams jų nustatymas CFD metodu yra lengvesnis.

2.3.2. Pasipriešinimo jėgos D priklausomybė nuo macho skaičiaus

Panaudojant „Ansys Fluent“ programinę įrangą buvo apskaičiuota raketos taikinio pasipriešinimo jėga su skirtingomis macho skaičiaus reikšmėmis. Priimtos prielaidos, kad raketa skrydžio metu yra stabili ir atakos kampas yra lygus 0° . 34 pav. gautas pasipriešinimo jėgos kitimas didėjant srauto greičiui.

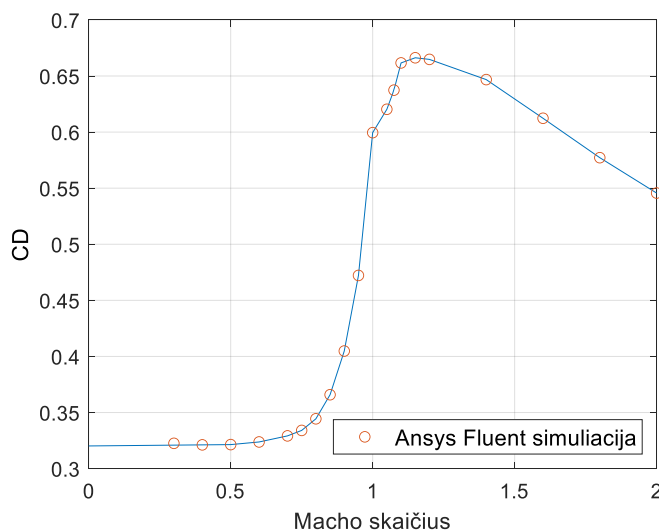


34 pav. Pasipriešinimo jėgos priklausomybė nuo macho skaičiaus

Nustatyta, kad pasipriešinimo jėga kinta nuo 0 N iki 32487 N, kai srauto greitis keičiasi nuo 0 iki 2 machų.

2.3.3. Pasipriešinimo jėgos koeficiento C_D priklausomybė nuo macho skaičiaus

Apskaičiuotos C_D koeficiento reikšmės, kai laisvo srauto greitis kinta nuo 0 iki 2 machų, pateiktos 35 pav.



35 pav. Pasipriešinimo jėgos koeficiento priklausomybė nuo macho skaičiaus

Pasipriešinimo koeficientas apskaičiuotas pagal formulę:

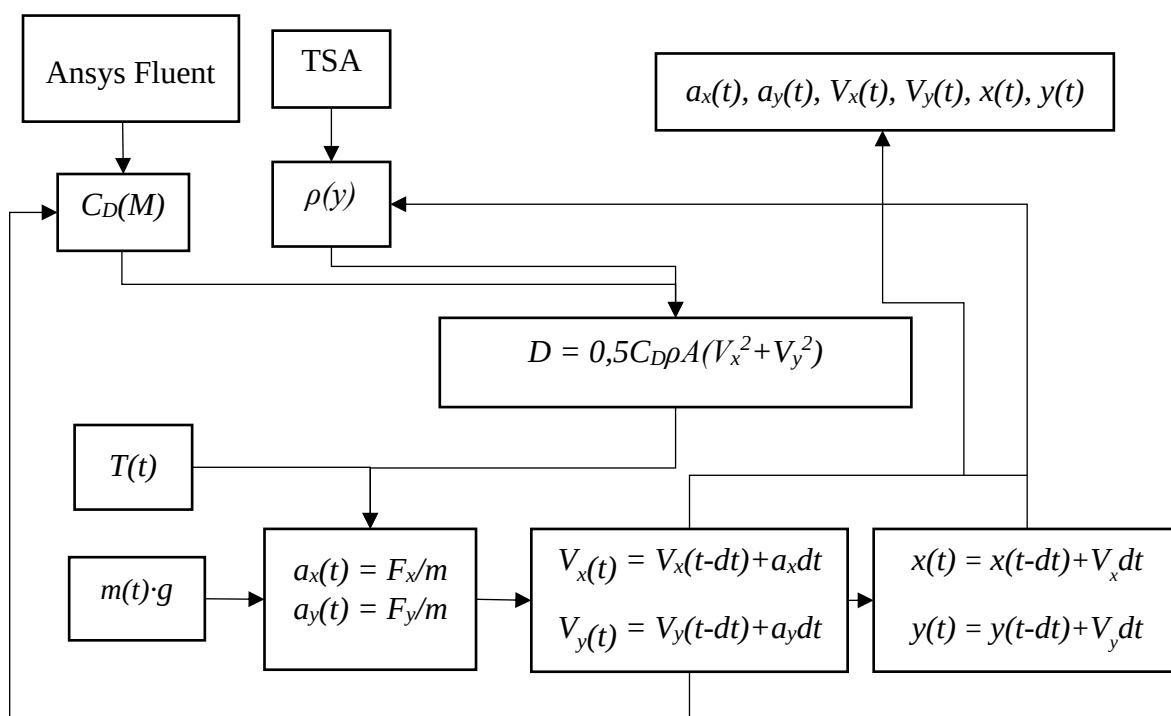
$$C_D = \frac{2D}{\rho v^2 S} \quad (2.8)$$

čia D – pasipriešinimo jėga; ρ – srauto tankis; v – srauto greitis; S – raketos skerspjūvio plotas.

35 pav. matome, kad laisvojo srauto greičiui pasiekus $0,85 M$ pasipriešinimo jėgos koeficientas pradeda smarkiai didėti, dėl atsirandančių smūginių bangų. Vietiniam srauto greičiui pasiekus garso greitį pradeda formuotis smūginės bangos, dėl kurių padidėja raketos pasipriešinimas. Iš grafiko matome, kad pasipriešinimo jėgos koeficientas iki pasipriešinimo divergencijos greičio $0,85 M$ yra $0,32$. Didėjant macho skaičiui C_D išauga iki maksimalios reikšmės $0,66$, kai macho skaičius – $1,15$.

2.4. Išorinės balistikos charakteristikų analizė

Raketos taikinio išorinės balistikos charakteristikoms nustatyti yra atlikta aerodinaminė CFD analizė, kurios metu nustatyta pasipriešinimo jėgos priklausomybė nuo skrydžio greičio. Keliamoji ir šoninė jėgos nėra analizuotos dėl priimtos 6 prielaidos 1.3 skyriuje. Panaudojant „Matlab“ programinę įrangą apskaičiuotos išorinės balistikos charakteristikos aktyviai ir pasyviai skrydžio fazėms. Skaičiavimams atlikti naudota kieto kuro variklio „RM-12K“ traukos charakteristikos aptartos 2.2 skyriuje. Pasipriešinimo jėgos koeficiento priklausomybė gauta 2.3.3 skyrelyje taip pat pritaikyta skaičiavimuose. Oro tankis nustatytas panaudojant tarptautinės standartinės atmosferos (TSA) modelio parametrus ir jo reikšmės apskaičiuotos pagal raketos skrydžio aukštį.



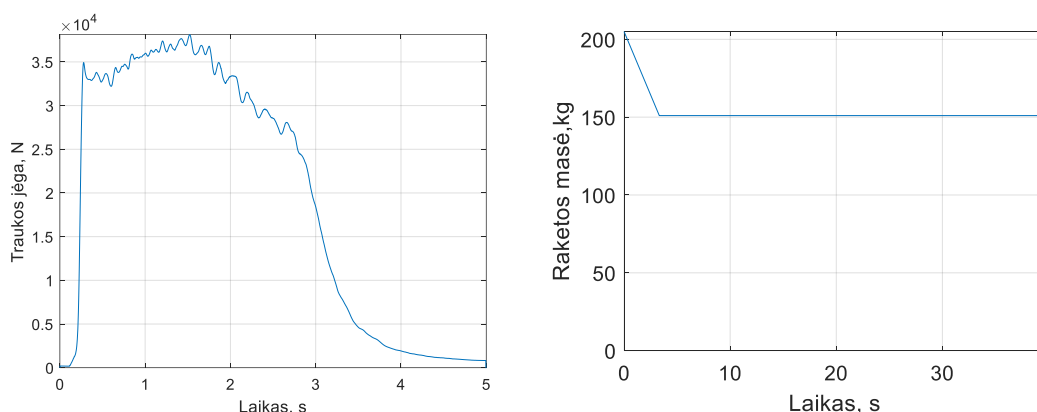
36 pav. Raketos išorinės balistikos skaičiavimų schema

Išorinės balistikos skaičiavimai atlikti „Matlab“ programa ir principinė skaičiavimų schema pateikta 36 pav. Raketos traukos priklausomybė nuo laiko $T(t)$ gauta panaudojant kieto kuro variklio „RM-12K“ traukos profilį. Masės priklausomybė nuo laiko $m(t)$ gauta atsižvelgiant į išmetamo masės

srauto greitį ir paleistų variklių skaičių. Pasipriešinimo jėga D apskaičiuota panaudojant pasipriešinimo koeficiento reikšmes C_D , gautas CFD analizės metu. Oro tankis ρ gautas iš TSA atitinkamai kiekvienai skrydžio altitutei y . Raketos skrydžio greičio V ir pagreičio a , x ir y komponentai apskaičiuoti kiekvienam skrydžio momentui.

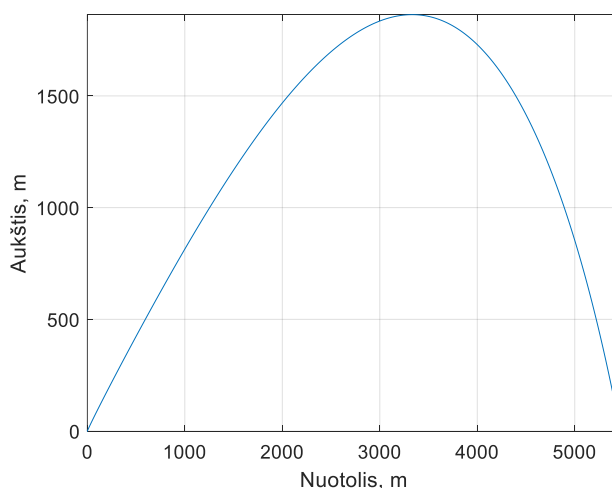
2.4.1. Išorinės balistikos charakteristikos paleidžiant tris variklius

Pirmiausia nagrinėtas atvejis, kai trys varikliai yra paleidžiami vienu metu. Šiuo atveju raketa skrydžio pradžioje patirs didžiausią perkrovą, nes visi trys varikliai pradės generuoti traukos jėgą vienu metu. 2.2 skyriuje nustatyta, kad visiems varikliams generuojant trauką kartu, jų išmetamas masės srautas yra 16,26 kg/s. Raketos masė po 3,32 s bus 151 kg, nes degimo metu 54 kg kieto kuro yra išmetama pro variklio tūtą.



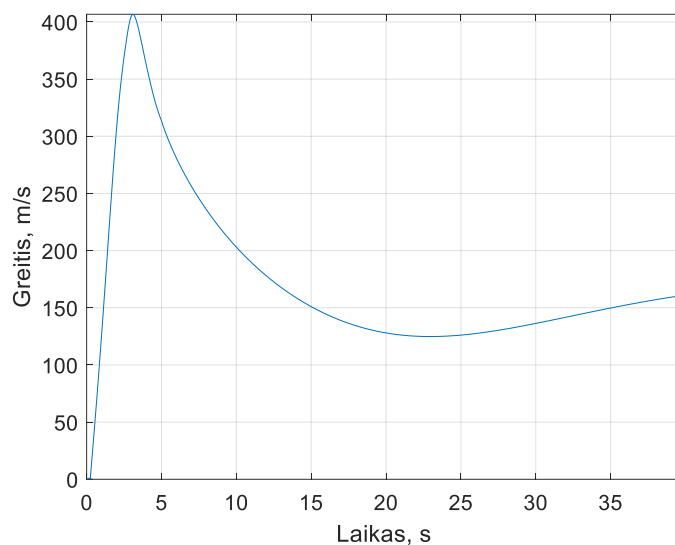
37 pav. Raketos traukos ir masės profiliai, kai paleidžiami 3 varikliai

37 pav. pateikta raketos traukos ir masės priklausomybė nuo laiko. Iš raketos masės grafiko matome, kad masė per 3,32 s sumažėja iki 151 kg, nes sudega kietas kuras, o toliau likusio skrydžio metu nebekinta. Raketos trauka yra tris kartus didesnė nei vieno „RM-12K“ variklio, nes paleidžiami 3 varikliai. Nustatyta, kad paleidžiant tris variklius didžiausias skrydžio nuotolis yra gaunamas, kai paleidimo kampas yra 45° . Esant šiam paleidimo kampui apskaičiuota skrydžio trajektorija pateikta 38 pav.



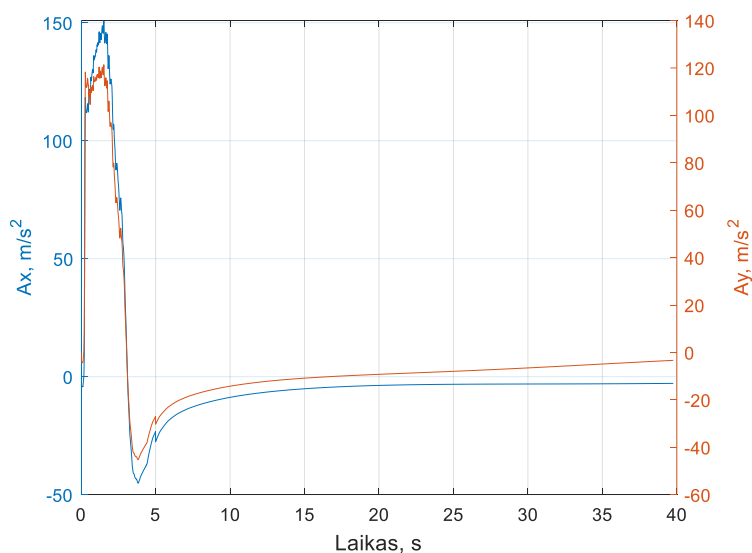
38 pav. Skrydžio trajektorija su 3 varikliais, kai paleidimo kampas 45°

Paleidžiant raketą taikinį su trimis varikliais 45° kampu, gautas maksimalus raketos skrydžio nuotolis yra 5467 m ir aukštis – 1863 m.



39 pav. Skrydžio greitis su 3 varikliais, kai paleidimo kampas 45°

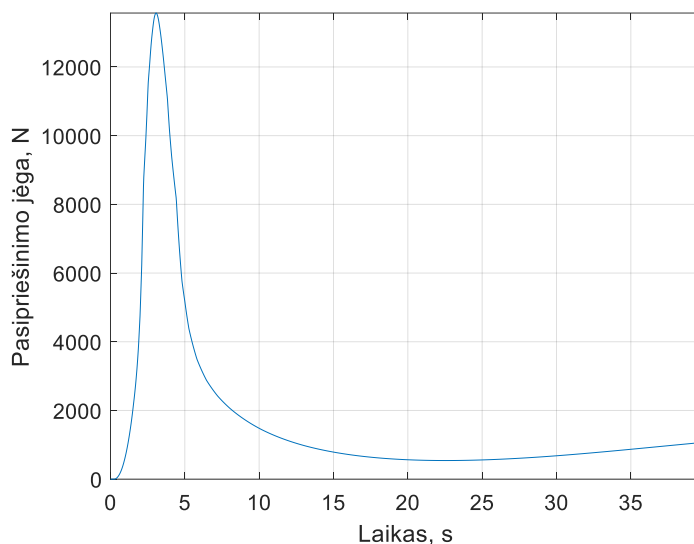
Paleidžiant raketą taikinį su trimis varikliais, 45° kampu, gautas maksimalus raketos skrydžio greitis 406 m/s yra pasiekiamas po 3 sekundžių, t. y. prieš pat varikliams nustojant generuoti trauką. Šis maksimalus greitis atitinka macho reikšmę, lygią 1,19. Iš 39 pav. matome, kad raketa nuo 2,2 sekundės iki 4,3 sekundės skris viršydama garso greitį. Toliau raketos greitis mažėja iki apogėjaus, kuris pasiekiamas 18 sekundę. Greitis apogėjaus taške yra 134 m/s. Nuo 18 skrydžio sekundės raketa pradeda žemėti ir jos greitis pasiekia 160 m/s. Raketa 39 skrydžio sekundę pasiekia žemės paviršių.



40 pav. Raketos pagreičio komponentai, kai paleidimo kampas 45°

Iš 40 pav. matome, kad aktyvios fazės metu didžiausias pagreitis yra pasiekiamas 2 skrydžio sekundę, x kryptimi – 150 m/s² ir y kryptimi – 120 m/s², kai trys varikliai dar generuoja trauką. Gautas didžiausias absoliutus pagreitis yra 193 m/s², pasiektas 1,5 skrydžio sekundę. Pasyvios fazės metu,

kai varikliai nebegeneruoja traukos, o raketą veikia tikrai aerodinaminio pasipriešinimo ir žemės traukos jėgos, pagreitis 3,8 sekundę sumažėja iki neigiamos reikšmės -45 m/s^2 x kryptimi ir -44 m/s^2 y kryptimi. Toliau skrydžio metu pagreičio modulis mažėja ir kontakto į žemę metu pagreitis x kryptimi yra $-2,8 \text{ m/s}^2$, o y kryptimi yra $-3,3 \text{ m/s}^2$.



41 pav. Apskaičiuota raketos pasipriešinimo jėga, kai paleidimo kampas 45°

Raketos taikinio pasipriešinimo jėgos kitimas skrydžio metu pateiktas 41 pav. Gauta maksimali pasipriešinimo jėga yra 13524 N, kai raketos skrydžio greitis – 406 m/s. Pasyvios skrydžio fazės metu pasipriešinimo jėga sumažėja 89 % ir 10 sekundę yra 1440 N. Nuo 10 skrydžio sekundės pasipriešinimo jėga yra mažesnė nei 1440 N.

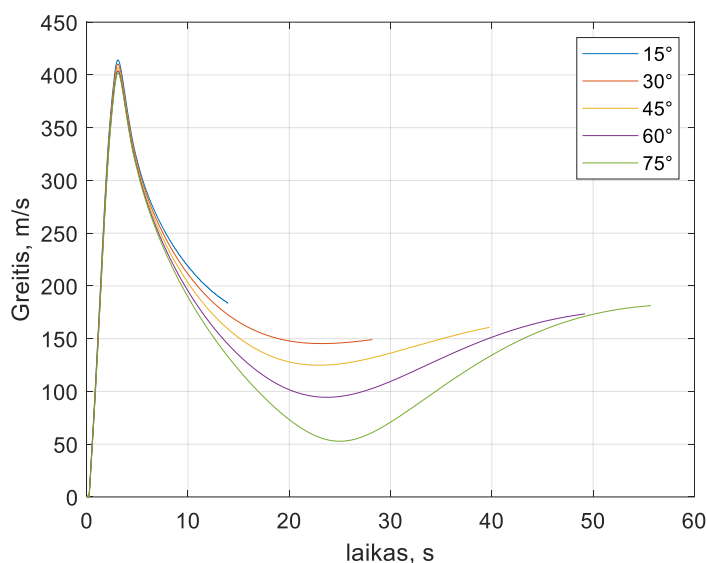
Pagrindinės išorinės balistikos charakteristikos esant skirtingiems paleidimo kampams, kai paleidžiami trys varikliai iš karto, surašytos 3 lentelėje.

3 lentelė. Pagrindinės raketos taikinio išorinės balistikos charakteristikos paleidžiant 3 variklius

Paleidimo kampas, °	Maksimalus greitis, m/s	Maksimalus pagreitis, m/s^2	Maksimalus aukštis, m	Maksimalus nuotolis, m
15	414	197	200	3440
30	410	195	920	5114
45	406	193	1863	5467
60	403	192	2829	4755
75	401	224	3584	2895

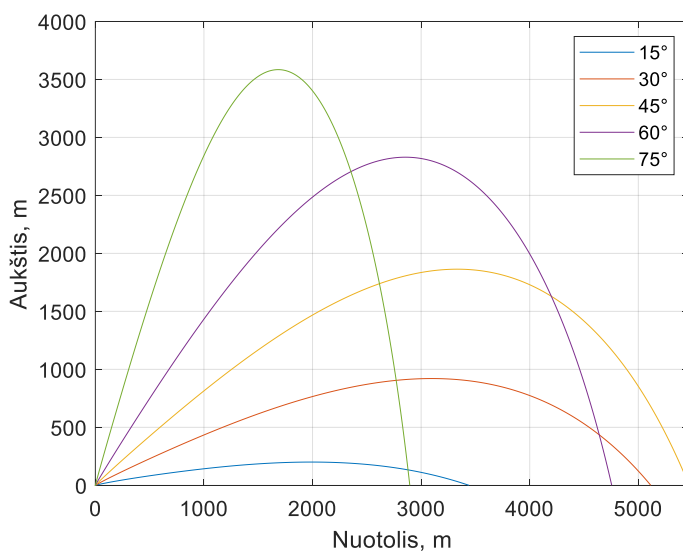
Iš 3 lentelės duomenų matome, kad maksimalus raketos skrydžio greitis esant skirtingiems paleidimo kampams kinta nuo 401 m/s iki 414 m/s. Didžiausias greitis pasiekiamas, kai paleidimo kampas yra 15° . Gautos maksimalaus pagreičio reikšmės yra tarp 193 m/s^2 ir 224 m/s^2 . Didžiausias pagreitis yra pasiekiamas, kai paleidimo kampas – 75° . Maksimalus skrydžio aukštis – 3584 m gautas esant paleidimo kampui 75° , o didžiausias skrydžio nuotolis – 5467 m, kai raketa paleidžiama 45° kampu. 42 pav. pateikta skrydžio greičio priklausomybės nuo laiko, kai paleidimo kampai kinta nuo 15° iki 75° . Raketos taikinio pasiekiamas maksimalus skrydžio greitis esant skirtingiems paleidimo kampams

skiriasi 3 %. Didžiausias skrydžio laikas 55 s yra gautas raketą paleidžiant 75° kampu, o mažiausias – 14 s, 15° kampu.



42 pav. Raketos skrydžio greičiai esant skirtingiems paleidimo kampams, kai paleidžiami 3 varikliai

Raketos taikinio apogėjaus taškas yra pasiekiamas 7, 13, 18, 22, 25 sekundėmis, atitinkamai paleidžiant 15° , 30° , 45° , 60° , 75° kampais. Apskaičiuotas skrydžio greitis apogėjaus taške yra 264 m/s, 180 m/s, 134 m/s, 96 m/s ir 53 m/s, atitinkamai esant 15° , 30° , 45° , 60° , 75° paleidimo kampams.

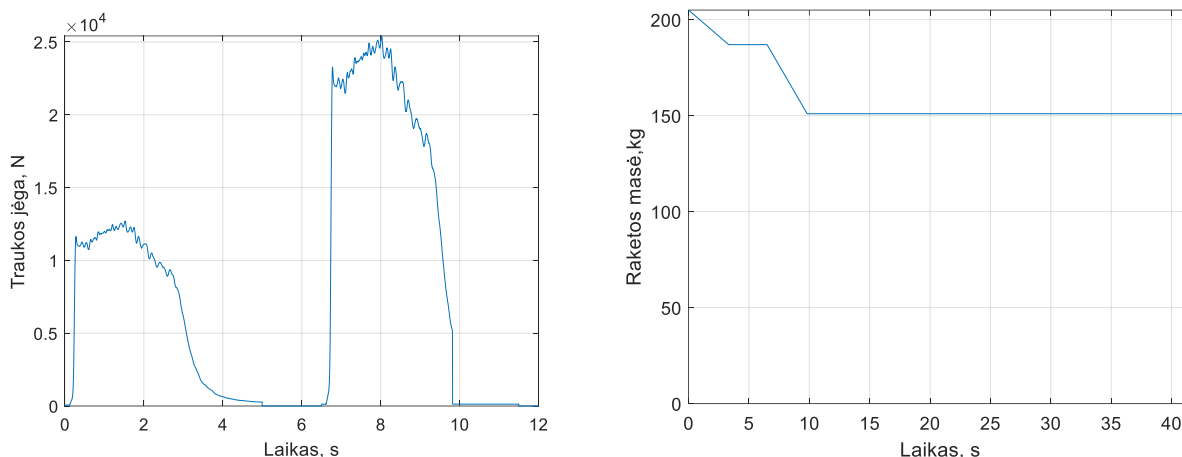


43 pav. Raketos skrydžio trajektorijos esant skirtingiems paleidimo kampams, kai paleidžiami 3 varikliai

43 pav. pateikta skrydžio trajektorijos, kai paleidimo kampai kinta nuo 15° iki 75° . Didžiausias skrydžio aukštis – 3584 m yra gautas esant paleidimo kampui 75° , o didžiausias nuotolis – 5467 m su paleidimo kampu 45° .

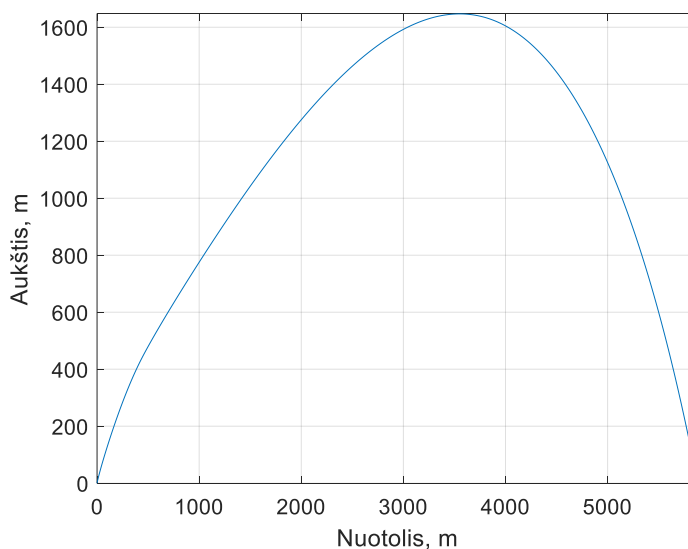
2.4.2. Išorinės balistikos charakteristikos paleidžiant 1+2 variklius

1+2 atveju pirmiausia yra paleidžiamas vienas variklis vėliau po tam tikro laiko yra kartu paleidžiami likę du varikliai. Šiuo atveju yra svarbu nustatyti kuriuo laiko momentu reikia paleisti antrą ir trečią variklius, kad būtų gautas didžiausias skrydžio nuotolis. 2.2 skyriuje nustatyta, kad vienam varikliui generuojant trauką išmetamas masės srautas yra 5,42 kg/s, todėl raketos masė po 3,32 s bus 187 kg. Vėliau pradėjus veikti antram ir trečiam varikliams išmetamas masės srautas yra 10,84 kg/s. Sudegus likusių variklių kuriai raketos masė yra 151 kg.



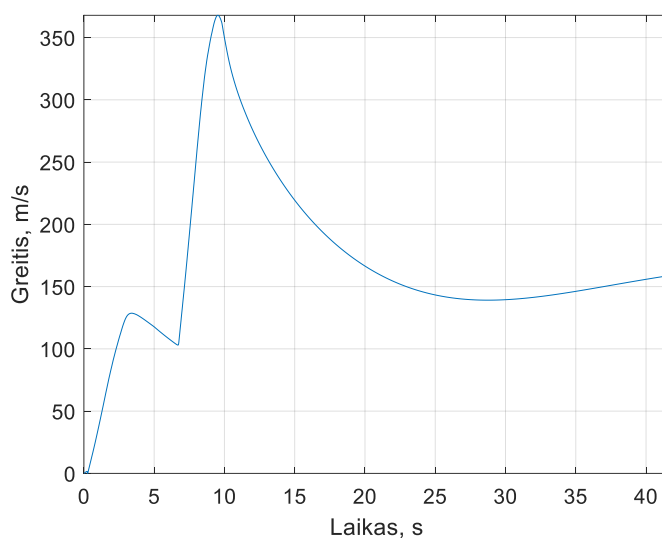
44 pav. Raketos traukos ir masės profiliai, kai paleidžiami 1+2 varikliai

44 pav. pateikta raketos traukos ir masės priklausomybė nuo laiko. Iš raketos masės grafiko matome, kad masė per 3,32 s sumažėja iki 187 kg. Po 6,5 sekundės pradėjus veikti antram ir trečiam varikliams, raketos masė mažėja iki 151 kg ir nuo 10 sekundės nebekinta. Gauta, kad paleidžiant 1+2 variklius didžiausias skrydžio nuotolis yra gaunamas, kai paleidimo kampas yra 60° ir antro bei trečio variklių uždegimas yra atliktas po 6,5 sekundės. Esant šiam paleidimo kampui apskaičiuota skrydžio trajektorija pateikta 45 pav.



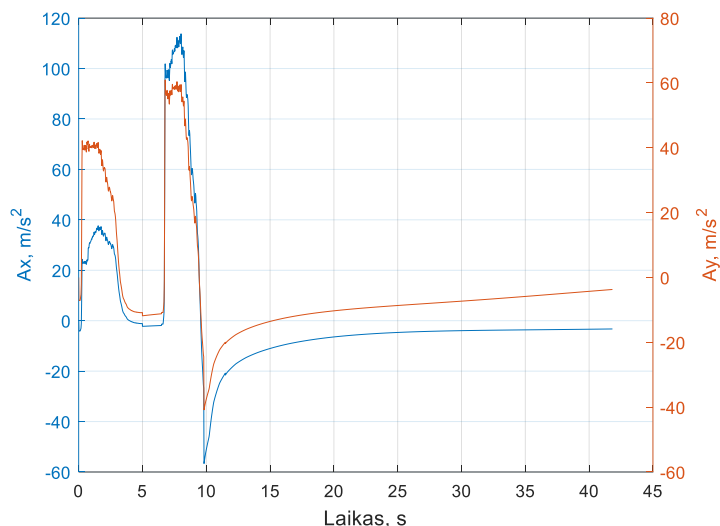
45 pav. Skrydžio trajektorija su 1+2 varikliais, kai paleidimo kampas 60°

Paleidžiant raketą taikinį 60° kampu su 1+2 variklių konfigūracija, kai antras ir trečias varikliai paleidžiami 6,5 sekundėm vėliau, gautas maksimalus raketos skrydžio nuotolis – 5892 m ir aukštis – 1656 m. Aktyvios fazės metu sudegus pirmam varikliui yra pasiektas 128 m/s greitis. Antram ir trečiam varikliams pradėjus generuoti trauką, pasiektas maksimalus raketos skrydžio greitis yra 367 m/s. Maksimalus skrydžio greitis pasiektas po 9,8 sekundžių, t. y. prieš pat antram ir trečiam varikliui nustojant generuoti trauką. Šis maksimalus greitis atitinka macho reikšmę, lygią 1,08. Iš 46 pav. matome, kad raketa nuo 8,8 sekundės iki 10,1 sekundės skris viršydama garso greitį. Toliau raketos greitis mažėja iki apogėjaus, kuris pasiekiamas 21 s. Greitis apogėjaus taške yra 160 m/s. Nuo 21 skrydžio sekundės raketa pradeda žemėti ir jos greitis yra apytiksliai 150 m/s. Raketa 41,7 skrydžio sekundę pasiekia žemės paviršių, o jos greitis yra 158 m/s.



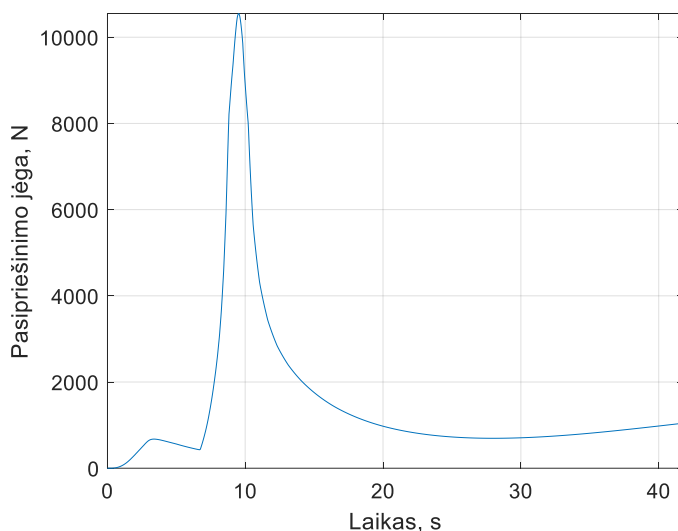
46 pav. Skrydžio greitis su 1+2 varikliais, kai paleidimo kampas 60°

Aktyvios fazės pradžioje paleidžiant vieną variklį gautas pagreičio modulis yra 55 m/s^2 . Iš 47 pav. matome, kad 1,5 sekundę pagreitis x kryptimi yra 37 m/s^2 ir y kryptimi – 41 m/s^2 . Toliau raketos pagreitis x kryptimi sumažėja iki apytiksliai 0 ir y kryptimi sumažėja iki -11 m/s^2 . 6,5 sekundę paleidus dar du variklius yra pasiekiamas maksimalus pagreičio modulis 128 m/s^2 . Pagreičio modulis gaunamas iš x ir y komponentų. 8 skrydžio sekundę pagreitis x kryptimi yra 112 m/s^2 ir y kryptimi – 60 m/s^2 .



47 pav. Raketos pagreičio komponentai, kai paleidžiami 1+2 varikliai 60° kampu

Pasyvios fazės metu, kada varikliai nebegeneruoja traukos, pagreitis sumažėja iki -56 m/s^2 x kryptimi ir -40 m/s^2 y kryptimi. Toliau skrydžio metu pagreitis mažėja ir kontakto į žemę metu x kryptimi yra $-3,2 \text{ m/s}^2$, o y kryptimi $-3,7 \text{ m/s}^2$. Iš pagreičio grafiko galima spręsti apie raketą veikiančias jėgas. 47 pav. yra aiškiai matomas antro ir trečio variklių paleidimo momentas 6,5 skrydžio sekundę. Iš pagreičio x ir y komponentų taip pat galime spręsti apie raketą veikiančių jėgų kryptį išilginėje plokštumoje.



48 pav. Apskaičiuota pasipriešinimo jėga, kai paleidžiami 1+2 varikliai 60° kampu.

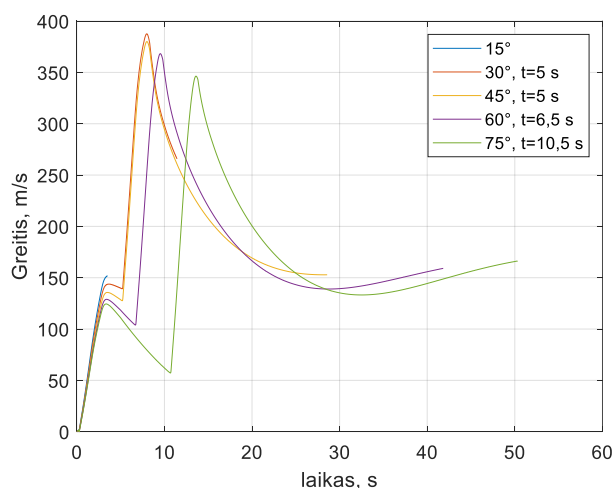
Raketos taikinio pasipriešinimo jėgos kitimas skrydžio metu pateiktas 48 pav. Aktyvios fazės metu veikiant pirmam varikliui gautas pirmas pasipriešinimo jėgos pikas yra 674 N. Vėliau, suveikus antram ir trečiam varikliams, gauta maksimali pasipriešinimo jėga yra 10548 N, kai raketos skrydžio greitis – 367 m/s . Pasyvios skrydžio fazės metu pasipriešinimo jėga sumažėja 86 % ir 16 sekundę yra 1502 N. Nuo 16 skrydžio sekundės pasipriešinimo jėga yra mažesnė nei 1502 N.

Pagrindinės išorinės balistikos charakteristikos esant skirtingiems paleidimo kampams, kai paleidžiami 1+2 varikliai, surašytos 4 lentelėje.

4 lentelė. Pagrindinės raketos taikinio išorinės balistikos charakteristikos paleidžiant 1+2 variklius

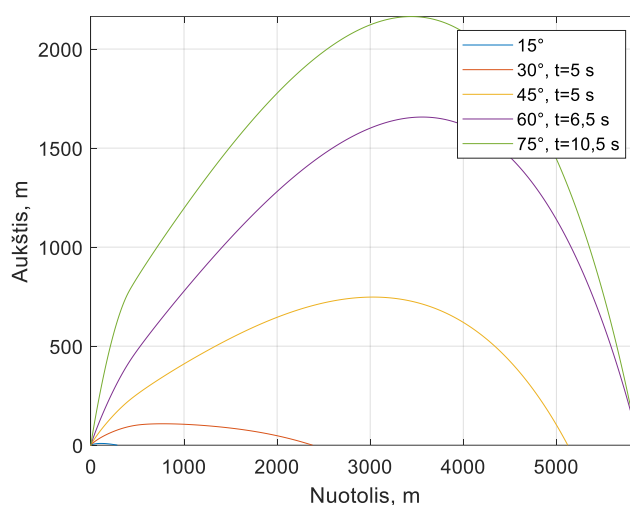
Paleidimo kampas, °	2 ir 3 variklių paleidimo laikas, s	Maksimalus greitis, m/s	Maksimalus pagreitis, m/s ²	Maksimalus aukštis, m	Maksimalus nuotolis, m
15	5	151	63	9	283
30	5	387	127	108	2380
45	5	380	126	747	5121
60	6,5	367	128	1656	5892
75	10,5	345	133	2164	5879

Paleidžiant raketą taikinį 15°, 30°, 45° kampais su 1+2 konfigūracija, kai antras ir trečias varikliai paleidžiami vėliau, gautas maksimalus skrydžio nuotolis yra mažesnis nei paleidžiant visus variklius iš karto. Taikinį paleidžiant 1+2 konfigūracijoje su antro ir trečio variklių paleidimo momentu 5 sekundę gauta, kad skrydžio nuotolis esant paleidimo kampui 15° yra 92 %, esant 30° yra 53 % ir esant 45° – 6 % mažesnis nei paleidžiant visus tris variklius iš karto. Dar labiau vėlinant paleidimo momentą gaunamas mažesnis skrydžio nuotolis. Todėl, siekiant gauti maksimalų skrydžio nuotolį su 15°, 30°, 45° paleidimo kampais nėra tikslinga paleisti antrą ir trečią variklius vėliau. Esant minėtiems kampams naudingiausias paleidimo momentas yra 0 sekundė, t. y. gaunamas atvejis, kai visi 3 varikliai paleidžiami vienu metu. Su paleidimo kampais 60° ir 75°, paleidžiant antrą ir trečią variklius vėliau, yra gaunamas didesnis skrydžio nuotolis nei paleidžiant visus variklius iš karto. Apskaičiuotas optimalus paleidimo momentas esant 60° kampui yra 6,5 sekundė. Šiuo atveju gautas 19 % didesnis skrydžio nuotolis nei paleidžiant visus variklius vienu metu. Nustatyta, kad su paleidimo kampu 75° optimalus antras variklių paleidimo momentas yra 10,5 sekundė. Gauta, kad skrydžio nuotolis yra 50 % didesnis nei paleidžiant visus variklius vienu metu. Iš 4 lentelės duomenų matome, kad maksimalus raketos skrydžio nuotolis gautas su paleidimo kampu 60° yra 5892 m ir maksimalus aukštis yra 1656 m. 49 pav. pateikta skrydžio greičio priklausomybės nuo laiko, kai paleidimo kampai kinta nuo 15° iki 75°. Iš grafiko matome, kad raketos paleidimo kampas 15° yra nepriimtinas, nes raketa po 3,5 sekundės pasieks žemės paviršių 151 m/s greičiu ir nuskris tik 283 metrus. Skirtumas tarp raketos taikinio maksimalaus skrydžio greičio, paleidimo kampui kintant 30°–75°, yra 10,8 %. Didžiausias maksimalus greitis gautas esant paleidimo kampui 30°. Didžiausias skrydžio laikas 50,2 sekundžių yra gautas raketą paleidžiant 75° kampu, o mažiausias – 3,5 sekundės 15° kampu.



49 pav. Raketos skrydžio greičiai esant skirtingiems paleidimo kampams, kai paleidžiami 1+2 varikliai

Raketos taikinio apogėjaus taškas konfigūracijoje 1+2 yra pasiekiamas 2,2, 6,5, 15, 21, 26,5 sekundėmis, atitinkamai paleidžiant 15°, 30°, 45°, 60°, 75° kampais. Apskaičiuotas skrydžio greitis apogėjaus taške yra 110 m/s, 291 m/s, 207 m/s, 159 m/s ir 146 m/s, atitinkamai esant 15°, 30°, 45°, 60°, 75° paleidimo kampams.



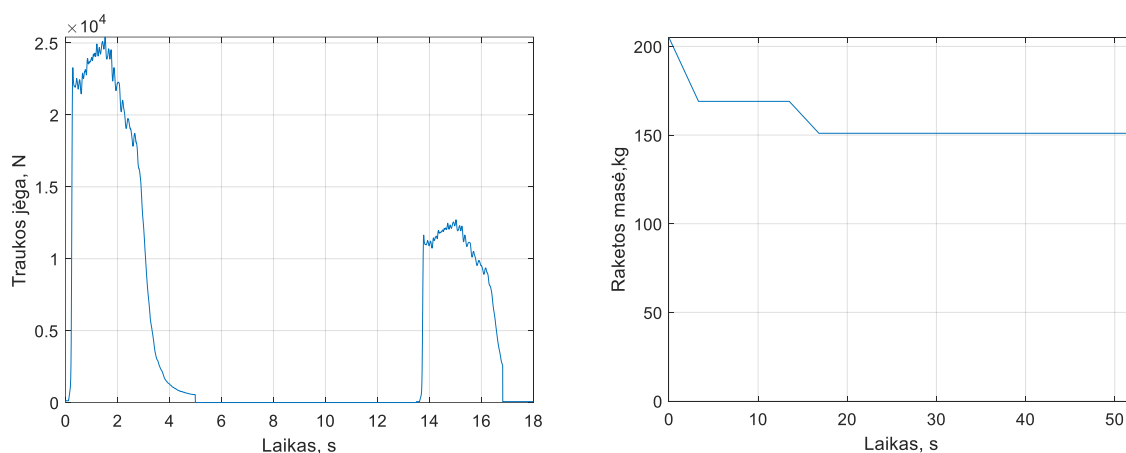
50 pav. Raketos skrydžio trajektorijos esant skirtingiems paleidimo kampams, kai paleidžiami 1+2 varikliai

50 pav. pateikta skrydžio trajektorijos, kai paleidimo kampai kinta nuo 15° iki 75°. Didžiausias skrydžio aukštis – 2164 metrų yra gautas su 75° kampu, o didžiausias nuotolis – 5892 metrų esant paleidimo kampui 60°.

2.4.3. Išorinės balistikos charakteristikos paleidžiant 2+1 variklius

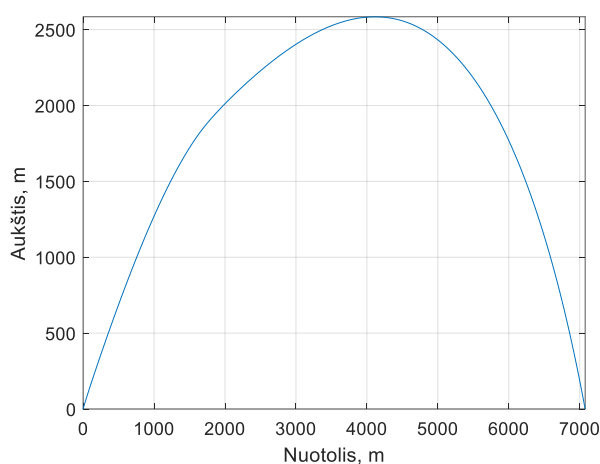
Šiame skyrelyje nagrinėta konfigūracija 2+1, kai iš pradžių yra paleidžiami du varikliai, o po tam tikro laiko momento – ir trečias variklis. Šiuo atveju, kaip ir 2.4.2 skyrelyje, yra svarbu nustatyti, kuriuo laiko momentu reikia paleisti trečią variklį, kad būtų gautas didžiausias skrydžio nuotolis. 2.2 skyriuje nustatyta, kad dviem varikliams generuojant trauką išmetamas masės srautas yra

10,84 kg/s, todėl raketos masė po 3,32 s bus lygi 169 kg. Vėliau pradėjus veikti trečiam varikliui išmetamas masės srautas yra 5,42 kg/s. Sudegus trečio variklio kurui raketos masė yra 151 kg.



51 pav. Raketos traukos ir masės profiliai, kai paleidžiami 2+1 varikliai

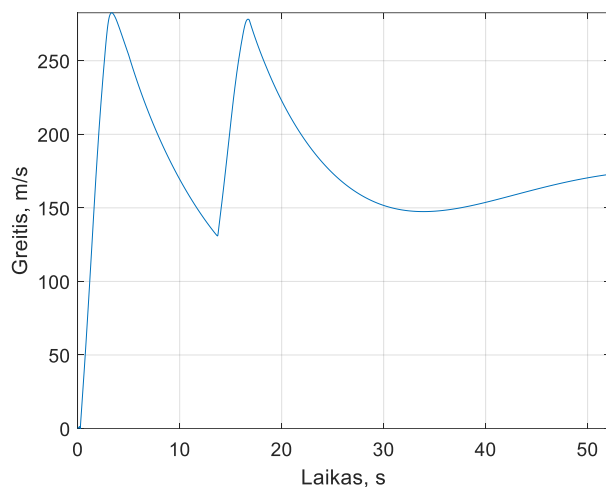
51 pav. pateikta raketos traukos ir masės priklausomybė nuo laiko kai paleidžiami 2+1 varikliai 60° kampu. Iš raketos masės grafiko matome, kad masė per 3,32 s sumažėja iki 169 kg. Po 13,5 sekundės pradėjus veikti trečiam varikliui, raketos masė sumažėja iki 151 kg ir nuo 16,8 sekundės nebekinta. Gauta, kad paleidžiant 2+1 variklius didžiausias skrydžio nuotolis yra gaunamas, kai paleidimo kampas yra 60° ir trečio variklio uždegimas yra atliktas po 13,5 sekundžių. Esant šiam paleidimo kampui apskaičiuota skrydžio trajektorija pateikta 52 pav.



52 pav. Skrydžio trajektorija su 2+1 varikliais, kai paleidimo kampas 60°

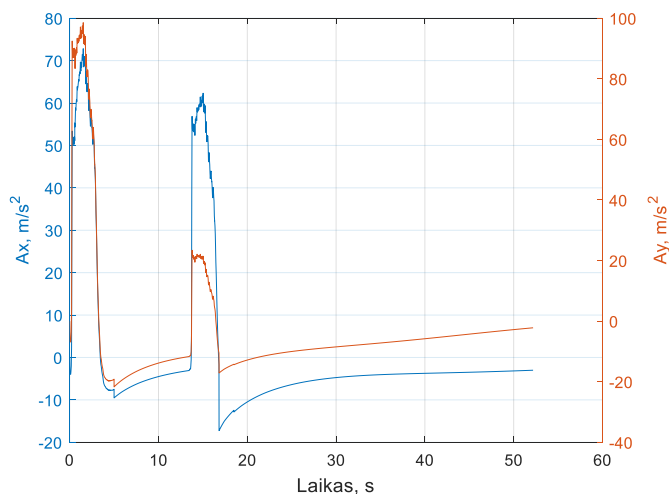
Paleidžiant raketą taikinį 60° kampu su 2+1 variklių konfigūracija, kai trečias variklis paleidžiamas 13,5 sekundžių vėliau, gautas maksimalus raketos skrydžio nuotolis – 7075 m ir aukštis – 2584 m. Aktyvios fazės metu pirmam ir antram varikliams baigus generuoti trauką yra pasiektas 281 m/s greitis. Trečiam varikliui pradėjus generuoti trauką, pasiektas skrydžio greitis yra 276 m/s. Maksimalus skrydžio greitis pasiektas po 3,2 sekundžių, t. y. prieš pat pirmam ir antram varikliams nustojant generuoti trauką. Šis maksimalus greitis atitinka macho reikšmę, lygią 0,83. Iš 53 pav. matome, kad raketa su 2+1 variklių paleidimo konfigūracija nepasiekia garso greičio. Apogėjaus taškas pasiekiamas po 25,7 sekundžių. Greitis apogėjaus taške yra 170 m/s. Nuo 25,7 skrydžio

sekundės raketa pradeda žemėti ir jos greitis yra apytiksliai 150 m/s. Raketa 52 skrydžio sekundę pasiekia žemės paviršių, o jos greitis yra 172 m/s.



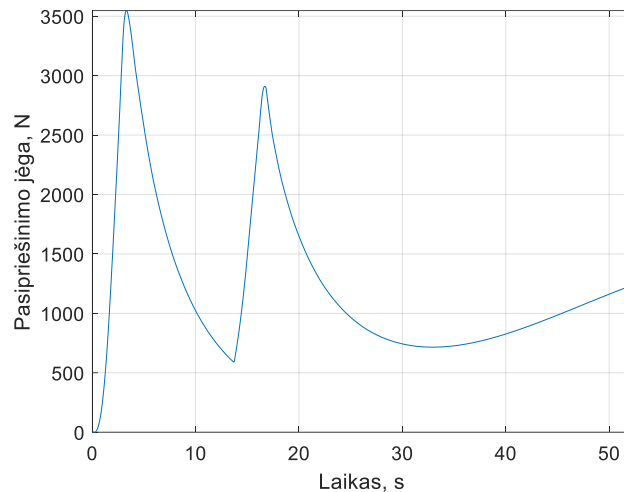
53 pav. Skrydžio greitis su 2+1 varikliais, kai paleidimo kampas 60°

Aktyvios fazės pradžioje paleidžiant du variklius gautas maksimalus pagreičio modulis yra 122 m/s^2 . Iš 54 pav. matome, kad 1,5 sekundę pagreitis x kryptimi yra 72 m/s^2 ir y kryptimi – 98 m/s^2 . Toliau raketos pagreitis tarpinės pasyvios fazės metu nuo 3,5 sekundės iki 13,5 sekundės yra neigiamas. 13,5 sekundę paleidus trečią variklį yra pasiekiamas antras maksimalaus pagreičio modulio pikas – 65 m/s^2 . Pagreičio modulis gaunamas iš x ir y komponentų.



54 pav. Raketos pagreičio komponentai, kai paleidžiami 2+1 varikliai 60° kampu

Pasyvios fazės metu, kada varikliai nebegeneruoja traukos, pagreitis sumažėja iki -17 m/s^2 x kryptimi ir -16 m/s^2 y kryptimi. Toliau skrydžio metu pagreitis mažėja ir kontakto į žemę metu x kryptimi yra -3 m/s^2 , o y kryptimi $-2,2 \text{ m/s}^2$. Su 2+1 variklių konfigūracija, kaip ir 1+2 variklių konfigūracijoje iš pagreičio grafiko galima spręsti apie raketą veikiančias jėgas. 54 pav. yra aiškiai matomas trečio variklio paleidimo momentas 13,5 sekundę. Iš pagreičio x ir y komponentų trečio variklio paleidimo metu galime spręsti apie raketą veikiančių jėgų kryptį išilginėje plokštumoje.



55 pav. Apskaičiuota pasipriešinimo jėga, kai paleidžiami 2+1 varikliai, 60° kampu

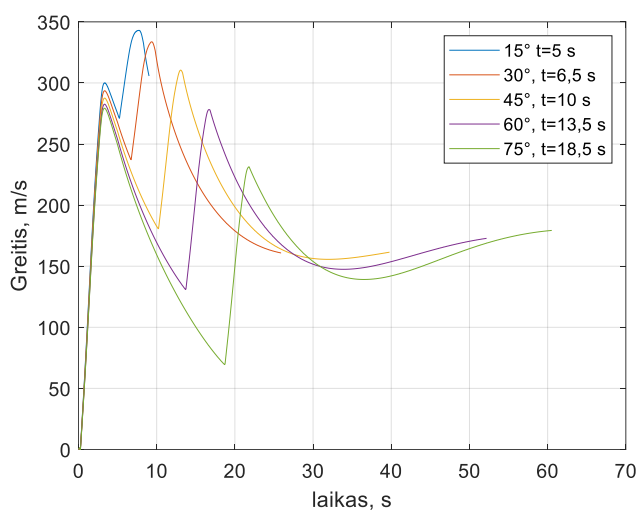
Raketos taikinio pasipriešinimo jėgos kitimas skrydžio metu pateiktas 55 pav. Aktyvios fazės metu veikiant dviem varikliams gautas pirmas pasipriešinimo jėgos pikas yra 3538 N. Ši pasipriešinimo jėgos reikšmė yra 73,8 % mažesnė nei paleidžiant 3 variklius iš karto ir 66,5 % mažesnė nei 1+2 variklių konfigūracijoje. Vėliau, suveikus trečiam varikliui, gautas antras pasipriešinimo jėgos pikas – 2910 N. Pasyvios skrydžio fazės metu pasipriešinimo jėga sumažėja ir 20 sekundę yra 1624 N. Nuo 20 skrydžio sekundės pasipriešinimo jėga yra mažesnė nei 1624 N. Pagrindinės išorinės balistikos charakteristikos esant skirtingiems paleidimo kampams, kai variklių paleidimo konfigūracija yra 2+1, surašytos 5 lentelėje.

5 lentelė. Pagrindinės raketos taikinio išorinės balistikos charakteristikos paleidžiant 2+1 variklius

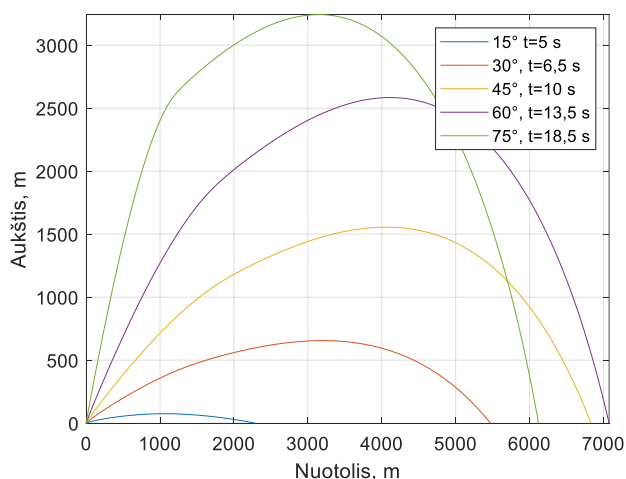
Paleidimo kampas, °	3 variklio paleidimo laikas, s	Maksimalus greitis, m/s	Maksimalus pagreitis, m/s ²	Maksimalus aukštis, m	Maksimalus nuotolis, m
15	5	343	128	75	2287
30	6,5	333	126	655	5471
45	10	310	124	1555	6829
60	13,5	282	122	2584	7075
75	18,5	279	121	3242	6121

Paleidžiant raketą taikinį 15° kampu su 2+1 konfigūracija, kai trečias variklis paleidžiamas 5 sekundėm vėliau, gautas maksimalus skrydžio nuotolis yra 33,5 % mažesnis nei paleidžiant visus variklius iš karto. Esant 30°, 45°, 60° ir 75° kampams su 2+1 konfigūracija yra gauti didesni skrydžio nuotoliai, nei su 1+2 ir 3 variklių konfigūracijomis. Esant paleidimo kampui 30° su 2+1 konfigūracija yra gautas 6,5 % didesnis skrydžio nuotolis nei 3 variklių konfigūracijoje ir 56,5 % didesnis nuotolis nei 1+2 konfigūracijos. Esant paleidimo kampui 45° su 2+1 konfigūracija yra gautas 20 % didesnis skrydžio nuotolis nei 3 variklių konfigūracijoje ir 25 % didesnis nuotolis nei 1+2 konfigūracijos. O paleidžiant 60° kampu su 2+1 konfigūracija yra gautas 32,8 % didesnis skrydžio nuotolis nei 3 variklių konfigūracijoje ir 16,7 % didesnis nuotolis nei 1+2 konfigūracijos. Su 75° paleidimo kampu ir 2+1 konfigūracija yra gautas 52,7 % didesnis skrydžio nuotolis nei 3 variklių konfigūracijoje ir 4 % didesnis nuotolis nei 1+2 konfigūracijos. 2+1 konfigūracijos trečio variklio paleidimo momentas

gautas optimizuojant skrydžio nuotolį. Nustatyta, kad optimalūs paleidimo momentai yra 5 s, 6,5 s, 10 s, 13,5 s ir 18,5 s atitinkamai esant 15°, 30°, 45°, 60°, 75° paleidimo kampams. Iš 5 lentelės duomenų matome, kad maksimalus raketos skrydžio nuotolis gautas esant paleidimo kampui 60° yra 7075 m ir maksimalus aukštis yra 2584 m. 56 pav. pateikta skrydžio greičio priklausomybės nuo laiko, kai paleidimo kampai kinta nuo 15° iki 75°. Iš grafiko matome, kad raketos paleidimo kampas 15° yra nepriimtinas, nes raketa po 9 sekundžių pasieks žemės paviršių 305 m/s greičiu ir nuskris tik 2287 m. Raketa, pasiekusi žemės paviršių, dar turi daug kinetinės energijos, todėl šis paleidimo kampas, norint gauti didelį skrydžio nuotolį, nėra optimalus. 2+1 konfigūracijoje raketa tikrai su paleidimo kampu 15° viršija garso greitį, pasiekdama macho skaičių 1. Esant kitiems paleidimo kampams raketa neviršija garso greičio, todėl pasipriešinimo jėga yra ženkliai mažesnė. Didžiausias skrydžio laikas 60,4 s yra gautas raketą paleidžiant 75° kampu, o mažiausias – 9 s 15° kampu.



56 pav. Raketos skrydžio greičiai esant skirtingiems paleidimo kampams, kai paleidžiami 2+1 varikliai



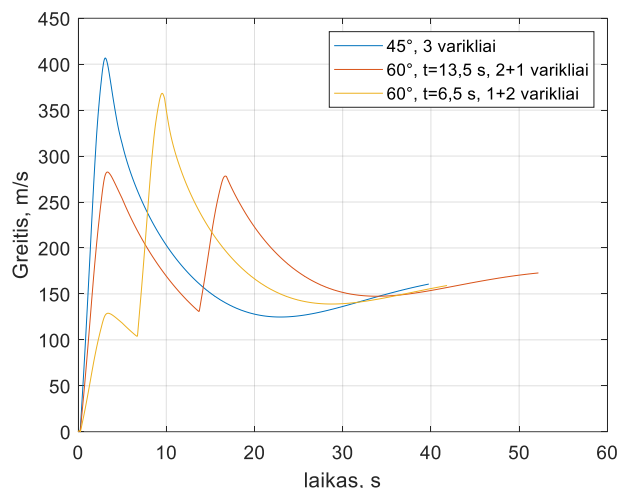
57 pav. Skrydžio trajektorijos esant skirtingiems paleidimo kampams, kai paleidžiami 2+1 varikliai

Raketos taikinio apogėjaus taškas konfigūracijoje 2+1 yra pasiekiamas 5,2, 13, 19,5, 25,5, 30,4 sekundėmis, atitinkamai paleidžiant 15°, 30°, 45°, 60°, 75° kampais. Apskaičiuotas skrydžio greitis apogėjaus taške yra 271 m/s, 248 m/s, 203 m/s, 170 m/s ir 151 m/s, atitinkamai esant 15°, 30°, 45°, 60°, 75° paleidimo kampams. 57 pav. pateikta skrydžio trajektorijos, kai paleidimo kampai kinta nuo

15° iki 75°. Didžiausias skrydžio aukštis – 3242 m yra gautas esant paleidimo kampui 75°, o didžiausias nuotolis – 7075 m su raketos paleidimo kampui 60°.

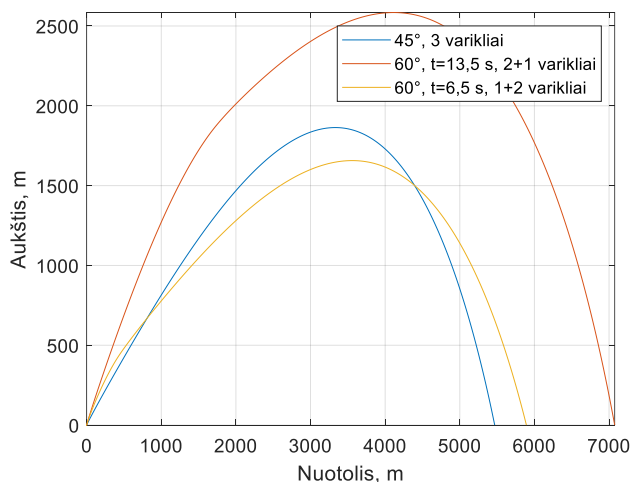
2.5. Išorinės balistikos rezultatų palyginimas

Išanalizavus kiekvienos konfigūracijos išorinės balistikos rezultatus nustatyta, kad didžiausias nuotolis yra pasiekiamas su konfigūracija, kai iš pradžių paleidžiami du varikliai, o po 13,5 sekundžių yra paleidžiamas ir trečias variklis. Didžiausias nuotolis gaunamas, kai paleidimo kampas yra 60°.



58 pav. Raketos skrydžio greičiai su skirtingomis jėgainės konfigūracijomis ir skirtingais paleidimo kampais

58 pav. matome, kad didžiausias skrydžio laikas gautas su variklių konfigūracija 2+1 yra 52 sekundės. Su šia konfigūracija gauti du greičio pikai, 282 m/s ir 278 m/s, atitinkamai 4 ir 17 skrydžio sekundę. Konfigūracijoje, kai iš karto paleidžiami trys varikliai, nustatytas skrydžio greitis nuo 2 iki 4 sekundės viršija garso greitį, o bendras skrydžio laikas – 39 sekundės. Su variklių konfigūracija 1+2, kaip ir 2+1 konfigūracijoje yra gauti du greičio pikai, 128 m/s ir 368 m/s, atitinkamai 4 ir 10 skrydžio sekundę. Visose konfigūracijose greičio pikai yra gaunami prieš pat kieto kuro varikliams baigiant generuoti trauką.



59 pav. Skrydžio trajektorijos su skirtingomis jėgainės konfigūracijomis

59 pav. pateiktos trijų raketos jėgainės konfigūracijų skrydžio trajektorijos, kai yra gaunamas didžiausias skrydžio nuotolis atitinkamai su kievienu jėgainės variantu. Nustatyta, kad su 2+1 konfigūracija, kai trečias variklis paleidžiamas po 13,5 sekundės gaunamas didžiausias skrydžio nuotolis – 7075 metrai. Atsižvelgiant į gautus rezultatus nustatyta, kad su raketos jėgainės konfigūracija 2+1 galima pasiekti didžiausią skrydžio nuotolį. Taip pat panaudojant šį jėgainės variantą, raketa taikinis nepasiekia garso greičio, ir nuo 30 skrydžio sekundės greitis yra apytiksliai 150 m/s. Su 2+1 konfigūracija, kai paleidimo kampas yra 60° ir antras variklių uždegimo momentas 13,5 s, gautas apogėjaus taškas yra 2584 metrų aukštyje.

Išvados

1. Sudarytas raketos tainikio su trimis kieto kuro varikliais geometrinių modelis. Parinkta raketos nosies geometrija – Von Karmano ogivas, kuri užtikrina mažiausią pasipriešinimą greičių intervale 0,1–1,2 M . Gautas raketos ilgis yra 5,16 m. Nustatyta visa raketos taikinio masė yra 205 kg;
2. Atlikta aerodinaminė analizė CFD metodu panaudojant „Ansys Fluent“. Sudaryta cilindro formos skaičiuojamoji erdvė, kurios ilgis yra 40 metrų, skersmuo – 15 m. Atlikus skaičiuojamosios erdvės tinkamo jautrumo analizę apskaičiuota raketos pasipriešinimo jėga, laisvo srauto greičiui kintant intervale 0,1–2 M . Gauta, kad pasipriešinimo jėga kinta nuo 104 N iki 32487 N. Nustatyta pasipriešinimo jėgos koeficiento priklausomybė nuo Macho skaičiaus. Gauta, kad iki 0,7 M pasipriešinimo jėgos koeficientas $C_D = 0,32$. Didėjant Macho skaičiui C_D reikšmė didėja ir pasiekus $M = 0,85$ pasireiškia pasipriešinimo divergencija. Pasipriešinimo koeficientas padidėja iki maksimalios reikšmės $C_D = 0,66$ kai srauto greitis 1,15 M ;
3. Panaudojant „Matlab“ išspręstas raketos matematinis modelis, išorinės balistikos charakteristikoms išilginėje plokštumoje analizuoti. Skaitinio modeliavimo metu panaudota kieto kuro variklio „RM-12K“ traukos charakteristika, įvertinta pasipriešinimo jėgos priklausomybė nuo skrydžio greičio bei kintanti raketos masė dėl išmetamo srauto;
4. Išanalizuota raketos taikinio išorinės balistikos charakteristikos su trimis jėgainės konfigūracijomis. Nustatyta, kad starto metu įjungus 3 variklius didžiausias 5467 m skrydžio nuotolis gautas, esant paleidimo kampui 45° . Antros konfigūracijos atveju, kai iš pradžių paleidžiamas vienas variklis, o po to dar du didžiausias 5892 m skrydžio nuotolis gautas esant paleidimo kampui 60° . Taip pat nustatyta, kad optimalus antras variklių paleidimo momentas – 6,5 s po pirmo variklio paleidimo. Trečios jėgainės konfigūracijos atveju, pirmiausia yra paleidžiami du varikliai, o po tam tikro laiko momento – ir trečias variklis. Su šia jėgainės konfigūracija didžiausias 7075 m skrydžio nuotolis gautas esant paleidimo kampui 60° ir su antru variklio paleidimo momentu 13,5 s.

Literatūros sąrašas

1. FEDERAVIČIUS, A. ir kt. External Ballistics Simplified Model of the “RT – 400” Rocket Aerial Target. In *PROBLEMS OF MECHATRONICS ARMAMENT, AVIATION, SAFETY ENGINEERING* . 2018.
 2. HALL, J. Principles of Naval Weapons Systems. 2015.
 3. DIGEST, N.P.-J.H.A.T. - 2010, Undefined Guest editor’s introduction: homing missile guidance and control. [žiūrėta 2023-02-11]. Prieiga per internetą: <https://www.jhuapl.edu/Content/techdigest/pdf/V29-N01/29-01-Palumbo_GuestEditor.pdf>.
 4. WITTE, R.W. - MCDONALD, R.L. Standard Missile: Guidance System Development. In *Johns Hopkins APL Tech. Dig.* 1981.
 5. MOTYL, K. - GAŠIOR, K. Computer Application to Simulate the Flight of a GROM Type Anti-Aircraft Guided Missile. In *PROBLEMS OF MECHATRONICS ARMAMENT, AVIATION, SAFETY ENGINEERING* . 2020.
 6. MOTYL, K. - ET AL A Concept for Striking Range Improvement of the GROM/PIORUN Man-Portable Air-Defence System. In *PROBLEMS OF MECHATRONICS ARMAMENT, AVIATION, SAFETY ENGINEERING* . 2017.
 7. LYONS, J. ir kt. Critical technology events in the development of the Stinger and Javelin Missile Systems. 2006.
 8. RBS 70. [žiūrėta 2023-02-14]. Prieiga per internetą: <https://en.wikipedia.org/wiki/RBS_70#cite_note-8>.
 9. RBS 70 NG Key features. [žiūrėta 2023-02-14]. Prieiga per internetą: <<https://www.saab.com/products/rbs-70-ng>>.
 10. MISTRAL MANPADS. [žiūrėta 2023-02-15]. Prieiga per internetą: <<https://www.mbdasystems.com/product/mistral-manpads/>>.
- Nuo cia
11. Starstreak High Velocity Missile. [žiūrėta 2023-02-15]. Prieiga per internetą: <https://www.thalesgroup.com/sites/default/files/database/document/2018-11/STARStreak_02_16SM.pdf>.
 12. Improved Moving Target Simulator (IMTS) (Stinger Missile Trainer). [žiūrėta 2023-02-18]. Prieiga per internetą: <<https://www.intersense.com/?nproject=leading-water-manufacturer>>.
 13. FAISAL, R. USE OF VR TECHNOLOGY AND PASSIVE HAPTICS FOR MANPADS TRAINING SYSTEM. MONTEREY: NAVAL POSTGRADUATE SCHOOL, 2017.
 14. SCRAB I JET ENGINE TARGET DRONE. [žiūrėta 2023-02-27]. Prieiga per internetą: <<https://scrdrones.com/en/product-item/scrab-i/>>.
 15. Banshee Jet 40. [žiūrėta 2023-02-27]. Prieiga per internetą: <<https://www.qinetiq.com/en/what-we-do/services-and-products/banshee-jet-40>>.
 16. ANDERSON, J. Fundamentals of Aerodynamics. 6. Ed. New York: McGraw, 2017.
 17. D. KUROV, V. - YU. Y. DOLZHANSKIY Fundamentals of design for solid propellant rocket missiles.
 18. PAMFIL, ŠOMOIAG ir kt. Particularities of Ballistic Performances for Unguided Rockets. In *Proceedings of the 19th International Conference–The Knowledge-Based Organization* . 2013.

19. CARVALHO, L. - CLAUDINO, G. CFD analysis of drag force for different nose cone design. In presented at the IX Forum de Pesquisa e Inovacao do Centro de Lancamento da Barreira do Inferno. 2019.
20. GARY, A. - CROWELL, S. The descriptive geometry of nose cones. 1996.
21. VARMA, A.S. ir kt. CFD Analysis of Various Nose Profiles. In International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering . 2016. Vol. 3, no. 3, p. 26–29.
22. SUTTON, G. - BIBLARZ, O. Rocket Propulsion Elements. Ninth. Ed. Hoboken: John Wiley & Sons.
23. HILL, P. - PETERSON, C. Mechanics and thermodynamics of propulsion. Second. Ed. Pearson, 1992.
24. RAČKAUSKAS, S. ir kt. Numerical Study on Internal Ballistics Characteristics of a Solid Propellant Rocket Motor. In MECHANIKA . 2019. Vol. 25.
25. FEDARAVIČIUS, A. ir kt. Short range rocket-target: research, development and implementation. In Aircraft Engineering and Aerospace Technology . 2019. Vol. 91.
26. RAČKAUSKAS, S. KIETOJO KURO RAKETINIO VARIKLIO VIDINĖS BALISTIKOS TYRIMAS SKAITINIAIS IR EKSPERIMENTINIAIS METODAIS. Kaunas: KAUNO TECHNOLOGIJOS UNIVERSITETAS, 2020.
27. Ansys Fluent Theory Guide. Canonsburg: ANSYS, Inc. 2021.
28. LÓPEZ, D. ir kt. Impact of turbulence modelling on external supersonic flow field simulations in rocket aerodynamics. In International Journal of Computational Fluid Dynamics . 2013. Vol. 27, no. 8–10, p. 332–341.
29. JOHANSSON, A. - WALLIN, S. An introduction to turbulence. 5. Ed. Stockholm, 2018.
30. MENTER, F.R. Review of the shear-stress transport turbulence model experience from an industrial perspective. In International Journal of Computational Fluid Dynamics . 2009. Vol. 23, no. 4, p. 305–316.
31. HASSAN, G. ir kt. Numerical Investigation of Medium Range Re Number Aerodynamics Characteristics for NACA0018 Airfoil. In CFD letters . 2014. Vol. 6, no. 4, p. 175–187.
32. ŞUMNU, A. ir kt. Aerodynamic Shape Optimization of a Missile Using a Multiobjective Genetic Algorithm. In International Journal of Aerospace Engineering . 2020. Vol. 2020, p. 1–17.
33. ELISOV, N.A. ir kt. The aerodynamic characteristics of the payload set-upped out of aircraft. In . 2018. p. 020027.
34. FEDARAVIČIUS, A. ir kt. Investigation on the aerodynamic characteristics of a rocket-target for the system “Stinger”. In Journal of Vibroengineering . 2015. Vol. 17, no. 8, p. 4490–4495.
35. SOHAIL, M.A. ir kt. Effects of turbulence modeling on aerodynamic characteristics of a conventional tailed missile configuration. In 2010 International Conference on Mechanical and Electrical Technology . IEEE, 2010. p. 516–520.
36. ELTAJ, A. - ABUDARAG, S. Aerodynamic Coefficients Investigation of GRAD Rocket using Computational Fluid Dynamics. In SUST Journal of Engineering and Computer Sciences . 2021. Vol. 22, no. 3.
37. PENG, J. ir kt. Numerical Simulations on Aerodynamic Characteristics of a Guided Rocket Projectile. In Proceedings of the 2016 3rd International Conference on Materials Engineering, Manufacturing Technology and Control . Paris, France: Atlantis Press, 2016.

38. KASSIM, M.S. ir kt. Numerical Analysis of Nose shape on the Aerodynamic Characteristics of Rocket. In Mechanical Engineering Research and Developments . 2020. Vol. 43, no. 5, p. 346–354.
39. VIVIANI, A. - PEZZELLA, G. Launcher aerodynamic analysis with plume effects. In 31st Congress of the International Council of Aeronautical Sciences . Belo Horizonte, 2018.
40. DAHALAN, M.N. ir kt. Aerodynamic Study of Air Flow over A Curved Fin Rocket. In Journal of Advanced Research in Fluid Mechanics and Thermal Sciences . 2017. Vol. 40, no. 1, p. 46–58.
41. AYTAÇ, Z. - AKTAŞ, F. Utilization of CFD for the Aerodynamic Analysis of a Subsonic Rocket. In Journal of Polytechnic . 2020.
42. SAHBON, N. ir kt. A CFD Study of the Aerodynamic Characteristics of Twardowsky and FOK Rockets. In Transactions on Aerospace Research . 2022. Vol. 2022, no. 1, p. 35–58.
43. SAHBON, N. ir kt. CFD Study of Base Drag of the Grot Rocket. In Transactions on Aerospace Research . 2023. Vol. 0, no. 0.
44. LI, C.-C. ir kt. Study of the Aerodynamic Characteristic and Flight Trajectories in a Tail Fin-stabilized Projectile with Different Shapes. In Procedia Engineering . 2014. Vol. 79, p. 108–113.
45. LI, Y. ir kt. Numerical investigations on the aerodynamics of SHEFEX-III launcher. In Acta Astronautica . 2014. Vol. 97, p. 99–108.
46. AVELAR, A.C. ir kt. Investigation of the flow patterns on a sounding rocket fore-body section. In 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences . 2014.
47. XIE, K. ir kt. Controlled canard configuration study for a solid rocket motor based unmanned air vehicle. In Journal of Mechanical Science and Technology . 2009. Vol. 23, no. 12, p. 3271–3280.
48. SANKALP, S.S. ir kt. Computational analyses of tail fin configurations for a sounding rocket. In Aerospace Systems . 2022. Vol. 5, no. 2, p. 233–246.
49. GÜLAY, E. ir kt. Computational Fluid Dynamics and Experimental Investigation of Wrap-Around-Fins Missile Rolling Moment. In Scientific Technical Review . 2011. Vol. 61, no. 3–4, p. 8–15.
50. WU, Z. ir kt. Review of shock wave detection method in CFD post-processing. In Chinese Journal of Aeronautics . 2013. Vol. 26, no. 3, p. 501–513.

Priedai

1 priedas. Išorinės balistikos charakteristikos esant skirtingiems variklių paleidimo momentams

Raketos taikinio charakteristikos su 1+2 variklių konfigūracija esant skirtingiems paleidimo momentams.

6 lentelė. Raketos taikinio skrydžio aukštis ir nuotolis su 1+2 variklių konfigūracija

Paleidimo kampas, °	Paleidimo laikas, s	Maksimalus aukštis, m	Maksimalus nuotolis, m	Paleidimo kampas, °	Paleidimo laikas, s	Maksimalus aukštis, m	Maksimalus nuotolis, m
60	5	1961	5798	75	5	3383	4370
60	5,5	1868	5848	75	7	3177	5009
60	6	1766	5880	75	9	2725	5622
60	6,5	1656	5892	75	10	2374	5831
60	7	1539	5881	75	10,5	2164	5879
60	7,5	1417	5842	75	11	1932	5870
60	8	1290	5773	75	12	1432	5602

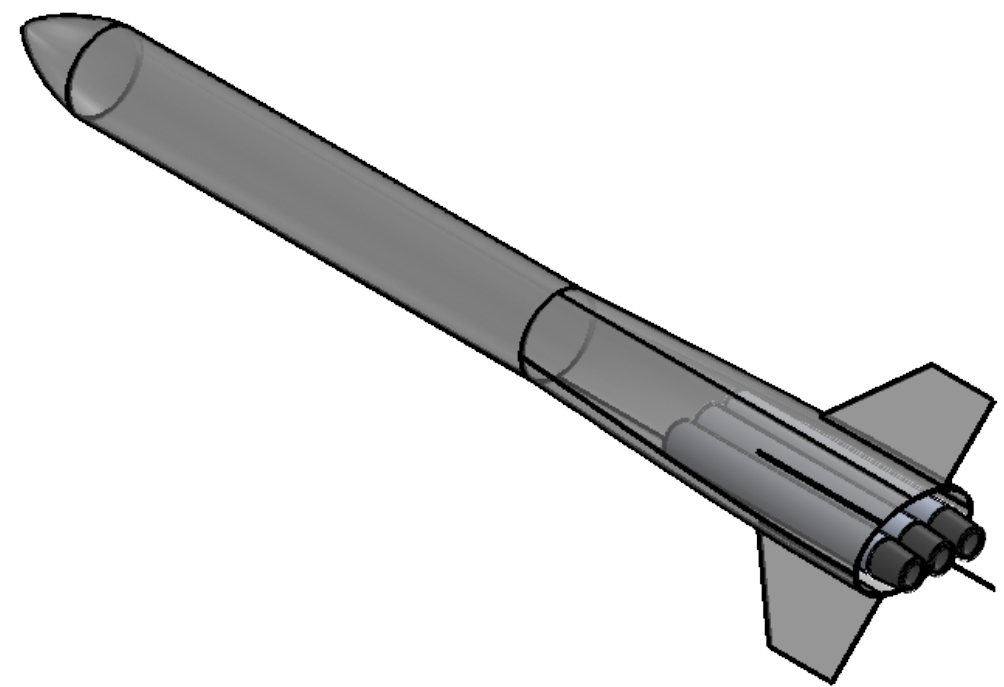
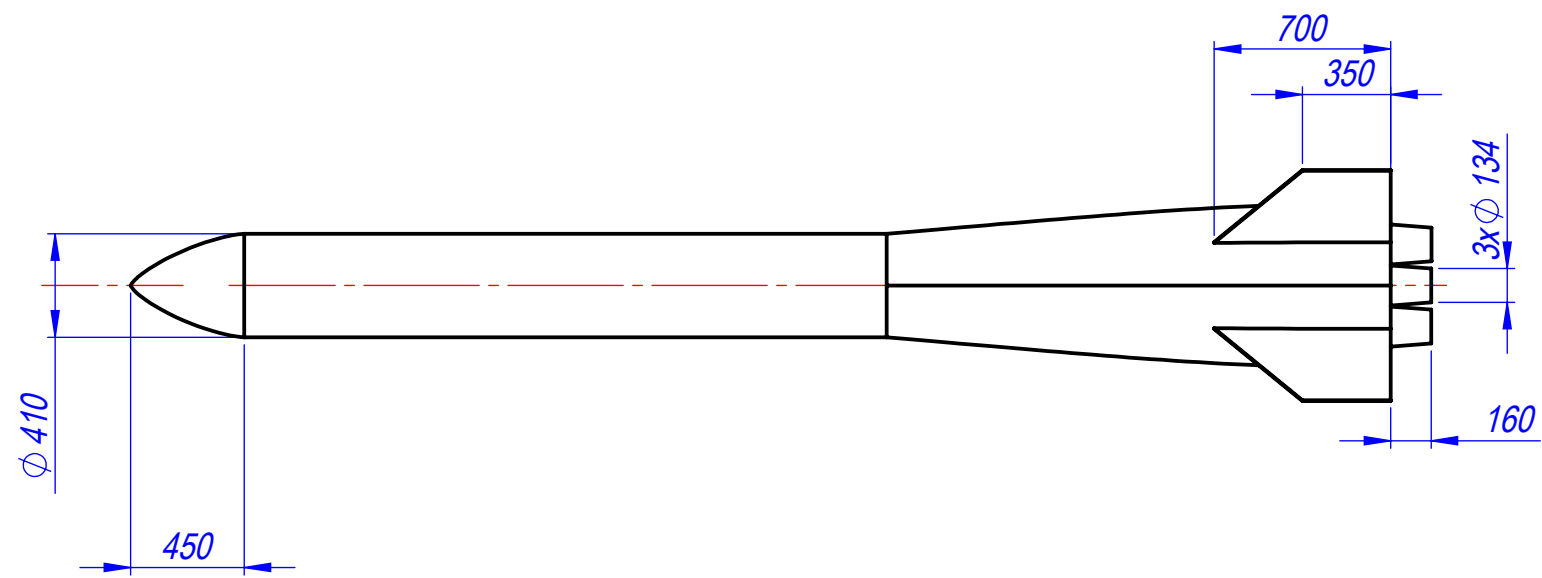
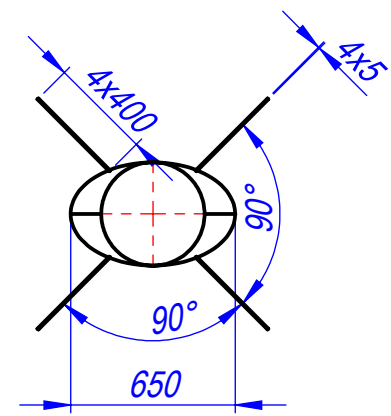
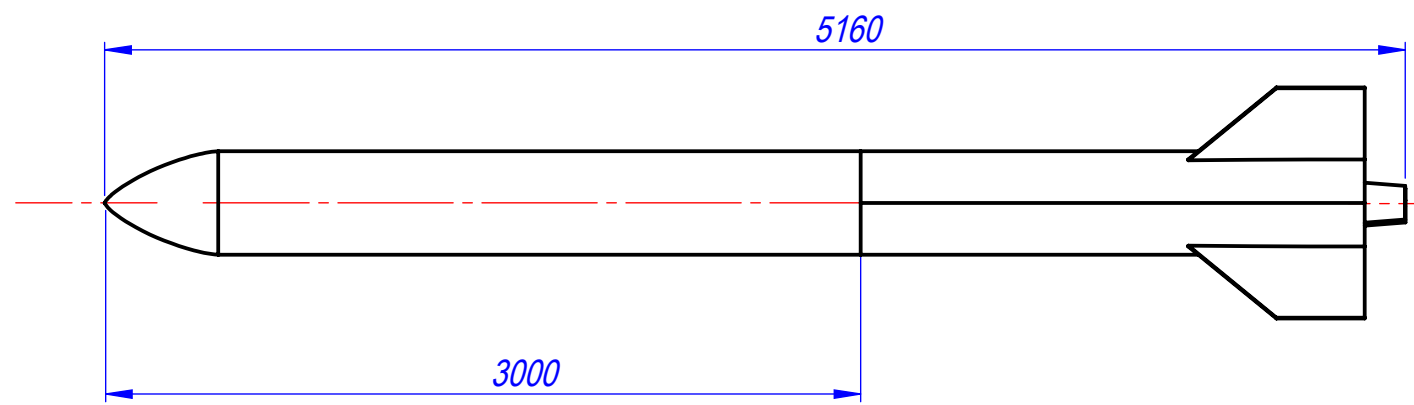
Raketos taikinio charakteristikos su 2+1 variklių konfigūracija su skirtingais variklių paleidimo momentais.

7 lentelė. Raketos taikinio skrydžio aukštis ir nuotolis su 2+1 variklių konfigūracija

Paleidimo kampas, °	Paleidimo laikas, s	Maksimalus aukštis, m	Maksimalus nuotolis, m	Paleidimo kampas, °	Paleidimo laikas, s	Maksimalus aukštis, m	Maksimalus nuotolis, m
30	5	703	5391	45	5	1788	6306
30	5,5	689	5431	45	6	1777	6495
30	6	672	5458	45	7	1744	6643
30	6,5	655	5471	45	8	1693	6747
30	7	636	5470	45	10	1555	6829
30	7,5	618	5457	45	10,5	1517	6825
30	8	601	5432	45	11	1479	6811
Paleidimo kampas, °	Paleidimo laikas, s	Maksimalus aukštis, m	Maksimalus nuotolis, m	Paleidimo kampas, °	Paleidimo laikas, s	Maksimalus aukštis, m	Maksimalus nuotolis, m
60	10	2968	6833	75	16	3781	5888
60	11	2877	6943	75	17	3583	6025
60	12	2769	7022	75	18	3360	6109
60	13,5	2584	7075	75	18,5	3242	6121
60	14	2518	7074	75	19	3122	6109
60	15	2387	7038	75	20	2896	5996
60	16	2262	6955	75	21	2730	5748

2 priedas. Raketos – taikinio bendras vaizdas

Raketos nosis pagal Von Karmano ogivo
koordinates



	Bylos Nr.	Papildoma informacija	Medžiaga	Mastelis 1:30
Atsakinga žinyba MIDF	Konsultantas	Dokumento tipas Bendras vaizdas	Dokumento statusas Mokomasis	
Savininkas 	Rengė Jonas Petrauskas	Antraštė Raketa taikiny	TIK.JP.00.00.001	
1922	Tvirtino Algimantas Fedaravičius	Laida A	Data 2023-03-27	Kalba Lt
				Lapas 1/1