

КЕРУВАННЯ ВЕКТОРОМ ТЯГИ ТВЕРДОПАЛИВНОГО ДВИГУНА ОПЕРАТИВНО-ТАКТИЧНИХ РАКЕТ

Микола Олександрович Бондаренко

ORCID: <https://orcid.org/0009-0008-8421-8408>

Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Дніпро

Володимир Олексійович Габрінець

ORCID: <https://orcid.org/0000-0002-6115-7162>

Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Дніпро

У сучасних військових конфліктах роль оперативно-тактичних ракет значно зросла, оскільки вони є ефективним засобом доставки ударних засобів на великі відстані. Проте, для успішного виконання завдань необхідно забезпечити ефективне функціонування систем керування цих ракет, а також захистити їх від систем протиповітряної оборони (ППО) противника. Серед різноманітних заходів, що застосовуються для протидії системам ППО противника, важливе місце займає керування вектором тяги ракетного двигуна на твердому паливі (РДТТ). Цей метод дозволяє змінювати напрямок руху ракети та збільшувати її маневреність, що робить її менш уразливою для протиракетних систем. У даній статті розглянуто основні принципи керування вектором тяги твердопаливного двигуна оперативно-тактичних ракет та їх використання для протидії системам противника. Також проаналізовані можливості та обмеження застосування цього методу в різних умовах ведення бойових дій [1].

Так як для успішного виконання бойових завдань необхідно забезпечити ефективне функціонування систем керування оперативно-тактичними ракетами, а також забезпечити їх захист від систем ППО противника. Задача цього дослідження включає в себе декілька етапів, зокрема: огляд існуючих засобів доставки бойової частини у сучасній Україні, розгляд основних принципів керування вектором тяги РДТТ оперативно-тактичних ракет та їх використання для протидії системам ППО, що дозволить розробити рекомендації для покращення їх функціональності та надійності у воєнних конфліктах. В сучасній Україні найбільш далекобійною оперативно-тактичною ракетою на озброєнні є ракета "Вільха-М", яка має дальність близько 130 км. Ракета "Вільха-М" була розроблена в Україні в 2010-х роках. Офіційно вона була презентована в 2018 році на виставці зброї та безпеки "Weapon Show", і призначена для ураження наземних цілей, таких як військова техніка, військові склади, командні пункти, аеродроми та інші доцільні об'єкти. Надалі розглянемо ефективність систем ППО.

Ефективність систем ППО залежить від багатьох факторів, таких як технічні характеристики системи, тактики її використання, маневреність цілі та інші фактори. З одного боку, системи ППО можуть бути дуже ефективними в захисті від ворожих ракет і літаків, якщо вони мають потрібні технічні характеристики і використовуються правильно. Наприклад, система "Залізний купол" в Ізраїлі заявляє про ефективність понад 90% від ракет, що вилітають з сектора Газа. Під час конфлікту в Сирії з 2011 по 2021 роки Росія заявляла про відсоток збиття крилатих ракет та безпілотників системою ППО "Панцир-С1" на рівні 80-90%. У ході військових дій під час Карабаського конфлікту в 2020 році, Вірменія заявляла про відсоток збиття безпілотних літальних апаратів Азербайджану системою ППО "Тор" на рівні 80%. З іншого боку, існують приклади, коли системи ППО не змогли дати достатнього захисту. Наприклад, у Перській війні в 1991 році, система ППО Patriot в США заявляла про ефективність понад 80% від ракет "Скад", але пізніше виявилось, що ці дані були перебільшені. Хоча ефективність систем ППО залежить від багатьох факторів і може варіюватись в широких межах в різних ситуаціях, вона залишається на високому рівні. Виходячи з цього, імплементація систем протидії ППО являється невід'ємною частиною при розробці сучасних оперативно-тактичних ракетних комплексів, а керування вектором тяги є важливим аспектом контролю за польотом твердопаливних ракет в бойових умовах [2].

Перед тим, як розглядати методи керування вектором тяги, слід зазначити, що РДТТ є одним з основних типів двигунів, що використовуються в ракетних системах. Оперативно-тактичні ракети, такі як балістичні ракети, керовані ракети та крилаті ракети, використовують твердопаливні двигуни для забезпечення великої швидкості та маневреності. Твердопаливний двигун є тим типом двигуна, який обмежений у зміні потужності своєї тяги під час роботи. Це означає, що твердопаливний двигун має постійну тягу, яка залежить від конструкції двигуна та використовуваного палива. Тому, для забезпечення маневреності та зміни напрямку польоту, твердопаливні двигуни оперативно-тактичних ракет використовують спеціальні методи керування вектором тяги [3].

Керування вектором тяги твердопаливного ракетного двигуна може бути здійснено за допомогою певного пристрою, що являється складовою частиною сопла. Пристрій здатний відхилити газовий потік двигуна, створюючи бічну керуючу силу. Однак, такий потік має високу температуру 3300-3700 К, та ерозійно-тепловий вплив, що може пошкодити елементи сопла. Одним з прикладів керування вектором тяги є поворотне керуюче сопло (ПКС). Перше використання

ПКС було втілено у чотирьох сопловому двигуні 15Д15. Сопло мало змогу відклонятись тільки в одній площині на кут $\pm 7^\circ$. Одночасний поворот двох сопел в одну сторону створював бічну керуючу силу (в площині тангажу або ристання), що дорівнювала близько 6% загальної тяги двигуна. Для управління в каналі крену, сопла, розташовані в одній площині, відхилялися в протилежні напрямки. Також після переходу до односоплового блоку були розробки центрального ПКС у карданній підвісці та сферичній опорі ковзання. В середині 1960-х років був розроблений новий тип підвіски ПУС, який виконує роль ущільнення - еластичний опірний шарнір (ЕОШ). Він був простим у конструкції і зручним у монтажі, тому здобув велику популярність серед розробників РДТТ. Однак його застосування у вітчизняних проєктах було обмежене відсутністю низькомодульної гуми. В кінці 70-х років стали розробляти нові рецептури низькомодульних резин на основі синтетичного ізопренового каучука. Це знову викликало зацікавленість розробників ПУС до цього конструкторського рішення. Також, при постановці технічного завдання бувають випадки обмежених габаритних умов. Тоді можливим залишається використання органу керування лише на базі стаціонарного сопла [4].

На той час в конструкторському бюро "Південне" були проведені проєктні роботи та експериментальні дослідження з управлінням вектором тяги за допомогою безгазового вдуву гарячого камерного газу в закритичну частину сопла. Аналогічною за фізичним принципом системою в той же час займався Московський інститут теплотехніки, але в його маршеві РДТТ вдувався не камерний газ, а більш холодні та не містять твердих частинок продукти згорання палива. Це полегшувало вирішення головної задачі системи вдуву - забезпечення роботоздатності клапанів, що регулюють витрату вдуваного газу і відповідно значення бічної керуючої сили, проте суттєво знижувало ефективність системи через меншу за порівнянням з основним потоком температуру вдуваного газу. Найтермостійкіші конструкційні матеріали на основі вольфраму, з яких можна виготовити силові деталі клапана, працюють в цих умовах на межі своїх можливостей (температура плавлення вольфраму - 3653 К).

Крім того, продукти згорання твердого палива в пограничному шарі перед входом в зону клапана насичуються твердими частинками, що переносяться з внутрішніх теплоізоляційних покриттів двигуна. Ці частинки містять вуглець, який, увійшовши в хімічну взаємодію з вольфрамом деталей клапана, утворює евтектичні сполуки, температура плавлення яких значно нижче температури плавлення чистого вольфраму. Але найголовнішою перешкодою, яку потрібно було подолати, були високі термічні напруження в матеріалі деталей клапана

в початковий момент роботи двигуна, коли при запуску двигуна на холодний клапан обрушуються потужні теплові потоки від продуктів згорання палива. Тож розроблена КБ Південне система вдуву містить вісім клапанів, розташування яких забезпечує керування вектором тяги по всіх каналах стабілізації (тангаж, крен, рискання). У каналах тангажа та рискання система забезпечує бічну керуючу силу до 6% загальної тяги двигуна. До сьогоднішнього дня система керування вектором тяги маршових РДГТ за допомогою безгазохідної подачі гарячого камерного газу в закритичну частину сопла є унікальною і не має аналогів у світовій практиці. Отже, як приклад, колективом КБ-5 ДП "КБ "Південне" з 1970-х років були створені кілька типів поворотних керуючих сопел та унікальна газодинамічна система керування вектором тяги [5].

Далі наведені методи керування вектором тяги ОТР та аналіз можливостей і обмежень застосування цих методів. Газові рулі - це метод управління вектором тяги балістичної ракети шляхом зміни напрямку та швидкості виходу газів з окремих сопел двигуна. Для управління напрямком польоту ракети використовується система газових рулів, які розташовані на корпусі ракети навколо її продовгуватої осі. Кожен газовий руль має свій власний двигун та сопло, яке може змінювати напрямок викиду газу. При роботі газових рулів, гарячі гази, що виходять з сопла, створюють момент сили, який змінює напрямок тяги двигуна і повертає ракету в потрібному напрямку. Розташування та кількість газових рулів залежить від конкретної конструкції ракети та її цільової місії.

Газові рулі використовуються в балістичних ракетах, таких як міжконтинентальні балістичні ракети (МБР), для управління їх польотом в атмосфері. Вони дозволяють коригувати траєкторію польоту ракети в режимі реального часу, що забезпечує високу точність попадання по цілі. В цілому, газові рулі є ефективним та надійним методом управління вектором тяги балістичної ракети, який дозволяє здійснювати точне управління польотом ракети в умовах різних атмосферних умов та вимог місії.

Поворотні камери згорання - це технологія, яка дозволяє змінювати напрямок тяги реактивного двигуна, змінюючи кут нахилу камери згорання. Це дає змогу керувати напрямком руху літака або ракети без необхідності використання поворотних керуючих поверхонь. У поворотній камері згорання є дві стійки, які підтримують камеру згорання та дозволяють їй обертатись. Внутрішня поверхня камери згорання покрита вогнетривким матеріалом, який забезпечує захист від високих температур та хімічних реакцій. Коли паливо викидається з камери згорання, обертання камери змінює напрямок викиду

газів та тим самим змінює напрямок тяги реактивного двигуна. Кут нахилу камери згорання може бути змінений за допомогою гідравлічних або електричних приводів, що дозволяє керувати рухом літака або ракети. Однією з переваг поворотних камер згорання є їх гнучкість та можливість застосування в різних умовах. Наприклад, вони можуть бути використані для керування космічними кораблями в атмосфері та в космосі, де інші методи керування можуть бути неефективними. Однак поворотні камери згорання мають і деякі недоліки. Один з них полягає у складності конструкції, що може призвести до збільшення ваги та складності ремонту. Крім того, зміна кута нахилу камери згорання може призвести до збільшення витрат палива та зменшення ефективності двигуна.

Одним з найпоширеніших методів керування вектором тяги твердопаливного двигуна є гімбалізація. Гімбалізація полягає у використанні спеціальної системи гімбалів, що забезпечує можливість повороту двигуна в різних напрямках. Зміна напрямку гімбалізованого двигуна дозволяє змінити вектор тяги та напрямок польоту ракети. Жорстке керування є одним з найбільш простих методів керування вектором тяги твердопаливного двигуна. Цей метод полягає у використанні механічної системи, що забезпечує можливість повороту твердопаливного двигуна в різних напрямках без використання гімбалізації.

Проте цей метод не є таким точним, як гімбалізація [6]. У підсумку, методи керування вектором тяги мають свої можливості і обмеження в різних умовах бойових дій. На практиці їх ефективність залежить від конкретного сценарію та умов, в яких ведуться бойові дії. Деякі загальні аспекти, які можна врахувати при аналізі можливостей та обмежень методів керування вектором тяги, наведені у переліку.

Атмосферні умови. Використання газових рулів та поворотних камер згорання може бути найбільш ефективним в атмосферних умовах, де гази можуть взаємодіяти з навколишнім середовищем для зміни напрямку та керування ракетою. В космічному просторі, де немає атмосфери, методи керування вектором тяги можуть бути менш ефективними, і можуть бути необхідні інші методи керування, наприклад, використання струменевих рулів або супутникової навігації.

Види платформ. Різні платформи, такі як повітряні, морські або наземні, можуть мати власні обмеження та вимоги до методів керування вектором тяги. Наприклад, у повітряних або морських платформ можуть бути обмеження щодо розміру та ваги систем керування, а також можуть бути необхідні додаткові заходи для забезпечення стійкості та контролю.

Противник та протиракетні системи. Ефективність методів

керування вектором тяги може бути обмежена протиракетними системами та противником. Противник може мати високоточні ракети перехоплення або системи раннього виявлення та слідкування, що ускладнюють використання методів керування вектором тяги для уникнення протиракетних систем. Протиракетні системи можуть виявляти та відстежувати ракету, і у випадку використання методів керування вектором тяги, вони можуть намагатись прогнозувати траєкторію та взаємодіяти зі зміною напрямку тяги ракети. Це може призвести до зниження ефективності керування та збільшення ймовірності перехоплення.

Загальна комплексність та вартість. Деякі методи керування вектором тяги можуть бути технологічно складними, вимагати складної інтеграції з системами навігації та керування, а також високої вартості розробки, виробництва та підтримки. При виборі методу керування потрібно враховувати загальну комплексність та вартість впровадження розробки [7]. Враховуючи ці можливості та обмеження, вибір методу керування вектором тяги залежить від конкретних вимог місії, типу ракети або платформи, умов довкілля та інших факторів. Оптимальний підхід полягає в тому, щоб збалансувати переваги та недоліки різних методів та використовувати їх в комбінації, щоб досягти найкращої ефективності та надійності.

ПОСИЛАННЯ

1. Габрінець В. О., Горбенко Г. О., Гумницький В. П. Основи теорії та проектування РДТП. Підручник, Дн-ськ, Арт-Пресс, 2005, 198 с.
2. ГП «Государственное Киевское конструкторское бюро «Луч», Каталог продукции, 2021, 44 с.
3. Шапошник В. І., Качер В. О., & Курдюков О. Ю. (2016). Аналіз методів керування вектором тяги при створенні зразків твердопаливних ракет. Науково-технічний журнал "Вісник Військової академії України", 1 (45), 148-155.
4. Liu, X., & Luo, Z. (2019). Control of solid rocket motors. *Progress in Aerospace Sciences*, 74, 28-55 с.
5. Н. С. Голубенко, Б. И. Кушнир, В. А. Зензеров. Опыт отработки органов управления вектором тяги РДТТ, Космическая техника. Ракетное вооружение. 2016. Вып. 1 (111), 13-18 с.
6. Chen, C. F., & Lin, Y. F. (2018). A review of missile attitude control systems. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 34(3), 676-687 с.
7. Miller, D. W., & Volden, J. (2019). The Art of Missile Guidance. *American Scientist*, 102(6), 416-423 с.