

Милош Д. Марковић
Дејан Т. Јевтић
Радован В. Ђуровић
Лука Н. Миличић

ПРОЈЕКТОВАЊЕ РАКЕТА И ЛАНСЕРА - ПРАКТИКУМ

Универзитет у Београду • Машински факултет

Универзитет у Београду
Машински факултет

ПРОЈЕКТОВАЊЕ РАКЕТА И ЛАНСЕРА - ПРАКТИКУМ

Милош Д. Марковић
Дејан Т. Јевтић
Радован В. Ђуровић
Лука Н. Миличић

Београд, 2023.

Универзитет у Београду, Машински факултет

Аутори:

Др Милош Д. Марковић, доцент

Др Дејан Т. Јевтић, доцент

Радован В. Ђуровић, асистент

Лука Н. Миличић, асистент

Пројектовање ракета и лансера - Практикум

I издање

Рецензенти:

Др Предраг Елек, редовни професор

Др Ивана Тодић, ванредни професор

Издавач:

Универзитет у Београду, Машински факултет

ул. Краљице Марије 16, 11120, Београд 35

тел. (011) 3370-760, факс (011) 3370-364

За издавача:

Декан, др Владимир Поповић, редовни професор

Главни и одговорни уредник:

Др Милан Лечић, редовни професор

Председник Комисије за издавачку делатност

Машинског факултета у Београду

Штампање I издања одобрили:

Комисија за издавачку делатност Машинског факултета у Београду
и Декан Машинског факултета

Одлуком бр. 14/2023 од 24.08.2023. године

Тираж: 100 примерака

Штампа:

Planeta Print, Виноградски венац 9, Београд

Београд, 2023. године

ISBN 978-86-6060-160-7

© Сва права задржавају аутори. Није дозвољено да, без претходне писмене дозволе аутора, било који део овог практикума буде снимљен, емитован или репродукован, укључујући али не и ограничавајући се на фотокопирање, фотографију, магнетни или било који други вид записа.

Предговор

Од инжењера ракетне технике, као и од других техничких лица која у различитој мери могу бити укључена у рад на задацима пројектовања ракетних и/или лансирних система, у циљу успешног разумевања међусобног утицаја различитих подсистема те законитости које утичу на њихова својства захтева се познавање и синтеза знања из великог броја научних области и дисциплина. Научне области потребне за савладавање градива из предмета *Пројектовање ракета и лансера* изучавају се на Катедри за системе наоружања и то *Ракетни погон, Аеродинамика пројектила, Динамика лета пројектила, Вођење и управљање пројектила* и *Конструкција пројектила*. Услед тога предмет *Пројектовање ракета и лансера* изучава се на завршној години мастер академских студија на Катедри за системе наоружања Машинског факултета Универзитета у Београду чиме се употпуњују и заокружују сва претходно стечена знања и вештине у једну целину. Овај практикум има за циљ да студентима који похађају претходно поменути предмет кроз примере од практичног значаја груписане у три поглавља пружи увид у прелиминарно пројектовање невођених и вођених ракета.

Аутори исказују искрену захвалност рецензентима др Предрагу Елеку, редовном професору и др Ивани Тодић, ванредном професору на корисним сугестијама које су допринеле побољшању квалитета практикума.

Такође, унапред се извињавамо за све могуће превиде и недостатке те молимо читаоце да нам на исте укажу.

У Београду 26.07.2023. године

Аутори

Садржај

1	Прелиминарно пројектовање невођене ракете за директно гађање циљева	3
1.1	Летне карактеристике ракете и одређивање захтева за пројектовање ракетног мотора	4
1.1.1	Резултати летних карактеристика ракете и дефинисање параметара за пројектовање ракетног мотора	6
1.2	Пројектовање погонског пуњења импулсног ракетног мотора	8
1.2.1	Резултати пројектовања погонског пуњења импулсног ракетног мотора	11
2	Прелиминарно пројектовање артиљеријске ракете	15
2.1	Процена стартне масе и карактеристике ракетног мотора артиљеријске ракете	16
2.1.1	Резултати пројектовања артиљеријске ракете	26
2.2	Прелиминарно аеродинамичко пројектовање артиљеријске ракете	28
2.2.1	Одређивање отпора тела	28
2.2.2	Одређивање површине и позиције крила	32
2.2.3	Резултат аеродинамичког прелиминарног пројектовања артиљеријске ракете	37
2.3	Летне карактеристике артиљеријске ракете	39
2.4	Аеродинамичка оптерећења артиљеријске ракете	49
2.4.1	Резултати аеродинамичких оптерећења	50
3	Прелиминарно пројектовање вођене ракете земља-ваздух	53
3.1	Летне карактеристике и одређивање захтева за прелиминарно пројектовање ракете земља-ваздух	54
3.1.1	Резултати симулације лета ракете земља-ваздух	61

3.2	Избор закона вођења и одређивање перформанси вођење ракете	75
3.2.1	Пропорционална навигација	75
3.2.2	Резултати анализе усвојеног закона вођења	88
3.3	Прелиминарно аеродинамичко пројектовање вођене ракете земља-ваздух	93
3.3.1	Одређивање површина крила	93
3.3.2	Резултат аеродинамичког прелиминарног пројектовања вођене ракете земља-ваздух	98
3.3.3	Утицај позиције крила на динамичке карактеристике ракете	101
3.4	Аеродинамичка оптерећења вођене ракете земља-ваздух	108
3.4.1	Резултати аеродинамичких оптерећења	109

Пример 1

Прелиминарно пројектовање невођене ракете за директно гађање циљева

Невођене ракете које се лансирају са рамена стрелца где се гађање извршава директно¹, намењене су за онеспособљавање и/или уништавање тешко, средње и лако оклопљених циљева и утврђених објеката. Основни борбени систем састоји се од ракете и лансера, где се ракета састоји од импулсног ракетног мотора (чији се рад завршава у току кретања ракете кроз лансер) и корисног терета. Улога лансера је да обезбеди правац ракети при гађању, заштиту од спољашњег утицаја, при манипулацији и транспорту. Често коришћени типови корисног терета су кумулативне или термобаричне бојеве главе. Савремене бојеве главе кумулативног дејства подразумевају поред основног кумулативног пуњења (који служи за пробијање основног оклопа) и прекурсорску бојеву главу која онеспособљава експлозивно реактивни оклоп. Термобаричне бојеве главе су рушећег дејства и њихова конфигурација може бити са чврстом или течном експлозивном материјом.

Потребно је пројектовати невођену ракету за директно гађање према следећим захтевима:

- Захтевани домет $R = 250$ m;
- Стартна маса ракете не сме бити већа од $m_0 = 6$ kg;
- Тело ракете је кружног попречног пресека;
- Ракета се лансира из композитног лансера кружног попречног пресека дужине не веће од $l_t = 0.96$ m;

¹Ручни ракетни бацач

- Рад ракетног мотора се мора завршити унутар лансирне цеви.

Задатак је подељен у два примера и то,

Пример 1.1 Први пример, разматра летне карактеристике ракете у вертикалној равни са два степена слободе према дефинисаним тактичко-техничким захтевима са циљем одређивања масених, димензионих карактеристика и карактеристика ракетног мотора. С обзиром да се рад ракетног мотора мора завршити унутар лансирне цеви кретање ракете ће се анализирати за различите вредности тангенцијалног убрзања.

Пример 1.2 Други пример, базирано на резултатима из првог примера, дефинише пројектовање пуњења импулсног ракетног мотора са циљем избора геометрије и димензија.

1.1 Летне карактеристике ракете и одређивање захтева за пројектовање ракетног мотора

На основу тактичко-техничких захтева одређене су летне карактеристике ракете како би се обезбедиле довољне информације за потребе пројектовања погонског пуњења импулсног ракетног мотора. Информације за потребе пројектовања пуњења импулсног ракетног мотора односе се пре свега на масу пуњења, време рада и тотални импулс импулсног ракетног мотора.

Кретање ракете као материјалне тачке са два степена слободе у вертикалној равни може се представити кроз следећи систем диференцијалних једначина изведених за брзински координатни систем.

Пре него што се приступи анализи једначина лета, неопходно је дефинисати промену масе ракете у зависности од времена,

$$m = \begin{cases} m_0 - m_p t / t_b, & t \leq t_b \\ m_0 - m_p, & t > t_b \end{cases} \quad (1.1)$$

где су m_0 стартна маса ракете, m_p маса погонског пуњења и t_b време трајања стартне фазе. и дефинисати вредност и трајање силе потиска ракетног мотора у зависности од времена,

$$F = \begin{cases} F, & t \leq t_b \\ 0, & t > t_b \end{cases} . \quad (1.2)$$

Пример 2

Прелиминарно пројектовање артиљеријске ракете

Тактичке артиљеријске ракете намењене су за онеспособљавање површинских циљева на малим, средњим и великим дометима. Тактичке артиљеријске ракете домета до 45 km су невођеног типа, док за домете преко 45 km тактичке артиљеријске ракете су или кориговане на активном делу путање [5] или вођене у завршној фази лета. Тактичке артиљеријске ракете великог домета са вођењем у завршној фази поред површинских циљева могу гађати и тачкасте циљеве [5]. Тактичке невођене артиљеријске ракете састоје се од упаљача, бојеве главе и ракетног мотора. Кориговане/вођене тактичке артиљеријске ракете састоје се од управљачке секције, летног рачунара са сензорима, упаљача, бојеве главе и ракетног мотора. Аеродинамичка концепција код тактичких артиљеријских ракета подразумева аеродинамичке површине позициониране у задњем делу тела ракете које обезбеђују статичку и динамичку стабилност [6]. Тактичке артиљеријске ракете могу поседовати разне типове бојевих глава у зависности од намене и најчешће су у употреби парчадно-рушећа, термобарична и касетна бојева глава [7].

Одредити основне карактеристике артиљеријске ракете према следећим дефинисаним тактичко-техничким захтевима:

- Максимални домет $R = 110$ km,
- Маса корисног терета/бојеве главе $m_{kt} = 300$ kg.

Основне карактеристике подразумевају дефинисање перформанси ракетног мотора, инерцијалних карактеристика, габаритних карактеристика као и провера летних перформанси.

Прелиминарно пројектовање артиљеријске ракете подељено је у три примера и то:

- Пример 2.1 Процена стартне масе и карактеристике ракетног мотора артиљеријске ракете;
 Пример 2.2 Прелиминарно аеродинамичко пројектовање артиљеријске ракете;
 Пример 2.3 Летне карактеристике артиљеријске ракете;
 Пример 2.4 Аеродинамичка оптерећења артиљеријске ракете.

2.1 Процена стартне масе и карактеристике ракетног мотора артиљеријске ракете

У првој фази прелиминарног пројектовања одређују се најчешће следећи општи параметри:

1. калибар ракете,
2. дужина тела мотора,
3. дужина млазничког блока,
4. пречник критичног пресека млазника,
5. пречник излазног пресека млазника,
6. дужина одсека вођења и управљања (уколико постоји потреба),
7. пречник бојеве главе уобичајено једнак калибру,
8. дужина бојеве главе,
9. маса система вођења и управљања,
10. маса погонског пуњења као и
11. стартна маса ракете.

Да би се добили габарити и димензије ракете потребно је одредити првенствено конструктивне параметре ракетног мотора као што су:

1. масени проток продуката сагоревања,
2. маса погонског пуњења,
3. притисак сагоревања у ракетном мотору,
4. притисак околине,
5. време рада ракетног мотора.

Сви наведени параметри морају произаћи из основног услова зависности од максималног домета:

$$R_{max} = R(V_{max}, h_a, R_a) \quad . \quad (2.1)$$

Ове три наведене величине су у зависности од различитих параметара и то

$$V_{max} = V_a = V(m_0, m_p, I_{sp0}, I_{spv}, \dot{m}, C_D, h_a, R_a) \quad (2.2)$$

Пример 3

Прелиминарно пројектовање вођене ракете земља-ваздух

Вођене ракете земља-ваздух малог и средњег домета намењене су за трупну одбрану против борбених авиона, хеликоптера, крстарећих ракета и беспилотних летелица [9,20]. У зависности од начина вођења могу бити самонавођене, командно вођене или вођене по снопу [9,20]. Начин лансирања зависи од летних карактеристика ракете на почетном делу путање. Постоје ракете које захтевају усмеравање посредством усмеравајућих елемената ракетног лансера како би се на почетном делу путање обезбедили углови претицања. Са жељом да се смањи време реаговања и повећа зона уништења користи се вертикално лансирање ракете. Вертикално лансирање ракете може бити реализовано гасогенератором смештен унутар лансирне цеви или помоћу компримованог гаса. Ракете земља-ваздух састоје се од главе за самонавођење, летног рачунара са сензорима, нападања, управљачке секције, бојеве главе са упалјачем и ракетног мотора [9,20]. У зависности од типа мисије, управљање се реализује традиционалним начином посредством аеродинамичких површина или хибридним управљањем. Ракетни мотори могу бити једностепени или двостепени што зависи од домета, жељеног профила брзине и укупног времена лета.

* * *

Потребно је извршити прелиминарно пројектовање самонавођене ракете земља-ваздух према следећим тактичко-техничким захтевима:

- Захтевани домет $R = 10 \text{ km}$;
- Захтевана висина $H = 6 \text{ km}$;
- Стартна маса ракете $m_0 = 125 \text{ kg}$;
- Брзина циља $V_t = 300 \text{ m/s}$;
- Вредност маневра циља (нормално убрзање) $a_t = \pm 4 \text{ g}$;

- Брзина ракете на максималном пређеном путу $V_{end} = 350 \text{ m/s}$;
- Тело ракете је кружног попречног пресека;
- Аеродинамичка конфигурација је патка шема (канари¹);
- Тип главе за самонавођење: инфрацрвени сензор [20];
- Једна комора ракетног мотора са два режима потиска;
- Ракета се лансира из лансера квадратног попречног пресека посредством шине.

Прелиминарно пројектовање вођене ракете земља-ваздух подељено је у четири примера и то:

- Пример 3.1 Одређивање летних карактеристика вођене ракете са циљем дефинисања карактеристика ракетног мотора као и утврђивање промене масе и димензије ракете;
- Пример 3.2 Избор закона вођења и одређивање кинематских параметара ракете са аспекта аеродинамичког пројектовања и утврђивања прелиминарних перформанси ракете. Анализа параметара на вредност промашаја и избора максималне вредности нормалног убрзања ракете;
- Пример 3.3 Прелиминарно аеродинамичко пројектовање вођене ракете;
- Пример 3.4 Одређивање аеродинамичког оптерећења вођене ракете у току лета.

3.1 Летне карактеристике и одређивање захтева за прелиминарно пројектовање ракете земља-ваздух

Као један од тактичко-техничких захтева је остваривање два режима потиска у једној комори ракетног мотора. То указује да се профил брзине састоји од три фазе, стартне, маршевске и пасивне фазе. Разлог за увођењем два режима потиска је избегавање достизања високих вредности брзина једим режимом потиска како би се смањио ефекат аеродинамичког загревања и притом се обезбедило правилно функционисање инфрацрвене главе за самонавођење са аспекта правилног преламања инфрацрвеног таласа.

¹Реч *канари* је директан превод француске речи *Canard* и у преводу значи патка. Оно што патку као птицу чини другачијом је њен издужени врат, који чини да крила изгледају као да су близу репног дела птице. Уколико аеродинамичка концепција поседује предње и задње аеродинамичке површине, с тим да су задње аеродинамичке површине веће од предњих тада конфигурацију називамо *патка шема* или термин *управљање канарима*.

**CIP - Каталогизација у публикацији
Народна библиотека Србије, Београд**

623.46(075.8)

ПРОЈЕКТОВАЊЕ ракета и лансера : практикум /
Милош Д. Марковић ... [и др.]. - 1. изд. - Београд
: Универзитет, Машински факултет, 2023 (Београд :
Планета принт). - 114 стр. : илустр. ; 24 cm

Тираж 100. - Библиографија: стр. 113-114.

ISBN 978-86-6060-160-7

1. Марковић, Милош, 1987- [autor]

а) Ракете – Пројектовање

COBISS.SR-ID 123691017