

# НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

*І.С.КРАВЧУК, С.Н.ЄГОРОВ, О.Г. ВОДЧИЦЬ*

## *АВІАЦІЙНІ КЕРОВАНІ ЗАСОБИ УРАЖЕННЯ*

**Навчальний посібник**

**Частина I**

У посібнику викладені теоретичні основи побудови авіаційних керованих засобів ураження та їх систем керування, принципи побудови і функціонування оптичних і радіотехнічних координаторів цілі, систем самонаведення, теленаведення, та автономного наведення авіаційних керованих ракет і бомб. Розглянуті питання оцінки точності і стійкості наведення, основ експлуатації та бойового застосування авіаційних керованих засобів ураження.

Матеріал посібника містить дані та інформацію, що опубліковані у відкритій вітчизняній і зарубіжній літературі.

Посібник призначений для слухачів і курсантів, що навчаються за спеціалізацією авіаційного озброєння. Він також може бути корисним як фахівцям з авіаційного озброєння, так і фахівцям інших військових спеціальностей Збройних Сил України і науково-дослідних організацій.

Підписано до друку .....20..... Вид. № .....  
27,25 друк.арк. 38,15 ум.друк.арк.  
Друкарня .....

## **ВСТУП**

### **1. Короткий історичний нарис розвитку авіаційних керованих засобів ураження**

Авіаційні керовані засоби ураження - це засоби ураження, що для забезпечення високої точності попадання в ціль споряджаються системою керування, а їх доставка до місця бойового використання виконується авіаційними носіями.

До авіаційних керованих засобів ураження відносяться авіаційні керовані ракети та авіаційні керовані (коректовані) бомби. Найбільшого поширення в сучасній військовій авіації зазнали авіаційні керовані ракети різного призначення.

Іноді авіаційні керовані засоби ураження, згідно з зарубіжною термінологією, називають авіаційною високоточною зброєю.

Перші свідчення про використання ракет в якості бойової зброї відносяться приблизно до IX століття нашої ери. Це стало можливим після винаходу чорного пороху. Тодішні ракети використовувалися для створення пожеж при облозі фортець. Одночасно з ракетами розвивалася гладкоствольна артилерія. Діалектика розвитку призвела до того, що в XIV-XVI століттях ракети у військовій справі використовувались надто рідко. Ракети втратили своє значення тому, що поступалися перед артилерійською зброєю за точністю та дальністю стрільби.

Поряд з цим, в XIX столітті, в Європі бойові ракети знову одержують визнання. Безпосереднім поштовхом до цього стало вдаль використання ракет індусами проти англійських військ в 1799 р. Успіх індусів пояснюється новим, на той час, тактичним способом використання ракет: використання ракет було раптовим і в масовій кількості.

Питаннями створення та використання бойових ракет в Росії на початку XIX століття завідував Військово-вчений комітет. Член цього комітету І. Картмазов у 1814 р. спроектував і виготовив бойові ракети двох типів - запальні (калібру 91,44 мм) та осколочно-фугасні (калібру 50,8 мм). Але в масовій кількості ці ракети не виготовлялися. Причина полягала в тому, що, внаслідок недосконалої конструкції та ручного виготовлення, ракети поступалися артилерійській зброї того часу в точності та відстані стрільби.

Значний внесок в розвиток конструювання та виготовлення бойових ракет зробив російський винахідник і вчений К.І. Костянтинов. Вдосконалення складу палива, використання більш передової технології призвели до значного поліпшення якості ракет: підвищились швидкість, відстань стрільби, надійність, зменшилось розсіювання ракет. В 1860 р. він прочитав офіцерам Михайлівської артилерійської академії курс лекцій з будування та використання ракет. В 1861 р. ці лекції були видані окремою книгою у Франції. По суті це була перша книга, в якій було науково обгрунтовано досвід проектування, виготовлення та бойового використання ракет. Книга одержала визнання та поширення в країнах західної Європи.

Не дивлячись на успіхи в ракетобудуванні, приблизно з шістдесятих років XIX століття, інтерес до ракет вгасає. Поява в цей час бездимного пороху і нарізної артилерії значно підвищила ефективність останньої.

Видатна роль у розвитку ракетної техніки належить вченим зі світовим ім'ям, таким як К.Е. Ціолковський (Росія), Р.Годдарт (США), Р.ЕноПельтрі (Франція), Г.Оберт (Німеччина), Е.Зенгер (Австрія).

Перша ракета з використанням бездимного пороху була створена російським інженером Н.І. Тихомировим. Ще в 1912 р. він розробив проект ракетного снаряду, а в 1915 р. одержав патент на винахід.

Виникнення авіаційної ракетної зброї пов'язано з бурхливим розвитком авіації в багатьох країнах світу, особливо в 30-ті роки. Так в СРСР в 1937 р. вперше у світі на озброєння авіації поступили некеровані ракети РС-82 та РС-132.

Під час другої світової війни в передових капіталістичних країнах з'являються керовані ракети і авіаційні керовані бомби (АКБ). Найбільш відомими з них стали ракети Фау-1 та Фау-2 (Німеччина), керовані авіаційні бомби «Разон» масою 900 кг та «Тарзон» масою 550 кг (США), бомба «Бака», яка керувалася льотчиком - смертником (Японія).

Однією з перших експериментальних авіаційних керованих ракет (АКР) класу «повітря - повітря» була німецька ракета Х-4, що призначалася для пуску з винищувача. Довжина ракети була біля 2 м, розмах крила - 0,76 м, ракетний двигун - рідинний. Відстань пуску ракети складала до 2,4 км, швидкість - до 960 км/год. Наведення ракети виконувалось з винищувача передачею двома тонкими дротинами електричних сигналів. Дроти розмотувались з двох котушок, які змонтовані на кінцівках крила.

Але згадані АКР та АКБ широкого використання під час другої світової війни не зазнали.

З появою на озброєнні авіації реактивних літаків в 50-х роках з'являються перші типи серійних АКР. Їх поява зумовлена тим, що при високих швидкостях реактивних бомбардувальників, винищувач міг стріляти в них з пушки та некерованими ракетами з відстаней, не перевищуючих 1 км., при цьому сам винищувач ставав зручною ціллю для захисної артилерійської зброї бомбардувальників. Перші АКР класу «повітря - повітря» РС-1У (СРСР), «Фалкон» AIM-4А (США) дозволили атакувати швидкісні повітряні цілі з задньої напівсфери під ракурсом до 2/4 з максимальної дальності 5-7 км.

На рубежі 1950-1960 років на озброєння стратегічної авіації були прийняті перші типи АКР класу «повітря - поверхня» оперативно-тактичного призначення для знищення морських та наземних цілей в оперативній глибині оборони противника (з дальностей в кілька сотень км).

В 60-ті роки сталися значні зміни в військово-технічному оснащенні сухопутних військ, які пов'язані з появою засобів ракетно-ядерного нападу, автоматизованих систем управління військами, систем протиповітряної оборони. Важливими цілями на полі бою стають малорозмірні об'єкти, такі як ракети класу «поверхня - поверхня», атомна артилерія, радіолокаційні станції та ін. Для знищення таких цілей в цей період були створені перші типи АКР тактичного призначення: Х-66 (СРСР); «Булпап» AGM-12 (США); AS-30 (Франція); АКБ - «Уоллай» AGM-62 (США).

Подальший розвиток авіаційних керованих ракет (бомб) проходив відповідно з розвитком авіації. Як відомо, вітчизняна авіація у своєму розвитку пройшла 4 етапи, тому всі літаки, що створені в післявоєнний час, прийнято поділяти на 4 умовних покоління. Відповідно до типів літаків такому ж умовному розподілу підлягають і АКР та АКБ.

Розподіл за поколіннями основних вітчизняних літаків фронтової авіації та АКР і АКБ, якими вони озброювалися, приведено в табл. В1. [І].

**Таблиця В1**

Покоління	Типи літаків	АКР класу "повітря - повітря"	АКР класу "повітря - поверхня", АКБ
1	МіГ-17; МіГ-19	РС-1У; РС-2У; РС-2УС	
2	МіГ-21; МіГ-25; Су-9; Су-15 ЯК-28П	Р-3С; Р-3Р; Р-13М; Р-4; Р-8; Р-40; Р-98; Р-55	Х-66
3	МіГ-23; МіГ-27; Су-17; Су-24	Р-23; -Р-24; Р-60	Х-23; Х-25; Х-29; С-25Л; КАБ-500
4	МіГ-29; Су-27; Су-24М	Р-27; Р-73	Х-59; КАБ-1500; Х-31

Авіаційні керовані ракети та бомби на сьогоднішній день є одним з основних засобів ураження, що використовуються авіацією в ході бойових дій для знищення повітряних, наземних та надводних цілей. Тому спеціалістові з авіаційного озброєння необхідні тверді та глибокі знання принципів побудови та функціонування АКР і АКБ, особливостей їх бойового використання та експлуатації.

## **2. Призначення та класифікація авіаційних керованих засобів ураження**

Авіаційні керовані ракети та бомби являють собою керовані засоби ураження, пуск або скидання котрих виконується з авіаційних носіїв (літаків, вертольотів). АКР призначені для знищення повітряних, наземних та морських цілей. АКБ застосовуються для знищення рухомих та нерухомих наземних і морських цілей.

Класифікацію АКР виконують за рядом ознак, кожна з яких в значній мірі характеризує конструкцію ракети, її бойові можливості та особливості бойового використання. Найбільш часто АКР класифікують за такими ознаками, як місце старту авіаційних керованих ракет та місце знаходження цілі; дальність стрільби; тип двигунної установки; тип системи наведення; тип бойової частини; аеродинамічна схема і т.д.

За місцем старту та місцем знаходження цілі АКР поділяються на дві великі групи; ракети класу «повітря - повітря» та класу «повітря - поверхня». Характерною рисою ракет «повітря - повітря» є можливість створювати в польоті значні поперечні переваги, завдяки цьому, знищувати високоманеврові повітряні цілі на малих, середніх та великих висотах. Для безпосередньої дії на повітряну ціль ракета опоряджується осколочними або стержневими бойовими частинами, котрі приводяться в дію за допомогою неконтактних підіривників.

Ракети «повітря - поверхня» призначені для ураження нерухомих та рухомих наземних та надводних цілей. Умовно їх розділяють на підкласи; «повітря - земля», «повітря - корабель». У свою чергу, велика кількість різновидів наземних та морських цілей створює необхідність у спеціальних ракетах для знищення броньованих цілей - танків (протитанкова керована ракета - ПТКР), радіолокаційних станцій (ракета «повітря - РЛС») та ін.

За дальністю стрільби АКР поділяють на ракети малої, середньої та великої дальності. Для ракет класу «повітря - повітря» максимальна дальність стрільби ракет малої дальності складає до 50 км, середньої дальності - від 50 км до 100 км і великої дальності - більше 100 км. Для ракет класу «повітря - поверхня» максимальні дальності стрільби складають: до 100 км для ракет малої дальності, від 100 до 1000 км - для ракет середньої дальності і більше 1000 км - для ракет великої дальності. Крім того, серед ракет класу «повітря - повітря» малої дальності, виділяють ракети ближнього маневрового повітряного бою, характерною рисою котрих є високі значення створюваних переваг (до 60 од.), а дальності бойового використання складають інтервал від 200 до 10 000 м.

За типом двигунної установки АКР поділяють на ракети з повітряно-реактивними двигунами, рідинними ракетними двигунами, ракетними двигунами твердого палива. У зв'язку з тим, що повітряно-реактивний двигун для своєї роботи в якості окислювача використовує атмосферний кисень, ракети з цими двигунами використовуються на малих та середніх висотах. Рідинні ракетні двигуни мають більший питомий імпульс тяги, ніж твердопаливні двигуни, але вони складні в експлуатації. Тому, на сьогодні, найбільше поширення в авіації знайшли ракети з твердопаливними двигунами.

За типом системи наведення ракети поділяються на теленаво-димі, самонаводимі, з автономним та з комбінованим наведенням.

В системах теленаведення сигнал керування формується апаратурою літака-носія і передається на ракету згідно з відхиленням ракети від необхідної траєкторії руху. Відхилення ракети може вимірюватися за допомогою апаратури, що розташована на самій ракеті, або апаратури, що розташована на літаку-носії. Згідно з цим розрізняють два типи систем теленаведення: системи теленаведення за променем та командні системи теленаведення. При використанні систем теленаведення за променем літак-носії споряджується апаратурою формування променя (оптичного, наприклад лазерного, чи радіопроменя), котрий

направляється на ціль. Апаратура, що знаходиться на ракеті, автоматично вимірює відхилення ракети від променя і формує сигнал керування. В командних системах теленаведення з літака-носія ведеться спостереження за ціллю і атакуючою ракетою. При відхиленні ракети від напрямку на ціль на літакові формується команда, що передається на ракету і змушує її повернутися на необхідну траєкторію польоту.

Системи самонаведення поділяються на системи пасивного, напівактивного та активного типів. При пасивному самонаведенні апаратура ракети сприймає енергію, що випромінює сама ціль. При напівактивному та активному самонаведенні апаратура ракети сприймає відбиту від цілі енергію. Якщо ціль опромінюється з ракети, то система називається активною. При напівактивному самонаведенні опромінювання цілі виконується від стороннього передавача, який розташований, наприклад, на літаку-носії.

При автономному наведенні рух ракети виконується згідно з напередзаданою програмою.

Комбіновані системи наведення використовуються на ракетах середньої та великої дальності дії. Наприклад, може створюватися комбінація автономної системи з активною системою наведення, або комбінація теленаведення і самонаведення.

Розглянута класифікація ракет є, в деякій мірі, умовна. Критеріями класифікації - можуть виступати і інші ознаки, наприклад висоти бойового використання ракет та ін. Але приведена класифікація авіаційних керованих ракет є найбільш узагальнююча.

### 3. Склад авіаційного керованого засобу ураження та призначення його систем

АКР та АКБ є одними з основних авіаційних засобів ураження. На озброєнні авіації різних країн знаходиться велика кількість типів АКР, що відрізняються між собою конструктивним виконанням, характеристиками і т.д. Разом з тим, при великій кількості типів сучасних АКР, будь-яка з них складається з типових, за своїм функціональним призначенням, систем. Всі бортові системи розташовуються в планері ракети. Планер є несучою конструкцією ракети і складається з корпусу і аеродинамічних рухомих та нерухомих поверхней (рулі, крило, стабілізатор). Корпус планера, як звичайно, циліндричної форми з конічною, оживальною або сферичною головною частиною. Можливий варіант компонування АКР показаний на рис. В.1.

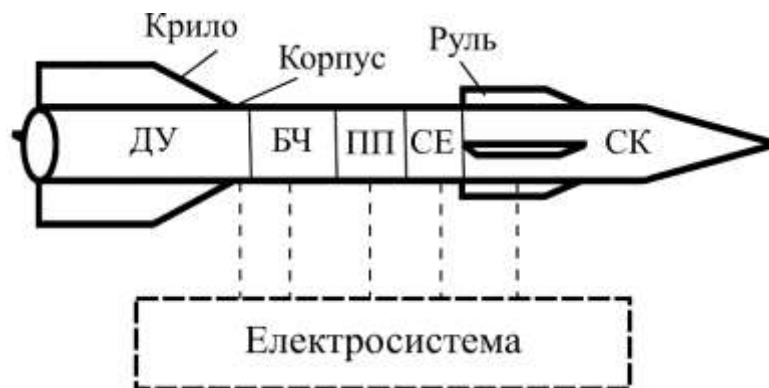


Рис. В.1, Склад авіаційної керованої ракети

Система керування (СК) включає, прилади та агрегати, що вимірюють параметри руху цілі і самої АКР, порівнюють ці параметри з необхідними і на основі цього порівняння формують сигнал керування ракетою, відповідно з яким рулі відхиляються в заданому напрямку. При відхиленні рулів змінюється кут атаки ракети, відповідно з котрим крило створює керуючу силу. Під дією керуючої сили змінюється напрямок вектора швидкості ракети і, як наслідок, напрямок польоту ракети таким чином, щоб ракета зустрілась з ціллю.

Система енергопостачання (СЕ) забезпечує всіма необхідними видами енергії інші системи ракети для їх функціонування після пуску ракети з носія. До складу системи енергопостачання входять бортові джерела електроенергії постійного чи змінного струму, перетворювачі та випрямлячі електричного струму, пневмосистеми, гідросистеми і т.д.

Бойова частина (БЧ) ракети призначена для нанесення збитків цілі в результаті дії на неї вражаючих факторів, що формуються під час вибуху БЧ. Для ураження повітряних цілей в АКР використовуються осколочно-фугасні та стержньові БЧ. АКР (АКБ), що діють на наземні та морські цілі, споряджуються фугасними, осколочно-фугасними, кумулятивними, осколочно-фугасно-кумулятивними та іншими різновидами бойових частин.

Підрильний пристрій (ПП) забезпечує вибух БЧ при безпосередньому попаданні АКР в ціль або при прольоті ракети поблизу цілі. ПП складається з контактного або неконтактного підрильника та запобіжно-виконавчого механізму (ЗВМ). Більшість АКР класу «повітря - поверхня» споряджуються контактними підрильниками. Ракети класу «повітря - повітря» мають у своєму складі, як правило, контактний та неконтактний підрильники. Перший з них забезпечує вибух БЧ при безпосередньому попаданні в повітряну ціль. Якщо ж ракета пролітає поблизу цілі з промахом, то вибух БЧ виконується за допомогою неконтактного підрильника.

Двигунна установка (ДУ) необхідна для створення сили тяги, під дією котрої ракета виконує політ з необхідною швидкістю. До складу ДУ входять реактивний двигун, ємності з паливом, а також агрегати, що виконують пуск двигуна і змінюють режими його роботи.

Електросистема служить для об'єднання всіх систем та агрегатів ракети в єдиний функціональний комплекс. До складу електросистеми входять електропровідникові з'єднання, штепсельні роз'єми, електроджгутова система та комутуюча апаратура. Крім цього, електросистема АКР включає ряд пристроїв, за допомогою котрих виконується зв'язок агрегатів і систем ракети з апаратурою літака-носія в сумісному польоті. Цей зв'язок необхідний для підготовки ракети до пуску, а також для контролю стану систем АКР перед пуском. Ці ж пристрої використовують для перевірки стану систем ракети при виконанні регламентних робіт на ракетах під час їх наземного обслуговування.

На відміну від АКР, до складу АКБ реактивний двигун не входить, тому що необхідна швидкість польоту керованої бомби досягається за рахунок кінетичної енергії її руху на момент відриву від літака-носія, та за рахунок потенціальної енергії, що накопичена при підйомі літака-носія до висоти скидання керованої бомби. Всі інші системи, що входять до складу АКР, входять і до складу АКБ.

У зв'язку з тим, що АКР є найбільш поширеними серед авіаційних засобів ураження, а також з тим, що АКБ можна розглядати як засіб ураження, що відрізняється від керованої ракети тільки відсутністю реактивного двигуна, у подальшому для означення авіаційного керованого засобу ураження використовується термін «авіаційна керована ракета», або «АКР». При необхідності підкреслити особливість керованої бомби використовується термін «авіаційна керована бомба», або «АКБ».

#### **4. Основні характеристики авіаційних керованих засобів ураження**

АКР чи АКБ, як комплекс складних систем, що призначений для виконання визначених бойових задач, має ряд кількісних та якісних показників, що характеризують їх технічні, тактичні та бойові можливості. Ці показники називають основними характеристиками АКР (АКБ). Основні характеристики АКР (АКБ) приводяться в технічних описах. Всю сукупність згаданих основних характеристик поділяють на дві групи;

- тактико-технічні характеристики;
- експлуатаційні характеристики.

До складу тактико-технічних характеристик АКР (АКБ) відносять такі характеристики:

- призначення;
- типи літаків-носіїв, з яких можливе їх бойове використання;
- допустимі умови бойового використання;
- маса керованої ракети (бомби) та її геометричні розміри;
- тип і маса бойової частини;
- тип системи керування ;
- тип двигунної установки;
- максимальні керуюче перевантаження та граничне перевантаження;
- час керованого польоту;

- точність наведення ракети (бомби) на ціль.

Зміст більшості із згаданих характеристик витікає з їх назви, а зміст інших розглянемо більш детально.

У відомостях про призначення ракети (бомби) зазначаються цілі, для знищення котрих призначені АҚР (АҚБ). Призначення ракети (бомби) є важливою характеристикою, тому що використання ракет тільки за їх призначенням забезпечує високу бойову ефективність. Так, наприклад, використання протитанкових ракет для знищення високоманеврових повітряних цілей не є ефективним, так само як і використання ракети класу «повітря - повітря» для знищення наземних об'єктів не є доцільним.

Допустимі умови бойового використання включають такі характеристики:

- діапазон допустимих висот польоту АҚР (АҚБ) в процесі її наведення на ціль;
- діапазон допустимих швидкостей польоту носія разом з ракетою (бомбою);
- діапазон допустимих дальностей до цілі в момент пуску ракети (бомби);
- максимальне перевантаження носія в момент пуску АҚР (АҚБ).

Максимальне керуюче перевантаження АҚР (АҚБ) - це відношення максимального значення керуючої сили ракети (бомби) до її ваги, тобто:

Граничним  $n_{\text{гран}}$  перевантаженням є таке максимальне значення перевантаження ракети, при якому забезпечується нормальне функціонування ракети та її систем. Значення  $n_{\text{гран}}$  обмежується, перш за все, міцністю конструктивних елементів ракети.

Величина  $n_{\text{max}}$  характеризує маневрові можливості керованої ракети.

До складу експлуатаційних характеристик АҚР (АҚБ) відносять такі характеристики:

- стан поставки з підприємств-виробників ракети (бомби);
- допустимі умови експлуатації, зберігання та транспортування;
- гарантійний ресурс;
- тип позиції попередньої підготовки ракет (ПППР) та ін.

Стан поставки визначається тим, у якому вигляді поставляється АҚР (АҚБ) з підприємства-виробника. Деякі типи ракет поставляються у повністю зібраному та опорядженому стані в єдиній тарі з роз'єднаними, для безпеки, електророз'ємами пірозасобів запобіжно-виконавчого механізму, підричника та системи енергопостачання. Інші типи ракет поставляються у частково зібраному та спорядженому вигляді, причому деякі відсіки, наприклад БЧ, поставляються в окремій тарі. Від стану поставки багато в чому залежать трудовитрати та склад засобів наземного обслуговування АҚР (АҚБ).

Допустимі умови експлуатації АҚР (АҚБ) визначають параметри оточуючого середовища (температура, тиск, вологість повітря), при яких забезпечується надійне функціонування ракети і її окремих систем. Допустимі умови зберігання АҚР (АҚБ) характеризують типи складських приміщень, визначають необхідні умови в них (температура, вологість повітря), а також заходи, котрі необхідно виконувати при зберіганні ракет в польових умовах. Допустимі умови транспортування керованих ракет (бомб) визначають види транспорту, що можуть використовуватися для їх перевезення, а також допустимі швидкості і відстані перевезення кожним видом транспорту в залежності від стану дороги (асфальтно-бетонне покриття, ґрунтова дорога і т.д.)

Гарантійним ресурсом називають календарний термін експлуатації або термін функціонування у годинах, на протязі якого завод - виробник гарантує безвідмовне функціонування і бойове використання керованої ракети (бомби) за умови, що вона експлуатується в військових частинах згідно з зазначеними правилами експлуатації, зберігання та транспортування.



# ГЛАВА 1. Рівняння руху та методи наведення авіаційних керованих ракет

## 1.1. Системи координат, що використовують для дослідження руху авіаційних ракет

Для дослідження руху ракети необхідно створити математичну модель, яка б відтворювала зміну в часі таких параметрів польоту ракети, як координати центру маси, величина та напрямок швидкості, кути орієнтації корпусу ракети та ін. Для цього вводять в розгляд системи координат.

Детальний опис руху центра маси ракети та руху ракети навколо центра мас можна створити, якщо користуватися землею, зв'язаною та швидкісною системами координат.

Земна система координат являє собою праву, прямокутну декартову систему координат, початок котрої фіксується по відношенню до Землі, або літального апарату, а напрямки осей вибирається відповідно з задачею досліджень. Найчастіше для створення математичної моделі руху ракети використовуються різновиди земної системи координат - стартова система координат та земна рухома система координат.

Стартова система координат - це земна система координат  $O_0X_gY_gZ_g$  початок котрої  $O_0$  співпадає з центром маси літака-носія на момент старту ракети, вісь  $O_0Y_g$  направлена вгору за місцевою вертикаллю, вісь  $O_0X_g$  направлена на ціль, а вісь  $O_0Z_g$  направляють таким чином, щоб система координат  $O_0X_gY_gZ_g$  була правою.

Земна рухома система координат - це земна система координат

$O_pX_gY_gZ_g$  і початок котрої  $O_p$  співпадає з центром маси рухомої ракети чи іншого об'єкту, а осі  $O_pX_g$ ,  $O_pY_g$ ,  $O_pZ_g$  спрямовані паралельно до осей  $O_0X_g$ ,  $O_0Y_g$ ,  $O_0Z_g$  стартової системи координат. Положення центра маси ракети в стартовій системі координат визначається координатами  $X_{gp}$ ,  $Y_{gp}$ ,  $Z_{gp}$  (рис. 1.1).

Зв'язана система координат - це права прямокутна декартова система координат  $O_pX_lY_lZ_l$ , початок котрої  $O_p$  знаходиться в центрі маси ракети, вісь  $O_pX_l$  спрямована за поздовжньою віссю, а осі  $O_pY_l$ ,  $O_pZ_l$  знаходяться в площинах аеродинамічної симетрії ракети. Орієнтація зв'язаної системи координат відносно земної рухомої системи координат характеризується трьома кутами: тангажу  $\theta$ , крену  $\gamma$  та ристання  $\psi$  (рис. 1.2).

Обертовий рух зв'язаної системи координат відносно земної рухомої системи координат описується вектором .

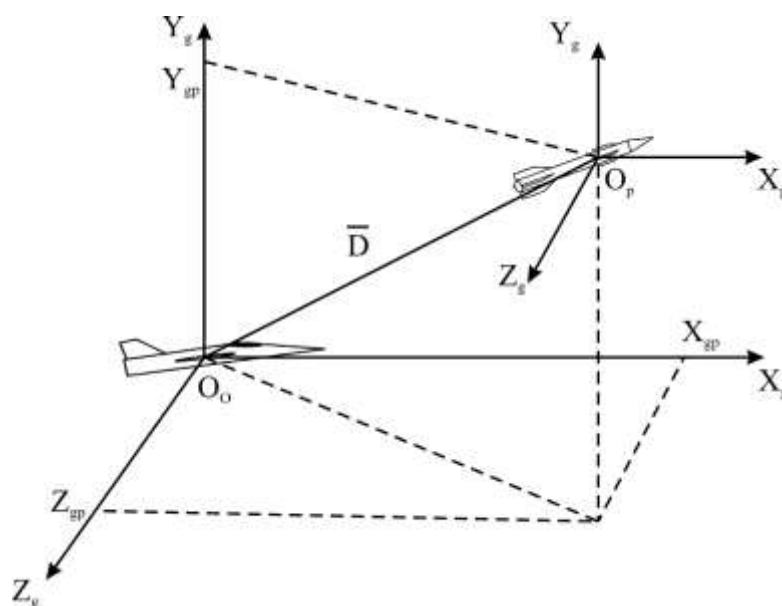


Рис. 1.1. Земні системи координат

Швидкісна система координат являє собою праву, прямокутну декартову систему координат  $O_pXYZ$ , з початком  $O_p$  в центрі маси

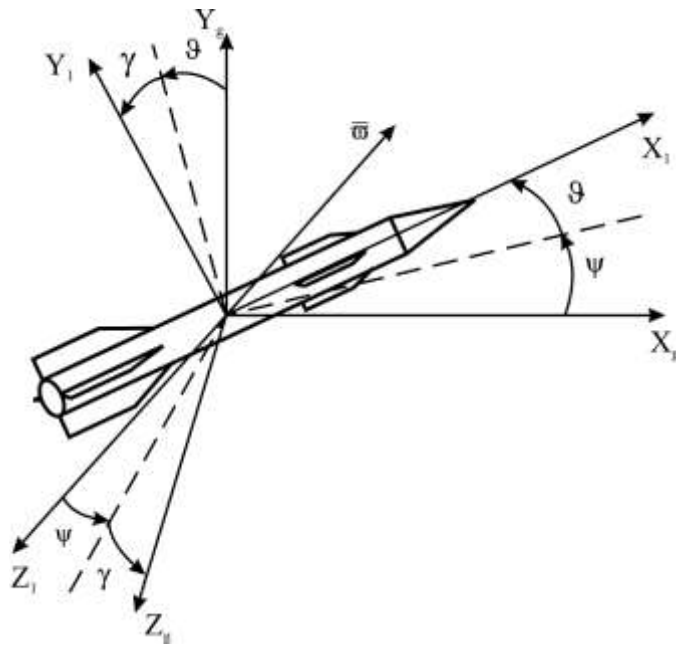


Рис.1.2. Зв'язана та земна рухома системи координат

ракети, вісь  $O_p X$  спрямована за вектором швидкості ракети  $\vec{v}$ , вісь  $O_p Y$  лежить в площині симетрії ракети і спрямована до верхньої її частини, а вісь  $O_p Z$  спрямована таким чином, щоб система координат  $O_p XYZ$  була правою. Положення швидкісної системи координат відносно земної рухомої системи координат визначається кутом курсу  $\varphi$ , кутом нахилу траєкторії  $\theta$  та кутом крену  $\chi$  швидкісної системи координат (рис. 1.3)

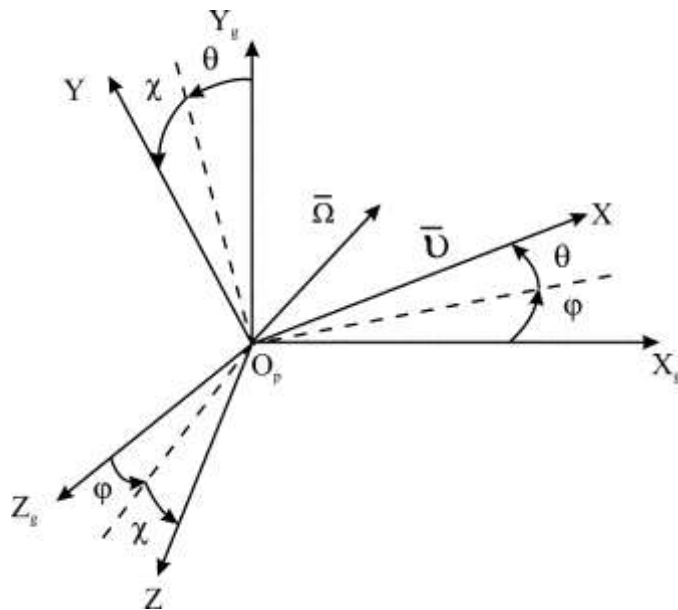


Рис. 1.3. Швидкісна система координат

Обертовий рух швидкісної системи координат відносно земної рухомої системи координат характеризується вектором  $\vec{\Omega}$ .

Взаємне положення зв'язаної та швидкісної систем координат визначається кутами атаки  $\alpha$  і ковзання  $\beta$  (рис.1.4)

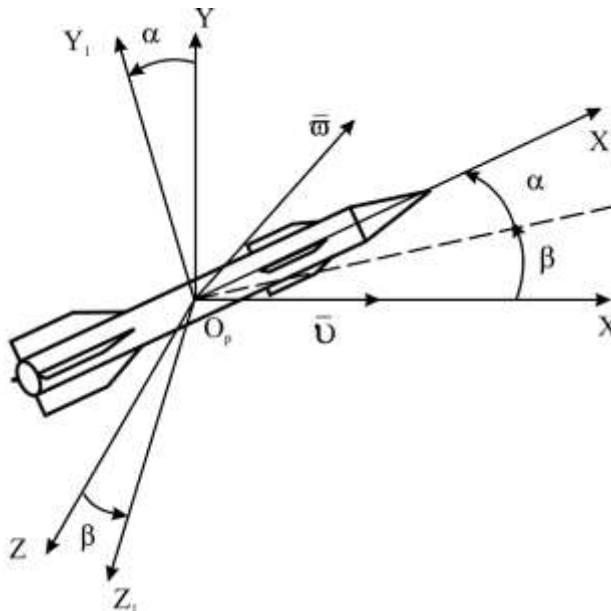


Рис.1.4. Швидкісна та зв'язана системи координат

Обертний рух зв'язаної системи координат відносно швидкісної характеризується вектором  $\bar{\omega}_1$ .

Розглянуті системи координат використовуються при створенні математичної моделі керованої ракети чи бомби. При цьому часто виникає необхідність переходу від складових параметрів руху ракети, заданих в одній системі координат, до складових іншої системи координат. Наприклад, перевантаження ракети вимірюється за допомогою датчиків лінійного прискорення (ДЛП), жорстко зв'язаних з корпусом АКР, осі чутливості котрих спрямовані за осями зв'язаної системи координат  $O_p X_1$ ,  $O_p Y_1$ ,  $O_p Z_1$ . Тобто, такі ДЛП вимірюють складові повного прискорення АКР в зв'язаній системі координат –  $J_{x1}$ ,  $J_{y1}$ ,  $J_{z1}$  (рис. 1,5).

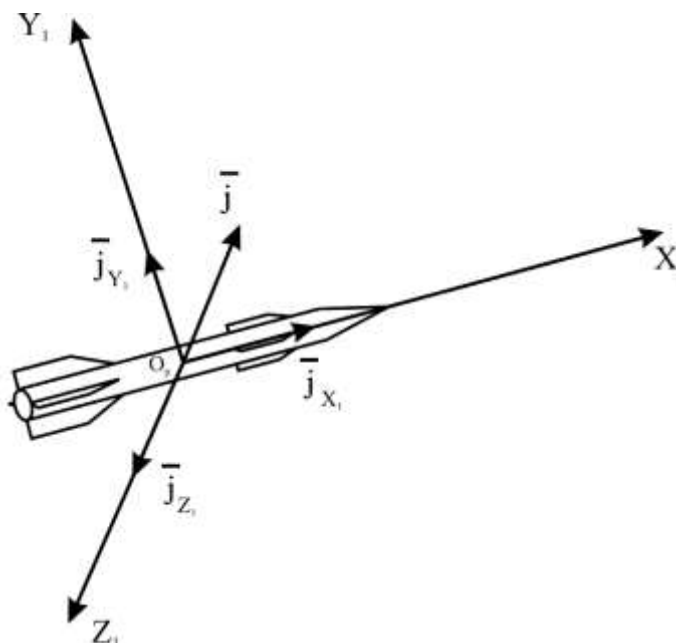


Рис.1.5. Складові повного прискорення ракетиз

Для аналізу впливу прискорення на швидкість ракети необхідно перейти від зв'язаної системи координат до швидкісної, а щоб дослідити вплив прискорення на дальність польоту ракети, треба перейти від зв'язаної до земної системи координат. Такі переходи зручно виконувати за допомогою матриць направляючих косинусів [18], що приведені в табл. 1.1...1.3.

Указані матриці направляючих косинусів відповідають порядкові поворотів систем координат за напрямками, зображеними на рис. 1.2, 1.3, 1.4. При зміні порядку та напрямків повороту систем координат матриці направляючих косинусів мають інший вигляд.

## 1.2. Кінематичні рівняння руху ракети

Кінематичними рівняннями руху ракети називають такі рівняння, що визначають координати центра маси ракети в земній (стартовій) системі координат, а також кути  $\varphi, \theta, \chi, \psi, \vartheta, \gamma$  через кінематичні параметри (швидкість, кутова швидкість) її руху.

**Таблиця 1.1**

Направляючі косинуси зв'язку земної і зв'язаної систем координат

Осі	$O_oX_g$	$O_oY_g$	$O_oZ_g$
$O_pX_l$	$\cos \psi \cos \vartheta$	$\sin \vartheta$	$-\sin \psi \cos \vartheta$
$O_pY_l$	$\sin \psi \sin \gamma -$ $-\cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma$	$\cos \vartheta \cos \gamma$	$\cos \psi \sin \gamma +$ $+\sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma$
$O_pZ_l$	$\sin \psi \cos \gamma +$ $+\cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma$	$-\cos \vartheta \sin \gamma$	$\cos \psi \cos \gamma -$ $-\sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma$

**Таблиця 1.2**

Направляючі косинуси зв'язку земної і швидкісної систем координат

Осі	$O_oX_g$	$O_oY_g$	$O_oZ_g$
$O_pX$	$\cos \gamma \cos \theta$	$\sin \theta$	$-\sin \varphi \cos \theta$
$O_pY$	$\sin \varphi \sin \chi -$ $-\cos \varphi \sin \theta \cos \chi$	$\cos \theta \cos \varphi$	$\cos \varphi \sin \chi +$ $+\sin \varphi \sin \theta \cos \chi$
$O_pZ$	$\sin \varphi \cos \chi +$ $+\cos \varphi \sin \theta \sin \chi$	$-\cos \theta \sin \chi$	$\cos \varphi \cos \chi -$ $-\sin \varphi \sin \theta \sin \chi$

**Таблиця 1.3**

Направляючі косинуси зв'язку швидкісної та зв'язаної систем координат

Осі	$O_p X$	$O_p Y$	$O_p Z$
$O_p X_I$	$\cos \alpha \cos \beta$	$\sin \alpha$	$-\cos \alpha \sin \beta$
$O_p Y_I$	$-\sin \alpha \cos \beta$	$\cos \alpha$	$\sin \alpha \sin \beta$
$O_p Z_I$	$\sin \beta$	0	$\cos \beta$

Положення центра, маси ракети в стартовій системі координат визначається координатами  $X_{gp}$ ,  $Y_{gp}$ ,  $Z_{gp}$  точки  $O_p$ , що являються проекціями вектора  $\bar{D}$ , на осі системи координат  $O_o X_g Y_g Z_g$  (рис. 1.1). Очевидно, що швидкості зміни координат центра маси ракети дорівнюють проекціям вектора швидкості ракети на осі земної рухомої системи координат  $O_p X_g Y_g Z_g$ . Пам'ятаючи, що вектор  $\bar{v}$  в швидкісній системі координат (рис.1.3) визначається компонентами  $v$  ( $v, 0, 0$ ), використовуючи матрицю направляючих косинусів зв'язку земної і швидкісної систем координат (табл.1.2), одержуємо систему кінематичних диференціальних рівнянь для координат центра маси ракети в стартовій системі координат

$$\begin{aligned}\dot{X}_{gp} &= v \cos \theta \cos \varphi \\ \dot{Y}_{gp} &= v \sin \theta \\ \dot{Z}_{gp} &= -v \cos \theta \sin \varphi\end{aligned}\quad (1.1)$$

Для одержання кінематичних рівнянь, що визначають кути  $\varphi, \theta, \chi, \psi, \vartheta, \gamma$  запишемо векторне рівняння обертального руху ракети :

$$\bar{\omega} = \bar{\Omega} + \bar{\omega}_1 \quad (1.2)$$

де  $\bar{\omega}$  - вектор кутової швидкості обертання зв'язаної системи координат  $O_p X_I Y_I Z_I$  відносно земної рухомої  $O_p X_g Y_g Z_g$ ;  $\bar{\Omega}$  - вектор кутової швидкості обертання швидкісної системи координат  $O_p XYZ$  відносно земної рухомої  $O_p X_g Y_g Z_g$ ;  $\bar{\omega}_1$  - вектор кутової швидкості обертання зв'язаної системи координат  $O_p X_I Y_I Z_I$  відносно швидкісної системи координат  $O_p XYZ$ .

Складові векторного рівняння (1.2) можуть бути записані за допомогою очевидних рівнянь (див. рис. 1.2, 1.3, 1.4) через відповідні похідні :

$$\begin{aligned}\bar{\omega} &= \bar{\dot{\psi}} + \bar{\dot{\vartheta}} + \bar{\dot{\gamma}}; \\ \bar{\Omega} &= \bar{\dot{\varphi}} + \bar{\dot{\theta}} + \bar{\dot{\chi}}; \\ \bar{\omega}_1 &= \bar{\dot{\alpha}} + \bar{\dot{\beta}}\end{aligned}\quad (1.3)$$

Для розв'язання векторних рівнянь (1.2) і (1.3) необхідно провести достатньо громіздкі обчислення. Ці обчислення можна знайти, наприклад, в [17], Кінематичні рівняння обертового руху ракети в скалярній формі мають такий вигляд [5] :

$$\begin{aligned}\dot{\varphi} &= \frac{1}{\cos \theta} (\Omega_y \cos \chi - \Omega_z \sin \chi); \\ \dot{\theta} &= \Omega_y \sin \chi + \Omega_z \cos \chi; \\ \dot{\chi} &= \Omega_x - (\Omega_y \cos \chi - \Omega_z \sin \chi) \operatorname{tg} \theta; \\ \dot{\vartheta} &= \alpha \cos \chi + \beta \sin \chi + \theta \\ \dot{\psi} &= \frac{1}{\cos \theta} (\beta \cos \chi - \alpha \sin \chi) + \varphi;\end{aligned}\quad (1.4)$$

де  $\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z$  - проекції вектора  $\bar{\Omega}$  на осі швидкісної системи координат;  $\omega_{xI}, \omega_{yI}, \omega_{zI}$  - проекції вектора  $\bar{\omega}$  на осі зв'язаної системи координат.

Таким чином, система кінематичних рівнянь (1.1), (1.4) дозволяє визначити координати  $X_{gp}, Y_{gp}, Z_{gp}$  центра маси ракети в стартовій системі координат та кути  $\varphi, \theta, \chi, \psi, \vartheta, \gamma$  орієнтації швидкісної і зв'язаної систем координат.

Для розв'язання багатьох задач, пов'язаних з польотом ракети, розглядають більш простий випадок - рух ракети в площині.

Системи координат і кінематичні параметри руху в вертикальній площині показані на рис.1.5.

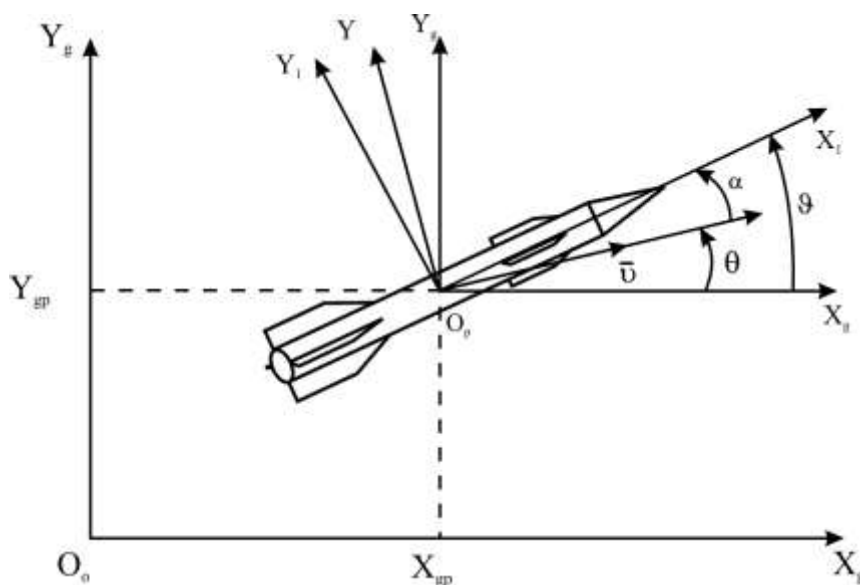


Рис.1.5. Системи координат і кінематичні параметри руху ракети у вертикальній площині

Розгляд приведеної схеми дозволяє скласти кінематичні рівняння руху ракети для вертикальної площини в такому вигляді:

$$\begin{aligned}\dot{X}_p &= v \cos \theta; \\ \dot{Y}_p &= v \sin \theta; \\ \dot{\vartheta} &= \theta + \alpha; \\ \dot{\theta} &= \Omega_z; \\ \dot{\alpha} &= \omega_{zI} - \Omega_z\end{aligned}\quad (1.5)$$

де  $\Omega_z$   $\omega_{zI}$  кутові швидкості обертання відповідно швидкісної та зв'язаної систем координат у

вертикальній площині.

Система рівнянь (1.5) може бути одержана також і з системи рівнянь (1.1), (1.4), якщо врахувати, що для вертикальної площини

$$\varphi = \chi = \Omega_y = \Omega_x = \beta = 0$$

Рахуючи в системі рівнянь (1.1), (1.4)  $\theta = \chi = \Omega_z = \Omega_x = \alpha = 0$ , одержуємо кінематичні рівняння руху ракети для горизонтальної площини

$$\begin{aligned}\dot{X}_p &= v \cos \varphi; \\ \dot{Z}_p &= -v \sin \varphi; \\ \psi &= \varphi + \beta; \\ \dot{\varphi} &= \Omega_y; \\ \dot{\beta} &= \omega_{y1} - \Omega_y\end{aligned}\tag{1.6}$$

### 1.3. Кінематичні рівняння руху ракети відносно цілі

Часто при дослідженні процесу наведення АКР необхідно визначати координати центра маси ракети не тільки в стартовій системі координат, але і відносно цілі. Особливо це необхідно при вивченні процесу самонаведення ракет.

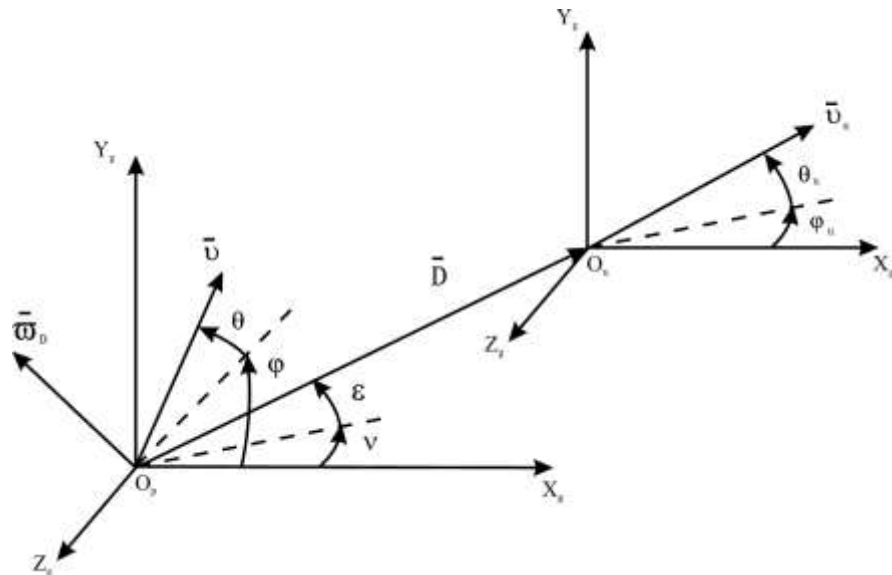


Рис. 1.6. Положення ракети відносно цілі

Положення центра маси ракети відносно цілі характеризується вектором відносної дальності  $\bar{D}$  (рис.1.6), а зміна цього вектора в часі описується векторним кінематичним рівнянням

$$\dot{\bar{D}} = \bar{v}_u - \bar{v}\tag{1.7}$$

де  $\bar{v}_u$  - вектор швидкості цілі;  $\bar{v}$  - вектор швидкості ракети.

Орієнтація  $\bar{v}_u$ , в земній рухомій системі координат  $O_u X_g Y_g Z_g$ , початок котрої знаходиться в центрі маси цілі, характеризується кутами курсу цілі  $\varphi_u$  і нахилу траєкторії цілі  $\theta_u$ .

Положення вектора  $\bar{D}$  в просторі описується двома кутами:  $\nu$  - в горизонтальній площині і  $\epsilon$  - в вертикальній площині. В загальному випадку вектор  $\bar{D}$  обертається відносно земної системи координат з кутовою швидкістю

$$\bar{\omega}_D = \bar{\dot{v}} + \bar{\varepsilon} \quad (1.8)$$

де  $\bar{\dot{v}}, \bar{\varepsilon}$  - вектори кутових швидкостей обертання  $\bar{D}$  в горизонтальній та вертикальній площинах.

З врахуванням обертового руху вектора  $\bar{D}$ , згідно з правилами теоретичної механіки, векторне рівняння (1.7) можна переписати у вигляді

$$\frac{d\bar{D}}{dt} + \bar{\omega}_D \times \bar{D} = \bar{v}_u - \bar{v}$$

Векторне кінематичне рівняння (1.9) описує поступальний та обертовий рух ракети відносно цілі у просторі.

У переважній більшості випадків сучасні ракети керуються у двох взаємно перпендикулярних площинах - вертикальній і горизонтальній, тому доцільно одержати кінематичні рівняння руху ракети відносно цілі у вертикальній і горизонтальній площинах. Як витікає з рис. 1.6, схема руху ракети відносно цілі у вертикальній площині має такий вигляд, як показано на рис.1.7.

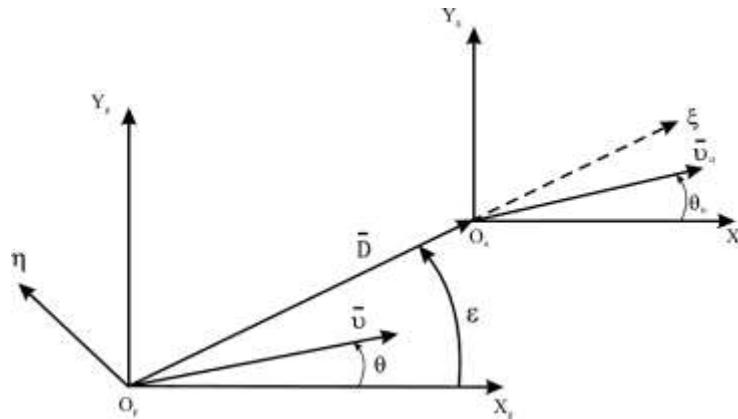


Рис.1.7. Рух ракети відносно цілі у вертикальній площині

Якщо спроектувати вектори  $\bar{v}$  та  $\bar{v}_u$  на вісь  $\xi$ , що співпадає з вектором дальності  $\bar{D}$ , то одержимо кінематичне рівняння, що описує поступальний рух ракети відносно цілі, а проектуючи вектори  $\bar{v}$ ,  $\bar{v}_u$  на вісь  $\eta$ , нормальну до вектора  $\bar{D}$ , отримаємо рівняння обертового руху вектора  $\bar{D}$ . Виконавши ці операції, отримуємо кінематичні рівняння руху ракети відносно цілі для вертикальної площини

$$\dot{D} = v_{\bar{D}} \cos(\varepsilon - \theta_{\bar{D}}) - v \cos(\varepsilon - \theta);$$

$$D_{\varepsilon} = v \sin(\varepsilon - \theta) - v_{\bar{D}} \sin(\varepsilon - \theta_{\bar{D}})$$

Аналогічним чином можна отримати кінематичні рівняння руху ракети відносно цілі в горизонтальній площині у такому вигляді :

$$\dot{D} = v_u \cos(v - \varphi_u) - v \cos(v - \varphi);$$

$$D_v = v \sin(v - \varphi) - v_u \sin(v - \varphi_u)$$

(1.11)

#### 1.4. Динамічні рівняння руху ракети

Динамічними називають рівняння поступального руху центра маси ракети під дією зовнішніх сил та рівняння обертового руху ракети відносно центра маси під дією моментів зовнішніх сил. Динамічні рівняння одержують на основі відомих векторних рівнянь руху центра маси твердого тіла і руху цього тіла відносно свого центра маси :

$$m\ddot{\vec{v}} = \sum_i \vec{F}_i; \quad (1.12)$$



$$\dot{\bar{K}} = \sum_i \bar{M}_i \quad (1.13)$$

де  $m$  - маса ракети;  $\dot{\bar{v}}$  - вектор прискорення ракети;  $\bar{K}$  - вектор момента кількості руху ракети;  $F_i$  -  $i$ -та зовнішня сила, діюча на ракету;  $M_i$  - момент сили  $F_i$  відносно центра маси ракети. Вектор  $\bar{v}$  визначається в швидкісній системі координат, а вектор  $\bar{K}$  - в зв'язаній системі координат. Відносно земної системи координат вектори  $\bar{v}$  та  $\bar{K}$  зазнають обертового руху з кутовими швидкостями  $\bar{\Omega}$  та  $\bar{\omega}$  відповідно (рис.1.2, 1.3). Згідно з правилами теоретичної механіки рівняння (1.12) в швидкісній системі координат, а рівняння (1.13) в зв'язаній системі координат запишуться в такому вигляді :

$$m\left(\frac{d\bar{v}}{dt} + \bar{\Omega} \times \bar{v}\right) = \sum_i \bar{F}_i \quad (1.14)$$

$$\frac{d\bar{K}}{dt} + \bar{\omega} \times \bar{K} = \sum_i \bar{M}_i \quad (1.15)$$

де  $\frac{d\bar{v}}{dt}$ ,  $\frac{d\bar{K}}{dt}$  - локальні похідні, суть котрих похідні від модулів векторів  $\bar{v}$  та  $\bar{K}$  відповідно.

#### 1.4.1. Динамічні рівняння руху центра маси ракети

У загальному випадку на АКР в польоті діють такі зовнішні сили: сила тяги двигуна  $\bar{P}$ ; повна аеродинамічна сила  $\bar{R}$ ; сила ваги  $\bar{G} = m\bar{g}$  (рис.1.8), де  $\bar{g}$  - прискорення вільного падіння.

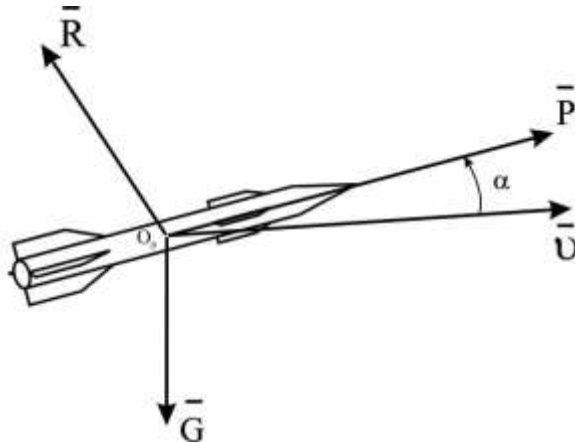


Рис.1.8. Сили, що діють на ракету в польоті

Підставивши ці сили в рівняння (1.14), одержимо

$$m\left(\frac{d\bar{v}}{dt} + \bar{\Omega} \times \bar{v}\right) = \bar{P} + \bar{R} + m\bar{g} \quad (1.11)$$

Спроектуємо (1.16) на осі швидкісної системи координат, враховуючи такі обставини: локальна похідна дорівнює похідній модуля вектора  $\bar{v}$  і спрямована по осі  $O_p X$ ; проекції векторів  $\bar{P}$  і  $\bar{g}$  на осі швидкісної системи координат позначимо  $P_x, P_y, P_z$  і  $g_x, g_y, g_z$ ; проекціями вектора  $\bar{R}$  є: сила лобового опору  $\bar{X}$ , що спрямована протилежно осі  $O_p X$ ; підйомна сила  $\bar{Y}$  та бокова сила  $\bar{Z}$ , що спрямовані відповідно за осями  $O_p Y$ ,  $O_p Z$ . В результаті проектування одержуємо три скалярних рівняння :

$$\begin{aligned} m\dot{v} &= P_x - X + mg_x; \\ m\dot{v}\Omega_z &= P_y + Y + mg_y; \\ m\dot{v}\Omega_y &= P_z + Z + mg_z \end{aligned} \quad (1.17)$$

Вектор тяги двигуна  $P$ , як правило, спрямований за віссю  $O_p X$  зв'язаної системи координат. Використавши матрицю направляючих косинусів зв'язку швидкісної та зв'язаної систем координат (табл.1.3), проекції  $P_x, P_y, P_z$  запишемо у вигляді

$$\begin{aligned}
P_x &= P \cos \alpha \cos \beta; \\
P_y &= P \sin \alpha; \\
P_z &= -P \cos \alpha \sin \beta
\end{aligned}
\tag{1.18}$$

Вектор  $\bar{g}$  спрямований вертикально вниз, тому, використавши матрицю направляючих косинусів зв'язку земної та швидкісної систем координат (табл.1.2), проекції  $g_x$ ,  $g_y$ ,  $g_z$  запишуться

$$\begin{aligned}
g_x &= -g \sin \theta; \\
g_y &= -g \cos \theta \cos \chi; \\
g_z &= -g \cos \theta \sin \chi
\end{aligned}
\tag{1.19}$$

перше рівняння на  $m$ , а два інші рівняння (1.17) на  $mv$ , з врахуванням (1.18) та (1.19), динамічні рівняння руху центру маси ракети приймають такий вигляд :

$$\begin{aligned}
\dot{v} &= \frac{1}{m}(P \cos \alpha \cos \beta - X) - g \sin \theta; \\
\Omega_z &= \frac{1}{mv}(P \sin \alpha + Y) - \frac{g}{v} \cos \theta \cos \chi; \\
\Omega_z &= \frac{1}{mv}(-P \cos \alpha \sin \beta + Z) - \frac{g}{v} \cos \theta \sin \chi
\end{aligned}
\tag{1.20}$$

Для окремого випадку руху ракети у вертикальній площині в (1.20) необхідно врахувати, що  $\Omega_y = 0$  (якщо це буде не так, то ракета вийде з цієї площини),  $\chi = 0$  і  $\beta = 0$ . З врахуванням цього, динамічні рівняння руху центра маси ракети для вертикальної площини мають вигляд

$$\begin{aligned}
\dot{v} &= \frac{P}{m} \cos \alpha - \frac{X}{m} - g \sin \theta; \\
\Omega_z &= \frac{P}{mv} \sin \alpha + \frac{Y}{mv} - \frac{g}{v} \cos
\end{aligned}
\tag{1.21}$$

У випадку руху ракети в горизонтальній площині в (1.20) необхідно прийняти  $\Omega_z = 0$ ,  $\alpha = 0$ , та  $\chi = 0$ . В результаті цього динамічні рівняння руху центра маси ракети для горизонтальної площини мають вигляд

$$\begin{aligned}
\dot{v} &= \frac{P}{m} \cos \beta - \frac{X}{m}; \\
\Omega_y &= -\frac{P}{mv} \sin \beta + \frac{Z}{mv}
\end{aligned}
\tag{1.21}$$

#### 1.4.2. Динамічні рівняння обертowego руху ракети

Обертний рух ракети відносно її центра маси виконується під дією зовнішніх моментів. Сила ваги  $\bar{G}$  - ракети прикладена до центра її маси, тому моменти відносно центра маси створюються силами  $\bar{P}$  та  $\bar{R}$ , . На підставі цього  $\sum_i M_i$  для (1.15) має вигляд

$$\sum_i \bar{M}_i = \bar{M}_R + \bar{M}_P
\tag{1.23}$$

де  $\bar{M}_R$  - момент сили  $\bar{R}$ ;  $\bar{M}_P$  - момент сили  $\bar{P}$

Якщо осі зв'язаної системи координат  $O_P, X_I, Y_I, Z_I$  є головними центральними осями інерції ракети, то вектор головного моменту кількості руху  $\bar{K}$  в проекціях на осі зв'язаної системи координат визначається рівнянням

$$\bar{K} = J_{x1} \omega_{x1} \bar{X}_1^0 + J_{y1} \omega_{y1} \bar{Y}_1^0 + J_{z1} \omega_{z1} \bar{Z}_1^0
\tag{1.24}$$

де  $J_{Xl}, J_{Yl}, J_{Zl}$  - моменти інерції ракети відносно осей  $O_P X_l, O_P Y_l, O_P Z_l$  відповідно;  $\bar{X}_1^0, \bar{Y}_1^0, \bar{Z}_1^0$  - орти осей зв'язаної системи координат;  $\omega_{Xl}\omega_{Yl}\omega_{Zl}$  - кутові швидкості ракети відносно осей зв'язаної системи координат.

Сумісне розв'язання рівнянь (1.15), (1.23), (1.24) та проектування їх на осі зв'язаної системи координат дозволяє одержати скалярні динамічні рівняння руху ракети навколо центра маси у такому вигляді [5];

$$\begin{aligned} J_{X1}\dot{\omega}_{X1} + (J_{Z1} - J_{Y1})\omega_{Y1}\omega_{Z1} &= M_{X1} + M_{PX1}; \\ J_{Y1}\dot{\omega}_{Y1} + (J_{X1} - J_{Z1})\omega_{X1}\omega_{Z1} &= M_{Y1} + M_{PY1}; \\ J_{Z1}\dot{\omega}_{Z1} + (J_{Y1} - J_{X1})\omega_{X1}\omega_{Y1} &= M_{Z1} + M_{PZ1} \end{aligned} \quad (1.25)$$

де  $M_{X1}, M_{Y1}, M_{Z1}, M_{PX1}, M_{PY1}, M_{PZ1}$  - проекції векторів  $M_R$  і  $M_P$  на осі зв'язаної системи координат. Ракета в польоті, як правило, стабілізується за каналами курсу, тангажу та крену. Тому кутові швидкості її обертання  $\omega_{X1}, \omega_{Y1}, \omega_{Z1}$  є малими величинами. Нехтуючи добутком малих величин, рівняння (1.25) приведемо до вигляду

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_{X1} &= \frac{1}{J_{X1}}(M_{X1} + M_{PX1}); \\ \dot{\omega}_{Y1} &= \frac{1}{J_{Y1}}(M_{Y1} + M_{PY1}); \\ \dot{\omega}_{Z1} &= \frac{1}{J_{Z1}}(M_{Z1} + M_{PZ1}) \end{aligned} \quad (1.26)$$

Для окремого випадку руху ракети в горизонтальній площині, коли  $\dot{\omega}_{X1} = \dot{\omega}_{Z1} = M_{X1} = M_{PX1} = M_{Z1} = M_{PZ1} = 0$  рівнянь (1,25) одержуємо

$$\dot{\omega}_{Y1} = \frac{1}{J_{Y1}}(M_{Y1} + M_{PY1}) \quad (1.27)$$

Якщо рух ракети виконується у вертикальній площині, то справедливим є  $\dot{\omega}_{X1} = \dot{\omega}_{Y1} = M_{X1} = M_{PX1} = M_{Z1} = M_{PZ1} = 0$ , тоді динамічне рівняння руху ракети навколо її центра маси має вигляд

$$\dot{\omega}_{Z1} = \frac{1}{J_{Z1}}(M_{Z1} + M_{PZ1}) \quad (1.28)$$

## 1.5. Методи наведення авіаційних керованих ракет та вимоги до них

Наведення АКР на рухому чи нерухому ціль це процес автоматичного керування, результатом якого є виведення ракети в точку зустрічі з цілью і поразка останньої.

При керуванні польотом ракети задаються деякі умови або закони, що визначають характер її польоту. Закон або умови, що визначають траєкторію зближення ракети з цілью, називають методом наведення. Метод наведення накладає певні вимоги на характер руху ракети і зумовлює залежність між законом руху цілі та законом руху ракети.

Траєкторія руху ракети, що зумовлена методом наведення, називається кінематичною. Щоб ракета виконувала політ по наперед заданій траєкторії, на її рух необхідно накласти зв'язки. Зв'язки, що зумовлюють кінематичну траєкторію, називаються ідеальними. Таким чином, траєкторія руху ракети точно відповідає вибраному методу наведення, якщо на її рух накладені ідеальні зв'язки.

В процесі польоту ракети під дією деяких факторів можливе відхилення ракети від кінематичної траєкторії, тобто можливе порушення ідеальних зв'язків.

До числа таких факторів можна віднести рух повітряних мас, зміну атмосферного тиску, зміну швидкості руху ракети, зміну параметрів системи керування та ін.

Міра порушення ідеальних зв'язків називається параметром керування. Відповідно до цього визначення, параметр керування можна записати у вигляді

$$\Delta(t) = A(t) - B(t); \quad (1.29)$$

де  $A(t)$ ,  $B(t)$  - заданий та фактичний закони руху ракети.

Якщо ракета виконує політ по кінематичній траєкторії, то  $\Delta(t)=0$ . Параметр керування  $\Delta(t)$  є вхідною величиною для системи керування ракети. Система керування ракети організує її політ таким чином, щоб  $\Delta(t) \rightarrow 0$ , причому чим меншою буде величина  $|\Delta(t)|$ , тим точніше наведення ракети на ціль.

При наведенні ракети на ціль у більшості випадків кінематична траєкторія ракети є криволінійною. Рух ракети по криволінійній траєкторії є можливим при деяких нормальних прискореннях  $J_n$ , що залежать від радіусу кривизни траєкторії  $\rho_T$  згідно з формулою

$$J_n = \frac{v^2}{\rho_T} \quad (1.30)$$

Формула (1.30) свідчить, що для збільшення кривизни траєкторії (зменшення  $\rho_T$ ) необхідно збільшувати нормальне прискорення ракети. Разом з тим, при обмежених енергетичних ресурсах ракети, збільшення кривизни траєкторії призводить до зменшення відстані стрільби ракети із-за додаткових витрат енергії ракети на маневр.

Згадані положення дозволяють сформулювати основні вимоги до методів наведення.

Методи наведення повинні забезпечувати:

- найменшу кривизну кінематичної траєкторії при наведенні як на рухому так і нерухому ціль;
- найбільш просту технічну реалізацію системи керування;
- задану відстань пуску ракети при необхідній точності її наведення при всіх можливих значеннях швидкості, висоти, перевантаження цілі.

Таким чином, вибір того чи іншого метода наведення ракети зумовлює її тактичні характеристики і структуру системи керування.

Всі методи наведення поділяються на три групи:

- самонаведення;
- теленаведення;
- автономного наведення.

Розглянемо більш детально перші дві групи методів наведення.

## 1.6. Методи самонаведення

Найбільшого поширення при самонаведенні АКР зазнали такі методи наведення:

- погоні;
- прямого самонаведення;
- паралельного самонаведення;
- пропорційного самонаведення.

**Метод погоні.** Суть метода погоні полягає в тому, що вектор швидкості ракети безперервно на протязі її польоту суміщається з лінією ракети? ціль, тобто вектор спрямований за вектором дальності. Для запису виразів параметра керування при методі погоні скористаємося рис.1.9. Параметри керування ракетою для горизонтальної та вертикальної площин мають вигляд:

$$\Delta_{\Gamma} = \varphi - \nu;$$

$$\Delta_B = \theta - \varepsilon.$$

Точне виконання метода погоні виконується при умовах:

$$\varphi - \nu = 0;$$

$$\theta - \varepsilon = 0.$$

(1.31)

Вирази (1.31) є рівнянням ідеального зв'язку для метода погоні. Використовуючи

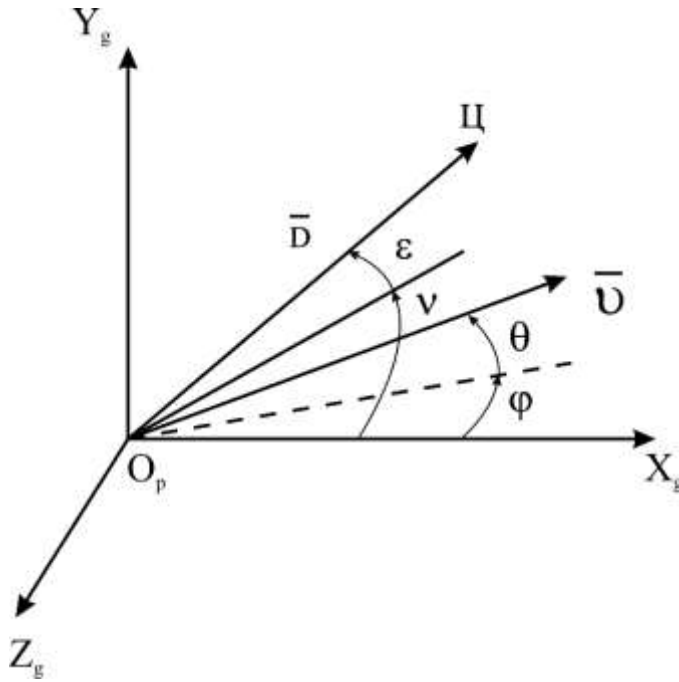


Рис. 1.9. Орієнтація вектора  $\vec{u}$  відносно вектора  $\vec{v}$

зв'язок (1.31), неважко побудувати кінематичну траєкторію руху ракети в стартовій системі координат. Найбільш просто і наглядно виконується побудова кінематичної траєкторії графічним способом. Для цього швидкість ракети  $v(t)$  та траєкторія цілі повинні бути відомими. Позначимо на траєкторії цілі різні її положення  $C, C_1, C_2$ , через деякі рівні проміжки часу  $\Delta t$  (рис. 1.10). Припустимо для простоти  $\Delta t = 1$  с. Нехай точки  $O$  і  $C$  визначають положення ракети і цілі в початковий момент часу  $t = 0$ . У зв'язку з тим, що вектор швидкості ракети весь час направлений на ціль, за першу секунду  $\Delta t_1$  ракета рухається приблизно в напрямку  $OC$  і проходить шлях  $OO_1$ , що дорівнює

$$OO_1 = v_{\text{ср}}(\Delta t_1) \Delta t$$

де  $v_{\text{ср}}(\Delta t_1)$  – середня швидкість ракети за перший проміжок часу  $\Delta t_1$ . За наступну секунду  $\Delta t_2$  ракета рухається за напрямком  $O_1C_1$  і проходить шлях, рівний

$$OO_2 = v_{\text{ср}}(\Delta t_2) \Delta t$$

В точці  $B$  ракета зустрічається з ціллю.

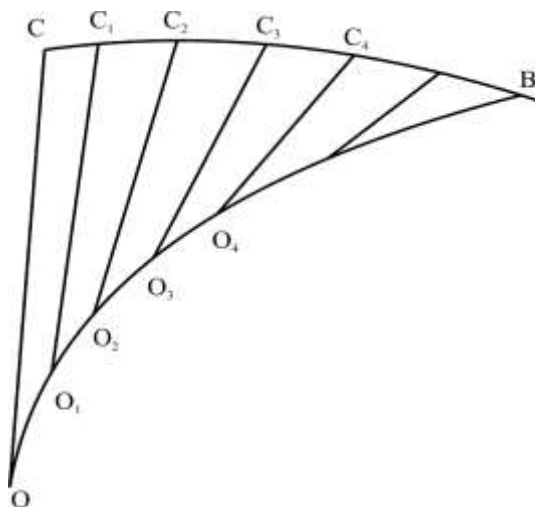


Рис. 1.10. Графічна побудова кінематичної траєкторії погоні

Кінематична траєкторія польоту ракети при наведенні методом погоні називається кривою погоні. Особливістю кривої погоні є те, що вона завжди криволінійна за винятком випадку, коли вектори швидкостей цілі та ракети знаходяться на одній прямій (при цьому можливим є політ ракети назустріч цілі – пуск ракети з передньої півсфери – ППС та вздогін цілі – пуск ракети з задньої півсфери – ПС). У цьому випадку кінематична траєкторія прямолінійна. Не важко підкреслити, що метод погоні забезпечує прямолінійну кінематичну траєкторію і у випадку пуску ракети на нерухому ціль.

**Метод прямого самонаведення.** Цей метод вимагає, щоб на протязі всього часу польоту ракети її поздовжня вісь співпадала з лінією ракета–ціль, тобто вісь  $O_p x_1$  повинна бути спрямована за вектором  $\bar{D}$ . Параметри керування ракетою для горизонтальної  $\Delta_r$  та вертикальної  $\Delta_b$  площин мають вигляд (рис. 1.11)

$$\Delta_r = \psi - \nu;$$

$$\Delta_b = \nu - \varepsilon.$$

Рівняннями ідеального зв'язку для метода прямого самонаведення є вирази  $\psi - \nu = 0$ ;  $\nu - \varepsilon = 0$ .

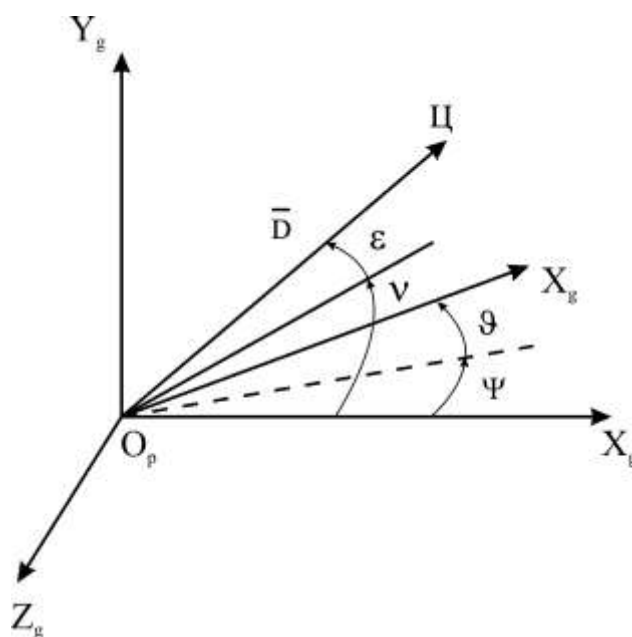


Рис. 1.11. Орієнтація осі  $O_p x_1$  та вектора  $\bar{D}$  відносно земної рухомої систем координат

Поздовжня вісь ракети  $O_p x_1$  відхилена від вектора  $\bar{D}$  на кути  $\alpha$  та  $\beta$  (див. рис.1.4). Ці кути на протязі польоту ракети, як правило, порівняно невеликі. Тому, нехтуючи кутами  $\alpha$  і  $\beta$ , приблизно можна вважати, що вектор  $\bar{D}$  та вісь  $O_p x_1$  співпадають. Це дає змогу проводити кінематичне дослідження руху ракети при методі прямого самонаведення таким самим способом, що і при методі погоні, а всі висновки відносно методу погоні поширити на метод прямого самонаведення.

**Метод паралельного самонаведення.** Для виконання цього метода необхідно, щоб на протязі всього часу польоту лінія ракета–ціль залишалась паралельною самій собі, тобто вектор  $\bar{D}$  зберігав постійним свій напрямок.

Відповідно до цього формулювання можна записати рівняння ідеального зв'язку у двох різновидах (рис. 1.11):

$$\dot{\varepsilon} = 0; \quad \dot{\nu} = 0; \tag{1.32}$$

$$\varepsilon = \varepsilon_0; \quad \nu = \nu_0, \tag{1.33}$$

де  $\dot{\varepsilon}$ ,  $\dot{\nu}$  – кутова швидкість обертання лінії ракета–ціль у вертикальній та горизонтальній площинах відповідно;  $\varepsilon_0$ ,  $\nu_0$  – початкові кути орієнтації вектора  $\bar{D}$  у вертикальній та горизонтальній площинах відповідно.

На підставі (1.32) та (1.33) можна записати рівняння для двох різновидів параметрів керування:

$$\Delta_B = \dot{\varepsilon}; \quad \Delta_\Gamma = \dot{\nu}; \quad (1.34)$$

$$\Delta_B = \varepsilon - \varepsilon_0; \quad \Delta_\Gamma = \nu - \nu_0. \quad (1.35)$$

При реалізації наведення ракети з використанням параметрів керування (1.34) на борту ракети необхідно мати вимірювач кутової швидкості вектора  $\bar{D}$ , а при використанні параметрів керування (1.35) – вимірювач кутів орієнтації вектора  $\bar{D}$ .

При наведенні ракети методом паралельного самонаведення кінематичну траєкторію будемо, проводячи через точки  $C$ ,  $C_1$ , ... , що відповідають різним положенням цілі, лінії, паралельні лінії ракета–ціль –  $OC$  в початковий момент часу (рис. 1.12). Пролітаючи за проміжки часу  $\Delta t$  шлях  $OO_1$ ,  $O_1O_2$  і т.д., ракета повинна знаходитися кожен раз на цих лініях.

Тому, знайшовши відстань  $OO_1$ , з точки  $O$  робимо засічку на лінії, котра проходить через точку  $C_1$  радіусом, що у вибраному масштабі відповідає відстані  $OO_1$ . Таким чином, одержуємо точку  $O_1$ . Далі знаходимо відстань  $O_1O_2$  і аналогічно робимо засічку з точки  $O_1$  на лінії, що проходить через точку  $C_2$ , одержуючи точку  $O_2$  і т.д. З'єднавши точки  $O$ ,  $O_1$ ,  $O_2$ , ... плавною кривою, одержимо кінематичну траєкторію руху ракети при методі паралельного самонаведення.

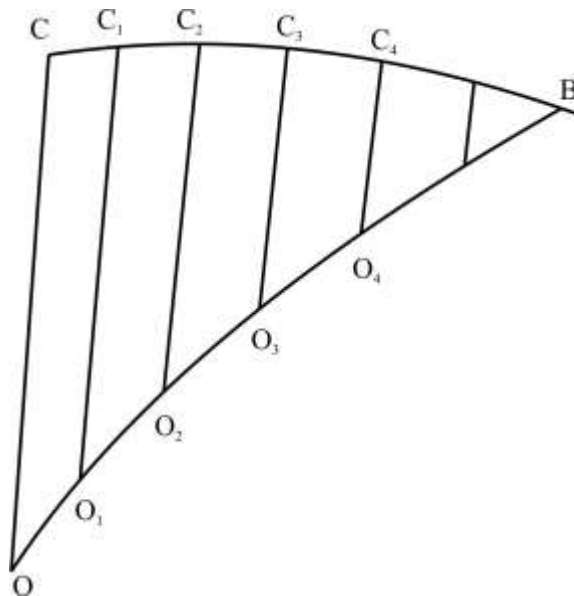


Рис. 1.12. Графічна побудова кінематичної траєкторії паралельного самонаведення

Цікавою властивістю метода паралельного самонаведення є те, що при незмінних швидкостях цілі та ракети ( $\bar{v}_c = \text{const}$ ;  $\bar{v} = \text{const}$ ) кінематична траєкторія руху ракети є прямолінійною, а сама ракета рухається в упереджену точку зустрічі  $B$  з ціллю  $C$  (рис. 1.13).

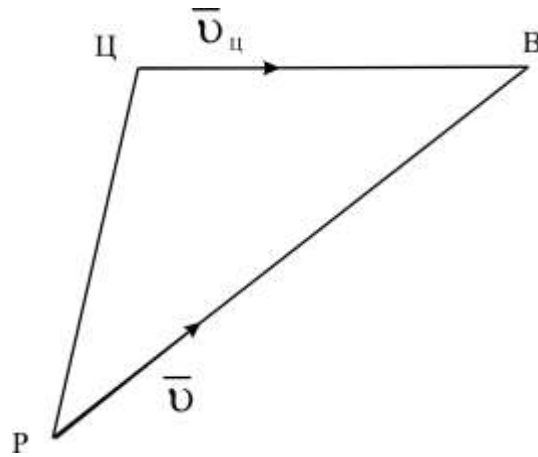


Рис. 1.13. Рух ракети в упереджену точку зустрічі з ціллю

**Метод пропорційного самонаведення.** Методом пропорційного самонаведення називається такий метод, при якому на протязі всього часу польоту ракети до цілі кутова швидкість обертання вектора швидкості ракети залишається пропорційною кутовій швидкості лінії ракета–ціль.

Рівняннями методу для вертикальної та горизонтальної площин є такі вирази:

$$\begin{aligned}\dot{\Theta} &= k \dot{\varepsilon}; \\ \dot{\varphi} &= k \dot{\nu},\end{aligned}\tag{1.36}$$

де  $\dot{\Theta}$ ,  $\dot{\varphi}$  – кутові швидкості обертання вектора швидкості ракети у вертикальній та горизонтальній площинах;  $k$  – коефіцієнт пропорційності.

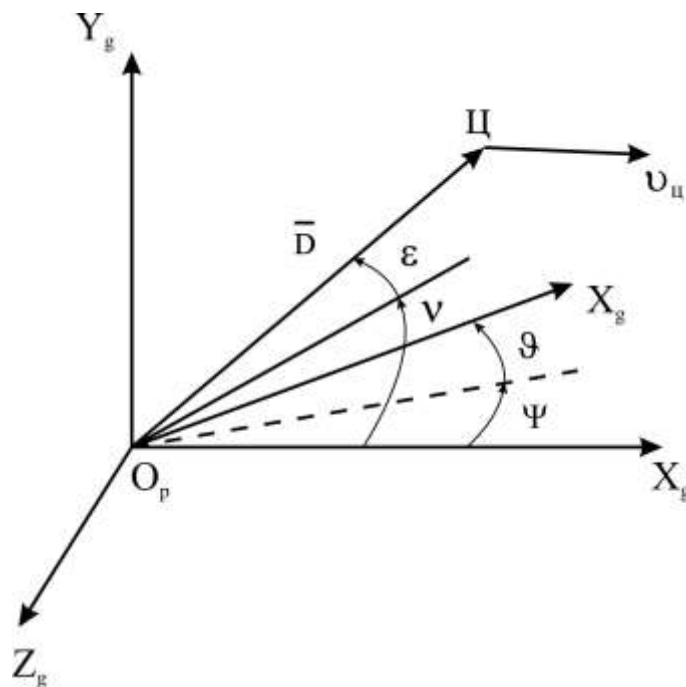


Рис. 1.14. Орієнтація векторів  $\bar{D}$  та  $\bar{v}$  відносно земної рухомої системи координат

Якщо ліві та праві частини виразів (1.36) помножити на швидкість ракети  $\nu$ , то одержимо



$$\begin{aligned} \nu \dot{\Theta} &= k \nu \dot{\varepsilon}; \\ \nu \dot{\varphi} &= k \nu \dot{\nu}. \end{aligned} \quad (1.37)$$

Ліві частини рівнянь (1.37) являють собою нормальні прискорення ракети у вертикальній  $J_B$  та горизонтальній  $J_\Gamma$  площинах, тому можемо записати:

$$\begin{aligned} J_B &= k \nu \dot{\varepsilon}; \\ J_\Gamma &= k \nu \dot{\nu}. \end{aligned} \quad (1.38)$$

Поділивши ліві та праві частини рівнянь (1.38) на прискорення вільного падіння  $g$ , одержуємо

$$\begin{aligned} n_B &= K \dot{\varepsilon}; \\ n_\Gamma &= K \dot{\nu}, \end{aligned} \quad (1.39)$$

де  $n_B = J_B/g$ ,  $n_\Gamma = J_\Gamma/g$  – вертикальна та горизонтальна складові нормального перевантаження ракети;  $K$  – коефіцієнт пропорційності.

Таким чином, на підставі (1.39), метод пропорційного самонаведення можна сформулювати і так: нормальне перевантаження ракети повинно бути пропорційним кутовій швидкості лінії ракета–ціль.

Як свідчать рівняння (1.39), для технічної реалізації методу пропорційного самонаведення на борту ракети необхідно вимірювати складові кутової швидкості лінії ракета–ціль –  $\dot{\varepsilon}$ ,  $\dot{\nu}$ , а система керування повинна створювати керуюче перевантаження відповідно з (1.39).

Кінематична траєкторія руху ракети при методі пропорційного самонаведення може бути побудована таким самим способом, що і при методі паралельного самонаведення, якщо справедливими будуть припущення:

$$\dot{\varepsilon} \approx 0; \quad \dot{\nu} \approx 0. \quad (1.40)$$

Умови (1.40) можуть виконуватися тільки при атаці ракети по неманевруючій цілі.

Розглянемо властивості кінематичних траєкторій метода пропорційного самонаведення. Для цього повернемося до виразів (1.36).

Аналіз цих виразів приводить до таких висновків.

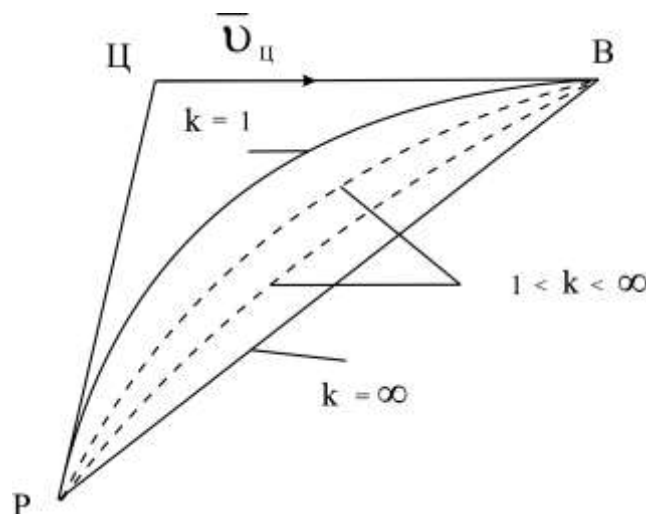


Рис.1.15. Траєкторії ракети при методі пропорційного самонаведення

При  $k = 1$  рівняння (1.36) зводяться до умови наведення ракети по кривій погоні. Якщо  $k = \infty$ , то для кінцевих значень  $\dot{\Theta}$  та  $\dot{\varphi}$  кутові швидкості  $\dot{\varepsilon}$  та  $\dot{\nu}$  повинні дорівнювати нулю, тобто стають справедливими рівняння ідеального зв'язку (1.32) для методу паралельного самонаведення.

Таким чином, кінематичні траєкторії методу пропорційного самонаведення можуть бути зображені у вигляді сімейства кривих, що знаходяться між траєкторіями методу погоні та методу паралельного самонаведення (рис. 1.15). Із збільшенням коефіцієнта  $k$  траєкторія руху ракети стає більш прямою. Практично вже при значеннях  $k$  в кілька одиниць, траєкторія руху ракети майже не відрізняється від траєкторії руху ракети при  $k = \infty$ .

Як видно з рис. 1.15, кінематичні траєкторії при методах паралельного та пропорційного самонаведення характеризуються меншою кривизною, ніж траєкторії при методах погоні та прямого самонаведення. Це дає змогу використовувати перші два методи для наведення ракети на повітряні швидкісні та маневруючі цілі.

### 1.7. Методи теленаведення

Методи теленаведення на протязі всього часу польоту ракети визначають взаємне положення трьох об'єктів – цілі, ракети та носія (умовно – трьох точок). Тому методи теленаведення називають триточковими. Найбільш поширеними з методів теленаведення є метод трьох точок і метод упередження.

**Метод трьох точок** (метод суміщення, метод накриття) потребує такого руху ракети, коли вона в кожний момент часу знаходиться на лінії носій–ціль.

Із визначення метода та згідно з рис. 1.16 для кожного моменту часу необхідно виконання умов

$$\begin{aligned}\varepsilon_p - \varepsilon_u &= 0; \\ \nu_p - \nu_u &= 0.\end{aligned}\tag{1.41}$$

Рівняння (1.41) є рівняннями ідеального зв'язку для метода трьох точок.

При відхиленні ракети від лінії  $O_H\Pi$  виникають параметри керування

$$\begin{aligned}\Delta_\varepsilon &= \varepsilon_p - \varepsilon_u; \\ \Delta_\nu &= \nu_p - \nu_u,\end{aligned}\tag{1.42}$$

згідно з котрим формується сигнал для керування ракетою.

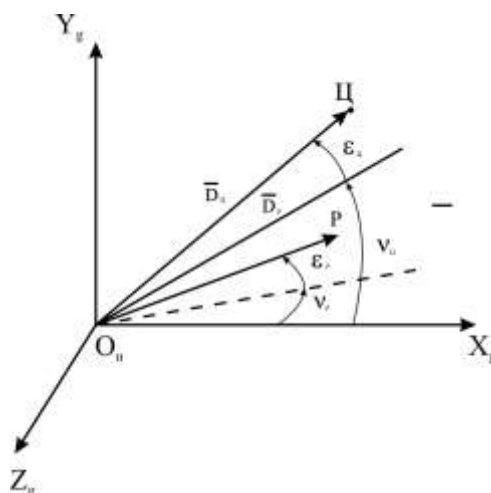


Рис. 1.16. Взаємне положення ракети та цілі в земній рухомій системі координат з початком  $O_H$  в центрі маси носія

Параметр керування (1.42), що виражається в кутовій формі, не забезпечує однакової точності наведення ракети при різних відстанях стрільби. Із збільшенням відстані ракети від носія при одних і тих же значеннях  $\Delta_\varepsilon$  ( $\Delta_\nu$ ) лінійні відхилення ракети від лінії носій–ціль збільшуються, тобто точність наведення погіршується.

Для отримання однакової точності наведення ракети, незалежно від відстані, параметр керування виражають лінійним відхиленням ракети від лінії носій–ціль у вигляді

$$\begin{aligned} h_{\varepsilon} &= D_p \sin \Delta_{\varepsilon}; \\ h_{\nu} &= D_p \sin \Delta_{\nu}, \end{aligned} \quad (1.43)$$

де  $D_p$  – відстань між носієм та ракетою.

У зв'язку з тим, що  $\Delta_{\varepsilon}$ ,  $\Delta_{\nu}$  є малими кутовими величинами, вирази (1.43) можна переписати у вигляді

$$\begin{aligned} h_{\varepsilon} &= D_p \Delta_{\varepsilon}; \\ h_{\nu} &= D_p \Delta_{\nu}. \end{aligned} \quad (1.44)$$

У найбільш загальному випадку ціль та носій можуть бути рухомими, наприклад, у випадку наведення ракети класу "повітря – повітря". В окремих випадках можуть бути нерухомим носій і рухомою ціль (наприклад, пуск ракети з вертольота, що знаходиться в режимі висіння, по рухомому танку), або навпаки, рухомим носій і нерухомою ціль (пуск ракети з літака по нерухомій наземній цілі).

При побудові кінематичної траєкторії, у випадку наведення ракети методом трьох точок, необхідно з'єднати прямими лініями відповідні положення цілі та носія  $HC$ ,  $H_1C_1$ ,  $H_2C_2$ , ... (рис. 1.17). Відкладаючи циркулем відрізки, що проходить ракета за проміжки

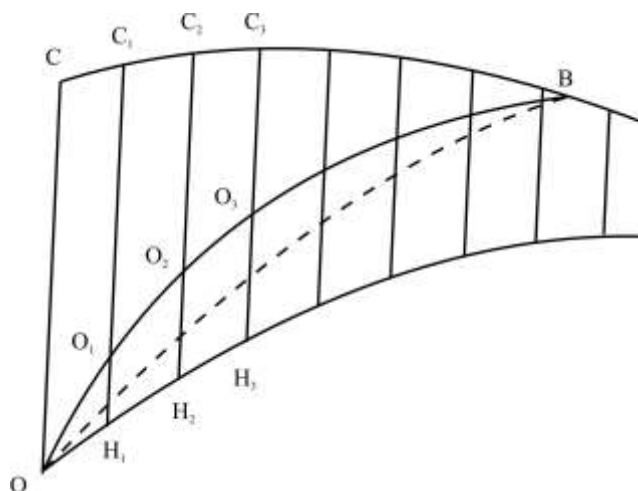


Рис. 1.17. Графічна побудова кінематичної траєкторії для методу трьох точок

часу  $\Delta t$  –  $OO_1$ ,  $O_1O_2$ , ... необхідно пам'ятати, що центр маси ракети весь час знаходиться на лінії носій–ціль. У точці В ракета зустрічається з ціллю.

**Метод упередження** – це метод, при наведенні за котрим лінія носій–ракета (вектор  $\overline{D_p}$ , див. рис. 1.16) упереджує лінію носій–ціль (вектор  $\overline{D_u}$ ) на деякий кут. Рівняння ідеального зв'язку для цього метода можна записати у вигляді

$$\begin{aligned} \varepsilon_p &= \varepsilon_u + \varepsilon_{уп}; \\ \nu_p &= \nu_u + \nu_{уп}, \end{aligned}$$

де  $\varepsilon_{уп}$ ,  $\nu_{уп}$  – кути упередження в вертикальній та горизонтальній площинах. Величини  $\varepsilon_{уп}$ ,  $\nu_{уп}$  можуть бути як постійними, так і змінними відповідно з умовами використання ракети. Метод упередження забезпечує кінематичну траєкторію меншої кривизни у порівнянні з траєкторією методу трьох точок (пунктирна лінія на рис. 1.17).

## ГЛАВА 2. Аеродинамічні характеристики авіаційних керованих ракет

### 2.1. Керуюча сила і керуючий момент

У загальному випадку на ракету в польоті діють такі сили: сила ваги  $\bar{G}$ , повна аеродинамічна сила  $\bar{R}$  та сила тяги  $\bar{P}$  двигуна (рис. 2.1).

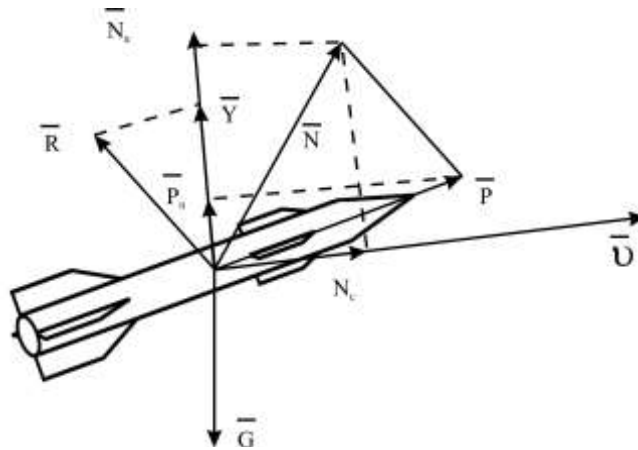


Рис. 2.1. Сили, що діють на ракету в польоті

Для керування ракетою необхідно мати можливість змінювати величину та напрямок рівнодіючої цих сил. Сила ваги ракети завжди спрямована до центру Землі, а зміна її величини визначається законом горіння палива двигуна:

$$G = G_0 - \int_0^{t_0} g \dot{m}_n dt,$$

де  $G_0$  – початкова вага ракети;  $t_a$  – час горіння палива двигуна;  $m_n$  – маса палива.

Тому ця сила не може використовуватися для цілеспрямованої зміни траєкторії польоту ракети. Величину та напрямок аеродинамічної  $\bar{R}$  та газодинамічної  $\bar{P}$  сил можна змінювати в широких межах, завдяки чому рівнодіючу  $\bar{N}$  сил  $\bar{R}$  та  $\bar{P}$  використовують для керування польотом ракети.

Рівнодіюча сила  $\bar{N}$  може бути розкладена на складові, одна з яких  $\bar{N}_t$  спрямована за вектором швидкості  $\bar{U}$  ракети, а інша  $\bar{N}_n$  – перпендикулярна йому. Сила  $\bar{N}_t$  змінює величину швидкості польоту ракети. Під дією складової  $\bar{N}_n$  змінюється напрямок вектора швидкості ракети. Ця сила називається керуючою силою. Відношення  $n_{\text{кер}} = N_n/G$  називається керуючим перевантаженням.

Керуюча сила дорівнює геометричній сумі проекції повної аеродинамічної сили і проекції сили тяги двигуна на площину, яка перпендикулярна до вектора швидкості:

$$\bar{N}_n = \bar{Y} + \bar{P}_n.$$

В залежності від того, яка із складових  $\bar{Y}$  чи  $\bar{P}_n$  проявляє основний вплив на величину і напрямок сили  $\bar{N}_n$ , розрізняють аеродинамічний чи газодинамічний спосіб створення керуючої сили. При аеродинамічному способі сила  $\bar{N}_n$  визначається переважно аеродинамічною силою  $\bar{Y}$ . При газодинамічному способі переважуючою складовою сили  $\bar{N}_n$  є сила  $\bar{P}_n$ .

В авіаційних керованих ракетах найбільше поширення зазнав аеродинамічний спосіб створення керуючої сили, але останнім часом почав використовуватися і газодинамічний в

комплексі з аеродинамічним способом створення керуючої сили. Таке комбінування дає змогу суттєво підвищити маневрові характеристики ракети.

Аеродинамічна керуюча сила створюється крилом, корпусом та оперенням ракети при несиметричному обтіканні їх потоком повітря. Таке несиметричне обтікання виникає при наявності кута атаки ракети. Якщо сила  $\bar{P}$  спрямована за поздовжньою віссю ракети, то для створення  $\bar{P}_n$  теж необхідно повернути ракету на деякий кут атаки. Таким чином, щоб створювати керуючу силу потрібного напрямку та величини, ракету необхідно повертати на відповідний кут атаки.

Ракета, як і будь-яке тверде тіло, може бути повернена на деякий кут, якщо до неї прикласти зовнішній момент. Момент, під дією якого ракета повертається навколо центру мас на кут атаки, необхідний для створення керуючої сили, називається керуючим моментом.

Він створюється рулями ракети. Згідно з сигналом системи керування рулі повертаються на кут  $\delta$  і на них створюється підйомна сила  $\bar{Y}_p$  (рис. 2.2).

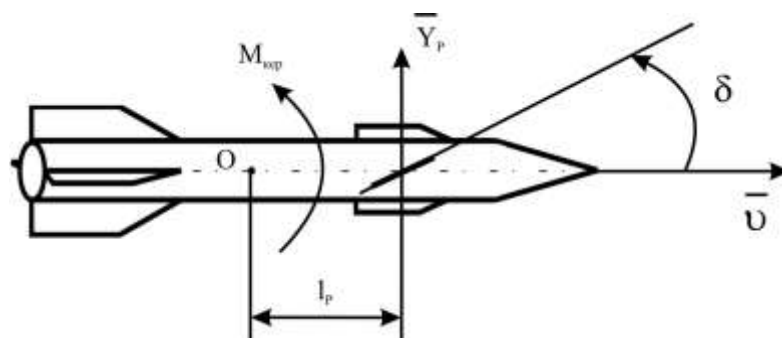


Рис. 2.2. Керуючий момент

Ця сила на плечі  $l_p$  створює момент  $M_{кер} = Y_p l_p$ , що є керуючим, під дією якого ракета повертається навколо маси С на деякий кут атаки.

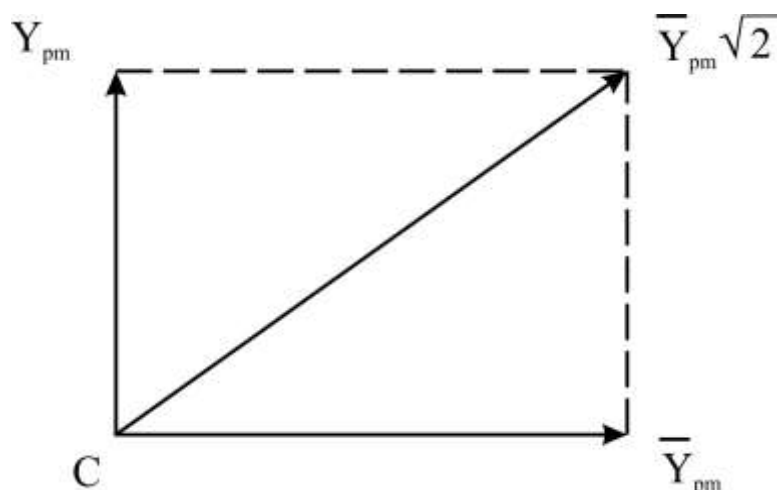


Рис. 2.3 Сумарна підйомна сила рулів

При відхиленні однієї пари рулів на максимальний кут  $\delta_m$  на них створюється максимальна підйомна сила рулів  $Y_{pm}$ . Якщо відхилити на максимальний кут і другу пару рулів, то і вони створять силу  $Y_{pm}$ . В напрямку бісектриси кута між осями рулів (в бісекторній

площині) виникає сумарна керуюча сила рулів (рис. 2.3). Якщо кут між осями рулів  $90^\circ$ , то модуль сумарної підйомної сили рулів дорівнює величині  $Y_{pm}\sqrt{2}$ .

## 2.2 Аеродинамічні схеми авіаційних керованих ракет

Аеродинамічна керуюча сила створюється крилом, корпусом і оперенням ракети, коли вони знаходяться в повітряному потоці під кутом атаки  $\alpha \neq 0$ . Переважна частина керуючої сили створюється крилом. Оперення ракети в загальному випадку складається з двох частин: одна частина нерухомо закріплюється на корпусі, а інша, може обертатися відносно корпусу ракети. Рухому частину оперення ракети називають рулями. Нерухома частина оперення, що закріплена на головній частині корпусу ракети, називається дестабілізатором. Нерухому частину оперення, що закріплена на хвостовій частині корпусу, називають стабілізатором.

Крило та оперення разом з корпусом ракети створюють аеродинамічну схему ракети. Аеродинамічні схеми ракет класифікують за двома ознаками. Першою ознакою класифікації є число консолей крила, а другою ознакою – взаємне розміщення на корпусі ракети крила та рулів.

Відповідно з першою ознакою розрізняють схеми з площинною аеродинамічною симетрією і з осьовою аеродинамічною симетрією. Ракета, що побудована за схемою з площинною симетрією (рис. 2.4) має дві консолі крила і симетрична відносно площини, яка проходить через повздовжню вісь ракети перпендикулярно до площини крила. Ракети з площинною симетрією іноді називають крилатими ракетами.

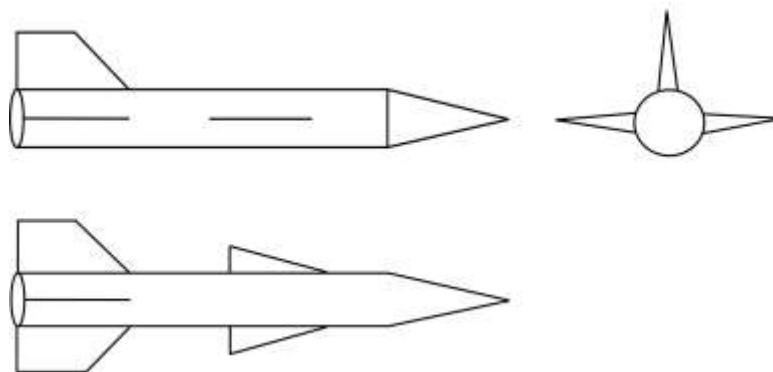


Рис. 2.4. Ракета з площинною симетрією

В схемі з осьовою симетрією (рис. 2.5) ракета має більше двох консолей крила і симетрична відносно своєї повздовжньої осі, тобто при обертанні ракети навколо повздовжньої осі на кут, що дорівнює куту між сусідніми консолями крила, конфігурація ракети не змінюється.

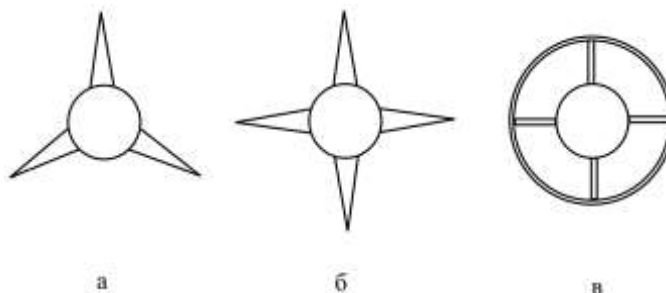


Рис. 2.5. Схеми ракет з осьовою симетрією

За другою ознакою розрізняють такі аеродинамічні схеми ракет:

- нормальна (рис. 2.6,а);
- елевонна, або "безхвостка" (рис. 2.6,б);
- зворотня, або "качка" (рис. 2.6,в);
- схема з поворотним крилом (рис. 2.6,г).

В нормальній схемі рулі (на рис. 2.6 рульові поверхні заштриховані) розташовані на корпусі ракети позаду крила. В елевонній схемі ("безхвостці") рульові поверхні, що називаються елевонами, розташовані на корпусі ракети безпосередньо поблизу задньої кромки консолей крила. В зворотній схемі ("качці") рулі розташовуються на корпусі ракети попереду крила біля її носка. В схемі з поворотним крилом рульовими поверхнями є саме крило. Воно розташовується поблизу центра маси ракети і має можливість відхилитися на деякий кут. В хвостовій частині ракети, що виконана по схемі з поворотним крилом, знаходяться нерухомі аеродинамічні поверхні, що називаються стабілізатором.

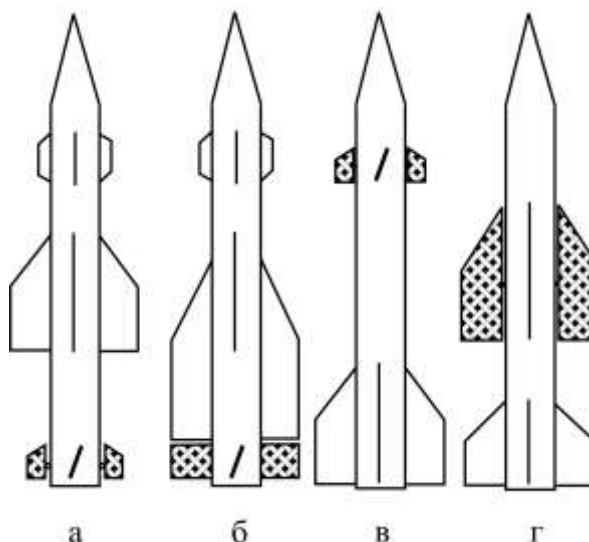


Рис. 2.6. Аеродинамічні схеми ракет

Іноді на ракетах для підвищення їх маневрових характеристик на носовій частині корпусу розміщують дестабілізатори (рис. 2.6, а,б).

Розглянемо особливості створення керуючої сили в ракетах з площинною та осьюовою симетрією.

У ракет з площинною симетрією максимальне значення керуючої сили в площині симетрії значно більше, ніж максимальне значення керуючої сили в напрямку, перпендикулярному площині симетрії. Це пояснюється тим, що в площині симетрії керуюча сила створюється крилом, корпусом та горизонтальним оперенням (див. рис. 2.4), а в перпендикулярному до площини симетрії напрямку – тільки корпусом і вертикальним оперенням, площа якого суттєво менша від площі крила. Тобто створювана керуюча сила при польоті ракети без крену в вертикальній площині може бути набагато більша, ніж в горизонтальній.

Значення керуючої сили в горизонтальній площині можна збільшити, якщо керувати ракетою по крену (рис. 2.7). Дійсно, при  $\gamma \neq 0$  бокова  $F_\delta$  сила визначається співвідношенням

$$F_\delta = Y \sin \gamma .$$

Для маневру ракети в горизонтальній площині необхідно, щоб проекція керуючої сили на вертикальну площину  $\overline{F}_B$  зрівноважувала вагу  $\overline{G}$ . Таким чином, змінюючи кут атаки ракети в площині симетрії змінюють силу  $\overline{Y}$ , а змінюючи кут крену – створюють бокову силу  $\overline{F}_\delta$ .

В ракетах в осьовою симетрією найбільше поширення знало крило з чотирма консолями (див. рис. 2.5,б). Такі ракети називаються хрестокрилими. Керуюча сила в хрестокрилих ракетах створюється шляхом повороту ракети на кути атаки в двох взаємно перпендикулярних площинах (рис. 2.8).

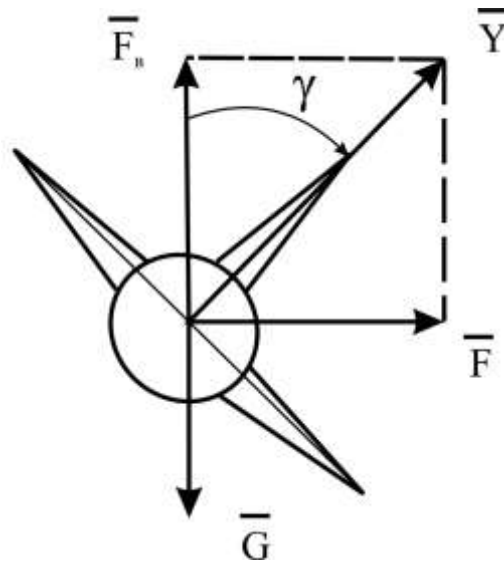


Рис. 2.7. Бокова сила ракети з площинною симетрією

Сумарна керуюча сила  $\vec{Y}$  дорівнює геометричній сумі складових  $\vec{Y}_r$  та  $\vec{Y}_b$ . Змінюючи величину та напрямок кутів атаки  $\alpha_r$  і  $\alpha_b$ , можна одержати керуючу силу будь-якого напрямку в площині, яка перпендикулярна до вектора швидкості.

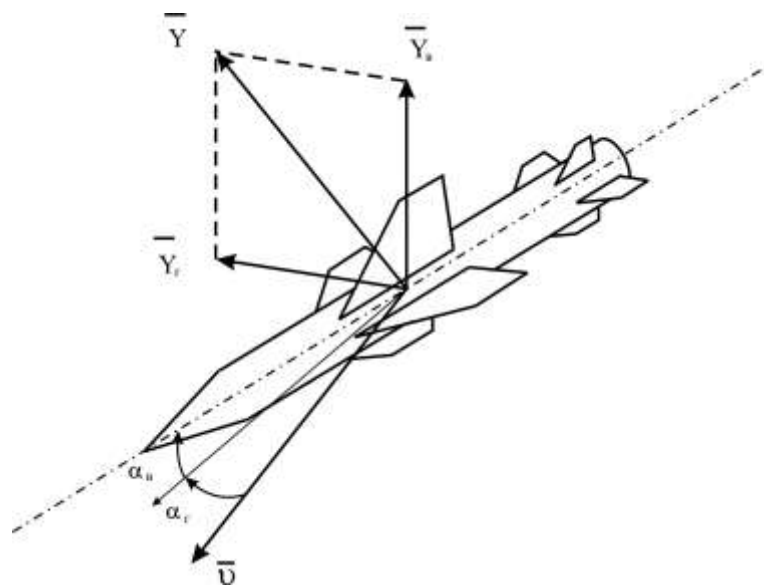


Рис. 2.8. Створення керуючої сили в хрестокрилих ракетах

### 2.3 Створення керуючої сили хрестокрилими ракетами різних аеродинамічних схем

При розгляді питань створення керуючої сили, для більшої наглядності, будемо враховувати, що хрестокрила ракета стабілізована по крену, причому одна пара консолей крила розміщена горизонтально, а друга – вертикально. Розглянемо створення керуючої сили  $\vec{Y}$  у вертикальній площині. За вихідне положення вважатимемо політ ракети з невідхиленими рулями. За плюсовий приймемо напрямок сили  $\vec{Y}$  вгору.

Нормальна схема (рис. 2.9). При відхиленні пари рулів на кут  $\delta$  на них виникає керуюча сила  $\vec{Y}_p$ , яка відносно центра маси ракети створює керуючий момент  $M_{кер} = Y_p l_p$ . Під дією цього моменту ракета починає повертатися навколо центра маси. В результаті цього



з'являються кут атаки  $\alpha > 0$  та підйомні сили крила  $\overline{Y}_{кр}$  і корпусу  $\overline{Y}_к$ . При збільшенні кута атаки сили  $\overline{Y}_{кр}$  та  $\overline{Y}_к$  зростають, а сила  $\overline{Y}_p$  зменшується, тому що зменшується кут атаки руля:

$$\alpha_p = \delta - \alpha \quad (2.1)$$

Відповідно до цього, зростають моменти  $M_{кр} = Y_{кр} l_{кр}$  та  $M_к = Y_к l_к$  і зменшується момент  $M_{кер}$ . При деякому значенні кута атаки настає рівновага моментів:

$$M_{кр} = M_{кер} + M_к \quad (2.2)$$

і після закінчення перехідного процесу обертання ракети навколо центра маси закінчується. При цьому сумарна керуюча сила  $Y$  ракети дорівнює

$$Y = Y_{кр} + Y_к - Y_p \quad (2.3)$$

і прикладена в центрі маси ракети.

Значення кута атаки  $\alpha$ , при якому виконується співвідношення (2.2), називається балансовим значенням кута атаки. Очевидно, що кожному значенню кута  $\delta$  відхилення рулів відповідає визначене балансове значення кута  $\alpha$  атаки ракети.

Елевонна схема (рис. 2.6,б). Цю схему можна вважати окремим випадком нормальної схеми, якщо уявити, що крило переміщується назад, або рулі переміщуються вперед на корпусі ракети до приєднання передніх крамок рулів із задніми крамками консолей крила. Тому послідовність створення керуючої сили ракетою елевонної схеми така сама, що і у ракети нормальної аеродинамічної схеми.

Зворотна схема або "качка" (рис. 2.10). При відхиленні пари рулів на кут  $\delta$  з'являються сила  $\overline{Y}_p$  і момент  $M_{кер} = Y_p l_p$  цієї сили відносно центра маси ракети. Під дією  $M_{кер}$  ракета починає обертатися навколо центра маси, в результаті чого з'являються кут атаки  $\alpha > 0$  та підйомні сили  $\overline{Y}_{кр}$  та  $\overline{Y}_к$ .

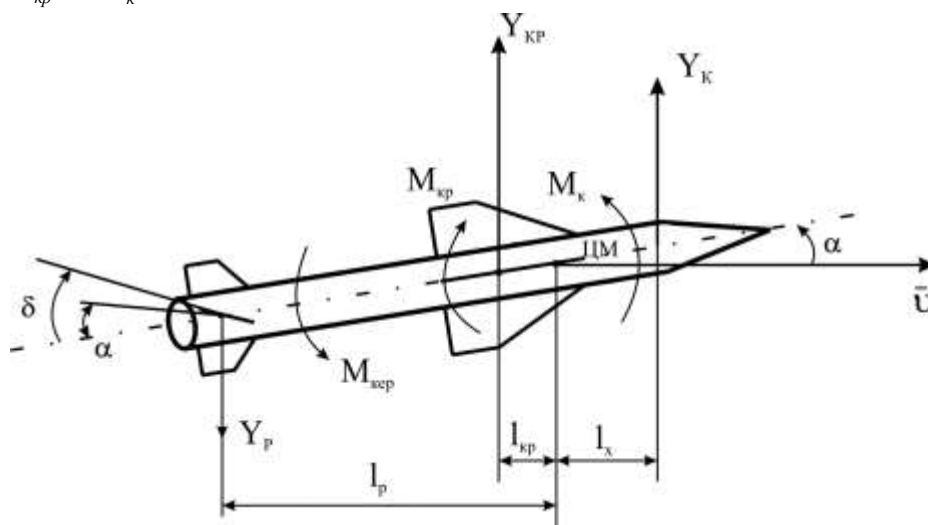


Рис. 2.9. Створення аеродинамічної керуючої сили ракетою нормальної схеми

При збільшенні  $\alpha$  збільшуються значення сил  $\overline{Y}_{кр}$  та  $\overline{Y}_к$  та момент  $M_{кр}$  і  $M_к$  цих сил відносно центра маси ракети.

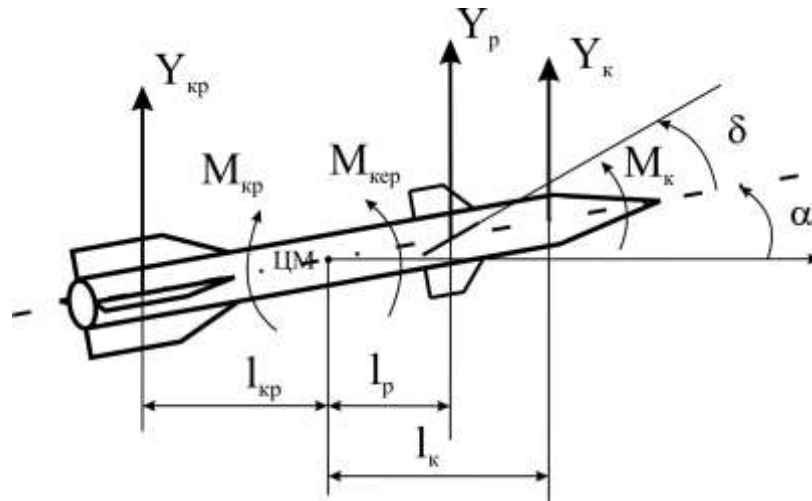


Рис. 2.10. Створення аеродинамічної керуючої сили ракетною схемою "качка"

Збільшуються також сила  $\bar{Y}_p$  і момент  $M_{кер}$ , тому що збільшується кут атаки руля:

$$\alpha_p = \delta + \alpha \quad (2.4)$$

При цьому більш інтенсивно зростає момент  $M_{кр}$ . Тому при деякому значенні  $\alpha$  настає рівновага протилежно направлених моментів  $M_{кр}$  і  $M_{кер} + M_k$  й обертання ракети закінчується. Сумарна керуюча сила  $\bar{Y}$ , яка прикладена до центра маси ракети, виражається як

$$Y = Y_{кр} + Y_k + Y_p \quad (2.5)$$

Схема з поворотним крилом (рис. 2.6,г). З точки зору створення керуючої сили схему з поворотним крилом можна вважати окремим випадком схеми "качка", коли в результаті збільшення площі рухомих аеродинамічних поверхонь і наближення їх до центра маси ракети вони створюють основну частину керуючої сили і стають крилом, а нерухомі аеродинамічні поверхні в результаті їх зміщення в напрямку хвостової частини ракети стають стабілізатором. Тому послідовність створення керуючої сили в схемі з поворотним крилом така сама, що і в схемі "качка".

На головній частині корпусу ракети, виконаної за будь-якою аеродинамічною схемою, можуть розміщуватися нерухомі аеродинамічні поверхні-дестабілізатори.

Підйомна сила дестабілізатора за напрямком співпадає з підйомною силою крила, а момент цієї сили відносно центра маси ракети співпадає з керуючим моментом  $M_{кер}$ . Тому дестабілізатор підвищує ефективність рулів. Крім цього, дестабілізатор дає змогу збільшити балансовий кут атаки, збільшити сумарну керуючу силу та частково перемістити вперед аеродинамічний фокус ракети.

## 2.4. Аеродинамічні керуючі моменти і способи їх створення

Аеродинамічні керуючі моменти створюються для відхилення ракети на необхідні кути атаки  $\alpha$ , ковзання  $\beta$  та крену  $\gamma$ . Порядок створення керуючих моментів в хрестокрильних ракетах для відхилення на кути  $\alpha$ ,  $\beta$  розглянутий в попередньому параграфі. Розглянемо, як же створюються керуючі моменти ракети для її повороту по крену.

Поворот ракети навколо повздовжньої осі, тобто по крену, виконується під дією керуючого моменту крену, що може створюватися елеронами або рулями з диференціальним відхиленням. Елерони – це рухомі аеродинамічні поверхні, що розміщуються на задніх кромках крила. При відхиленні елеронів в різних напрямках на кут  $\delta_e$  на них створюються керуючі сили  $\bar{Y}_e$  (рис. 2.11), що на плечі  $l_e$  створюють момент крену  $M_k = 4Y_e l_e$ .

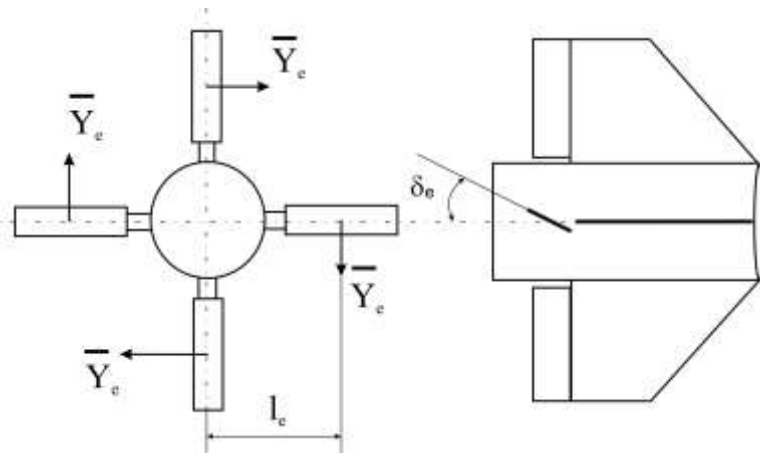


Рис. 2.11. Створення керуючого моменту за допомогою елеронів

Рулі з диференційним відхиленням – це такі, що мають можливість відхилятися кожний окремо, незалежно від інших. Для цього кожний руль має свій рульовий привід. Такі рулі використовуються для створення керуючих моментів у вертикальній та горизонтальній площині, для цього взаємно протилежні рулі попарно відхиляються на однакові кути  $\delta_v$  та  $\delta_r$ . Якщо протилежно розміщені рулі відхилити в різні сторони, то вони створять керуючий момент по крену подібно тому, як це відбувається у випадку елеронів (рис. 2.12).

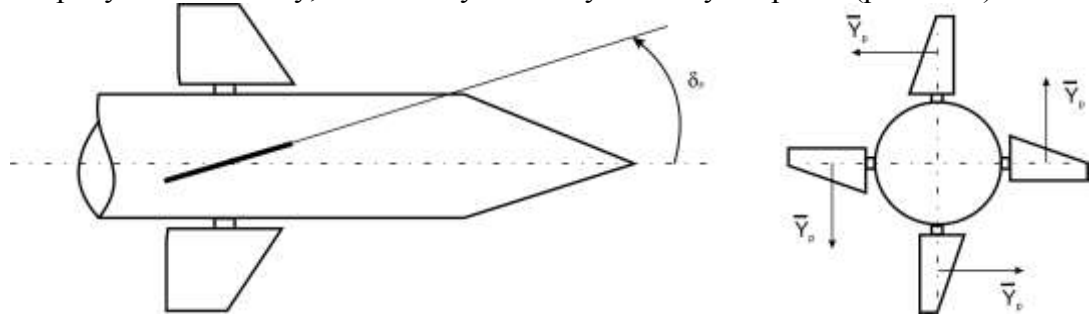


Рис. 2.12. Створення керуючого моменту за допомогою рулів з диференційним відхиленням

Керуючий момент ракети по крену необхідно створювати для вирішення таких задач:

- цілеспрямовано змінювати кут  $\gamma$  крену ракети;
- зберігати необхідний кут крену ракети, тобто його стабілізація;
- не допускати обертання ракети по крену з кутовою швидкістю, більше допустимої, тобто обмежувати кутову швидкість обертання ракети по крену.

Всі ці задачі можуть вирішуватися за допомогою елеронів чи диференційно керованих рулів.

В авіаційних керованих ракетах, що мають малу масу, для обмеження кутової швидкості обертання ракети по крену можуть використовуватися ролерони (рис. 2.13). Ролерон являє собою елерон, в середині якого на осі закріплений ролик, що на циліндричній поверхні має виступи. Ці виступи обдуваються зустрічним потоком повітря.

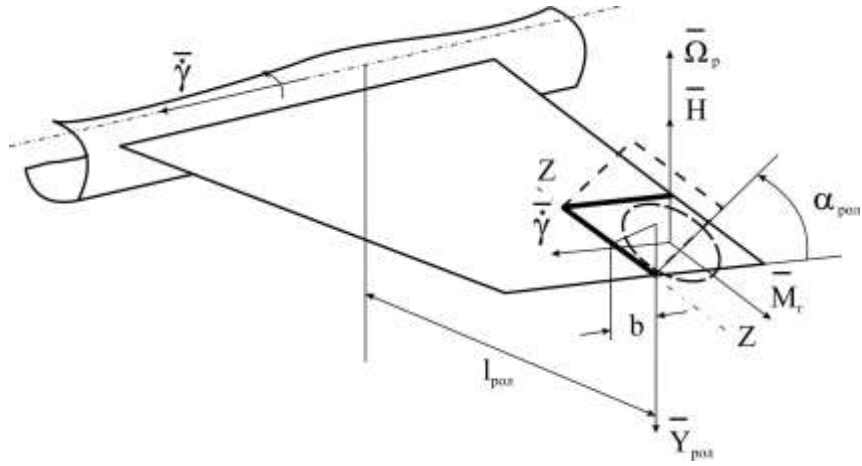


Рис. 2.13. Створення моменту крена за допомогою ролеронів

При обертанні ролика з кутовою швидкістю  $\vec{\Omega}_p$  ролерон стає двостепеневим гіроскопом. Кінетичний момент ротора гіроскопа визначається залежністю

$$\vec{H} = J_p \vec{\Omega}_p,$$

де  $J_p$  – момент інерції ролика відносно осі його обертання.

Якщо ролерон разом з ракетою починає обертатися з кутовою швидкістю крену  $\vec{\gamma}$ , то на ролерон діє гіроскопічний момент  $\vec{M}_r = \vec{H} \times \vec{\gamma}$ . Кут між векторами  $\vec{H}$  та  $\vec{\gamma}$  близький до прямого, тому можна прийняти, що

$$M_r = H \dot{\gamma} \quad (2.6)$$

Під дією  $M_r$  ролерон повертається навколо осі  $z-z$  в напрямку найближчого суміщення векторів  $\vec{H}$  та  $\vec{\gamma}$ .

При цьому ролерон стає під кутом атаки  $\alpha$  в повітряному потоці і на ньому виникає підйомна сила  $\vec{Y}_{рол}$ .

Сила  $\vec{Y}_{рол}$  на плечі  $b$  відносно осі  $z-z$  створює шарнірний момент

$$M_{црол} = Y_{рол} b \quad (2.7)$$

що спрямований протилежно до моменту  $M_r$ .

Поворот ролерона навколо осі  $z-z$  завершиться тоді, коли  $M_{шрол} = M_r$ .

Підставивши сюди (2.6) та (2.7), одержимо, що

$$Y_{рол} = \frac{H}{b} \dot{\gamma} \quad (2.8)$$

тобто підйомна сила ролерона пропорційна до кутової швидкості  $\dot{\gamma}$  крена ракети.

Сила  $\vec{Y}_{рол}$  на плечі  $l_{рол}$  відносно повздовжньої осі ракети створює момент крену

$$M_{крол} = Y_{рол} l_{рол} \quad (2.9)$$

Підставивши (2.8) в (2.9), маємо

$$M_{крол} = \frac{H l_{рол}}{b} \dot{\gamma}$$

Таким чином, ролерон створює керуючий момент ракети по крену, модуль якого пропорційний до кутової швидкості обертання ракети по крену, а напрямок – протилежний до напрямку  $\dot{\gamma}$ , що призводить до зменшення кутової швидкості.

## 2.5. Порівняльний аналіз аеродинамічних схем ракет

В процесі аналізу розглянемо особливості створення керуючої сили і керуючих моментів в аеродинамічних схемах ракет, що відрізняються взаємним розміщенням крила і рулів на корпусі ракети.

Нормальна та елевонна схеми дають можливість однаково в повній мірі використовувати можливості крила і рулів щодо створення керуючої сили. Це пояснюється тим, що в стані балансування ракети, яка виконана за цими схемами, кути атаки крила і рулів можуть мати однаково великі значення. Якщо, наприклад, критичні значення кутів атаки крила і рулів дорівнюють 20 градусів, то на основі (2.1) вони одночасно будуть досягнуті балансуванням ракети при куті відхилення руля  $\delta = 40$  градусів. І навпаки, в ракетах, виконаних за схемою "качка", можливості крила щодо створення керуючої сили, використовуються не повністю. Дійсно, із співвідношення (2.4) видно, що в стані балансування кут атаки рулів завжди більший, ніж кут атаки крила. В схемі з поворотним крилом не повністю використовуються можливості стабілізатора щодо створення керуючої сили, тому що в стані балансування кут атаки стабілізатора буде завжди меншим, ніж кут атаки поворотного крила.

Недоліком нормальної та елевонної схем є те, що в стані балансування підйомні сили крила і рулів спрямовані протилежно (2.3), що призводить до зниження сумарної керуючої сили. Це явище називають втратою керуючої сили на балансування. В той же час в схемах "качка" і з поворотним крилом втрати на балансування відсутні (2.5).

В хрестокрилих ракетах при створенні керуючої сили виникає момент крену від "косого обдуву" крила. Ефект "косого обдуву" полягає у наступному. Нехай ракета за рахунок відхилення горизонтальної пари рулів одержала деякий кут атаки  $\alpha$  у вертикальній площині (рис. 2.14).

При цьому верхня консоль крила обдувається повітряним потоком, швидкість якого менша внаслідок затуляння рулями та корпусом, ніж швидкість потоку, що обдуває нижню консоль крила. Область, що знаходиться в "тіні" руля та корпусу ракети на рис. 2.14 зображена пунктирною штриховкою. Якщо ракету повернути на кут атаки в горизонтальній площині  $\beta$ , то на верхній консолі крила за рахунок збурень потоку з'явиться менша підйомна сила  $\bar{Y}_B$ , ніж на нижній  $\bar{Y}_H$ .

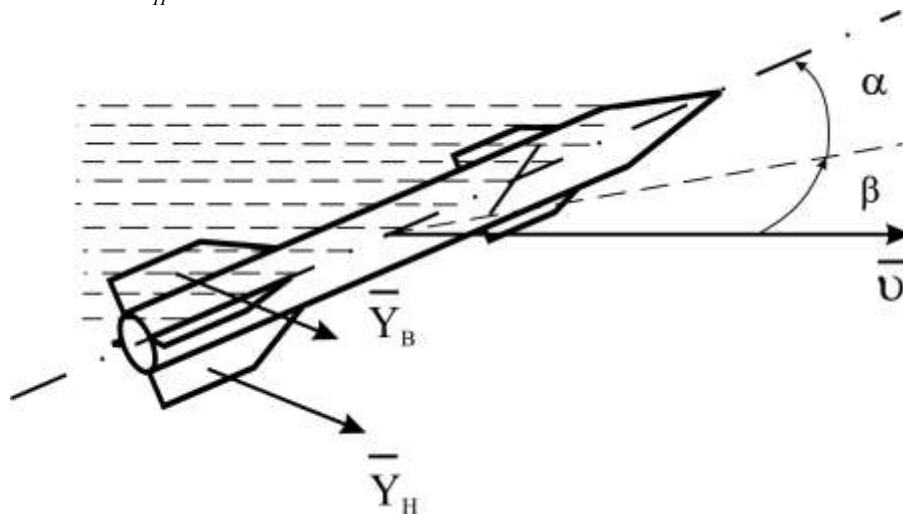


Рис. 2.14. Виникнення моменту крена від "косого обдуву" крила

Сума сил  $\overline{Y_A}$  та  $\overline{Y_H}$  являє собою керуючу силу крила в горизонтальній площині, а їх рівниця створює момент відносно повздовжньої осі ракети, що називається моментом крену від "косого обдуву"  $M_{ко}$ . Аналогічні явища виникають і на горизонтальних консолях крила. Таким чином, при польоті ракети з ненульовими кутами атаки та ковзання виникає момент крену  $M_{ко}$ .

Величина моменту  $M_{ко}$  для ракети, що виконана за схемою "качка" набагато більша, ніж для ракети в нормальній схемі. Це пояснюється тим, що в схемі "качка" крило в більшій мірі зміщено назад і при однакових розмірах більша частина консолей крила знаходиться в "тіні" корпусу ракети.

Виникнення моменту крену від "косого обдуву" призводить до необхідності розміщувати на ракеті органи стабілізації ракети навколо повздовжньої осі. Очевидно, що маса та габарити цих органів та системи керування ними будуть більшими для схеми "качка", ніж для нормальної схеми.

Основною перевагою схеми з поворотним крилом є швидке створення керуючої сили. В ракетах інших схем сила  $\overline{Y_{кр}}$  створюється в результаті повороту ракети навколо центра маси на кут атаки, а в схемі з поворотним крилом сила  $\overline{Y_{кр}}$ , що є основною складовою повної керуючої сили ракети, створюється під час повороту консолей крила. Момент інерції пари консолей крила відносно осі їх обертання є значно меншим, ніж момент інерції ракети. Тому поворот крила завершується значно раніше, ніж поворот ракети на балансувальний кут атаки.

На рис. 2.15 зображені графіки перехідного процесу створення керуючого перевантаження  $n_{кр}$  для ракети нормальної схеми 1, схеми "качка" 2 і схеми з поворотним крилом 3. Припускаємо, що рулі або поворотне крило починають відхилятися в момент часу  $t = 0$ . Характер кривих пояснюється процесами, що розглянуті в п.2.3.

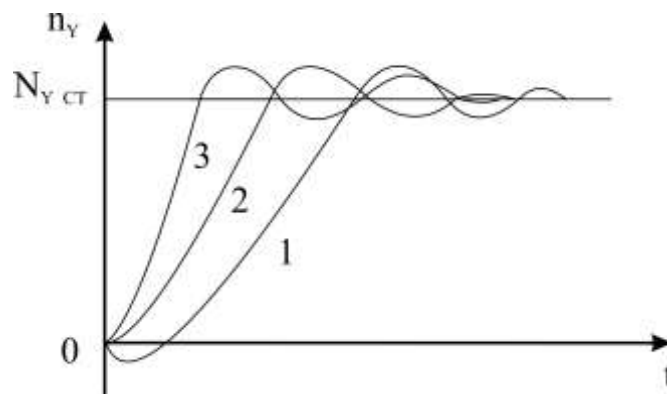


Рис. 2.15. Графіки перехідних процесів при створенні керуючого перевантаження для ракет різноманітних схем

Найменшою тривалістю перехідного процесу характеризується схема з поворотним крилом, найбільшою – нормальна схема. В ракеті нормальної схеми відразу ж після відхилення руля на кут  $\delta$  створюється від'ємне керуюче перевантаження. Це можна пояснити за допомогою рівняння (2.3). В початковий момент часу  $Y_{кр}$  та  $Y_k$  близькі до нуля, тому

$$Y \approx -Y_p.$$

Через деякий час створюється кут атаки і починають збільшуватися  $Y_{кр}$  та  $Y_k$ , а їх сума починає перевищувати  $-Y_p$ , тому загальна сила  $Y$  зростає.

Таким чином, як показує проведений аналіз, в кожній аеродинамічній схемі присутні свої переваги та недоліки. Тому, при проектуванні ракети, намагаються вибирати таку аеродинамічну схему, переваги якої найбільш повно відповідають основному призначенню ракети, а недоліки не спричиняють суттєвого впливу на ефективність її бойового використання.

## 2.6. Газодинамічні керуючі сили та моменти

Газодинамічна керуюча сила може бути створена двома способами:

- використанням складової вектора тяги ракетного двигуна;

– розміщенням на корпусі ракети маневрових ракетних двигунів, тяга яких спрямована перпендикулярно до повздовжньої осі ракети.

Основний реактивний двигун розміщується на ракеті таким чином, щоб його сила тяги  $\bar{P}$  проходила через повздовжню вісь ракети. Для створення керуючої сили корпус ракети необхідно повернути навколо центра маси на деякий кут атаки  $\alpha$  (рис. 2.16). Величина керуючої сили  $\bar{P}_n$  дорівнює

$$P_n = P \sin \alpha$$

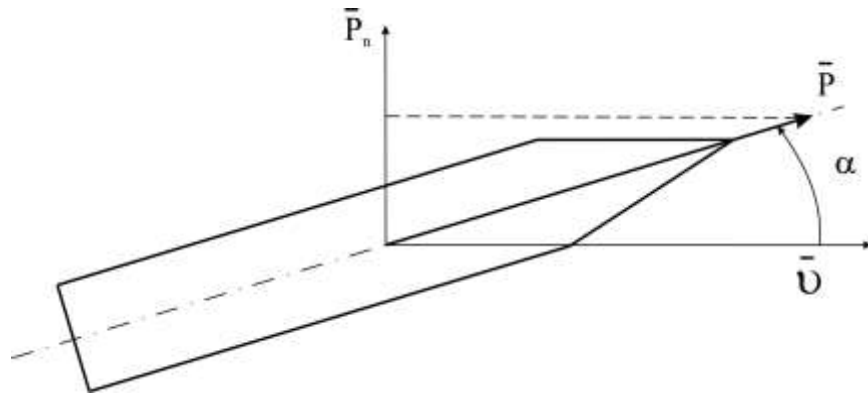


Рис. 2.16. Створення газодинамічної керуючої сили за рахунок тяги основного двигуна

Таким чином,  $\bar{P}_n$  залежить від величини тяги двигуна і від кута атаки, а знак  $\bar{P}_n$  визначається знаком кута  $\alpha$ , причому керуюча сила у цьому випадку може бути створена тільки під час роботи основного двигуна ракети.

При другому способі створення газодинамічної керуючої сили маневрові двигуни розміщуються біля центра маси ракети таким чином, щоб рівнодіюча сила тяги цих двигунів діяла в площині, яка перпендикулярна повздовжній осі ракети.

За допомогою розподільного пристрою, що в цій схемі є органом керування, паливо подається в камеру згорання того чи іншого двигуна. Тяга двигуна і створює керуючу силу  $\bar{Y}$ .

Для керування обертливим рухом ракети навколо центра маси необхідно створити керуючий момент. Газодинамічні керуючі моменти створюються різними газодинамічними пристроями.

Газові рулі (рис. 2.18) – це рулі, що розміщуються в газовому потоці ракетного двигуна. Відхилення газових рулів на кут  $\delta$  призводить до появи на них підйомної сили  $\bar{Y}_{rp}$ , що діє на корпус ракети.

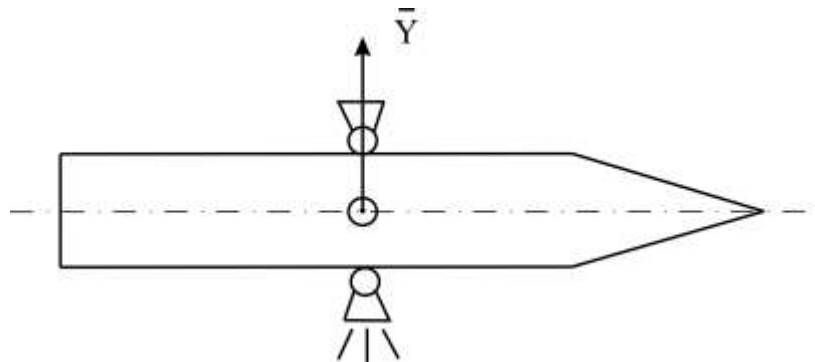


Рис. 2.17. Створення керуючої сили за допомогою маневрових двигунів

Сила  $\overline{Y_{гр}}$  відносно центра маси ракети створює керуючий момент. За допомогою газових рулів можна створювати моменти тангажу, курсу та крену. Недоліками газових рулів є зниження тяги двигуна на 5 – 10 відсотків за рахунок гальмування газового потоку на виході сопла та обгорання поверхонь рулів. Дефлектори – це пристрої, що дають змогу відхиляти напрямок витікання газового потоку з сопла двигуна. Дефлектори можуть виготовлятися у вигляді соплового насадка з косим зрізом (рис. 2.19,а), циліндричного поворотного насадка (рис. 2.19,б), рухомих інтерцепторів (рис. 2.19,в).

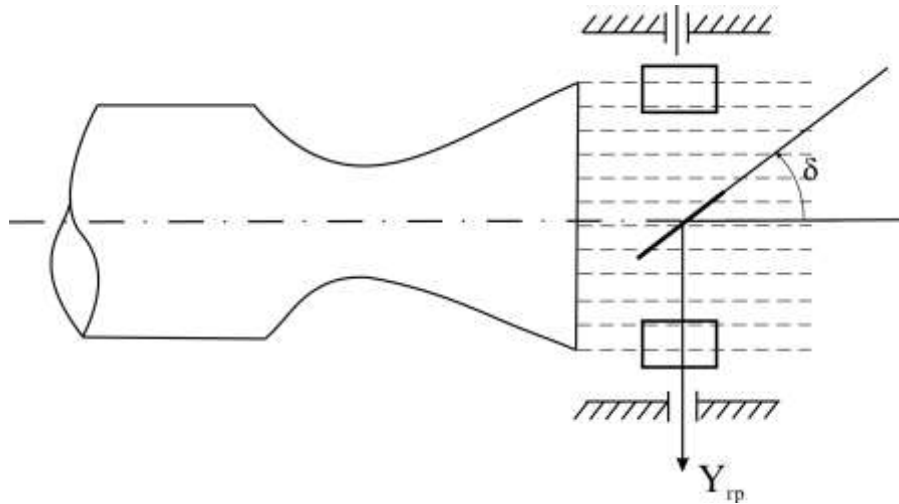


Рис. 2.18. Газові рулі

На рис. 2.19,в зображена одна пара рухомих інтерцепторів, що дають змогу відхиляти вектор тяги двигуна у вертикальній площині. Для керування вектором тяги в горизонтальній площині використовується ще одна пара інтерцепторів, вісь обертання яких розміщена у вертикальній площині (на рис. 2.19,в не показана).

Рухома камера згорання використовується для створення керуючих моментів в ракетах з РРД, що мають камеру згорання малих розмірів. У цьому випадку камера згорання встановлюється в кардановому підвісі. Відхилення камери в тій чи іншій площині призводить до відхилення напрямку вектора тяги (рис. 2.20).

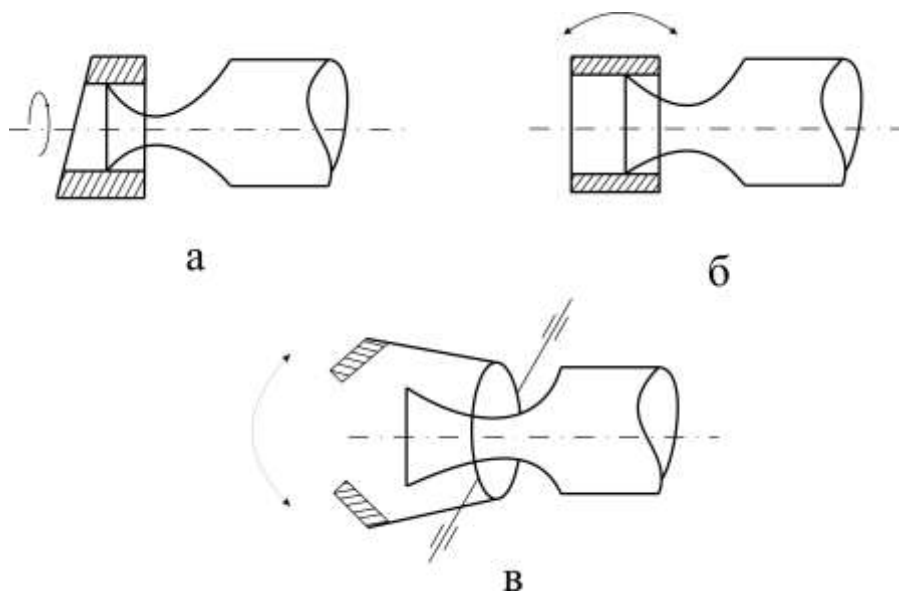


Рис. 2.19. Дефлектори

Рухоме сопло (рис. 2.21) використовують для відхилення газового потоку поворотом сопла при нерухомій камері згорання. Технічно реалізувати цей спосіб складно, тому що в



умовах високих температур газового потоку необхідно забезпечити герметизацію з'єднання рухомої та нерухомої частин сопла.

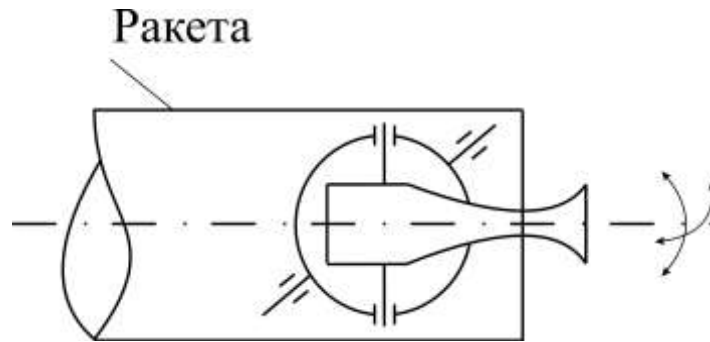


Рис. 2.20. Рухома камера згорання

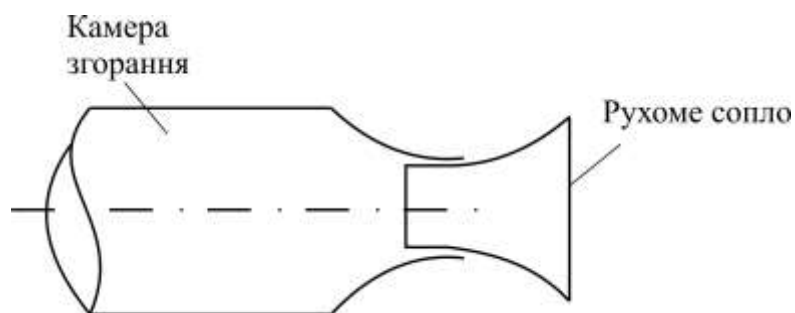


Рис. 2.21. Рухоме сопло

Використання дефлекторів, рухомої камери згорання та рухомого сопла призводить до зміни напрямку газового потоку  $\vec{v}_r$ , що витікає з сопла двигуна (рис. 2.22), при цьому змінюється і напрямок сили тяги двигуна  $\vec{P}$ .

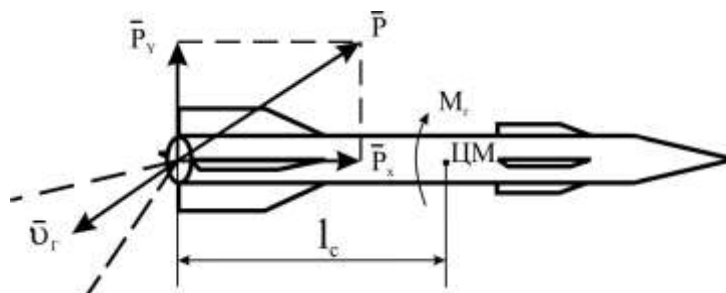


Рис. 2.22. Створення газодинамічного керуючого моменту

Складова  $\vec{P}_x$  підтримує швидкість ракети, а складова  $\vec{P}_y$  на плечі  $l_c$  створює газодинамічний керуючий момент

$$M_{гд} = P_y l_c$$

Основним недоліком розглянутих засобів створення газодинамічних керуючих моментів є те, що вони працездатні тільки на протязі дії основного двигуна ракети. У зв'язку з цим газодинамічне керування в чистому вигляді для АКР практично не використовується, а використовується комбінація аеродинамічного та газодинамічного керування ракетами.

## 2.7. Аеродинамічні характеристики авіаційних керованих ракет

Аеродинамічні характеристики АКР детально розглядаються в курсі аеродинаміки літальних апаратів. В цьому параграфі розглянемо загальні формули для визначення аеродинамічних характеристик, щоб мати можливість у подальшому аналізувати хід процесів під час польоту ракети та при її керуванні.

**Коефіцієнт підйомної сили.** Підйомну силу літального апарату прийнято виражати через безрозмірний коефіцієнт підйомної сили  $C_y$ :

$$Y = C_y \cdot S_{кр} \cdot q \quad (2.10)$$

де  $S_{кр}$  - характерна площа крила; швидкісний натиск.

Під характерною площею крила для хрестокрилих ракет розуміють площу двох консолей крила.

Сумарна підйомна сила ракети складається з підйомних сил крила  $Y_{кр}$ , корпусу  $Y_k$  і руля  $Y_p$ :

$$Y = Y_{кр} + Y_k + Y_p \quad (2.11)$$

Аналогічно до (2.10), для складових (2.11) запишемо

$$\begin{aligned} Y_{кр} &= C_{yкр} \cdot S_{кр} \cdot q \\ Y_k &= C_{yk} \cdot S_k \cdot q \\ Y_p &= C_{yp} \cdot S_p \cdot q \end{aligned} \quad (2.12)$$

де  $S_k$  - площа поперечного перетину корпусу ракети;  $S_p$  - площа двох рулів;  $C_{yкр}$ ,  $C_{yk}$ ,  $C_{yp}$  - коефіцієнти підйомних сил крила, корпусу і руля.

Підставивши (2.10) і (2.12) в (2.11), і, розділивши ліву та праву частини одержаного виразу на  $S_{кр}$ , маємо

$$C_y = C_{yкр} + C_y \frac{S_k}{S_{кр}} + C_{yp} \frac{S_p}{S_{кр}} \quad (2.13)$$

При визначенні коефіцієнтів  $C_{yкр}$ ,  $C_{yk}$ ,  $C_{yp}$  в (2.13) необхідно враховувати явище інтерференції та їх лінійну залежність від кута атаки. З врахуванням цього коефіцієнти  $C_{yкр}$ ,  $C_{yk}$  та  $C_{yp}$  записуються

$$\begin{aligned} C_{yкр} &= C_{yізкр}^\alpha \cdot \chi_{кр} \cdot \alpha \\ C_{yk} &= C_{yізк}^\alpha \cdot \alpha \\ C_{yp} &= K_p \cdot (C_{yізр}^\alpha \cdot \chi_p \cdot \alpha + C_{yізр}^\alpha \cdot \chi_p \cdot \delta) \end{aligned}$$

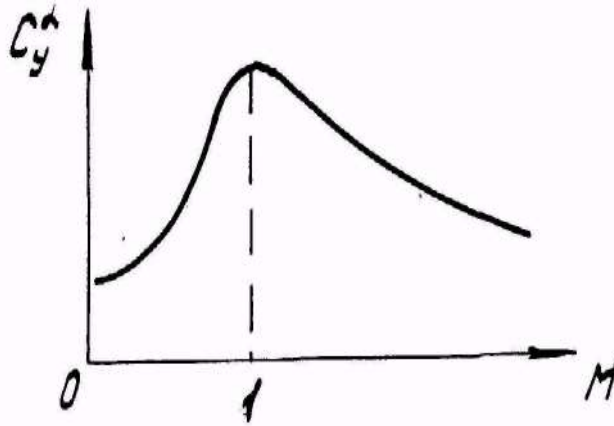
де  $\chi_{кр}$ ,  $\chi_k$  - коефіцієнти інтерференції, що враховують збільшення підйомної сили комбінації крило + корпус, руль + корпус;  $C_{yізкр}^\alpha$ ,  $C_{yізк}^\alpha$ ,  $C_{yізр}^\alpha$  - похідні по куту атаки коефіцієнтів підйомної сили ізолюваних крила, корпусу та руля;  $\delta$  - коефіцієнт гальмування повітряного потоку в області рулів.

Підставляючи (2.14) в (2.13) і комбінуючи члени, що залежать від  $\alpha$  та  $\beta$  одержуємо

$$\begin{aligned} C_{yкр} &= C_{yізкр}^\alpha \cdot \chi_{кр} \cdot \alpha \\ C_{yk} &= C_{yізк}^\alpha \cdot \alpha \\ C_{yp} &= K_p \cdot (C_{yізр}^\alpha \cdot \chi_p \cdot \alpha + C_{yізр}^\alpha \cdot \chi_p \cdot \delta) \\ C_y &= C_y^\alpha \cdot \alpha + C_y^\beta \cdot \beta \\ C_y^\alpha &= C_{yізкр}^\alpha \cdot \chi_{кр} + C_{yізк}^\alpha \cdot \frac{S_k}{S_{кр}} + K_p \cdot C_{yізр}^\alpha \cdot \chi_p \cdot \frac{S_p}{K_p} \\ C_y^\delta &= C_{yізр}^\alpha \cdot \chi_p \cdot K_p \cdot \frac{S_p}{S_{кр}} \end{aligned}$$

Де Характер залежності коефіцієнта  $C_y^\alpha$  від числа  $M$  показано на рис.2.23. Аналогічний вигляд має і залежність  $C_y^\delta(M)$ .

Таким чином, коефіцієнт підйомної сили ракети залежить від числа  $M$  кутів атаки  $\alpha$  та відхилення руля  $\delta$



При числах  $M > 1$  (що характерно для польоту авіаційних ракет) залежність  $C_y^\alpha(M)$  апроксимують гіперболічною залежністю, Рис.2.23. Залежність  $C_y(M)$  що має вигляд

$$C_y^\alpha(M) = K_{y1} + \frac{K_{y2}}{M} \quad (2.16)$$

де  $K_{y1}, K_{y2}$  - коефіцієнти апроксимації.

Коефіцієнт лобового опору. Силу лобового опору ракети, відповідно з правилами аеродинаміки, виражають через безрозмірний коефіцієнт лобового опору  $C_x$  :

$$X = C_x \cdot S_{kp} \cdot \frac{\rho \cdot v^2}{2}$$

Коефіцієнт  $C_x$  залежить від двох складових :

де  $C_{x0}$  - коефіцієнт лобового опору при  $\alpha = \delta = 0$  ;  $C_{xi}$  коефіцієнт індуктивного опору, що залежить від кутів  $\alpha$  і  $\delta$

В авіаційних ракетах найчастіше корпус є циліндричної форми, тому взаємний вплив (інтерференція) корпуса, крила і рулів зводиться до гальмування потоку в місці несучих поверхонь. Це дає підставу записати  $C_{x0}$  у вигляді:

$$C_{x0} = 2(C_{x0kp} + C_{x0p} \cdot \frac{S_p}{S_{kp}}) + C_{x0k} \cdot \frac{S_k}{S_{kp}}$$

де - коефіцієнт опору двох консолей крила; -  $C_{x0p}$  коефіцієнт  $C_{x0kp}$  опору двох рулів;  $C_{x0k}$  - коефіцієнт опору корпуса ракети.

Коефіцієнт індуктивного опору  $C_{xi}$  залежить від кута атаки  $\alpha$  і визначається приблизною залежністю:

$$C_{xi} = C_y^\alpha \cdot \alpha^2$$

Остаточно, коефіцієнт лобового опору можна записати у вигляді

$$C_x = C_{x0} + C_y^\alpha \alpha^2 \cdot C_x \quad (2.17)$$

Залежність коефіцієнта  $C_{x0}$  від  $M_1$  має вигляд, який зображений на рис.2.24. Найбільш інтенсивне зростання коефіцієнта  $C_{x0}$ , що

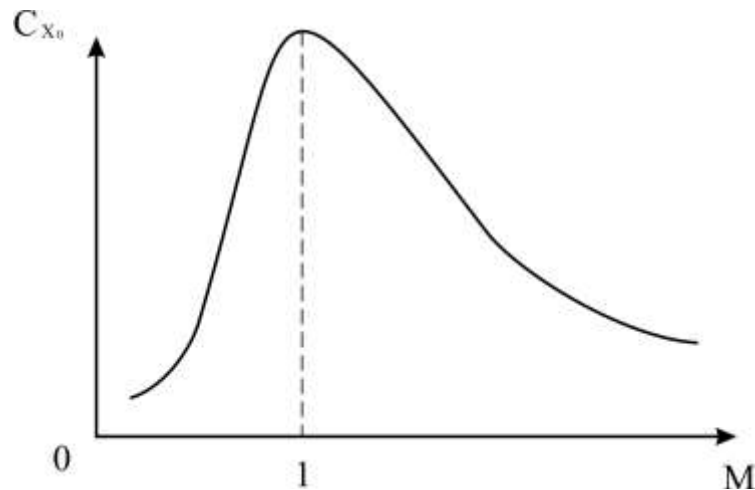


Рис.2.24 Залежність  $C_{x0}(M)$

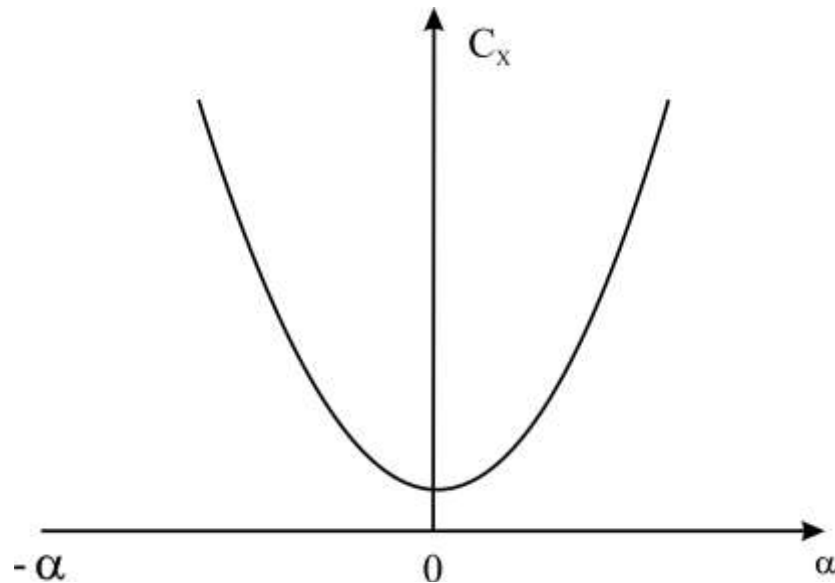


Рис. 2.25 Залежність  $C_x(\alpha)$

спостерігається при наближенні числа  $M$  до одиниці. Це пояснюється формуванням на ракеті головного та місцевих стрибків ущільнення, що створює так званий хвильовий опір. При  $M > 1$ ,  $C_{x0}$  зменшується, тому що стрибки ущільнення стають косими і зменшується опір рухові ракети. Залежність  $C_{x0}(\alpha)$  відповідно до 2.17, має вигляд, показаний на рис.2,25. Як свідчить цей рисунок, знак коефіцієнта  $C_x$  не залежить від знака кута атаки, а, значить, і напрямок сили лобового опору не залежить від кута атаки. Аналітична залежність  $C_{x0}(M)$ , аналогічно до 2.16, має такий вигляд: (2.18)

$$C_{x0}(M) = K_{x1} + \frac{K_{x2}}{M}$$

де  $K_{x1}, K_{x2}$  - коефіцієнти апроксимації.

**Коефіцієнт поздовжнього моменту.** Поздовжнім моментом  $M_z$  ракети називається момент, що створюють відносно осі  $O_p Z_1$  аеродинамічні сили, діючі на ракету. Момент, який створюється силою лобового опору, в першому наближенні можна не враховувати, тому що вона проходить поблизу центра маси ракети. Таким чином, поздовжній момент ракети створюється підйомними силами крила, корпусу та рулів. Відповідно до цього, можна записати такий вираз для  $M_z$  ракети :

$$M_z = Y_{kp}(X_t - X_{dkp}) + Y_k(X_t - X_{dk}) + Y_p(X_t - X_{dp}) + Y_{decn}(X_t - X_{ddecn})$$

де  $X_t$  - координата центра маси ракети,  $X_{dkp}, X_{dk}, X_{dp}, X_{ddecn}$  - координати ,що відлічуються від носка корпусу.

Як відомо, поздовжній момент виражається через безрозмірний коефіцієнт  $M_z$  моменту:

$$M_z = m_z S_{kp} \hat{a} q$$

де  $\hat{a}$  - середня аеродинамічна хорда крила (САХ). Під САХ крила розуміють хорду рівновеликого прямокутного крила, моментні характеристики котрого співпадають з моментними характеристиками даного крила (рис.2.25).



Рис. 2.26 САХ крила

Коефіцієнт  $M_z$  поздовжнього моменту ракети у загальному випадку, залежить від числа  $M$  , кутів  $\alpha$  і  $\beta$  . Тому, по аналогії з 2.15 можна записати

$$M_z = M_z^\alpha \alpha + M_z^\beta \beta \quad (2.20)$$

де  $M_z^\alpha, M_z^\beta$  - похідні коефіцієнта  $M_z$  за кутами  $\alpha$  та  $\beta$  . відповідно. Похідні і  $M_z^\beta$  залежать від числа  $M$  центровки та геометричних параметрів ракети.

Одержимо вирази для похідних :

$$Y = Y^\alpha \alpha + Y^\beta \beta,$$

де

$$\begin{aligned} Y^\alpha &= C_y^\alpha S_{kp} q \\ Y^\beta &= C_y^\beta S_{kp} q \end{aligned} \quad (2.21)$$

Сила  $Y^\alpha \alpha$  є тою частиною керуючої сили, котра зумовлена кутом атаки  $\alpha$  ракети, Точка  $F_\alpha$  (рис.2.27) прикладення сили  $Y^\alpha \alpha$  називається фокусом ракети по куту  $\alpha$  , або просто фокусом ракети. Точка прикладення сили  $Y^\beta \beta$  називається фокусом ракети по куту  $\beta$  .

Згідно з рис.2.27 поздовжній момент  $M_z$  ракети можна записати у вигляді

$$M_z = Y^\alpha \alpha (X_t - X_{F\alpha}) + Y^\beta \beta (X_t - X_{F\beta}) \quad (2.22)$$

де  $X_{F\alpha}, X_{F\beta}$  - координати фокусів  $F_\alpha, F_\beta$  відносно носка корпусу ракети підставимо у вираз (2.22) замість  $M_z$  його значення згідно з (2.19), а замість  $Y^\alpha, Y^\beta$  - їх значення згідно з (2.21).

Скоротивши одержане рівняння на  $S_{kp} q$  і розділивши ліву та праву його частини на  $b_\alpha$ , маємо:

$$M_z = C_y^\alpha \alpha \frac{X_t - X_{F\alpha}}{b_\alpha} + C_y^\beta \beta \frac{X_t - X_{F\beta}}{b_\alpha}$$

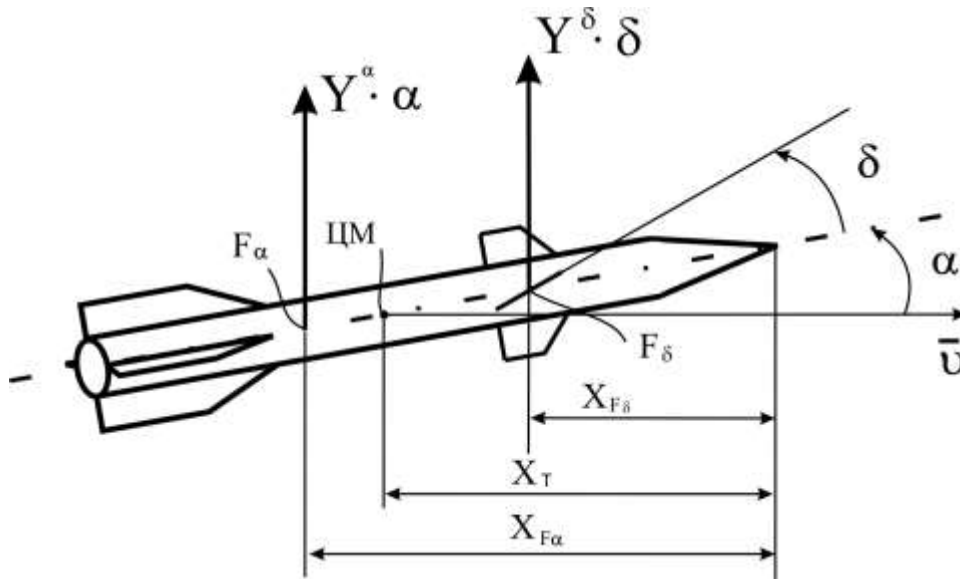


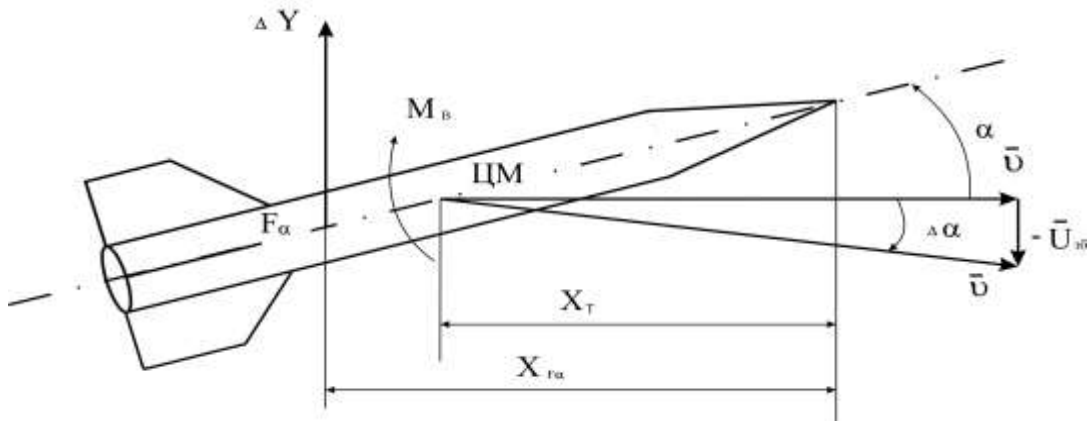
Рис. 2. 27. Розміщення фокусів на ракеті  $F_\alpha, F_\beta$

Якщо порівняти (2.23.) з (2.20.), то можна зробити висновок:

$$M_z^\alpha = C_y^\alpha \frac{X_t - X_{F\alpha}}{b_\alpha} \quad (2.24)$$

$$M_z^\beta = C_y^\beta \frac{X_t - X_{F\beta}}{b_\alpha} \quad (2.25)$$

Таким чином, похідні  $M_z^\alpha, M_z^\beta$  залежать від аеродинамічних характеристик ракети  $C_y^\alpha, C_y^\beta$ , геометричних характеристик  $X_t$  і  $b_\Delta$ , та координат фокусів  $X_{F\alpha}, X_{F\beta}$



2.27 Поздовжня статична стійкість ракети

Якщо у стані рівноваги на ракету подіє будь яке збурення, що призведе до обертання ракети у вертикальній площині, то це викличе появу додаткового кута атаки  $\Delta\alpha$  (рис.2.28), і завдяки цьому, збільшення підйомної сили на величину  $\Delta Y$ , яка прикладена в фокусі  $F_\alpha$

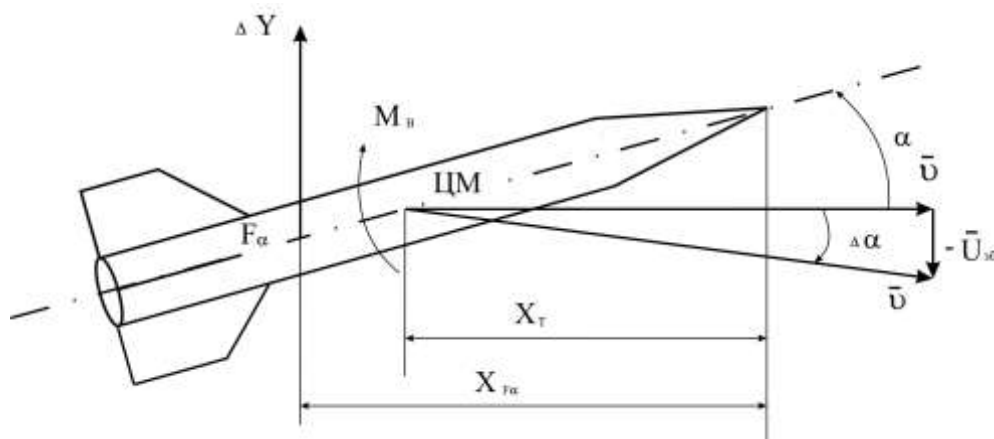


Рис.2.28. Статично стійка ракета

Якщо фокус  $F_\alpha$  знаходиться позаду центра маси (ЦМ) ракети, то  $\Delta Y$  створює відновлюючий момент  $M_b$ , що спрямований в сторону початкового положення рівноваги, тобто в такому випадку ракета є стійкою. Зазначимо, що у розгляненому випадку ракета повертається до стану рівноваги без створення додаткового керуючого момента за допомогою рулів.

Здібність ракети при дії на неї збурюючих моментів повертатися до стану рівноваги при незмінному положенні рулів, називається поздовжньою статичною стійкістю ракети.

Умовою поздовжньої статичної стійкості є нерівність:

$$X_t - X_{Fa} < 0$$

Якщо  $X_t - X_{Fa} > 0$ , то ракета буде статично нестійка, тому що момент  $M_b$  сили  $\Delta Y$  у цьому випадку буде повертати ракету у бік збільшення відхилення ракети від початкового стану. При  $X_t - X_{Fa} = 0$  ракета статично нейтральна.

Для оцінки ступеня статичної стійкості користуються відносною величиною:

$$K_{st} = \frac{X_t - X_{Fa}}{b_\alpha} \quad (2.26)$$

що називається ступенем статичної стійкості. Для сучасних ракет  $|K_{st}|$  - 0,05... 0,15. Необхідно зазначити, що при зміні числа  $M$  фокус ракети змінює своє положення. Так, при збільшенні числа  $M$  фокус зміщується в сторону хвоста ракети, з при зменшенні числа  $M$  він пересувається ближче до носка ракети. Це означає, що ступінь статичної стійкості ракети залежить від швидкості її польоту. Найменш статично стійкою ракета є при мінімальній швидкості польоту.

## 2.9 Поздовжня балансировка, ракети

Поздовжньою балансировкою ракети називають такий режим її польоту, коли статичний поздовжній момент ракети дорівнює нулю. Це означає, що в режимі балансировки, згідно з формулою (2.20), справедливим є рівняння

$$M_z^\alpha \alpha + M_z^\beta \beta = 0$$

Це рівняння дає змогу записати залежність між кутами  $\alpha$  та для режиму балансировки у  $\beta$  вигляді

$$\alpha = K_\delta \delta \quad (2.27)$$

$$K_{\delta} = \frac{M_z^{\delta}}{M_z^{\alpha}} \quad (2.28)$$

Співвідношення (2.27) називається балансировочною залежністю, а коефіцієнт  $K_{\delta}$  - коефіцієнтом балансировочної залежності. Балансировочна залежність показує, що кожному значенню кута  $\beta$  відхилення рулів відповідає цілком визначене значення балансировочного кута  $\alpha$  атаки. Якщо у формулу (2.28) підставити (2.24) та (2.25), то одержимо,

$$K_{\delta} = \frac{C_y^{\delta}(X_t - X_{F\delta})}{C_y^{\alpha}(X_t - X_{F\alpha})} \quad (2.29)$$

Вираз (2.29) показує, що знак  $K_{\delta}$  для статично стійкої ракети визначається координатою  $X_{F\delta}$ . В ракетах нормальної схеми "безхвостка" фокус  $F_{\delta}$  знаходиться позаду ЦМ, тому  $K_{\delta} < 0$ . Для схеми "качка"  $K_{\delta} > 0$ . В схемі поворотним крилом фокус  $F_{\delta}$  повинен бути попереду ЦМ інакше  $Y_{kp}$  буде створювати момент, що зменшує кут атаки крила. Звідси для схеми з поворотним крилом  $K_{\delta} > 0$ .

Необхідно зазначити, що коефіцієнт балансировочної залежності  $K_{\delta}$  за абсолютною величиною зменшується при збільшенні  $M$  (рис.2.29). Це пояснюється тим, що фокус  $F_{\alpha}$  зміщується назад зі збільшенням швидкісного натиску. При цьому знаменник в формулі (2.29) за модулем збільшується більше, ніж чисельник, тому що  $F_{\delta}$  переміщується мало внаслідок малої площі рулів. На основі залежності (2.27) при відомому значенні  $K_{\delta}$  та максимальному куті атаки  $\alpha$  можна визначити максимальний необхідний кут відхилення рулів.

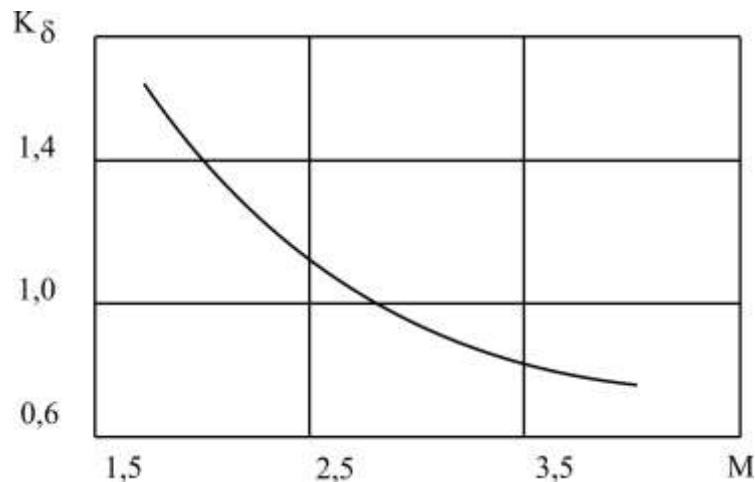


Рис. 2.29 залежність  $K_{\delta}(M)$

## 2.10. Принципи аеродинамічної компоновки ракет

Під аеродинамічною компоновкою розуміють вибір аеродинамічної схеми ракети та визначення взаємного розміщення на корпусі ракети елементів системи створення аеродинамічної підйомної сили.

При виборі аеродинамічної схеми слід дотримуватися рекомендацій параграфу 2.5.

Аеродинамічна компоновка АКР повинна забезпечувати необхідну керованість і достатню статичну стійкість ракети у всьому діапазоні швидкостей і висот її польоту.

Необхідна керованість та достатня статична стійкість ракети забезпечуються в результаті відповідного розміщення крила на корпусі ракети.

Розміщення крила на ракеті визначається згідно з умовою балансировочної залежності. Крило повинно розміщатися таким чином, щоб при найбільш складному для ракети режимі



польоту забезпечувався максимальний кут атаки  $\alpha_{\max}$ . Таким режимом є політ ракети в максимальною швидкістю на великій висоті. Відомо, що при

$$M = M_{\max}, |K_{\delta}| = |K_{\delta}|_{\min}$$

Якщо при цьому забезпечується балансування  $\alpha_{\max} = K_{\delta \min} \delta_{\max}$ , то при тим  $M < M_{\max}$  більше буде забезпечуватися максимальний кут атаки, тому що зі зменшенням  $M, |K_{\delta}|$  зростає, а фізичної точки зору це пояснюється так. Зі збільшенням швидкості ракети фокус  $F_{\alpha}$  пересувається назад. Це призводить до збільшення плеча стабілізуючого моменту крила, що протидіє керуючому моменту руля. Якщо при цьому досягається максимальний кут атаки, то він буде досягнутим швидше при , тому що фокус  $F_{\alpha}$  пересувається ближче до ЦМ ракети і зменшується плече стабілізуючого моменту.

Для визначення місця розміщення крила  $X_{kp}$  (рис.2.30) при заданих  $M_{\max}, K_{\delta \min}$  запишемо вираз для координати  $X_d$  центра тиску ракети як точки прикладення рівнодіючої  $Y$  паралельних підйомних сил:  $Y_{kp}, Y_p, Y_k$

$$X_d = \frac{Y_{kp}(X_{kp} + X'_{dkp}) + Y_k X_{dk} + Y_p X_{dp}}{Y} \quad (2.30)$$

де  $X'_{dkp}$  - координата центра тиску ізолюваного крила;  $X_{dk}, X_{dp}$  - координати центрів тиску корпусу та руля відносно носка

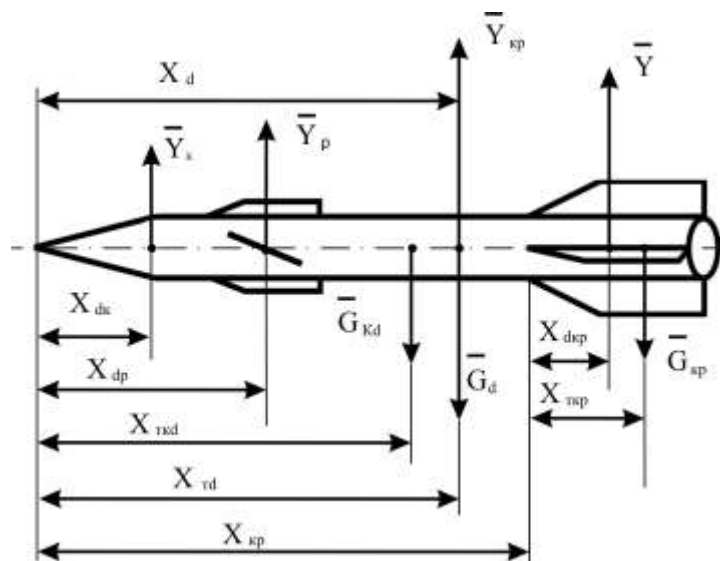


Рис.2.30. Схема компоновки ракети

ракети, та координати  $X_{ta}$  центра маси ракети як точки прикладення рівнодіючої  $G_a$  паралельних сил  $G_{ka}$  і  $G_{kp}$  на момент закінчення горіння палива, коли ракета досягає максимальної швидкості:

$$X_{Ta} = \frac{G_{ka} X_{Tka} + G_{kp} (X_{kp} + X'_{Tkp})}{G_a} \quad (2.31)$$

де  $G_{ka}$  - вага корпусу ракети після вигорання палива;  $G_{kp}$  вага крила  $G_a$  - вага ракети без палива;  $X_{Tka}$  - координата центра маси корпусу без палива;  $X'_{Tkp}$  - координата центра маси ізолюваного крила.

В стані балансування  $X_{Ta} = X_d$ . Прирівнюючи вирази (2.30) і (2.31) і переходячи від підйомних сил до відповідних коефіцієнтів, одержуємо вираз для координати

$$X_{kp} = \frac{X_1 - \frac{1}{C_y} (C_{ykp} X'_{dkp} + C_{yk} \frac{S_k}{S_{kp}} X_{dk} + C_{yp} \frac{S_p}{S_{kp}} X_{dp})}{\frac{C_{ykp}}{C_y} - \frac{m_{kp}}{m_a}} \quad (2.32)$$

$$X_1 = \frac{m_{ka} X_{Tka} + m_{kp} X'_{Tkp}}{m_a}$$

де  $m_{kp}$  - маса крила;  $m_k$  - маса корпусу ракети без палива;  $m_a$  маса ракети без палива.

У формулі (2.32) параметри  $X_{dp}, S_p$  в невідомими. Величину  $X_{dp}$  визначають із конструктивної компоновки за місцем розміщення рульових приводів. Приблизно можна рахувати, що  $X_{dp}$  співпадає з координатою осі обертання руля. Площа руля визначається на основі статистичних даних із відношення  $S_p / S_{kp}$ . Для сучасних ракет це відношення складає 0,05... 0,2.

Після того як знайдено положення крила на корпусі, необхідно перевірити ступінь статичної стійкості ракети. Найгіршим випадком при цьому є політ ракети на мінімальній швидкості  $M_{\min}$ , що відповідає моменту пуску ракети на малій висоті. Згідно з формулою (2.26) маємо

$$K_{CT} = \frac{X_{T0} - X_{F\alpha}(M_{\min})}{b_a}$$

де  $X_{T0}$  - координата центра маси ракети на момент її старту. Координата фокуса  $X_{F\alpha}(M_{\min})$  знаходиться за формулою [5]

$$X_{F\alpha}(M_{\min}) = \frac{1}{C_y} (C_{ykp} X_{dkp} + C_{yk} \frac{S_k}{S_{kp}} X_{dk} + C_{yp} \frac{S_p}{S_{kp}} X_{dp})$$

де коефіцієнти  $C_y, C_{ykp}, C_{yk}, C_{yp}$  визначаються при  $M = M_{\min}$

В результаті аеродинамічної компоновки може виявитися, що ракета статично не стійка, або має недостатній ступінь стійкості. У цьому випадку необхідно переглянути компоновку: вибрати іншу аеродинамічну схему, перекомпонувати ракету конструктивно, вибрати іншу форму крила. Після цього знову розрахувати  $X_{KP}$  та  $K_{CT}$

## 2.11. Принципи конструктивної компоновки ракет

Конструктивною компоновкою називається розміщення в середині корпусу АКР агрегатів системи керування, бойового спорядження, системи енергопостачання, двигуна, та елементів електросистеми.

Конструктивна компоновка ракети повинна забезпечувати високу надійність функціонування систем і агрегатів АКР, зручність і безпеку її експлуатації, високу технологічність виробництва, а також мінімально можливі масу та габарити ракети. Для забезпечення високої надійності, системи і агрегати розміщуються в корпусі ракети таким чином, щоб кожній системі і агрегатові створювалися найкращі умови функціонування. Одночасно згадані системи не повинні створювати перешкоди іншим. Так, в самонавідимих ракетах координатори цілі розміщують в головній частині ракети, щоб інші частини ракети не перешкоджали координатору сприймати випромінювання цілі. Місцезнаходження антен неконтактного підривача на корпусі ракети повинно виключати можливість екранування цих антен консолями крила, рулями. Приймальні антени систем телекерування розміщують в хвостовій частині корпусу, щоб вони не екранувалися елементами конструкції ракети при будь-якому кутовому положенні ракети відносно пункту наведення.

Осколочну та стрижньову бойову частину розміщують таким чином, щоб конструктивні елементи ракети не впливали на зону розльоту вражаючих елементів. Тому не можна установлювати бойову частину там, де розміщені консолі крила або опірння, прокладати на її поверхні масивні електромережі, газопроводи.

Для забезпечення зручної та безпечної експлуатації ракети в її конструктивній компоновці передбачають необхідне число експлуатаційних роз'ємів і лючків для доступу до внутрішніх агрегатів, причому лючки повинні легко відкриватися.

В сучасних АКР консолі крила і рулі виконуються легкоз'ємними. Це дав змогу зменшити габарити і масу тари для зберігання та транспортування ракети і зменшити час підготовки ракети до бойового використання. Вибухонебезпечні агрегати ракети, такі як піропатрони, детонатори, трасери, - виконуються з'ємними для зберігання та транспортування окремо від ракети. Якщо ці агрегати нез'ємні, то повинно передбачатися відстикування електророз'ємів цих агрегатів.

Висока технологічність виробництва АКР досягається розчленуванням конструкції ракети на окремі відсіки, зосередженням апаратури одного призначення в одному відсіку; уніфікацією матеріалів, деталей, приладів. Особливо перспективним є створення ракет модульної конструкції, коли ракета складається із окремих модулів. Причому, використовуючи ті чи інші модулі, можна складати ракети різного призначення, а взаємозамінність цих модулів значно спрощує експлуатацію таких ракет.

Мінімально можливі маса і габарити корпусу ракети досягаються щільною компоновкою агрегатів та систем всередині корпусу, а також тим, що взаємодіючі агрегати розміщуються якомога ближче один до одного, наприклад рульові приводи - до рулів, джерела живлення - до споживачів.

В результаті конструктивної компоновки визначається також розміщення на корпусі ракети рулів, поворотного крила, дестабілі-затора, стабілізатора. Рулі і поворотне крило розміщують над відсіком приводів рулів чи поворотного крила. Дестабілізатор для збільшення його ефективності установлюють по можливості ближче до носової частини ракети. Стабілізатор, навпаки, розміщують по можливості ближче до хвостової частини ракети.

Після конструктивної компоновки можна визначити координати центрів маси корпусу, крила та ракети в цілому перед стартом та після вигорання палива. Ці координати необхідні для виконання аеродинамічної компоновки ракети.

### ГЛАВА 3. Енергобалістичні характеристики ракет

#### 3.1. Поняття про енергобалістичні характеристики ракет та принципи їх обґрунтування

Енергобалістичними називають такі характеристики ракети, що визначають її швидкісні якості та можливості по створенню керуючої сили. До енергобалістичних характеристик (ЕБХ) авіаційних керованих ракет будемо відносити :

- сумарний імпульс  $J_{\Sigma}$  сили тяги двигуна;
- площу  $S_{kp}$  двох консолей крила;
- додаткову швидкість  $v_g$ , Ідо одержує ракета ва час роботи двигуна;
- питоме навантаження на крило  $p_0$

Сумарний імпульс сили тяги двигуна ракети визначається згідно в виразом

$$J_{\Sigma} = \int_0^{t_a} P(t) dt \quad (3.1)$$

де  $t_a$  - термін дії двигуна;  $P(t)$  – тяга двигуна

Якщо  $J_{\Sigma} = Pt_a$  то

$$P(t) = P = const \quad (3.1)$$

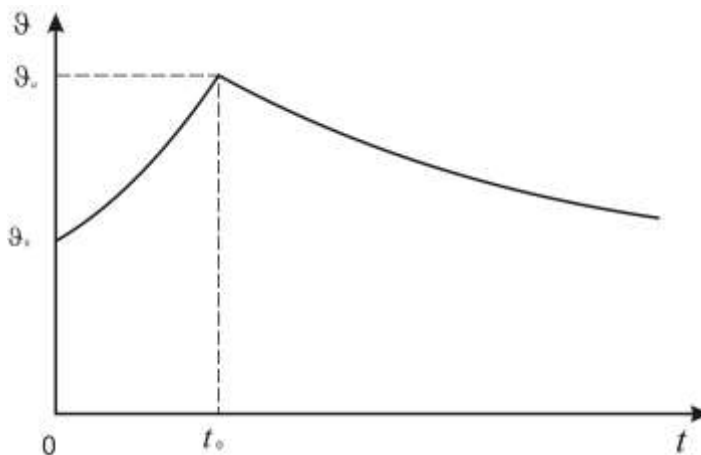


Рис.3.1. Закон зміни швидкості ракети  $v(t)$

За час дії двигуна  $t_a$  швидкість ракети  $v$  (рис.3.1) змінюється від швидкості  $v_0$  (що дорівнює швидкості носія на момент пуску ракети) до швидкості  $v_a$  в кінці активної ділянки траєкторії. Після закінчення дії двигуна (на пасивній ділянці траєкторії) за рахунок гальмуючої дії набігаючого потоку швидкість ракети зменшується. Додаткову швидкість ракети можна визначити як .

$$v_g = v_a - v_0 \quad (3.1)$$

Для АКР  $v_g$  - 500... 1000 м/с.

Питоме навантаження на крило визначається формулою

$$P_0 = \frac{m_p g}{S_{kp}} \quad (3.2)$$

де  $m_p$  - маса ракети. Маса ракети  $m_p$  на активній ділянці траєкторії є величиною змінною, а на пасивному - постійною. Тому і величина  $P_0$  при  $t < t_a$  є величиною змінною, а при  $t > t_a$  - постійною.

Як свідчить формула (3.2), ЕБХ  $P_0$  та  $S_{kp}$  є функціонально пов'язаними, тому вони рівноцінні. Функціонально пов'язаними є і ЕБХ  $J_\Sigma$  та  $v_g$ . Покажемо це, Згідно з законом збереження кількості руху ракети

$$m_a v_a - m_0 v_0 = J_\Sigma - J_r \quad (3.3)$$

де  $m_0$  - стартова маса ракети;  $m_a$  - маса ракети без палива;

$J_r$  - сумарний імпульс сил, що гальмують рух ракети. Якщо  $m_0$  записати у вигляді

$$m_0 = m_a + m_n \quad (3.4)$$

де  $m_n$  - маса палива, та підставити (3.4) в (3.3), то одержимо

$$m_a v_a - m_0 v_0 - m_n v_0 = J_\Sigma - J_r$$

Використавши (3.1), можемо записати

$$v_g = \frac{J_\Sigma - J_r}{m_a} + \frac{m_n}{m_a} v_0 \quad (3.5)$$

Отже пара ЕБХ  $v_g$  та  $J_\Sigma$  є також рівноцінними. Таким чином» для аналізу параметрів руху ракети можна користуватися однією з пар ЕБХ:  $J_\Sigma$  і  $S_{kp}$ , або  $v_g$  і  $P_0$

Характеристика  $J_\Sigma$  (або  $v_g$ ) входить в число факторів що визначають, в основному, дальність польоту ракети, а характеристика  $S_{kp}$  (або  $P_0$ ) визначає маневрові можливості ракети - її перевантаження.

При проектуванні ракети виникав необхідність у визначенні ЕБХ, щоб вони забезпечували необхідні дальність пуску ракети  $D_0$  і її перевантаження  $n$ . Разом з тим, значення ЕБХ ракети залежать від її аеродинамічних характеристик  $C_x, C_y$ , необхідно використати  $n$  умов, при котрих виконується бойове використання ракети:  $D_0, v_0, H, v_u, n_u, C$  дальність та початкова швидкість пуску ракети, висота польоту ракети, швидкість та перевантаження цілі). Ці залежності можна записати в символічному вигляді

$$\begin{aligned} v_g &= v_g \{D_0, v_0, H, v_u, n_u, n, C_x, C_y\} \\ P_0 &= P_0 \{D_0, v_0, H, v_u, n_u, n, C_x, C_y\} \end{aligned} \quad (3.6)$$

Залежності (3,6) показують ті фактори, котрі необхідно враховувати при визначенні ЕБХ заново створюваної ракети.

Основою для визначення ЕБХ ракети є тактико-технічні вимоги (ТТВ), що розробляються з врахуванням бойового використання ракетного комплексу у цілому. Умови бойового використання ракет можуть змінюватися в широких межах. Основними ТТВ для АКР є :

- нижня  $H_0$  та верхня  $H_1$  межі заданого діапазону висот бойового використання;
- швидкості літака-носія в діапазоні висот  $H_0 \dots H_1$ ;
- швидкості цілей  $v_{u0}$  і  $v_{u1}$  на висотах  $H_0, H_1$ ;
- максимальна дальність пуску ракети  $D_0$  на нижній межі висот та мінімальна дальність  $D_1$  пуску ракети на верхній межі висот та ін.

При визначенні ЕБХ використовують такі значення умов бойового використання, що створюють найбільш важкі умови наведення ракети. Значення ЕБХ, які одержані для найбільш важких умов, забезпечать наведення ракети і в більш простих умовах її бойового використання.

Існує багато підходів до визначення ЕБХ. Одним з найпоширеніших підходів є такий, що на основі аналізу особливостей сучасного повітряного бою, характеристик літаків-носіїв та літаків-цілей визначають типові умови бойового використання ракет. Однією з основних типових умов є вірогідна (типова) висота бойового використання ракети  $H_T$ . Для цієї висоти формуються ТТВ по максимальній  $D_{\max}$  та мінімальній  $D_{\min}$  дальностях пуску ракети, мінімальних та максимальних швидкостях літака-носія та цілі, початкових помилках наведення ракети на ціль та ін. Для цих ТТВ визначаються ЕБХ. Ракета, яка створена за визначеними ЕБХ при її бойовому використанні на висотах  $H < H_T$ , буде мати меншу дальність пуску, але вищу маневровість, а при використанні на висотах  $H > H_T$ , дальність пуску ракети буде більшою при деякому зниженні маневрових характеристик АКР.

Як показують залежності (3.6), для визначення ЕБХ необхідно знати аеродинамічні характеристики  $C_y$  і  $C_x$ . На етапі обґрунтування вимог до ЕБХ можна користуватися аеродинамічними характеристиками існуючих ракет такої ж аеродинамічної схеми, що у створюваної ракети.

### 3.2. Визначення ЕБХ авіаційних керованих ракет

Енергобалістичні характеристики  $v_g$  і  $P_0$  (або  $J_\Sigma$  і  $S_{kp}$ ) знаходяться у взаємно суперечливому зв'язку. Для зменшення стартової маси ракети бажано мати меншу масу палива, при цьому буде невеликим значення  $v_g$  чи  $J_\Sigma$ . Щоб ракета змогла виконати політ на задану відстань при малих значеннях  $v_g$  чи  $J_\Sigma$ , вона повинна мати малу площу крила  $S_{kp}$  (чи високе значення  $P_0$ ), щоб незначним був лобовий опір. Але мале значення  $S_{kp}$  не дає змогу одержати бажану керуючу силу ракети. Тому необхідно знайти деяке оптимальне значення  $S_{kp}$  (чи  $P_0$ ), при котрому ракета має допустиму силу лобового опору та достатню маневровість.

Для практичного визначення ЕБХ ракети, тобто одержання конкретних залежностей (3.6), розглядають найбільш важкі умови бойового використання, що називаються розрахунковими умовами. Таких розрахункових умов прийнято розглядати дві. Для прикладу розглянемо розрахункові умови, що використовуються для визначення ЕБХ ракет класу "повітря - повітря".

#### Перша розрахункова умова.

Перша розрахункова умова для визначення ЕБХ АКР формулюється таким чином: енергобалістичні характеристики ракети повинні мати такі значення, щоб при пускові ракети на висоті  $H_T$  з швидкістю  $v_0$  з максимальної дальності  $D_{\max}$  навздогін неманевруючій цілі, що має швидкість  $v_{ц0}$ , швидкість ракети при зустрічі з ціллю була не менше заданої величини  $v_k$ .

Кінцева швидкість наведення ракети  $v_k$  визначається

$$v_k = v_{ц0} + v_{r\min}$$

де  $v_{r\min}$  - швидкість зближення ракети з ціллю, яка мінімально можлива за умовами надійного спрацювання неконтактного підривача. Для сучасних ракет 00 - 150... 200 м/с.

Таким чином, при розрахунку ЕБХ АКР за першою розрахунковою умовою початковими даними є  $H_T, D_{0\max}, v_0, v_{ц0}, v_k$

Схема руху ракети і цілі згідно з першою розрахунковою умовою показана на рис.3.2. В момент пуску ракети в точці  $P$  ціль

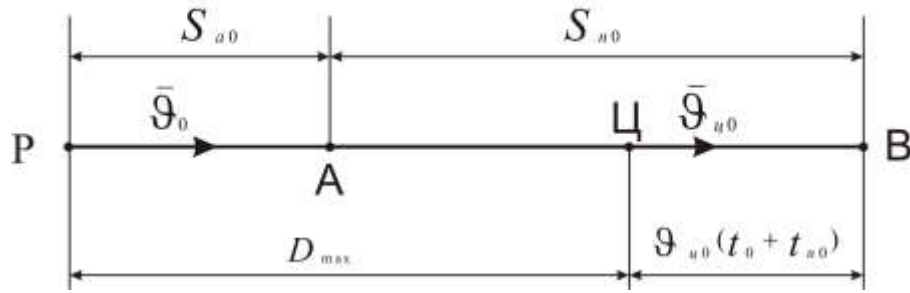


Рис.3.2. Схема зближення ракети з ціллю на висоті

знаходиться в точці  $U$  на відстані  $D_{\max}$  від ракети. В точці  $A$  ракета переходить з активної ділянки траєкторії на пасивну, а точка  $B$  в точкою зустрічі ракети з ціллю.

При рівномірному і прямолінійному польоті цілі зі швидкістю  $v_{u0}$  умова зустрічі ракети з ціллю запишеться так:

$$S_{a0} + S_{n0} = D_{0\max} + v_{u0}(t_a + t_{n0}) \quad (3.7)$$

де  $S_{a0}, t_a$  - шлях та час руху ракети на активній ділянці траєкторії;  $S_{n0}, t_{n0}$  - шлях та час руху ракети на пасивній ділянці траєкторії.

Якщо припустити, що на активній ділянці швидкість ракети зростає за лінійним законом, то час руху ракети на активній ділянці :

$$t_a = \frac{v_g}{n_{x0}g} \quad (3.8)$$

де  $n_{x0}$  - осьове перевантаження ракети за термін дії двигуна (для сучасних ракет  $n_{x0}$  - 10,., 20),

Рух ракети на пасивній ділянці траєкторії характеризується гальмуючою дією сили лобового опору  $X$ , котра залежить від коефіцієнта  $C_x(M, \alpha)$  лобового опору. Для подальшого визначення ЕБХ доцільно одержати аналітичну залежність  $C_x(M, \alpha)$ . У виразі (2.17) кут  $\alpha$  можна прийняти середнім значенням  $\alpha_{сеп} = const$  В результаті цього, в врахуванням (2.16) - (2,18), одержимо.

$$C_x(M, \alpha) \approx C_x(M, \alpha_{сеп}) = K_1 + \frac{K_2}{M} = K_1 + \frac{K_2 \alpha}{v} \quad (3.9)$$

$$де$$

$$K_1 = K_{x1} + K_{y1} \alpha_{сеп}^2,$$

$$K_2 = K_{x2} + K_{y2} \alpha_{сеп}^2$$

де  $a$  - швидкість звуку на висоті  $H_T$

Для визначення зв'язку між  $v_g$  та  $P_0$  необхідно перетворити та розв'язати рівняння (3.7). Згідно з методикою В.Г.Григор'єва [5], знайдемо розв'язання даного рівняння у вигляді системи рівнянь :

$$P_0 = \frac{g\rho}{2} \frac{D_{\max} - D_{a0}(\nu_g)}{\Phi(\nu_g)}$$

$$D_a(\nu_g) = (\nu_0 + \frac{1}{2}\nu_g - \nu_{y0})t_a$$

$$\Phi(\nu_g) = \frac{1}{K_1} \ln \frac{1 + K\nu_g}{1 + K\nu_k} - \frac{\nu_{y0}}{K_2 a} \ln \frac{1 + K\nu_k}{1 + K\nu_a} \quad (3.10)$$

$$K = \frac{K_1}{K_2 a}$$

$$\nu_a = \nu_0 + \nu_g$$

Дана система рівнянь, та залежності (3.8) і (3.9) дозволяють визначити залежність  $P_0(\nu_g)$  для першої розрахункової умови, Задаючись значеннями  $\nu_g$ , можна побудувати графік залежності  $P_0(\nu_g)$ . Такий графік має вигляд, що зображений на рис.3.3.

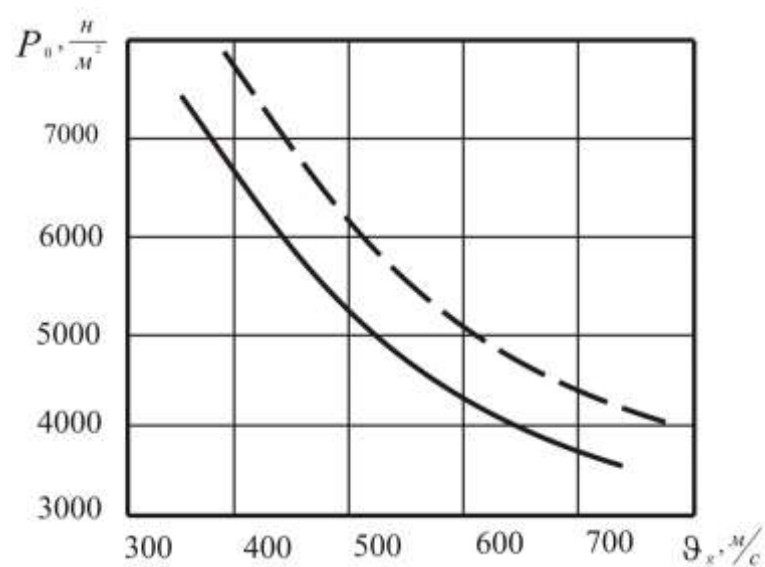


Рис.3.3. Залежність

При збільшенні питомого навантаження на крило  $P_0$  (що еквівалентно зменшенню площі крила  $S_{kr}$ ) зменшується лобовий опір, тому для виконання першої розрахункової умови можна зменшити додаткову швидкість ракети, що і видно в графіка функції  $P_0(\nu_g)$ . Фізичний зміст цієї залежності полягає в тому, що пара значень  $\nu_g$  та  $P_0$ , що створює будь-яку точку на кривій  $P_0(\nu_g)$ , задовольняє умовам пуску ракети згідно з першою розрахунковою умовою, тобто ракета, що пускається з початковою швидкістю з відстані  $D_{\max}$ , буде мати при зустрічі з ціллю швидкість  $\nu_k$ .

Але будь-яка така пара значень  $\nu_g$  та  $P_0$  не є рівноцінними з точки зору маси та маневрових якостей ракети. Маневрові якості ракети покращуються, якщо понижувати  $P_0$  (збільшувати  $5kr$ ) але це призводить до збільшення  $\nu_g$  (або  $J_{\Sigma}$ ), що в свою чергу призведе до збільшення маси палива і в цілому маси ракети.

Таким чином, перша розрахункова умова дозволяє одержати множину пар значень ЕБХ  $P_0$  та  $\nu_g$ , але не дає відповіді, яку з них доцільно взяти для подальшої розробки ракети. Слід зауважити, що для конкретного поєднання значень  $D_0$ ,  $\nu_0$ ,  $\nu_k$  існує тільки один



графік  $P_0(v_g)$ . Якщо зміниться хоча б один із згаданих параметрів (наприклад, збільшиться  $D_{\max}$ ), то графік  $P_0(v_g)$  буде іншим (на рис.3.3 показано пунктиром). Друга розрахункова умова.

Авіаційна керована ракета в процесі наведення на ціль повинна рухатися по траєкторії, що відповідає вибраному методу наведення. Керуюче перевантаження, що повинно створюватися ракетою і зумовлене методом наведення, називається потрібним перевантаженням  $n_n$ . При реалізації найбільш поширеного метода самонаведення ракет - метода пропорційного самонаведення потрібне перевантаження формують у вигляді (для спрощення розглянемо процес наведення ракети в горизонтальній площині):

$$n_n(t) = \frac{N_0}{g} \left| \dot{D}(t) \right| \dot{\nu}(t) \quad (3.11)$$

де  $N_0$  - навігаційна постійна ( $N_0 - 3...5$ );  $\left| \dot{D}(t) \right|$  - модуль швидкості зближення ракети з цілью;

$\dot{\nu}(t)$  - кутова швидкість лінії ракета - ціль.

Керуюче перевантаження. Ідо може створити ракета в процесі наведення на ціль, називається можливим перевантаженням  $n_m$ . Для ракети б аеродинамічним способом створення керуючої сили можливе перевантаження дорівнює аеродинамічному керуючому перевантаженню, що створює ракета при максимальному балансировочному куті атаки  $\alpha_{\max}$ . Відповідно до цього визначення і з врахуванням виразу (3.10) одержимо:

$$n_m = \frac{Y}{G} = \frac{C_y^\alpha \alpha_{\max} S_{kp} \rho v^2}{2mg} \quad (3.12)$$

Для забезпечення наведення ракети необхідно, щоб можливе значення перевантаження  $n_m$  було не меншим, ніж потрібне значення перевантаження:

$$n_m(t) \geq n_n(t) \quad (3.13)$$

Поставимо задачу визначення ЕБХ ракети на основі виконання співвідношення (3.13) в таких умовах бойового використання, при котрих  $n_m$  досягає найбільшого значення.

**Аналіз виразів (ЗЛІ) та СЛІІ) дозволяє** вробити висновок, що при одному і тому ж значенні  $\nu$  потрібне перевантаження  $n_n$  максимальне у випадку стрільби ракетою на висоті  $H_T$  по цілі, що виконує політ на зустрічних курсах. Дійсно, у випадку атаки цілі на зустрічних курсах модуль швидкості зближення ракети з цілью  $\left| \dot{D} \right|$  див. (1.11) дорівнює сумі швидкостей ракети та цілі.

При веденні сучасного повітряного бою часто виникає необхідність пуску ракети, коли між поздовжньою віссю носія (ракети до пуску) і напрямком на ціль існує деякий кут. Цей кут називається помилкою прицілювання. Помилка прицілювання може досягати 40...60.

Градусів схема руху ракети та цілі, що відповідає початковим даним другої розрахункової умови, показана на рис. 3.4. На момент пуску ракети вектор швидкості  $\overline{v_0}$  літака-носія орієнтований відносно лінії візування  $O\zeta_0$  під кутом  $\varphi_0$ , що і є помилкою пуску ракети, а ціль має швидкість  $\overline{v_{\zeta 0}}$ .

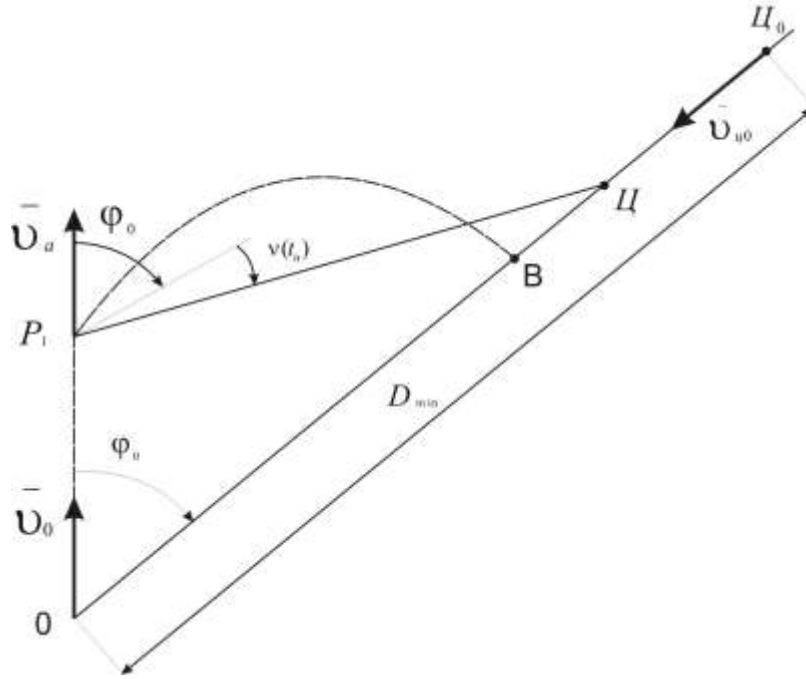


Рис.3.4. Схема сближення ракети з ціллю на висоті  $H_T$

Для запобігання зіткнення літака-носія з ракетою на протязі деякого часу  $t_n$  після пуску АКР летить прямолінійно за напрямком вектора  $\bar{v}_0$ . Керування ракетою починається в точці  $P_1$ . За час польоту  $T_n$  помилка пуску ракети зростає на кут  $v(t_n)$ . Після цього ракета виходить на траєкторію методу пропорційного наведення (лінія  $P_1 - B$ ) і в точці  $B$  зустрічається з ціллю. Максимальне значення кутової швидкості  $\dot{v}$  буде досягнуто на момент  $t_n$  початку керування ракетою, тому що після початку керування ракета наводиться таким чином, щоб звести  $\dot{v}$  до нуля.

Припустимо, що керування ракетою починається в момент  $t_a$  закінчення дії двигуна, тобто  $t_n = t_a$ . Якщо керування почнеться раніше, тобто  $t_n < t_a$ , то  $\dot{v}(t_n) < \dot{v}(t_a)$ . З врахуванням цього припущення можна зробити висновок, що при використанні методу пропорційного наведення потрібне перевантаження (3.11) досягає свого максимального значення  $n_{n\max}$  в кінці активної ділянки траєкторії ракети:

$$n_{n\max} = \frac{N_0}{g} \left| D(t_a) \right| \dot{v}(t_a) \quad (3.14)$$

В той же момент часу  $t_a$  можливе перевантаження  $n_m(t_a)$  ракети на основі (ЗЛЕ) в врахуванням (3.2) визначається виразом

$$n_m(t_a) = \frac{C_y^\alpha \alpha_{\max} \rho(v_0 + v_g)^2}{2p_0}$$

Підставивши значення  $C_y^\alpha$ , згідно з (2,16), одержимо:

$$n_m(t_a) = \frac{(K_{y1} + \frac{aK_{y2}}{v_0 + v_g}) \alpha_{\max} \rho(v_0 + v_g)^2}{2p_0} \quad (3.15)$$

Проведений аналіз дозволяє сформулювати другу розрахункову умову таким чином: енергобалістичні характеристики ракети повинні мати такі значення, щоб в кінці активної

дільниці при пуску ракети на висоті  $H_T$  з мінімальної дальності  $D_{\min}$  і при заданій помилці пуску назустріч цілі виконувалась умова

$$n_m(t_a) \geq n_n(t_a) \quad (3.16)$$

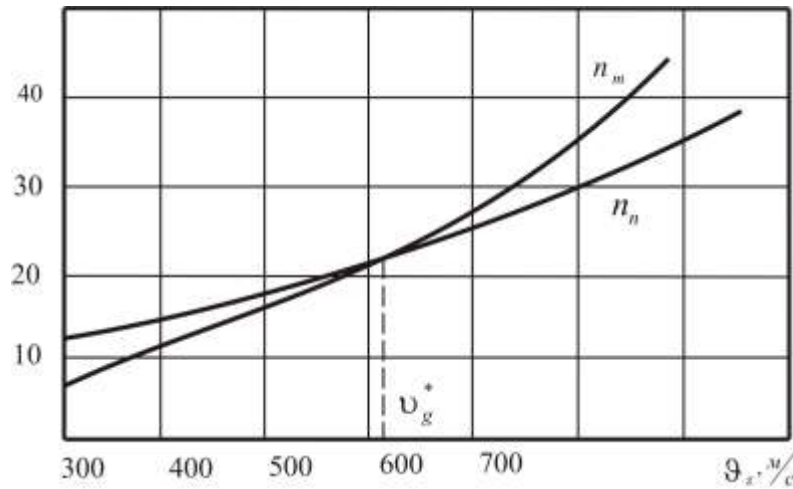


Рис. 3.5 Графіки залежностей  $n_n(v_g)$  та  $n_m(v_g)$

В [5] одержані математичні залежності, що дозволяють визначити  $\dot{D}(t_a)$  та  $\dot{v}(t_a)$ , від котрих залежить  $n_{n\max}$ .

Ці залежності мають такий вигляд:

$$\begin{aligned} \dot{D}(t_a) &= -v_a \cos[\varphi_0 + v(t_a)] - v_{y0} \cos v(t_a) \\ \dot{v}(t_a) &= \frac{v_a \sin[\varphi_0 + v(t_a)] + v_{y0} \sin v(t_a)}{D(t_a)} \\ v(t_a) &= \arcsin\left[\frac{OP_1}{D(t_a)} \sin \varphi_0\right] \\ D(t_a) &= \sqrt{OP_1^2 + (D_{\min} - v_{y0}(t_a))^2 - 2OP_1(D_{\min} - v_{y0}(t_a)) \cos \varphi_0} \\ OP_1 &= (v_0 + \frac{1}{2}v_g)t_a \\ v_a &= v_0 + v_g \end{aligned} \quad (3.17)$$

Задаючись значеннями  $v_g$ , використовуючи формули (3.8), (3.14) та (3.17), можна побудувати графік залежності  $n_{n\max}(v_g)$  (рис.3.5). Для побудови графіка залежності  $n_m(v_g)$  необхідно в формулу (3.15) підставити пари значень  $P_0$  та  $v_g$ , які розраховані відповідно з першою розрахунковою умовою (див. рис.3.3). Графік залежності  $n_m(v_g)$  зображено також на рис. 3.5, Точка перетину кривих  $n_n(v_g)$  та  $n_m(v_g)$  визначає ті значення  $v_g > v_g^*$ , при котрих виконується умова (3.15). Значення додаткової швидкості  $v_g^*$  слід вважати оптимальним для даних типових умов бойового використання, тому що воно є найменшим, яке зумовлює виконання (3.16) і разом з тим, забезпечує найменшу вагу ракетного палива.

### Порядок визначення ЕБХ АКР класу "повітря - повітря"

1. Проаналізувати ТТХ літаків-носіїв АКР та вірогідних повітряних цілей і визначити типові умови бойового використання ракети:

- типову висоту бойового використання ракети  $H_T$ ;

- мінімальну  $D_{\min}$  та максимальну  $D_{\max}$  дальності пуску ракети на висоті  $H_T$ ;
- максимальні значення швидкостей носія та цілі на висоті -  $H_T, v_0, v_{c0}$  величину помилки прицілювання  $\varphi_0$

2. Визначити для типової висоти бойового використання  $H_T$  параметри атмосфери: щільність повітря  $\rho$  та швидкість звуку  $a$ . Визначити щільність повітря  $\rho$  на висоті  $H_T$  можна за допомогою функції [18]:

$$\rho = K_5 \exp(-K_6 H)$$

де  $K_5, K_6$  - коефіцієнти апроксимації, значення котрих для різних діапазонів висот приведено в табл. 3.1.

Таблиця 3.1

Значення коефіцієнтів апроксимації

$H, \text{ м}$	0-5000	5000-11000	>11000
$K_5, \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$	1.231	1.317	2.048
$K_6, \frac{1}{\text{м}}$	$1.02 \cdot 10^{-4}$	$1.15 \cdot 10^{-4}$	$1.57 \cdot 10^{-4}$

Швидкість звуку  $a$  на висоті  $H$  визначається формулою

$$a = \begin{cases} 295 + 45(1 - \frac{H}{11000}), & H \leq 11000 \text{ м} \\ 295, & H > 11000 \text{ м} \end{cases}$$

3. Проаналізувати аеродинамічні характеристики існуючих ракет і визначити коефіцієнти апроксимації залежностей —  $C_y^\alpha(M)$   $K_{y1}, K_{y2}$  та  $C_{x0}(M) - K_{x1}, K_{x2}$  - середнє значення кута атаки  $\alpha_{\text{сер}}$  та максимальнє значення кута атаки ракети-прототипа;

4. Задаючись значеннями  $v_g$  з використанням (3.8) та (ЗЛО), розрахувати і побудувати залежність  $P_0(v_g)$  (рис.3.6),

5. Для тих же значень  $v_g$ , що і в п.4, з використанням формул (3.8), (3.14) та (3.17) розрахувати та побудувати графік залежності  $n_{n\max} = n_{n\max} v_g$ ; за допомогою формули (3.15), підставляючи пари значень  $P_0$  та  $v_g$  які розраховані в п. 4, розрахувати та побудувати графік залежності  $n_m = n_m v_g$  (рис.3.7), залежності  $n_{n\max}(v_g)$  і  $n_m(v_g)$

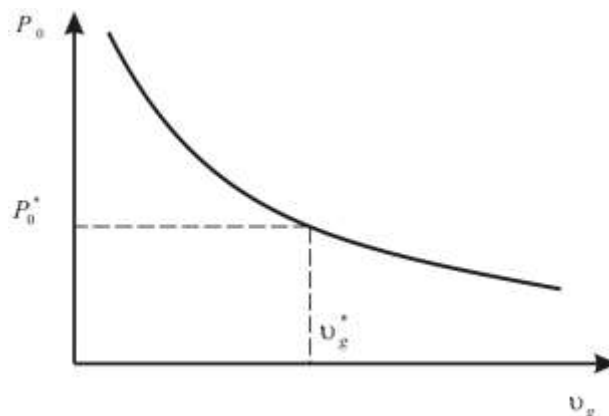


Рис.3.6. Графік  $P_0(v_g)$

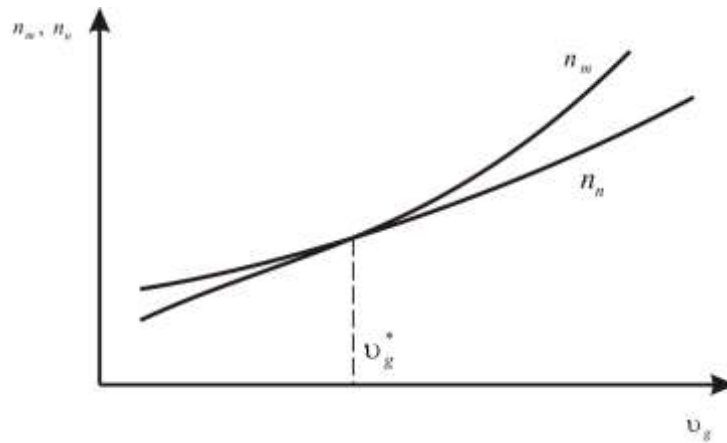


Рис.3.7. Графіки

6. З точки перетину кривих  $n_{n\max}(v_g)$  та  $n_m(v_g)$  на вісь  $v_g$  опустити перпендикуляр і визначити  $v_g^*$

7. За допомогою графічної залежності  $P_0(v_g)$  відповідно визначенням  $v_g^*$  визначити  $P_0^*$  (див.рис.3.6),

Визначені таким чином параметри  $v_g^*$  і  $P_0^*$  є тими значеннями ЕБХ, що задовільняють виконання ТТВ, які розглянені в п.1.

### 3.3. Стартова маса ракети

Задача розрахунку стартової маси ракети в деякій мірі є невизначеною. При невідомій конструкції ракети, її компоновочній схемі і невідомих габаритах неможливо точно визначити масу. Тому маса створюваної ракети знаходиться методом наближень. На першому етапі приблизно визначається стартова маса в залежності від розрахованих ЕБХ та на основі відомих статистичних даних про параметри, що характеризують маси окремих елементів ракети. Після цього знаходяться розміри ракети і виконується конструктивна компоновка. На другому етапі уточнюється маса, а за результатами уточнення визначаються більш точно розміри ракети.

При проектуванні авіаційних керованих ракет необхідно прагнути до зменшення маси, тому що це має важливе значення з точки зору експлуатації, здешевлення виробництва та збільшення боєкомплекту літака-носія.

Стартовою масою  $m_0$  називають масу ракети, повністю спорядженої і підготовленої до бокового використання. Величина,  $m_0$  складається з мас складових частин ракети:

$$m_0 = m_{\text{кн}} + m_D + m_n + m_{\text{пл}} \quad (3.18)$$

де  $m_{\text{кн}}$  - маса корисного навантаження;  $m_D$  - маса двигуна;  $m_n$  - маса палива;  $m_{\text{пл}}$  - маса планера, що складається з крила та опірника (рулі, стабілізатор, дестабілізатор). Корисне навантаження АКР складає: бойову частину, підривний пристрій, систему керування та систему енергопостачання. Введемо позначення:

$$\overline{m_D} = \frac{m_D}{m_0}; \overline{m_n} = \frac{m_n}{m_0}; \overline{m_{\text{пл}}} = \frac{m_{\text{пл}}}{m_0} \quad (3.19)$$

де  $\overline{m_n}; \overline{m_D}; \overline{m_{\text{пл}}}$  - відносні маси палива, двигуна та планера,

Помножимо і розділимо на  $m_0$  другий, третій та четвертий члени правої частини виразу (3.18). Тоді, з врахуванням (3.19), одержимо

$$m_0 = \frac{m_{\text{кн}}}{1 - \overline{m_D} - \overline{m_n} - \overline{m_{\text{пл}}}} \quad (3.20)$$

Для РДТП можна рахувати, що маса двигуна  $m_D$  є пропорційна, масі палива  $m_n$ , тобто:

$$m_D = \alpha_g m_n \quad (3.21)$$

де  $\alpha_g$  - коефіцієнт маси двигуна. Для сучасних керованих ракет  $\alpha_g \approx 0,6...0,8$ . Поділивши (3.21) на  $m_0$ , з врахуванням (3,19), одержимо

$$m_D = \alpha_g m_n \quad (3.22)$$

Підставивши (3.22) в (3.20) одержимо вираз для  $m_0$  у якому

$$m_0 = \frac{m_{\text{кн}}}{1 - (1 + \alpha_g)m_n - m_{\text{пл}}} \quad (3.23)$$

Ця формула свідчить, що стартова маса ракети, крім маси корисного навантаження, залежить від відносних мас палива  $\overline{m_n}$  та планера  $\overline{m_{\text{пл}}}$

Покажемо, що  $\overline{m_n}$  та  $\overline{m_{\text{пл}}}$  залежать від ЕБХ ракети, Масу планера АКР складають маса крила  $m_{\text{кр}}$  та маса опірння  $m_{0p}$ :

$$m_{\text{пл}} = m_{\text{кн}} + m_{0n}$$

Поділивши цей вираз на  $m_0$ , одержимо

$$\overline{m_{\text{пл}}} = \overline{m_{\text{кн}}} + \overline{m_{0n}} \quad (3.24)$$

де  $\overline{m_{\text{кн}}}$ ,  $\overline{m_{0n}}$  - відносні маси крила та опірння.

Прийнято рахувати, що маси крила та опірння пропорційні їх площі. Тоді для хрестовидних крила та опірння:

$$m_{\text{кр}} = 2q_{\text{кр}}S_{\text{кр}} \quad (3.25)$$

$$m_{0n} = 2q_{0n}S_{0n} \quad (3.26)$$

де  $q_{\text{кр}}$ ,  $q_{0p}$  - маси одиниці площі крила, і одиниці площі опірння;  $S_{\text{кр}}$ ,  $S_{0p}$  - площі двох консолей крила та двох консолей в опірння.

Маси одиниць площі крила  $q_{\text{кр}}$  та площі опірння  $q_{0p}$  залежать від конструкції цих елементів, матеріалу та способу виготовлення. Для дюралевих клепанних конструкцій  $q_{\text{кр}}$  - 15...20 кг/мм;  $q_{0p}$  - 20...25 кг/мм СІ 1.

Поділимо вирази (3.25), (3.26) на  $m_0$ , а праву частину (3.26) поділимо та помножимо на  $S_{\text{кр}}$ . В результаті цього, з врахуванням (3.24) та (3.2), маємо

$$\overline{m_{\text{пл}}} = \frac{2g}{P_0} (q_{\text{кр}} + q_{0n} \frac{S_{0n}}{S_{\text{кр}}}) \quad (3.27)$$

Відношення площ, згідно з статистичними даними [17] приймається:  $\frac{S_{0n}}{S_{\text{кр}}}$

- для рухомого опірння  $\frac{S_{0n}}{S_{\text{кр}}}$  - 0,08...0,4;

- для нерухомого опірння (стабілізатора) - 0,6...1,0  $\frac{S_{0n}}{S_{\text{кр}}}$

Тобто, відносна маса планера залежить від питомого навантаження на крило  $P_0$

**Методика одержання залежності  $\overline{m_n}(P_0 v_g)$ .**

У відповідності до цієї методики одержана залежність відносної маси палива від ЕБХ у такому вигляді:

$$\overline{m}_n = \frac{v_g + \frac{g\rho F(v_g)}{2P_0}}{P_{num} + \frac{1}{2}v_g} \quad (3.28)$$

$$F(v_g) = t_a \left\{ K_1 [v_0(v_0 + v_g) + \frac{1}{3}v_g^2] + K_2 a(v_0 + \frac{1}{2}v_g) \right\}$$

Як свідчить рис. 3.8, зі збільшенням  $V_g$ , відносна маса палива зростає, а значить, згідно з (3.23) буде зростати і стартова маса ракети  $W_o$ . Причому чим менше значення питомої тяги  $P_{num}$  РДТП, тим для одних і тих же ЕБХ маса ракети буде більша.

Таким чином, стартова маса ракети залежить як від маси корисного навантаження, так і від її енергобалістичних характеристик.

Якщо для кожної пари значень ЕБХ -  $P_0$  та  $V_g$ , розрахованих згідно з першою розрахунковою умовою (рис.3.3), одержати конкретну величину  $\overline{m}_n$ , то можна побудувати графічну залежність  $\overline{m}_n(v_g)$

$P_{num}$  - питома тяга двигуна - величина, що зумовлена властивостями палива РДТП;  
 $K_1, K_2$  - коефіцієнти, що визначаються залежністю (3.8).

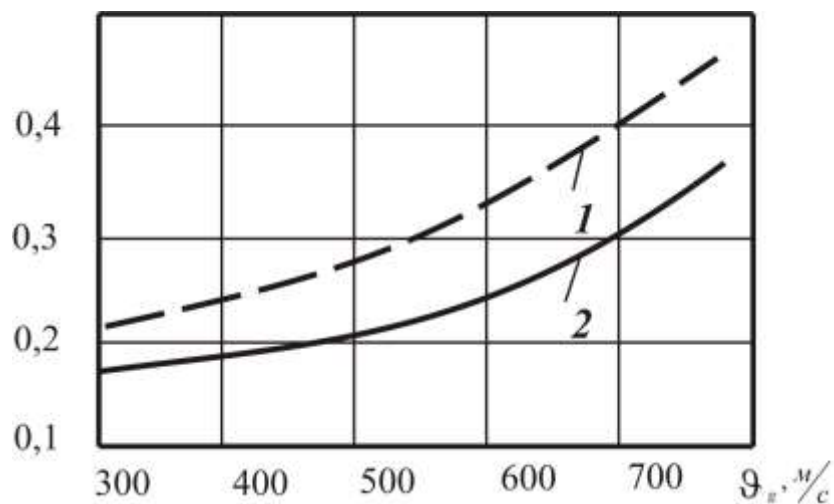


Рис.3.8. Графіки

1.  $P_{num}$ -2000 мс;
2.  $P_{num}$ -2600 мс;

### Порядок розрахунку стартової маси ракети

Як свідчить формула (3.23), для розрахунку  $m_0$  необхідно знати масу корисного навантаження  $m_{kn}$ .

Корисним навантаженням авіаційної керованої ракети є пристрої, блоки та агрегати, що входять до складу бойової частини, підривного пристрою, системи керування і системи енергопостачання. Всі перелічені агрегати, пристрої та системи розміщуються, як правило, у окремих відсіках. Тому, при визначенні маси корисного навантаження, необхідно враховувати і масу відсіків, де розміщуються окремі системи.

Найчастіше бойова частина виконується у вигляді окремого несучого відсіку з масою  $m_{бч}$ . Інші системи розміщуються всередині відсіків. З врахуванням цього, масу корисного навантаження можна записати у такому вигляді:

$$m_{кн} = m_{бч} + (1 + K_{відс})(m_{пл} + m_{ск} + m_{се}) \quad (3.29)$$

де  $K_{відс}$  - коефіцієнт, враховуючий масу силових елементів відсіку, для сучасних конструкцій  $K_{відс} = 0,15 \dots 0,25$ ;  $m_{пл}$  - маса підривного пристрою;  $m_{ск}$  - маса системи керування;  $m_{се}$  - маса системи енергопостачання.

В свою чергу, система керування складається з інформаційної системи (головки самонаведення) та автопілота, до складу якого входять блок керування і рульові приводи. Тому масу системи керування  $m_{ск}$  можна виразити, як

$$m_{ск} = m_{гс} + m_{бк} + m_{рп}$$

де  $m_{гс}$  - маса головки самонаведення;  $m_{бк}$  - маса блока керування;  $m_{рп}$  - маса рульових приводів.

З врахуванням останнього маса корисного навантаження запишеться у вигляді:

$$m_{кн} = m_{бч} + (1 + K_{відс})(m_{пл} + m_{гс} + m_{бк} + m_{рп} + m_{се}) \quad (3.30)$$

При розрахунку стартової маси ракети параметри  $m_{бч}$ ,  $m_{пл}$ ,  $m_{гс}$ ,  $m_{бк}$ ,  $m_{рп}$ ,  $m_{се}$  рахуються відомими.

Якщо вони не відомі, то для орієнтовних розрахунків можна скористатися масами систем, що входять до корисного навантаження існуючих ракет аналогічного призначення.

Враховуючи сказане, порядок розрахунку  $m_0$  такий :

1. Визначити енергобалістичні характеристики  $P_0^*$  та  $v_g^*$  для типових умов бойового використання ракети (за методикою попереднього параграфа),
2. Згідно в формулою (3.27) та рекомендаціями до неї розрахувати значення відносної маси планера ракети  $m_{пл}$
3. Вибрати тип твердого палива (див., наприклад, табл.4.2) та визначити для нього питому тягу  $P_{нит}$ . За формулою (3.28) розрахувати відносну масу палива  $m_{пл}$ , при цьому скористатися тим, що параметри  $a$ ,  $\rho$ ,  $t_a$ ,  $K_{1,2}$  вже були визначені при розрахунку ЕБХ:  $P_0^*$  і  $V_g^*$
4. З використанням формули (3.23) розрахувати стартову масу ракети  $m_0$ .

### 3.4. Геометричні параметри ракети та її частин

Авіаційна керована ракета конструктивно складається з таких основних частин: корпусу; крила; опірення (рульових поверхней).

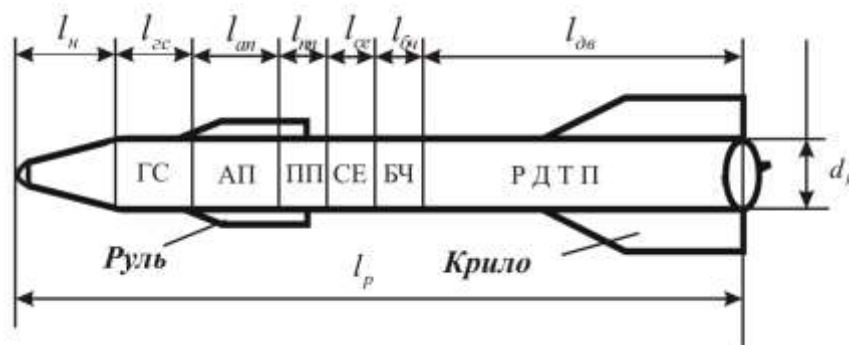


Рис.3.9. Геометричні параметри ракети



До геометричних параметрів ракети та її частин відносяться (рис.3.9) :

- діаметр корпусу ракети (калібр) -  $d_k$
- довжина корпусу ракети -  $l_p$  та довжини окремих відсіків  $l_i$ ;
- форма та розміри крила;
- форма та розміри опірнення.

Основою для розрахунків геометричних параметрів ракети є її стартова маса, площа крила та вибрана аеродинамічна схема.

За даними відкритих джерел технічної літератури діаметри корпусів сучасних авіаційних керованих ракет в залежності від їх маси можуть приймати ряд значень: 0,08 м; 0,27 м; 0,15 м; 0,175 м; 0,2 м; 0,23 м; 0,26 м; 0,3 м; 0,38 м.

Основою для визначення діаметра корпусу ракети є величина навантаження  $P_{нк}$  на поперечний перетин корпусу

$$P_{нк} = \frac{m_0}{S_k} \quad (3.31)$$

де  $S_k$  - площа поперечного перетину корпусу ракети.

За статистичними даними сучасних ракет побудовано графік залежності  $P_{нк}(m_0)$  (рис.3.10).

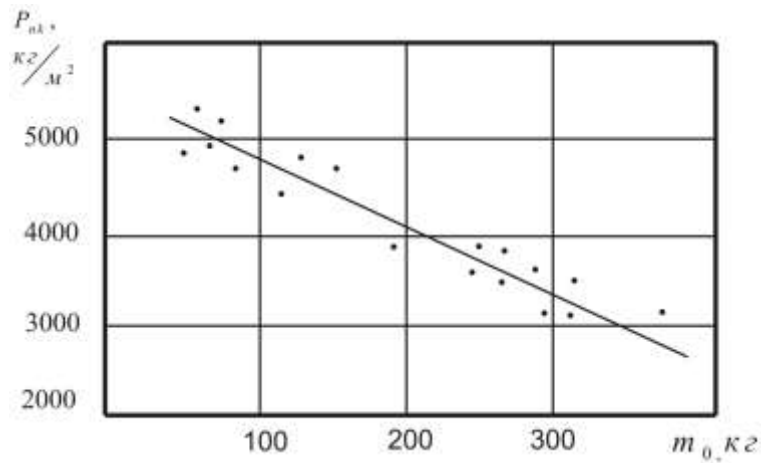


Рис 3.10. Залежність  $P_{нк}(m_0)$

Розрахувавши масу ракети  $m_0$ , за допомогою графіка  $P_{нк}(m_0)$  (рис,3.10) можна знайти величину  $P_{нк}$ , після чого за формулою

$$S_k = \frac{m_0}{P_{нк}}$$

що витікає з формули (3.31), знаходять площу поперечного перетину корпусу. Якщо корпус ракети круглого перетину, то діаметр  $d_k$  визначають як

$$d_k = \sqrt{\frac{4S_k}{\pi}} \quad (3.32)$$

Визначений за формулою (3.32) діаметр  $d_k$  необхідно привести до найближчого із значень приведенного вище ряду.

Довжина корпусу ракети  $l_p$  визначається як сума :

$$l_p = l_n + \sum_{i=1}^n l_i \quad (3.33)$$

де  $l_n$  - довжина носової частини ракети;  $l_i$  - довжина  $i$  - го відсіку;  $n$  - кількість відсіків.

Довжина носової частини залежить від типу головки самонаведення. Якщо в ракеті використовується радіолокаційна головка самонаведення з конусним обтікачем, то

$$l_n = \lambda_n d_k \quad (3.34)$$

де  $\lambda_n$  - подовження носової частини корпусу. Для сучасних ракет  $\lambda_n$  - S...3.

Якщо ракета опораджується оптичною головою самонаведення, то довжину носової частини ракети обчислюють за формулами:

$$l_n = \lambda_n d_k \left(1 - \frac{d_{onm}}{d_k}\right) + \left(\frac{d_{onm}}{2 \cos \beta}\right) (1 - \sin \beta) \quad (3.35)$$

$$\beta = \arctg\left(\frac{1}{2\lambda_n}\right)$$

де  $d_{onm}$  - діаметр оптичного обтікача.

Радіус зкруглення  $r_n$  носової частини оптичної головки самонаведення розраховують за формулою:

$$r_n = \frac{d_{onm}}{2 \cos \beta}$$

Величину  $d_{onm}$  приймають на 20...40 % більшою від діаметра пе; винного зеркала  $d_{оз}$  оптичної головки самонаведення. Параметр може бути знайденим за приблизними формулами :

$$d_{оз} = K_{orc} \cdot 10^{-10} D_{orc}$$

$$K_{orc} = \begin{cases} 4; \text{при} \dots D_{orc} \leq 10^4 \text{ м} \\ 2; \text{при} \dots 10^4 \text{ м} \leq D_{orc} \leq 2 \cdot 10^4 \text{ м} \\ 1,2; \text{при} \dots D_{orc} > 2 \cdot 10^4 \text{ м} \end{cases}$$

де  $D_{orc}$  - максимальна дальність дії оптичної головки самонаведення.

Довжини відсіків системи керування (головки самонаведення, автопілота), системи енергопостачання та підривного пристрою визначають, виходячи зі щільності розміщення в них елементів радіо-та електромонтажу і інших пристроїв. Для сучасного рівня технології щільність  $\gamma$  перелічених систем в залежності від стартової маси ракети відображається графіком  $\gamma(m_0)$  , що зображений на рис. 3.11 (за матеріалами відкритого друку). Довжина кожного із згаданих відсіків визначається формулою:

$$l_i = \frac{4m_i}{\pi d_k^2 \gamma} \quad (3.36)$$

де  $m_i$  - маса  $i$  - го відсіку. Довжина бойової частини визначається за допомогою формули:

$$l_{бч} = \lambda_{бч} d_k \quad (3.37)$$

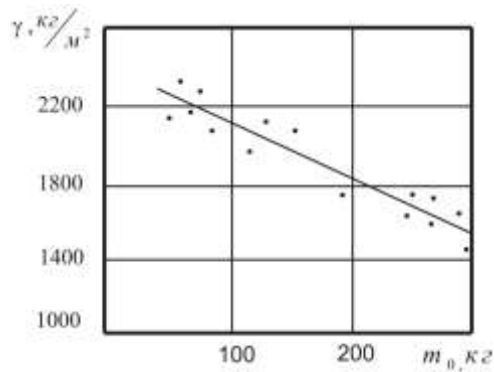


Рис.3.11. Залежність від стартової маси ракети

де  $\lambda_{бч}$  - подовження бойової частини ( $\lambda_{бч}$  - 1,5... 2,5).

Якщо на ракеті встановлюється твердопаливний двигун, то довжину відсіку такого двигуна можна обчислити за приблизною формулою :

$$l_{дв} = \frac{4}{\pi d_k^2} \left( \frac{1,1 m_n}{\rho_n \eta_{зан}} + \frac{\pi d_k^3}{4} \right)$$

де  $m_n$  - маса палива;  $\rho_n$  - питома маса палива;  $\eta_{зан}$  - 0,8...0,9-коефіцієнт заповнення камери згорання твердопаливного двигуна.

На сучасних авіаційних керованих ракетах використовуються різні форми крила. Найбільш поширеним є крило, консоль котрого має форму трапеції (рис.3.12). Геометричними параметрами крила є:

$$\lambda = \frac{l_{кр}^2}{S_{кр}} \quad (3.39)$$

$$\eta = \frac{b_0}{b_k} \quad (3.40)$$

Форма консолей крила визначається такими параметрами : подовженням  $\lambda$  , звуженням, розмах -  $l_{кр}$  ; бортова хорда; кінцева хорда  $b_k$

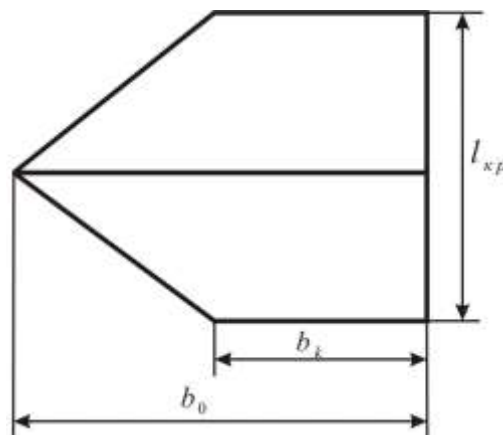


Рис.3.12. Параметри крила

Аналогічними параметрами визначається і форма аеродинамічних рулів ракети.

Області значень подовжень рулів та крила в залежності від "їх площі для сучасних ракет (за статистичними даними відкритих публікацій) зображені на рис.3.13. Початковими даними для розрахунку геометричних параметрів крила та руля є їх площа,  $S_{кр}$ ,  $S_p$  а також параметри  $\lambda$  і  $\eta$  для крила і для руля. Площа  $S_{кр}$  визначається в ході розрахунку енергобалістичних характеристик, а площу  $S_p$  визначають згідно з рекомендаціями до формули

(3.27), Для визначених площ  $S_{kp}$  і  $S_p$  за допомогою рис.3.13 можна знайти подовження крила  $\lambda_{kp}$  і подовження руля  $\lambda_p$

Параметри звуження доцільно вибирати в таких межах: для крила -  $\eta_{kp}$  - 1,2...3; для рулів -  $\eta_p$  - 3...20.

Знаючи вказані початкові дані, можна визначити :

розмах крила  $l_{kp}$  :

$$l_{kp} = \sqrt{\lambda_{kp} S_{kp}} \quad (3.41)$$

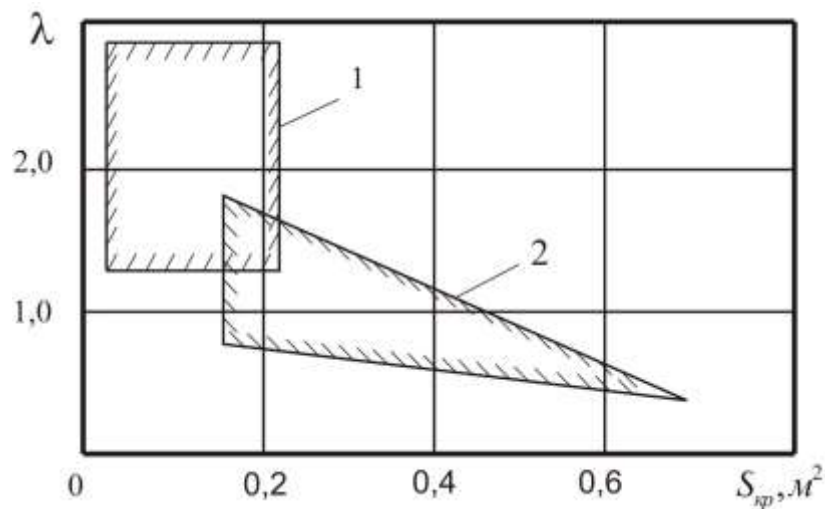


Рис.а.13. Области значень подовження 1 - для  $\lambda$  рулів; 2 - для крилах розмах руля :

$$l_p = \sqrt{\lambda_p S_p} \quad (3.42)$$

$$b_{kkp} = \frac{2S_{kp}}{(\eta_{kp} + 1)l_{kp}} \quad (3.43)$$

кінцеву хорду крила:

$$b_{kp} = \frac{2S_p}{(\eta_p + 1)l_p} \quad (3.44)$$

бортову хорду крила:

$$b_{okp} = \eta_{kp} b_{kkp} \quad (3.45)$$

бортову хорду руля:

$$b_{op} = \eta_p b_{kp} \quad (3.46)$$

В формулі (3.41) ... (3.46) індексами кр та р позначені величини, що відносяться до крила та руля відповідно.

### 3.5. Поняття балістичної області пуску АКР

Особливості бойового використання АКР найбільш чітко характеризуються розмірами області пуску. Областю пуску ракети навивають сукупність точок повітряного простору навколо цілі» при пуску з котрих ракета вражає ціль з наперед заданою вірогідністю. Чим більшими є розміри області пуску, тим вищі бойові можливості літака- носія, озброєного цією ракетою.

У цілому, область пуску залежить від багатьох факторів : енергобалістичних характеристик ракети, характеристик прицільної системи носія, характеристик системи керування, бойової частини і підривного пристрою ракети, та ін. Але основними факторами., що визначають область пуску ракети, б її характеристики, тому що саме вони визначають межі потенціально можливих дальностей бойового використання. Інші системи літака-носія та самої ракети своїми конкретними характеристиками можуть тільки понижувати можливі дальності пуску ракети, або, у кращому разі , залишати їх незмінними.

Тому доцільним є розгляд балістичної області пуску ракети, що зумовлюється тільки її ЕЕХ. Балістичною областю пуску (БОП) АКР називають сукупність точок повітряного простору навколо цілі, при пуску з котрих на траєкторіях зближення ракети з ціллю, зумовлених методом наведення, ракета має швидкість  $v$  не меншу, ніж задане значення  $v_3$  , а керуюче перевантаження  $n$  , створюване ракетою, не перевищує граничного значення перевантаження  $n_{гран}$  , тобто:

$$v \geq v_3 ; n \leq n_{гран} \quad (3.47)$$

Величина  $v_3$  задається з врахуванням необхідності створення умов для дії системи керування і підривного пристрою АКР. Величина  $n_{гран}$  зумовлена міцністю конструктивних елементів ракети.

В цілому, БОП являв собою тривимірну просторову фігуру складної форми, центр котрої пов'язаний з центром маси цілі. Розрахунки і побудова, такої фігури можливі, але вони складні, а результати не наочні.

Просторову БОП ракети класу "повітря - повітря" одержують на основі розрахунку і побудови перетинів цієї області горизонтальною площиною на декількох висотах з діапазону висот бойового використання. На рис. 3.14 зображено один в таких перетинів. Перетин побудовано в системі координат  $u_0, X_0, Z_0$  , початок котрої знаходиться в точці  $u_0$  , де знаходиться ціль в момент часу  $t_0$  що відповідає моментові пуску ракети, а вісь  $u_0 X_0$  спрямована за вектором  $v_u(t_0)$  швидкості цілі. Перетин БОП обмежений лінією ABCD максимальних дальностей  $D_{max}$  пуску і лінією мінімальних дальностей  $D_{min}$  пуску.

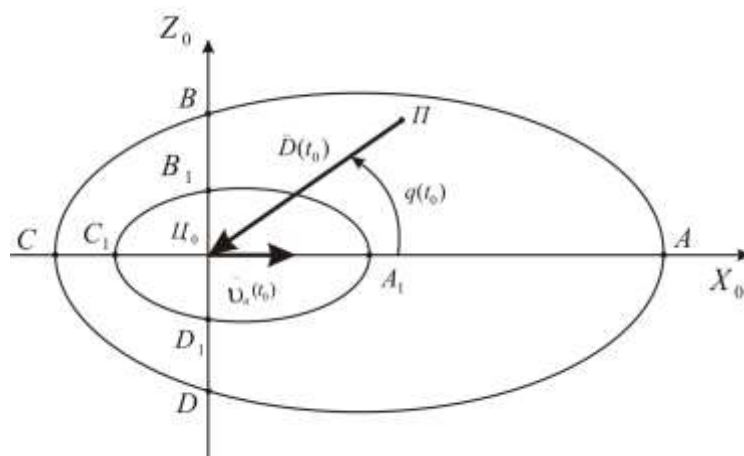


Рис.3.14. Перетин горизонтальною площиною БОП ракети класу "повітря - повітря"

Область BCDD<sub>1</sub>C<sub>1</sub>B<sub>1</sub> представляє собою частину перетину БОП, в якій пуск ракети виконується в задню півсферу (ЗПС) цілі. Із області BADD<sub>1</sub>A<sub>1</sub>B<sub>1</sub>. пуск ракети виконується в передню півсферу (ППС) цілі. При стрільбі в ППС швидкість зближення ракети з ціллю більша, ніж при стрільбі в ЗПС, Тому, при тій же тривалості польоту ракети, дальність пуску в ППС цілі більша, ніж. в її ЗПС.

Розрахунок і побудова БОП ракети класу "повітря - поверхня" виконують з використанням припущення  $v_{\eta} = 0$  в нерухомій системі координат з початком в центрі цілі. Можливість використання такого припущення пояснюється тим, що наземні та морські цілі нерухомі або рухаються з малими швидкостями, значно меншими, ніж швидкість польоту ракети. Тому при розрахунку БОП переміщенням наземної (надводної) цілі за час польоту ракети нехтують.

При стрільбі ракетою по нерухомій цілі ні один з напрямків пуску в горизонтальній площині не вимагає від ракети яких-небудь особливостей, в порівнянні з іншими напрямками. Тому досить розрахувати і побудувати перетин БОП вертикальною площиною. На рис. 3.15 зображено такий перетин БОП для ракети "повітря - поверхня". Перетин побудовано в системі координат  $\eta XH$ , початок  $\eta$  котрої розміщено в центрі цілі  $\eta$ , вісь  $X$  спрямована в горизонтальній площині в напрямку точки пуску, а вісь  $H$  спрямована вертикально вгору. Перетин ABCD балістичної області пуску обмежений лініями AB мінімальних та CD максимальних відстаней пуску і лініями AD мінімальних та BC максимальних висот пуску. Просторову БОП ракет класу "повітря - поверхня" можна одержати шляхом обертання фігури ABCD навколо осі  $\eta H$ .

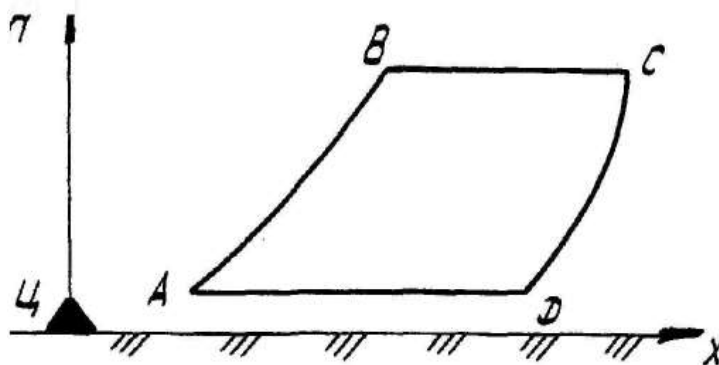


Рис. 3.15. Перетин вертикальною площиною БОП АКР класу "повітря - поверхня"

### 3.6. Балістична область пуску АКР класу "повітря-повітря"

Для визначення належності деякої точки пуску ракети до ЕОП, необхідно розрахувати траєкторію руху ракети до цілі з цієї точки при виконанні зв'язків метода наведення і перевірити виконання умов (3.47) на цій траєкторії.

Положення деякої точки П, що належить БОП, зручно характеризувати дальністю  $D(t_0)$  між ракетою та ціллю і курсовим кутом  $q(t_0)$  на момент  $t_0$  пуску ракети (рис.3.14). У цьому випадку при розрахунку ЕОП для кожного значення  $q(t_0)$  достатньо знайти значення максимальної  $D_{\max}$  і мінімальної  $D_{\min}$  дальності пуску при виконанні умов (3.47).

Для визначення  $D_{\max}$  і  $D_{\min}$  при заданому  $q(t_0)$ , розглянемо рух ракети відносно цілі в горизонтальній площині (рис.3.16). Кут  $q$  орієнтації вектора  $\bar{v}_{\eta}$  швидкості цілі відносно вектора  $\bar{D}$  дальності ракета - ціль називається курсовим кутом цілі, а кут  $\psi$  орієнтації вектора  $\bar{v}$  швидкості ракети відносно вектора  $\bar{D}$  називається кутом упередження, причому :

$$\psi = \nu - \varphi \quad (3.48)$$

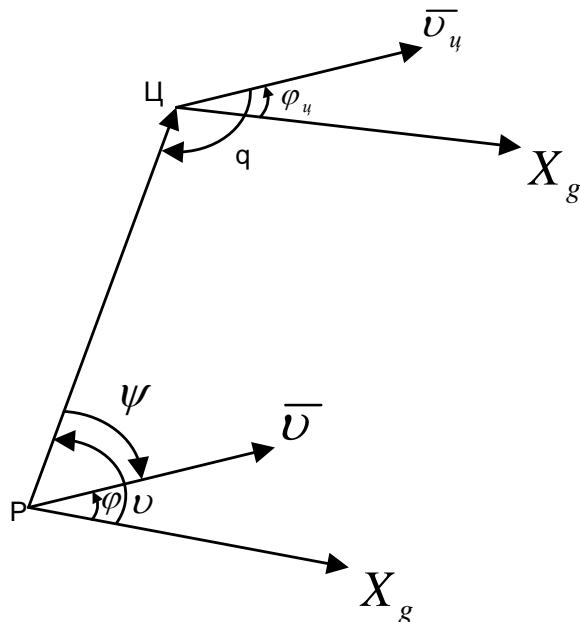


Рис.3.16. Схема зближення ракети з ціллю

Користуючись прийомом, що був використаний для одержання кінетичних рівнянь (ІЛО), проектуючи вектори  $\overline{v}$  та  $\overline{v}_ц$  на вектор  $\overline{D}$  та перпендикуляр до нього, одержимо

$$\dot{D} = v_{\dot{\theta}} \cos(\pi - q) - v \cos \psi \quad (3.49)$$

$$D \dot{\nu} = v \sin \psi - v_{\dot{\theta}} \sin q \quad (3.50)$$

На основі рівнянь (у.49) можна створити алгоритми розрахунків траєкторій руху ракети відносно цілі для різних методів наведення. Одержимо такий алгоритм для наведення ракети за методом пропорційного наведення. Рівняння зв'язку для метода пропорційного наведення при розгляді руху ракети в горизонтальній площині можна записати у вигляді:

$$\dot{\nu} = 0$$

З врахуванням цього, рівняння (3.50) перепишеться так :

$$v \sin \psi = v_{\dot{\theta}} \sin q$$

тоді

$$\psi = \arcsin\left(\frac{v_{\dot{\theta}}}{v} \sin q\right) \quad (3.51)$$

Таким чином, якщо ракета наближується до цілі згідно з методом пропорційного наведення, то рівняння руху ракети відносно цілі в горизонтальній площині мають вигляд

$$\dot{D} = v_{\dot{\theta}} \cos(\pi - q) - v \cos \psi \quad (3.52)$$

$$\psi = \arcsin\left(\frac{v_{\dot{\theta}}}{v} \sin q\right)$$

Для розв'язання рівнянь (3.52) необхідно додатково знати закони зміни швидкостей  $V$  і  $V_{\dot{\theta}}$ , а також кута  $q$

У найбільш поширеному випадку, якщо АКР має однорежимний реактивний двигун, закон зміни швидкості ракети має вигляд, зображений на рис.3.1.

Дослідження показали, що на активній ділянці траєкторії швидкість ракети зростає за законом, близьким до лінійного, а на пасивній ділянці траєкторії - за законом, який близький

до експоненційного. В [5] одержано спрощені вирази, що описують закон зміни швидкості ракети в часі  $t$  на пасивній ділянці траєкторії при  $t_0 < t \leq t_a$ ,  $t_0$  - момент старту ракети) та на активній ділянці траєкторії при  $t > t_a$ . Ці вирази мають такий вигляд :

$$v = \begin{cases} v(t_0) + \frac{v_g}{t_a - t_0}, \text{ при } t_0 < t \leq t_a \\ \frac{c}{(1 + \frac{c}{v_a}) \exp(\frac{t - t_a}{T_1}) - 1}, \text{ при } t > t_a \end{cases} \quad (3.53)$$

$$T_1 = \frac{2P_0(t_a)}{g\rho K_2 a} \quad (3.54)$$

$$c = \frac{K_2}{K_1} a \quad (3.55)$$

У формулі (3.54) використовується питоме навантаження на крило  $P_0$ , що має місце на пасивній ділянці траєкторії, тобто

$$P_0(t_a) = \frac{(m_0 - m_n)}{S_{kp}} g$$

Для обчислення коефіцієнтів  $K_1, K_2$  в (3.54) і (3.55), по формулі (3.9), можна використати значення де  $\beta_m$  - максимальний кут атаки ракети  $\beta_{сер} = \frac{\beta_m}{2}$  в горизонтальній площині.

Для визначення  $q$  скористаємося рис.3.16, звідки:

$$q = \pi - \nu + \varphi_y$$

При методі пропорційного наведення  $\dot{\nu} = 0$ , тому при диференціюванні (3.56) маємо :

$$\dot{q} = \dot{\varphi}_y$$

З курсу теоретичної механіки відомо, що нормальне прискорення цілі  $J_y = n_y g$ ,  $n_y$  - нормальне перевантаження цілі, можна виразити таким чином :

$$J_y = v_y \dot{\varphi}_y \quad (3.58)$$

Якщо припустити, що за час польоту ракети повітряна ціль виконує політ тому з врахуванням (3.58) вираз (3.57) можна переписати:

$$\dot{q} = \frac{n_y g}{v_y} \quad (3.59)$$

з  $v_y = const$  і  $n_y = const$ , то проінтегрувавши (3.59)

$$q = q(t_0) + \frac{n_y}{v_y} g t \quad (3.60)$$

де  $q(t_0)$  - початковий курсовий кут цілі на момент старту ракети.

Таким чином, з врахуванням виразів (3.52), (3.53) і (3.60) для практично важливого випадку стрільби по цілі, що виконує політ з  $v_y = const$ ,  $n_y = const$ , спрощена система рівнянь,



що описує рух ракети відносно цілі при точному виконанні метода пропорційного наведення, має вигляд

$$\begin{aligned}\dot{D} &= -v \cos \psi - v_y \cos q \\ v &= \begin{cases} v(t_0) + \frac{v_g}{t_a - t_0} (t - t_0), \text{при } t_0 < t \leq t_a \\ \frac{c}{(1 + \frac{c}{v_a}) \exp(\frac{t - t_a}{T_1}) - 1}, \text{при } t > t_a \end{cases} \\ \psi &= \arcsin(\frac{v_y}{v} \sin q) \\ q &= q(t_0) + \frac{g n_y}{v_y} t\end{aligned}\quad (3.61)$$

Алгоритм розрахунку БОП зводиться до того, що для кожного імовірного значення  $q_i(t_0)$  система рівнянь (3.61) інтегрується від моменту часу  $t_0$  до  $t_{36}$  (момент зведення підривача) та від  $t_0$  до  $t_k$  (момент, коли  $v(t_k) = v_3$ ). Дальність  $D(t_{36})$  є мінімальною дальністю пуску  $D_{\min}$  ракети для даного значення  $q_i(t_0)$  а  $D(t_k)$  - в максимальну дальність пуску ракети  $D_{\max}$  для цього ж значення  $q_i(t_0)$

Для перевірки другої умови (3.47) на траєкторії польоту ракети на кожному кроці інтегрування (для кожного значення  $t_i$ ) обчислюється перевантаження ракети  $n_z(t_i)$ . Якщо  $n_z(t_i) < n_{\text{гран}}$  то даний напрямок пуску  $q_i(t_0)$  належить БОП. В противному разі даний напрямок виключається з БОП. Для обчислення величини  $n_z$  можна використовувати одержані в [51] формули:

$$n_z(t_i) = \frac{\dot{v}(t_i)}{g} t_g \psi(t_i) - n_y \frac{\cos q(t_i)}{\cos \psi(t_i)} \quad (3.62)$$

$$\dot{v}(t_i) = -[C_{x0}(M_i) + C_z^\beta(M_i) \beta_{\text{cep}}^2] \frac{\rho v^2(t_i)}{2P_0(t_a)} \quad (3.63)$$

$$M_i = v(t_i) / a \quad (3.62)$$

## ГЛАВА 4. Функціональні елементи авіаційних керованих ракет

### 4.1. Рульові приводи авіаційних керованих ракет

#### 4.1.1. Призначення та класифікація рульових приводів

Рульовими приводами називають автоматичні пристрої, що відхиляють органи керування ракети (рулі, поворотне крило, елерони, інтерцептори, дифлектори) згідно з керуючими сигналами. Процес відхилення рулів., під котрими в подальшому будемо розуміти будь-які органи керування ракети, супроводжується підсиленням потужності: незначній енергії керуючого сигналу відповідають значні затрати енергії на переміщення рулів. Енергія для переміщення органів керування ракети поступає від додаткового джерела, що знаходиться в системі енергопостачання. В залежності від виду цієї енергії, розрізняють газові, гідравлічні та електричні рульові приводи (рис.4.1).



Рис.4.1. Класифікація рульових приводів

Газові рульові приводи для відхилення рулів використовують енергію стисненого газу. Газовий привід, що працює на стисненому повітрі, називають пневматичним рульовим приводом. Якщо рульовий привід використовує енергію газів, що виникають при горінні твердопаливного заряду, то його називають рульовим приводом на гарячому газі. За типом газорозподільного пристрою газові приводи можуть мати у своєму складі розподільвач типу "сопло-заслонка" чи типу "отруменева трубка". Газові приводи найчастіше використовуються на ракетах, "повітря - повітря" та "повітря - поверхня" з малою стартовою масою, у цьому випадку приводи мають малу масу та габарити. Але, зі збільшенням часу керованого польоту, маса їх значно збільшується за рахунок збільшення балону для стисненого газу або збільшення маси деталей, що підпадають під довгострокову дію високих температур гарячих газів.

При однаковій вихідній потужності кращу швидкодію мають гідравлічні приводи. Це пояснюється тим\* що гідросуміш не стискається. Такий привід забезпечує хорошу жорсткість, що особливо є важливим в схемах з поворотним крилом, де необхідним є точне відпрацювання невеликих кутів обертання рухомих консолей крила. Гідропривід має, крім цього, значну питому потужність, тому використовується в ракетах з великою площею рухомих поверхонь.

Електричні рульові приводи відхиляють рулі за рахунок електроенергії. Вони є конструктивно простими, але споживають значну кількість електроенергії. Тому такі приводи використовуються на ракетах з великим запасом електричної енергії.

#### 4.1.2. Навантаження, що долають рульові приводи

При відхиленні рулів привід долає навантаження від сил тертя, інерційних сил та шарнірних моментів рулів. Сили тертя виникають в місцях контакту деталей, що рухаються одна відносно іншої. Навантаження від інерційних сил визначаються прискореннями, масами і моментами інерції рухомих деталей приводу. Основним навантаженням, що долає рульовий привід, є шарнірний момент руля.

Шарнірним моментом  $M_{ш}$  називають момент керуючої сили  $Y_p$ , яка створюється рулем відносно осі обертання руля (рис.4.2) :

$$M_{ш} = Y_p l_p \cos \alpha_p$$

обертання,  $\alpha_p$  - кут атаки руля. При малих кутах атаки руля де  $l_p$  - координата центра тиску руля відносно осі його

$$M_{ш} = Y_p l_p \quad (4.1)$$

Як відомо, величина сили  $Y_p$  визначається кутом атаки руля  $\alpha_p$ . Тому на основі виразів (4.1) та (2.1) можна зробити висновок про залежність  $M_{ш}$  від кутів  $\alpha$  і  $\delta$ . Крім того, величина  $\alpha_p$ , а отже і  $M_{ш}$ , залежать від кутової швидкості  $\omega_{z1}$  обертання ракети навколо центра маси і кутової швидкості  $\delta$  обертання руля. Дійсно, при обертанні ракети з кутовою швидкістю  $\omega_{z1}$  рулі одержують лінійну швидкість  $v_{z1} = \omega_{z1} l_z$  (рис.4.3). В результаті повітряний потік обдуває рулі в напрямку вектора  $\bar{v}_{\Sigma} = \bar{v} + \bar{v}_{z1}$

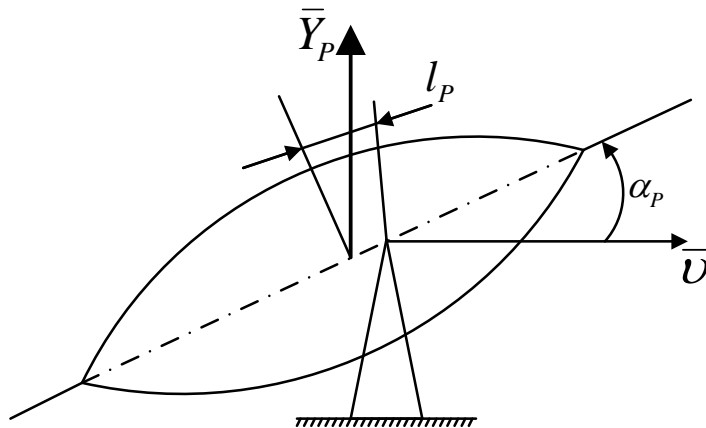


Рис 4.2. Схема виникнення шарнірного моменту

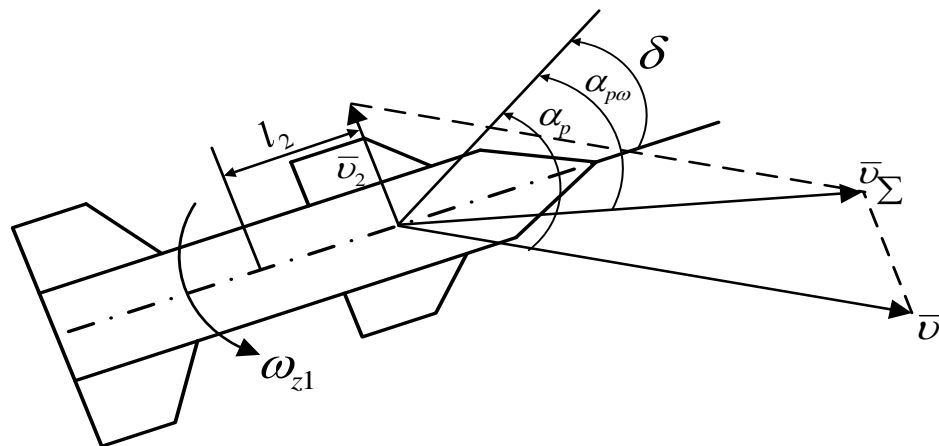


Рис. 4.3. Схема, що пояснює залежність  $M_{\phi}$  від  $\omega_{y1}$

і кут атаки рулів, у цьому випадку,  $\alpha_{p0}$  відрізняється від того значення  $\alpha_p$ , що має місце при  $\omega_{z1} = 0$ . Аналогічно можна показати залежність  $\alpha_p$  і  $M_{\omega}$  від кутової швидкості  $\omega$ . Таким чином, для загального випадку можна записати

$$M_{\omega} = M_{\omega\alpha} + M_{\omega\delta} + M_{\omega\omega} \quad (4.2)$$

де  $M_{\omega\alpha}$ ,  $M_{\omega\delta}$  - складові шарнірного моменту, що залежать від кутів  $\alpha$  і  $\delta$ ;  $M_{\omega\omega}$  - складова шарнірного "моменту", що залежить від кутових швидкостей  $\omega_{z1}$  і  $\delta$ , вона називається моментом демпферування. Очевидно, що в режимі балансування  $\omega_{z1} = 0$  і  $\delta = 0$ ,  $M_{\omega\omega} = 0$ .

Тому в режимі балансування

$$M_{\omega} = M_{\omega\alpha} + M_{\omega\delta} \quad (4.3)$$

Згідно з правилами аеродинаміки, моменти  $M_{\omega\alpha}$ ,  $M_{\omega\delta}$  записуються у такому вигляді:

$$\begin{aligned} M_{\omega\alpha} &= m_{\omega\alpha}^{\alpha} \cdot S_p \frac{\rho v^2}{2} b_p \\ M_{\omega\delta} &= m_{\omega\delta}^{\delta} \cdot S_p \frac{\rho v^2}{2} b_p \end{aligned} \quad (4.4)$$

Покажемо, що шарнірний момент руля є пропорційним аеродинамічному керуючому перевантаженню  $n_y$  яке створюється ракетою в стані балансування на кутах  $\alpha$  і  $\delta$ . За визначенням :

$$M_{\omega\alpha} = (m_{\omega\alpha}^{\alpha} K_{\delta} + m_{\omega\alpha}^{\delta}) \delta \cdot S_p \frac{\rho v^2}{2} b_p \quad (4.5)$$

Покажемо, що шарнірний момент руля є пропорційним аеродинамічному керуючому перевантаженню  $n_y$  яке створюється ракетою в стані балансування на кутах  $\alpha$  і  $\delta$ . За визначенням :

$$n_y = \frac{Y}{mg} = \frac{(C_y^{\alpha} K_{\delta} + C_y^{\delta}) \delta}{P_0} \cdot \frac{\rho v^2}{2} \quad (4.6)$$

де  $m$  і  $P_0$  - маса і питоме навантаження на крило ракети,

$$P_0 = mg \cdot S_{kp};$$

Звідси :

$$\delta = \frac{2n_y P_0}{(C_y^{\alpha} K_{\delta} + C_y^{\delta}) \rho v^2} \quad (4.7)$$

Підставивши вираз (4.7) в (4.5), маємо

$$M_{\omega} = \frac{m_{\omega\alpha}^{\alpha} K_{\delta} + m_{\omega\alpha}^{\delta}}{C_y^{\alpha} K_{\delta} + C_y^{\delta}} \cdot S_p b_p P_0 n_y \quad (4.8)$$

Вираз (4.8) показує, що в стані балансування ракети величина шарнірного моменту руля  $M_{\omega}$  є пропорційною керуючому перевантаженню  $n_y$ , що створюється ракетою в площині дії руля.

В керованих ракетах вісь обертання руля розміщують таким чином, щоб при всіх значеннях швидкостей і висот польоту ракети центр прикладення аеродинамічної сили руля знаходився позаду цієї осі. Тому шарнірний момент руля завжди спрямований в бік повернення руля до нульового кута атаки  $\alpha_p$ . Це дає змогу розглядати шарнірний момент як параметр

зворотного зв'язку, котрий може забезпечити задані динамічні характеристики рульового приводу.

#### 4.1.3. Функціональна схема рульового приводу

Рульові приводи керуються за допомогою електричних сигналів. Це зумовлено цілою низкою причин., найважливішими з котрих є зручність передачі та перетворення електричних сигналів, мале запізнювання перетворювань цих сигналів, що є важливим для швидко-дійних пристроїв, до котрих відносяться і рульові приводи ракет.

Сигнали керування  $U_{кер}$ , що сформовані в системі керування ракети, підсилюються за допомогою підсилювача (рис.4.4).

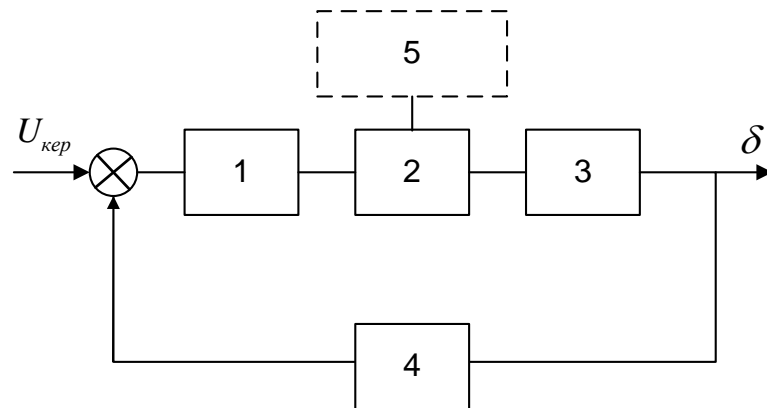


Рис. 4.4. Функціональна схема рульового приводу:

1 – підсилювач; 2 – перетворювач; 3 – виконуючий пристрій; 4 – пристрій зворотного зв'язку; 5 – додаткове джерело енергії

Безпосереднє обертання руля на кут  $\delta$  виконується за допомогою двигуна, який може бути газовим, гідравлічним чи електричним.

Керування роботою виконуючого пристрою виконується за допомогою перетворювача-розподільника, що перетворює керуючий електричний сигнал у відповідне механічне переміщення розподільника - струменевої трубки або заслонки (в газових приводах), золотника (в гідравлічних приводах), електричного контакту (і електроприводах). При цьому розподільник передає стиснений газ, рідину чи електроенергію від додаткового джерела енергії, (ще знаходиться в системі енергопостачання), до газового, рідинного чи електричного двигуна. Пристрій зворотного зв'язку забезпечує динамічні характеристики рульового приводу.

Розглянемо більш детально роль зворотного зв'язку. На сучасних ракетах найчастіше використовуються рульові приводи з жорстким зворотним зв'язком. Жорсткий зворотний зв'язок забезпечує керування положенням рулів, тобто забезпечує пропорційності кута відхилення рулів  $\delta$  величині керуючого сигналу  $U_{кер}$  і незначну залежність від  $M_{ш}$ . Для цього сигнал  $U_{зз}$ , пропорційний куту відхилення руля, порівнюється за допомогою кола зворотного зв'язку з сигналом керування  $U_{кер}$  (рис.4.5). При розімкненому колі зворотного зв'язку швидкість обертання руля пропорційна до напруги  $U_{кер}$ , тобто

$$\dot{\delta} = k_p U_{кер}$$

де  $k_p$  - коефіцієнт передачі рульового приводу без зворотного зв'язку.

Передаточну функцію розімкненого рульового приводу можна записати у такому вигляді :

$$W_{pn}(p) = \frac{\delta(p)}{U_{kep}(p)} = \frac{k_p}{p}$$

Тобто рульовий привід без зворотного зв'язку описується інтегруючою ланкою. Найчастіше для реалізації кола жорсткого зворотного зв'язку Використовується потенціометр з коеф. передачі  $K_n$

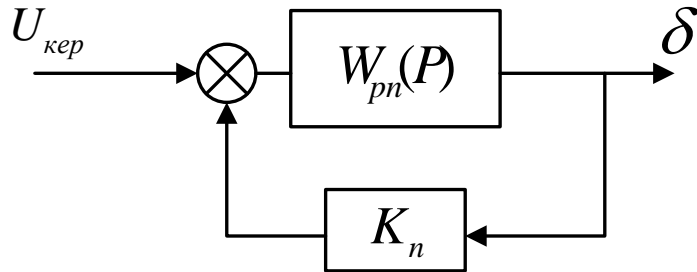


Рис. 4.5. Структурна схема рульового привода з жорстким зворотним зв'язком

Передаточна функція рульового привоу у замкненому стані, з врахуванням зворотного зв'язку, дорівнює

$$\hat{O}_{\delta i}(\mathcal{D}) = \frac{W_{\delta i}(\mathcal{D})}{1 + W_{\delta i}(\mathcal{D})\hat{E}_i} = \frac{\hat{E}_{\delta}}{\mathcal{D}(1 + \frac{\hat{E}_{\delta}\hat{E}_i}{\mathcal{D}})} = \frac{\hat{E}_{\delta i}}{1 + \hat{O}_{\delta i}\mathcal{D}} \quad (4.9)$$

де  $K_{pn} = 1/K_n$  - передаточне число рульового привоу.

Таким чином, рульовий привід з жорстким зворотним зв'язком є інерційною ланкою в постійному часу  $T_{pn}$  і передаточним числом  $K_{pn}$ . Як свідчить (4.9), підбираючи величину  $K_n$  можна змінювати  $T_{pn}$  і  $K_{pn}$ .

Розглянений рульовий привід навівається приводом зі зворотним зв'язком по положенню руля.

Зворотний зв'язок у рульовому приводі може виконуватися і без електричного кола з потенціометром. У цьому випадку зворотний зв'язок реалізується за допомогою шарнірного моменту. У зв'язку з тим, що шарнірний момент лінійно залежить від кута відхилення руля  $\delta$ , він також забезпечує жорсткий зворотний зв'язок. Такий рульовий привід називається приводом зі зворотним зв'язком по шарнірному моменту.

#### 4.1.4. Газові рульові приводи

Найбільшого поширення в сучасних АКР зазнали газові рульові приводи з розподільвачами типу "струменева трубка" та "сопло-заслонка". Обидва типи рульових приводів можуть використовувати стиснене повітря або газівивідні продукти згорання порохового заряду - гарячі гази.

Схема рульового привоу з електромагнітним перетворювачем типу "струменева трубка" зображена на рис. 4.6. Поршень 9 в циліндрі 10 створює дві порожнини, що каналами з'єднуються з двома отворами 7, 8. До цих отворів за допомогою струменевої трубки 6 підводиться газ, що має тиск  $P_k$ . Шток 12 механічно з'єднаний з рулем 13 та рухомим контактом потенціометра 11. Струменева трубка конструктивно з'єднана з якорем 5 електромагнітного пристрою, що утворений статорм 2 та обмотками 3, 4.

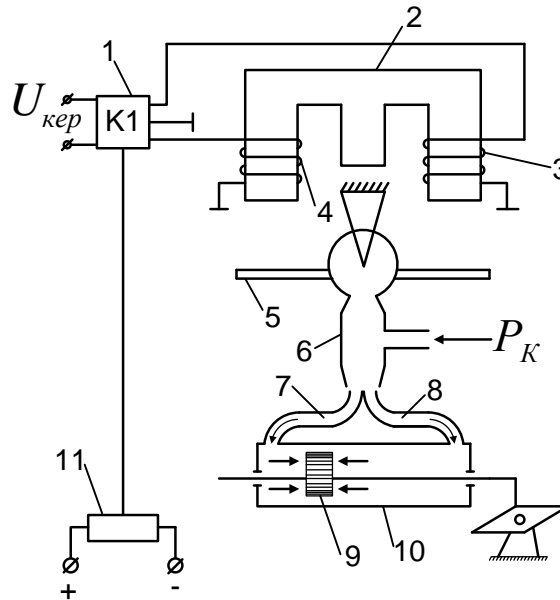


Рис. 4.6. Схема рульового приводу з струменевою трубкою:  
 1 – підсилювач; 2 – статор; 3,4 – обмотки; 5 – якорь; 6 – струменева трубка;  
 7,8 – прийомні отвори; 9 – поршень; 10 – циліндр; 11 – потенціометр; 12 – шток;  
 13 – руль

Керування електромагнітом виконує підсилювач 1 за сигналами керування *інерціального* зворотного зв'язку ІЗ

При нейтральному положенні трубки 2 (рис. 4.7), вона разом з прийомними отворами 1, 3 створює 2 вхідних дроселі  $S_{11}$  та  $S_{12}$  і 2 вихідних -  $S_{21}$  та  $S_{22} >$  причому  $S_{11} = S_{12}$ ,  $S_{21} = S_{22}$ . Завдяки цьому кількість газу, що потрапляє до лівої та правої порожнини циліндра через дроселі

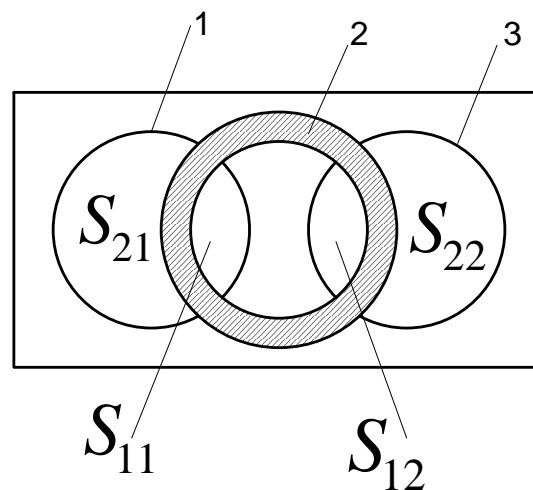


Рис. 4.7. Вхідні та вихідні дроселі:  
 1,3 – прийомні отвори; 2 – струменева трубка

$S_{11}$ ,  $S_{12}$  і кількість газу, що виходить з цих порожнин через дроселі  $S_{21}$ ,  $S_{22}$  однакова, тому в обох порожнинах створюється однаковий тиск і поршень не рухається. При поданні керуючого

сигналу  $U_{кер}$  струменева трубка, переміститься, наприклад, вліво. Площа  $S_{11}$  збільшиться, а  $S_{22}$  зменшиться. Зміняться і площі вихідних дроселів:  $S_{21}$  зменшиться, а  $S_{22}$  збільшиться. У лівій порожнині циліндра, тиск збільшиться, а у правій - зменшиться. Під дією різниці тиску поршень переміщується вправо, повертаючи руль. Після відпрацювання керуючого сигналу струменева трубка повернеться до нейтрального стану, тому що сигнал

зворотного зв'язку компенсує керуючий сигнал, а, руль залишиться поверненим на необхідний кут.

На рис. 4.8 зображена схема газового рульового приводу з розподільником типу "сопло - засланка". Такий привід має

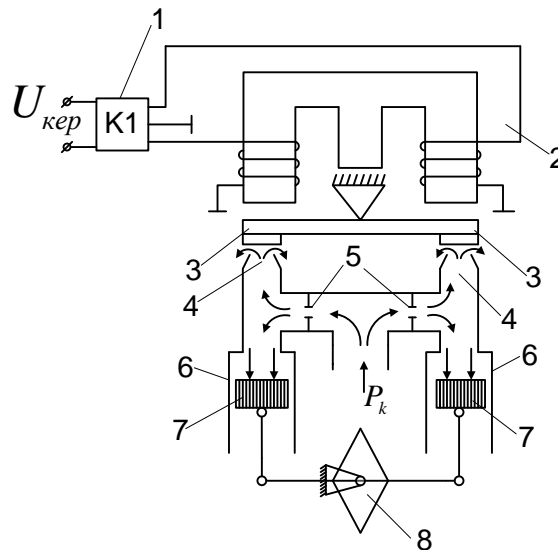


Рис. 4.8. Схема рульового приводу з розподільником «сопло-заслонка»  
1 – підсилювач; 2 – електромагніт; 3 – заслонка; 4 – сопло; 5 – калібрований отвір;  
6 – циліндр; 7 – поршень; 8 – руль

Електромагнітний перетворювач 2, що керується підсилювачем 1, як і в попередньому випадку. Гарячий газ, що має тиск  $P_k$ , через калібровані отвори 5 поступає в порожнини циліндрів 6. Якщо заслонки 3 прикривають сопла 4 однаково, тобто якір електромагніта 2 знаходиться в нейтральному стані, то тиск в порожнинах циліндрів 6 буде однаковим, тому що кількість газу, що, поступає через отвори п буде дорівнювати кількості газу, що виходить через отвори, створені соплами 4 та засланками 3. Поршні 7 будуть нерухомими і нерухомим буде руль 8. Якщо на вхід підсилювача і подається керуючий сигнал  $U_{кер}$ , то в обмотках електромагніта 2 змінюється величина струму і якір, притягуючись до одного з полюсів статора, перекриває протилежне сопло, наприклад праве. Кількість газу, що виходить через праве сопло зменшується, а через ліве - навпаки збільшується. Тому в правому циліндрі тиск збільшується, а в лівому - зменшується. Під дією різниці тисків правий поршень рухається вниз, а лівий - вгору, що призводить до обертання руля 8. Рух поршнів і руля буде існувати до тих пір, поки шарнірний момент руля не врівноважить момент сил дії поршнів. Таким чином, у цьому приводі пряма залежність між величинами  $U_{кер}$  та  $\delta$  забезпечується за рахунок дії шарнірного моменту, тобто такий рульовий привід є приводом зі зворотнім зв'язком по шарнірному моменту.

#### 4.1.5. Гідравлічні рульові приводи

В гідравлічному рульовому приводі робочим тілом є рідина, що практично не стискається. Тому гідропривід, порівняно з газовим приводом, має більш високу швидкодію і може створювати більшу потужність при невеликих розмірах. За схемою гідравлічні приводи можуть створюватися як з розподільниками типу "струменева трубка", так і "сопло - засланка". Схеми таких гідроприводів не будуть відрізнятися від схем, що зображені на рис. 4.6 та 4.8, тільки замість газу необхідно подавати рідину під тиском. Але при створенні гідравлічних рульових приводів найбільшого поширення зазнали золотникові розподільвачі.

Схема гідравлічного рульового приводу з золотником показана на рис. 4.9. Золотник 1 має можливість пересуватися у втулці 2 за допомогою електромагніта 3, що керується підсилювачем 4 згідно з керуючим сигналом  $U_{кер}$ . До втулки підходить магістраль високого тиску 5 і відходить магістраль зливу рідини 6. Ліва та права порожнини циліндра 7 з'єднані



патрубками 8 з втулкою золотникового пристрою. При подачі  $U_{кер}$  на підсилювач 4, електромагніт 3 переміщає золотник 1, наприклад вліво. При цьому магістраль високого тиску 5 з'єднується з лівою порожниною циліндра, а права порожнина з'єднується зі зливною магістраллю 6. Виникаючий перепад тиску змушує рухатися поршень 9 і рухомий контакт потенціометра 11 вправо, обертаючи при цьому руль 10. Поршень буде рухатися до того часу, поки сигнал зворотного зв'язку  $U_{33}$  не врівноважить сигнал  $U_{кер}$ . Як тільки  $U_{кер} = U_{33}$ , електромагніт 3 повертає золотник 1 в нейтральний стан, при якому в праву порожнину циліндра 7 рідина більше не подається, а з лівої порожнини не зливається. Таким чином, кут обертання руля в такому приводі є пропорційним керуючому сигналу  $U_{кер}$ .

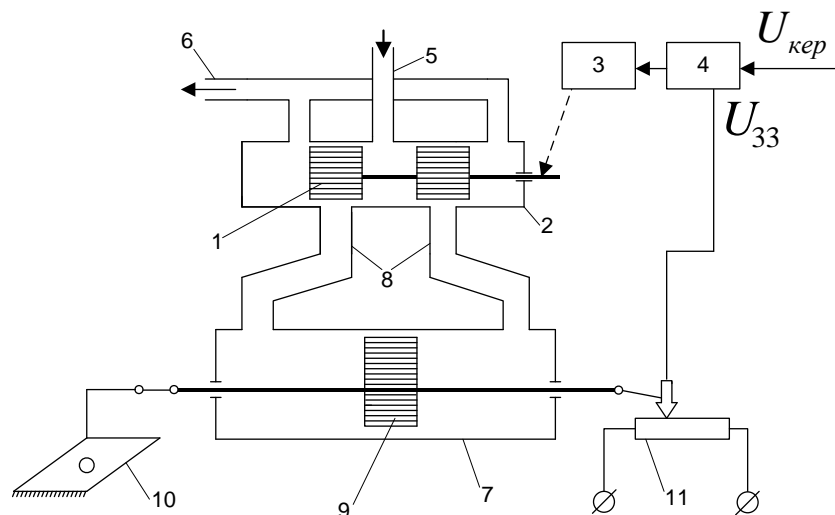


Рис. 4.9. Схем гідравлічного рульового приводу з золотником

1 – золотник 2 – втулка 3 – електромагніт 4 – підсилювач 5 – магістраль високого тиску  
6 – магістраль зливу 7 – циліндр 8 – патрубки 9 – поршень 10 – руль 11 – потенціометр

Аналіз функціонування гідроприводу, який зображено на рис. 4.9, показує, що із збільшенням потужності приводу, збільшується зусилля, що необхідно створювати електромагнітом для зміни положення золотника. Тому при великій потужності гідроприводу доцільно керувати золотником не безпосередньо від електромагніта, а через гідропідсилювач.

Схема гідроприводу з золотником поступальної дії та гідро-підсилювачем типу "сопло - заслонка" зображена на рис.4.10. Крім елементів, загальних з розгляненим раніше гідроприводом, які мають ті ж позначення, що і на рис.4.9, до складу цього приводу входить гідропідсилювач, що має у своєму складі заслонку 12, сопла 13, дроселі 14, а також трубопроводи 15 та 16. Гідропідсилювач використовується для приведення в дію золотника 1. При нейтральному положенні заслонки 12 кількість рідини, що проходить через дроселі 14, до лівої та правої порожнин втулки золотника 2 однакова, тому, що однаковою є кількість рідини, яка проходить через кожне із сопел 13. Тиск в лівій та правій порожнині втулки 2 буде однаковим і золотник за допомогою пружин 17 утримується в нейтральному положенні. При зміні положення заслонки 12 за допомогою електромагніта 3, наприклад переміщенні заслонки вправо, кількість рідини, що проходить через ліве сопло 13, буде більшою, ніж кількість рідини, що проходить через праве сопло 13. Тоді тиск рідини в правій порожнині втулки 2 збільшується, а в лівій - зменшується, завдяки чому золотник 1 переміщується вліво, стискаючи ліву пружину 17.

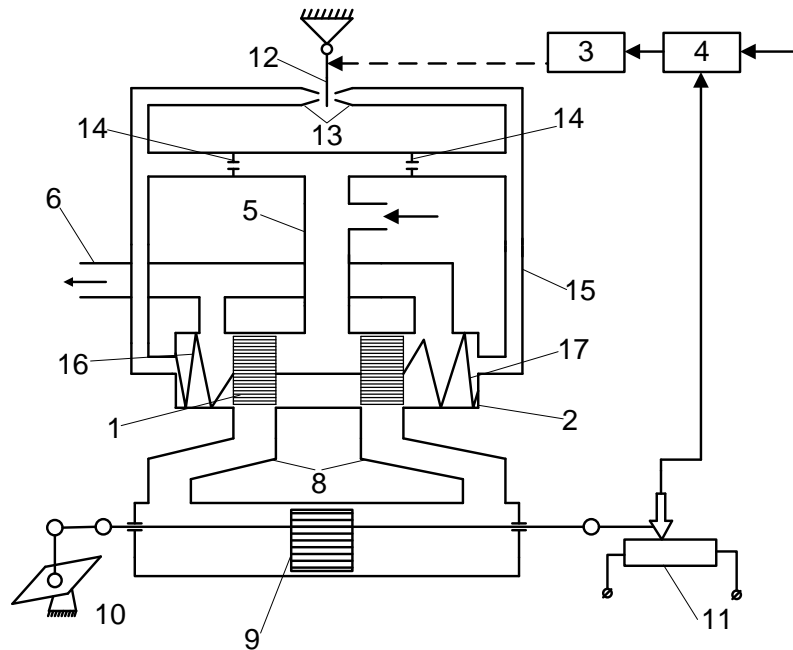


Рис 4.10. Схема гідравлічного рульового приводу з гідропідсилювачем  
 1 – золотник; 2 – втулка; 3 – електромагніт; 4 – магістраль зливу; 7 – циліндр;  
 8 – патрубки; 9 – поршень; 10 – руль; 11 – потенціометр; 12 – заслонка; 13 – сопла;  
 14 – дроселі; 15, 16 – трубопроводи; 17 – пружини

В подальшому процес відхилення руля 10 протікав так само, як і в рульовому приводі, що зображений на рис. 4.9. Після відхилення руля на необхідний кут, електромагніт 3 повертає заслонку 12 в нейтральне положення, тиски в лівій та правій порожнинах втулки 2 врівноважуються і золотник 1 під дією лівої пружини 17 повертається в нейтральний стан.

#### 4.1.6. Електричні рульові приводи

В електричному рульовому приводі виконавчим пристроєм є електричний двигун з редуктором. В такому приводі можуть використовуватися електричні двигуни постійного чи змінного струму, причому найбільше поширення одержали двигуни постійного струму з незалежним збудженням та двофазні асинхронні двигуни змінного струму. Розглянемо схеми електричних виконавчих пристроїв.

Схема виконавчого пристрою на основі двигуна постійного струму з незалежним збудженням показана на рис. 4.11. Якір Я через редуктор Р приводить в рух руль. В обмотці збудження ОЗ під дією напруги  $U_3$  протікає постійний за величиною струм  $I_3$ . Керування швидкістю обертання досягається зміною напруги  $U_{кер}$ , що підводиться до якоря Я від підсилювача, а напрямок обертання залежить від полярності цієї напруги.

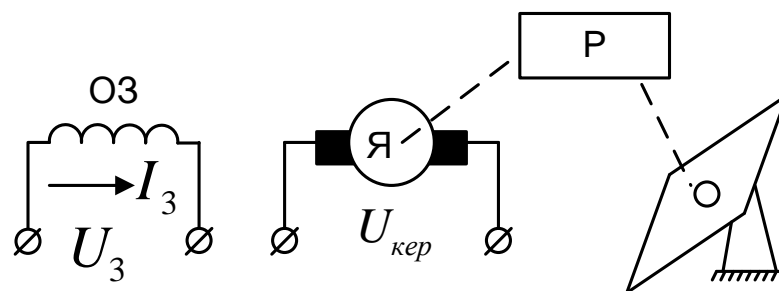


Рис. 4.11. Виконавчий пристрій з двигуном постійного струму:  
 ОЗ – обмотка збудження; Я – якір; Р – редуктор

На рис.4.12 показана схема виконавчого пристрою з двофазним асинхронним електродвигуном. Конструктивно такі двигуни виконують з короткозамкненим або з полем тонкостінним ротором. На статорі двигуна розміщуються дві обмотки - збудження ОЗ та. Керування ОК.

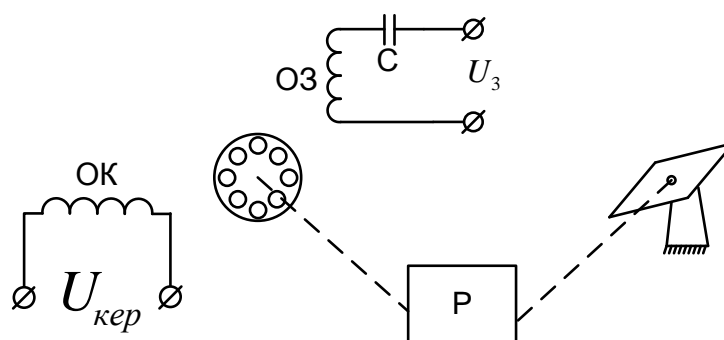


Рис 4.12. Виконавчий пристрій з двофазним асинхронним двигуном  
ОК – обмотка керування; ОЗ – обмотка збудження; С – конденсатор; Р - редуктор

Обмотка збудження живиться через конденсатор С безпосередньо від мережі змінного струму. Завдяки конденсатору фаза змінного струму зрушується на 90 градусів. До обмотки керування ОК підводиться напруга керування  $U_{кер}$ . Величина цієї напруги і знак її фази змінюються відповідно до величини і знаку сигналу керування. Таким чином, струми в обох обмотках зміщені один відносно іншого за фазою на 90 градусів. Крім того, осі обмоток в просторі також розташовані перпендикулярно. В цих умовах обмотки статора створюють обертове магнітне поле. Це поле наводить струм у короткозамкненій обмотці або в полуму роторі. Взаємодія поля наведеного струму з обертовим полем створює обертовий момент двигуна. Зміна фази змінного струму керуючої обмотки на 180 градусів призводить до зміни напрямку обертового руху двигуна.

Виконавчий пристрій може бути побудований і на основі електричного двигуна постійного чи змінного струму з постійним напрямком обертання його валу, а зміна напрямку обертання руля виконується редуктором, кінематика котрого дозволяє за допомогою зовні керованих електромагнітних муфт реверсувати напрям обертання вихідного вала. Схема такого пристрою зображена на рис. 4.13. З валом двигуна 1 обертається зубчасте колесо 3, при цьому колеса 2 і 4 зазнають обертового руху з одному напрямку. Цей обертовий рух до руля 11 може передаватися двома шляхами : через муфту 9 та зубчасту пару 7 - 10, або через муфту 8, губчасті пари 5 - 5 і 7- 10), вмикаючи ту чи іншу електромагнітну муфту, руль обертається ВІДПОВІДНО в тому чи іншому напрямку.

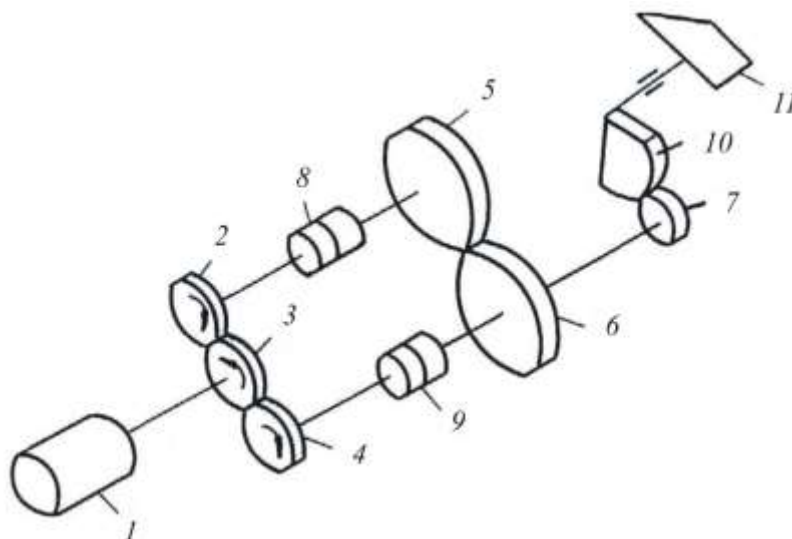


Рис 4.13. Виконавчий пристрій з електромагнітними муфтами

1 – електрочний двигун; 2 – 7 зубчасті колеса; 8,9 – електромагнітні муфти; 10 – зубчастий сектор; 11 – руль

Розглянемо на закінчення принципову електричну схему електричного рульового приладу з двигуном постійного струму і незалежним збудженням. Така схема зображена на рис.4.14.

Особливістю цього приводу є те, що величина моменту на валу двигуна не залежить від сигналу керування і постійна за модулем при відхиленні руля. Величина кута відхилення руля залежить від величини керуючого сигналу  $U_{кер}$ . Якщо сигнал керування  $U_{кер}$  відсутній, то контакти КП1 і КП2 поляризованого реле РП розімкнені, розімкненим буде і коло живлення якоря Я двигуна, тоді руль знаходиться в нейтральному стані. При появі сигналу  $U_{кер}$  спрацьовує поляризоване реле РП і, в залежності від полярності  $U_{кер}$  замикаються контакти КП1 чи КП2. Після замикання контактів, наприклад КП1, струм проходить через обмотку реле Р1, що замикає свої контакти К1. Через обмотку якоря Я проходить електричний струм і двигун через редуктор повертає руль. Синхронно з поворотом руля рухається і рухомий контакт потенціометра зворотного зв'язку П.

Коли напруга  $U_{33}$  повністю компенсує керуючий сигнал  $U_{кер}$  реле РП розмикає контакти КП1, реле Р1, в свою чергу, розмикає контакти К1 і струм через якорь Я перестає протікати, а руль буде відхилено на необхідний кут. Якщо ракета вийде на розрахункову траєкторію, то сигнал керування  $U_{кер}$  зникає, під дією напруги  $U_{33}$  Реле РП замкне контакти КП2, а реле Р2 - К2. Двигун ПОВЕРНЕ руль в нейтральний стан.

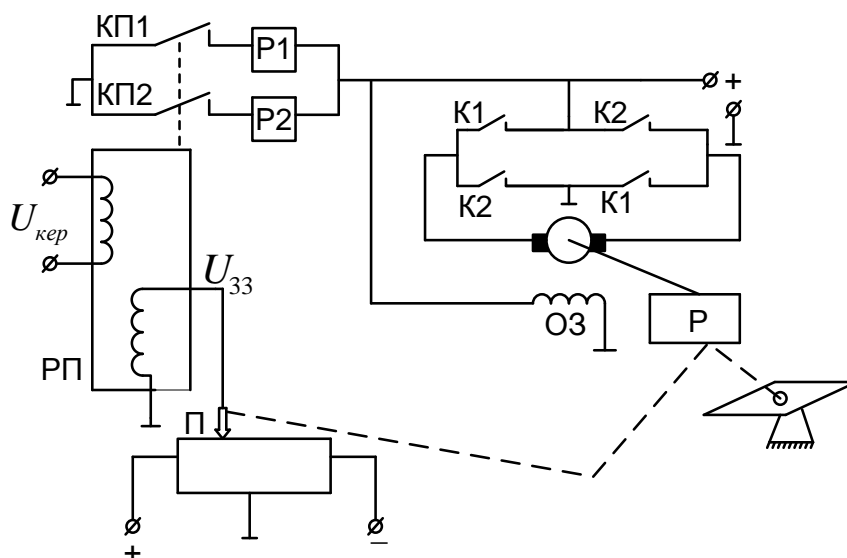


Рис. 4.14. Рульовий привід з електродвигуном постійного струму:

РП – реле поляризоване; КП1, КП2 – контакти реле РП; Р1, Р2 – реле;

К1, К2 – контакти реле Р1, Р2 відповідно; Р – редуктор; Я – якорь; П – потенціометр

Аналогічна електрична схема може використовуватися і для керування виконавчим пристроєм з електромагнітними муфтами. У цьому випадку замість реле Р1, Р2, що зображені на рис.4.14, до схеми під'єднуються обмотки електромагнітних муфт 8, 9 (див.рис.4.13).

## 4.2. Системи енергопостачання авіаційних керованих ракет

### 4.2.1. Призначення та склад системи енергопостачання ракети

Система енергопостачання авіаційної керованої ракети необхідна для забезпечення агрегатів системи керування та підривного пристрою всіма необхідними видами енергії для їх функціонування після пуску ракети. До пуску ракети її системи та агрегати живляться енергією від літака-носія. Системи енергопостачання складаються з системи електроживлення ракети та системи енергопостачання рульових приводів.

Конструктивно до системи енергопостачання ракети входять такі агрегати : бортові джерела енергії, перетворювачі, пускова та комутаційна апаратура, електро -, газо -, та гідрокомунікації. Бортові джерела енергії мають необхідний запас її у формі, що зручна для тривалого зберігання. Перетворювачі переводять енергію бортових джерел у форму, яка необхідна для функціонування споживачів енергії, що розміщені на ракеті. Пускова апаратура запуск бортові джерела енергії, доводить їх до робочого стану і підключає джерела до перетворювачів при пуску ракети. Комутаційна апаратура виконує перемикання, що необхідні для нормального функціонування системи енергопостачання та споживачів енергії ракети. За допомогою комунікацій виконується підвід енергії від бортових джерел до перетворювачів і споживачів.

До систем енергопостачання, як і до всіх інших систем ракети, ставляться вимоги надійності та зручності в експлуатації. На основі цих загальних положень можна сформулювати конкретні вимоги до складових частин систем енергопостачання. Так, бортові джерела енергії повинні забезпечувати тривале зберігання необхідного запасу енергії. При виконанні цієї вимоги відпадає необхідність в частій перевірці та підзарядці бортових джерел. Внаслідок цього, спрощується та стає дешевшою експлуатація ракети. З іншого боку, здібність до тривалого зберігання енергії в бортових джерелах забезпечує високу бойову готовність ракети.

Для підтримання високої надійності енергосистеми комутаційна апаратура та комунікації повинні забезпечувати виконання перевірок функціонування споживачів енергії ракети без розходування запасів енергії Сортових джерел. Елементи системи енергопостачання повинні зберігати свою працездатність у всьому діапазоні експлуатаційних температур ракети. Для виконання цієї вимоги в енергосистемах деяких типів ракет необхідно створювати підігрів окремих агрегатів.

Система енергопостачання за своєю масою складає значну частину маси корисного навантаження ракети. Тому до системи енергопостачання, як і до іншої системи чи агрегату ракети, ставиться вимога, щоб вона мала мінімальну із можливих мас.

#### **4.2.2. Системи енергопостачання рульових приводів**

Система енергопостачання рульових приводів ракети має за мету забезпечувати ці приводи енергією, яка необхідна для їх функціонування. В залежності від виду енергії, що використовується рульовими приводами, на ракетах можуть розміщуватися пневмосистема, система газопостачання чи гідравлічна система. Пневмосистема забезпечує рульові приводи ракети енергією стиснутого повітря. Система газопостачання генерує і подає до рульових приводів гарячий газ, що є продуктами згорання порохового заряду. Гідравлічна система забезпечує рульові приводи енергією рідини, що знаходиться під тиском. Розглянемо більш детально принципи побудови та функціонування систем енергопостачання рульових приводів. В пневмосистемі (рис.4.15) бортовим джерелом є балон зі стисненим повітрям, пусковим пристроєм є пірокран 2, перетворювачем служить редуктор 3, а комунікаціями - трубопроводи 4. До пуску ракети мембрана 5 пірокрана перекриває шлях стисненому повітрю з балону. Під час пуску спрацьовує піропатрон 8. Під тиском утворених порохових газів поршень 7 з наколювачем 6 прориває мембрану 5. Повітря з високим тиском  $P_k$ , поступаючи на вхід редуктора 3, проходить через дросель, який утворений зазором між конічною поверхнею плунжера 9 та корпусом редуктора. В результаті дроселювання тиск повітря знижується до тиску  $P_k$ , що є необхідним для функціонування рульових приводів. Положення плунжера 9 і площа дроселя визначаються тиском в сильфоні 10, що являє собою камеру з пружними гофрованими стінками. При підвищенні тиску  $P_k$  сильфон 10 збільшує свій об'єм і плунжер 9 зменшує площу дроселя. Цим самим підтримується постійним тиск  $P_k$ .

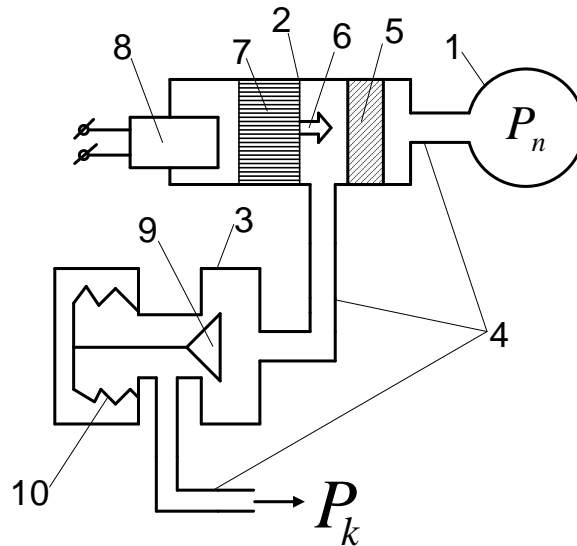


Рис. 4.15. Пневмосистема:

1 – балон; 2 – пірокран; 3 – редуктор; 4 – комунікації; 5 – мембрана;  
6 – наколювач; 7 – поршень; 8 – піропатрон; 9 – плунжер; 10 – сильфон

Метою розрахунків параметрів пневмосистеми є розрахунки тиску повітря в балоні при відомому його об'ємі, або об'єму балону при заданому тискові повітря в балоні.

Початковими даними для розрахунку параметрів пневмосистеми є тиск  $P_k$ , що повинно мати повітря на вході рулевих приводів, і максимальна секундна об'ємна витрата  $Q_m$  повітря для функціонування цих приводів. Величини  $P_k$  і  $Q_m$  визначаються в результаті розрахунків рулевих приводів. Об'єм повітря  $V_n$ , що необхідно мати для функціонування рулевих приводів на протязі часу  $t_k$  керованого польоту ракети, визначається співвідношенням

$$V_i = Q_m t_k \quad (4.11)$$

де  $R_n, T$  - газова постійна та абсолютна температура стисненого повітря.

$$m_n = \rho_n V_n \quad (4.12)$$

Для того щоб маса  $m_n$  повітря, що знаходиться в балоні, була достатня для функціонування приводів у всьому експлуатаційному діапазоні температур, у вираз (4.12) необхідно підставляти  $T_{min}$  відповідає мінімальній експлуатаційній температурі пневмосистеми.

Стиснуте повітря масою  $m_n$  розміщується у балоні, об'єм якого  $V_\delta$  визначається з умови розміщення його у відповідному відсіку ракети. Максимальний тиск  $P_n$  повітря в балоні на основі рівняння стану газу визначається за допомогою формули

$$P_n = \frac{R_n T_{max} m_n}{V_\delta} \quad (4.13)$$

Де  $T_{max}$  - максимальна абсолютна температура, при котрій допустима експлуатація пневмосистеми.

До складу системи газопостачання рулевих приводів (рис.4.16) входять газогенератор 1, запобіжний клапан 2, фільтр 3 і трубопроводи 4. При запуску системи подається електричний сигнал на піропатрон 5, що запалює твердопаливний заряд 6. Газ, що створюється при його горінні, поступають через трубопровід 4 в фільтр 3. Фільтрувальна сітка 7 затримує тверді частинки порохових газів. Після фільтрування газ, що має тиск  $P_k$ , поступає до рулевих приводів. У випадку зростання тиску газів, наприклад при малій витраті газів у рулевих приводах, шарик 8, переборюючи силу притискання пружини 9, відходить, відкриваючи вихід лишнім газам у атмосферу.

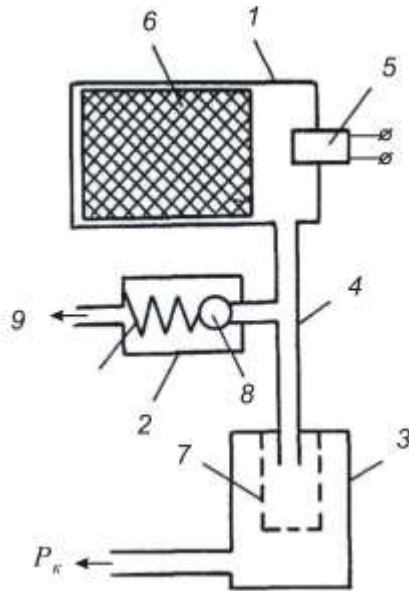


Рис. 4.16. Система газопостачання:  
 1 – газогенератор; 2 – клапан; 3 – фільтр; 4 – трубопроводи;  
 5 – піропататрон; 6 – пороховий заряд; 7 – фільтрувальна сітка; 8 – шарик;  
 9 – пружина

Метою розрахунку параметрів газогенератора є визначення геометричних розмірів шашки твердого палива - його довжину та площу поперечної перетину. Початковими даними для розрахунку параметрів системи газопостачання також є величини  $P_k$  та  $Q_m$ , що визначаються при розрахунках рульових приводів. Очевидно, що маса  $m_r$  газу, який повинен кожену секунду поступати на вхід рульових приводів, дорівнює

$$m_{rc} = \rho_r Q_m \quad (4.14)$$

де  $\rho_r$  - щільність гарячих газів, що мають тиск  $P_k$ . На основі рівняння стану газу величина  $\rho_r$  визначається виразом

$$\rho_r = \frac{P_k}{R_r T_r} \quad (4.15)$$

де  $R_r$ ,  $T_r$  - газова постійна і абсолютна температура продуктів горіння твердого палива.

Щоб до рульових приводів щосекунди поступав газ, в газогенераторі кожену секунду повинно згорати тверде паливо масою  $m_{nc}$  причому  $m_{rc} = m_{nc}$ . Об'єм палива, котре щосекунди згорає, дорівнює добутку площі  $S$  поверхні горіння заряду та швидкості  $U$  горіння твердого палива. Тоді

$$m_{nc} = S U \rho_n \quad (4.16)$$

де  $\rho_n$  - щільність палива. Звідси можна визначити необхідну площу поверхні горіння  $S$

$$S = \frac{m_r}{\rho_n U} \quad (4.17)$$

Довжина порохового заряду газогенератора, що забезпечить функціонування рульових приводів на протязі часу  $t_k$ , визначається формулою

$$L = U t_k \quad (4.18)$$

В гідросистемі ракети (рис.4.17) джерелом живлення є гідронасос 2, що приводиться в дію електродвигуном 1. Переливний клапан 4 підтримує на необхідному рівні тиск рідини в магістралі високого тиску 3.

Для швидкого виходу гідросистеми на режим під час пуску ракети використовується гідроаккумулятор 6. Одночасно з пуском двигуна 1 відкривається пусковий кран 7, завдяки чому стиснений газ з балона 8 поступає у верхню порожнину гідроаккумулятора 5 і рухає вниз поршень, котрий створює початковий тиск в магістралі 3,

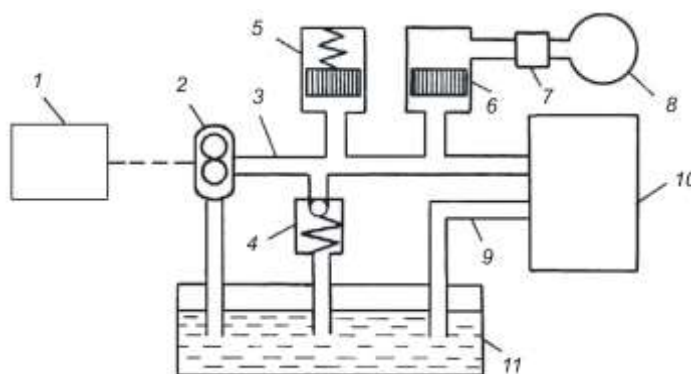


Рис. 4.17. Гідросистема рульових приводів

1 – електродвигун; 2 – гідронасос; 3 – магістраль високого тиску;  
4 – переливний клапан; 5 – гідро компенсатор; 6 – гідроаккумулятор; 7 – пусковий кран; 8 – балон; 9 – магістраль зливу; 10 – рульові приводи; 11 – резервуар

Для підтримки постійного тиску з магістралі 3, при коливанні витрат рідини рульовим приводом 10, використовується гідрокомпенсатор 5. Після виходу гідросистеми на режим гідроаккумулятор 6 і гідрокомпенсатор виконують одну і ту ж функцію. Тому, якщо відпадає необхідність у швидкому виході гідросистеми на режим, то в ній може бути тільки гідрокомпенсатор. Відпрацьована в рульовому приводі рідина по магістралі зливу 9 поступає в резервуар 11, а далі знову за допомогою насоса 2 - в магістраль високого тиску 3. Таким чином, гідросистема є замкнутою системою.

Аналіз систем енергопостачання рульових приводів ракет показує, що система газопостачання найбільш проста за будовою, а гідросистема найбільш складна. Система газопостачання також найбільш зручна в експлуатації, тому що заряд твердого палива газогенератора не вимагає перевірок в процесі експлуатації. Пневмосистеми і гідросистеми вимагають періодичних перевірок наявності достатнього запасу стиснутого повітря чи рідини, тому що з часом можливе їх витікання. В пневмосистемі чи системі газопостачання газ, який відпрацьований в рульових приводах, виходить в атмосферу. Тому зі збільшенням часу керованого польоту ракети маса систем енергопостачання цих типів збільшується. В гідросистемі маса використаної рідини постійна, завдяки чому маса гідросистеми не залежить від часу керованого польоту ракети.

#### 4.2.3. Системи електроживлення ракет

Системи електроживлення забезпечують електричні та електронні агрегати системи керування та підривного пристрою електроенергією, що необхідна для їх функціонування після пуску ракети. Найчастіше споживачі на ракеті використовують електроенергію постійного струму напругою 21 В, і змінного струму частотою 400 Гц 115 В та частотою 1000 Гц 36 В. На борту ракети можуть використовуватися окремі джерела, кожне з котрих генерує електричний струм згаданих параметрів, або одне з джерел постійного чи змінного струму з подальшим перетворюванням згенерованої електроенергії в необхідні її види.

Бортовими джерелами електроенергії можуть служити гальванічні батареї та акумуляторні батареї (хімічні джерела електроенергії), а також електрогенератори постійного та змінного струму.

Хімічні джерела електроенергії у вигляді акумуляторів і гальванічних елементів зазнали широкого використання завдяки таким позитивним якостям, як висока надійність, значний вихід енергії з одиниці маси та об'єму, можливість тривалого зберігання, стійкість до механічних перевантажень. Відомі кислотні - свинцеві акумулятори в порівнянні з іншими



типами акумуляторів мають більшу масу. Значно легшими є лужні срібно-цинкові і нікель-кадмієві акумулятори (табл.4.1). Найменшою масою відрізняються срібно-цинкові акумулятори. Але їх функціонування істотно залежить від температури електроліта : при підвищенні її більше ніж 40°C або зниженні нижче 0°C ємність їх знижується на 5% і більше. Нікель-кадмієві лужні акумулятори з герметичними корпусами є малогабаритними, вони зручні в експлуатації і не вимагають спостереження за рівнем і складом електроліта, надійність їх вища, ніж срібно-цинкових, але питома енергія менша.

Хімічні джерела електроенергії, що використовуються в АКР, можуть виконуватися у вигляді сухих і ампульних батарей.

Таблиця 4.1. Характеристики джерел енергії

Тип джерела енергії	Вихід енергії на одиницю маси Вт*г/кг	Вихід енергії на одиницю об'єму Вт*г/см <sup>3</sup>	Робоча напруга
1. Акумулятори			
Срібно-цинкові лужні	70	0.108	1.5
Нікель-кадмієві лужні	19	0.108	1.35
Свинцеві кислотні	28	0.074	1.75
2. Гальванічні елементи			
Срібно-цинкові (ампельні)	70	0.093	1.5
Окисно ртутні (сухі)	16	0.45	1.0
Звичайні сухі	9.3	0.023	0.9

Сухі батареї (рис.4.18) знайшли широке поширення в керованих ракетах малої дальності. До початку функціонування електроліт знаходиться в твердому стані і розряд такої батареї неможливий. Для пуску батареї необхідно за допомогою мостика розжарювання підпалити піротехнічний склад. При горінні піроскладу виділяється тепло, що розплавляє твердий електроліт і переводить його в рідкий стан. Після цього на електродах батареї з'являється електрорушійна сила. Термін виходу батареї на робочий режим складає 0,8...1,0 с.

Ампульні батареї конструктивно складаються з двох відсіків-резервуара для електродіта (ампули) та герметичного корпусу з електродами. Для приведення в дію ампульної батареї електроліт необхідно з ампули перемістити в корпус з електродами. Схема будови ампульної батареї зображена на рис.4.19. Для приведення в дію батареї на піропатрон 1 подається імпульс електроенергії.

Гази, що утворюються при спрацюванні піропатрона, створюють тиск, під дією якого поршень 2 стискає електроліт 4. Мембрана 5 руйнується і електроліт з ампули 3 витісняється в корпус 6. На електродах 7 з'являється електрорушійна сила. Термін виходу ампульної батареї на режим складає 0,5...1,5 с.

Одна пара електродів як в сухій, так і в ампульній батареї створює напругу близько 1,5 В (див.табл. 4.1). Для створення джерела постійного струму рівної напруги, електроди з'єднуються послідовно.

Електрогенератори, що використовуються на ракетах, мають високу питому потужність, яка складає 600...700 Вт на 1 кг маси. Це досягається, головним чином, шляхом підвищення швидкості обертання ротора генератора. В сучасних генераторах ця швидкість досягає 12000 об/хв і більше. У зв'язку з тим, що щіткові колектори генераторів постійного струму не спроможні витримувати такі високі швидкості обертання, в ракетах використовуються високошвидкісні генератори змінного струму.

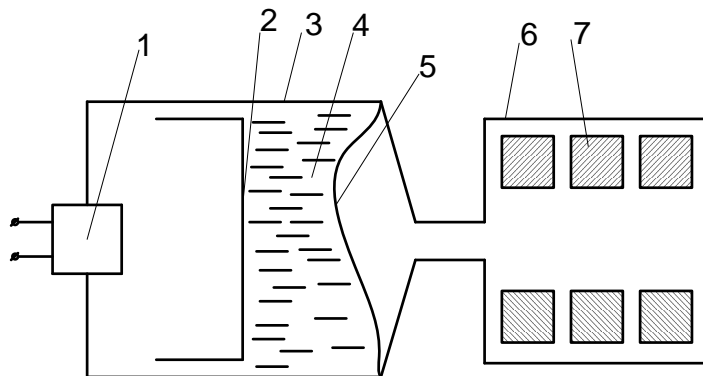


Рис. 4.19. Ампульна батарея:

1 – піропатрон; 2 – поршень; 3 – ампула; 4 – електроліт; 5 – мембрана; 6 – корпус; 7 – електроди

Найбільшого поширення зазнали однофазні синхронні генератори зі збудженням від постійних магнітів, ротор котрих приводиться в дію турбіною. Турбіна разом з електрогенератором створюють турбогенератор. Для обертання турбіни використовується стиснене повітря в пневмосистемі або гарячий газ з системи газопостачання ракети.

Робота генератора заснована на принципі комутації магнітного потоку. Комутатором магнітного потоку є ротор, що виготовляється з магнітопровідного матеріалу. Принцип дії генератора пояснюється рис.4.20. При положенні I магнітний потік лівого магніта є зчепленим з обмоткою 1, а правого - з обмоткою 5. При цьому магнітні силові лінії замикаються від полюсів N через ротор та обмотки на полюси S. При обертанні ротора на кут 90 градусів (положення II) магнітний потік лівого магніта буде зчепленим з обмоткою 5, а потік правого магніта - з обмоткою 1. З рис. 4.20 видно, що при обертанні ротора на 90 градусів напрямки магнітних потоків, які пронизують обмотки генератора, змінюються на протилежні.

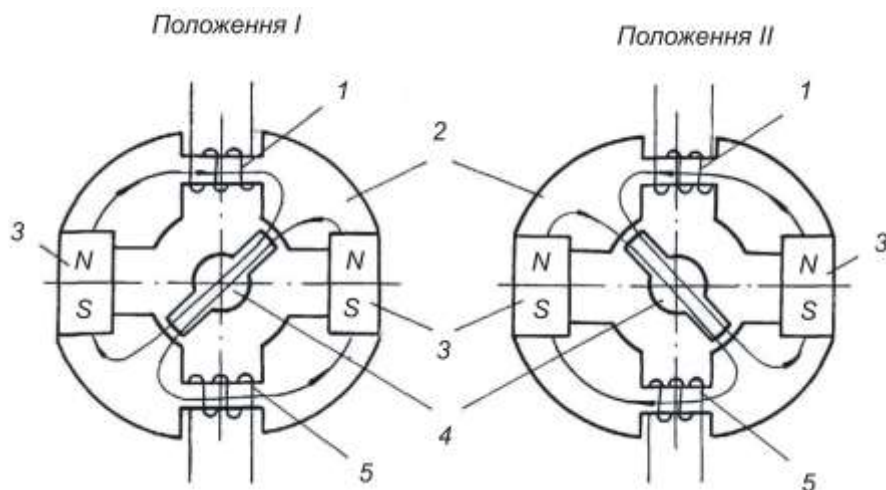


Рис 4.20. Схема комутації магнітних потоків генератора  
1-5 – обмотки; 2 – статор; 3 – постійні магніти; 4 - ротор

При обертанні ротора ще на 90 градусів напрямки магнітних потоків через обмотки знову змінюються. Таким чином, за півоберту ротора, в обмотках генерується один період змінного струму. Частота змінного струму, що генерується описаним генератором, виражається Формулою

$$f = \frac{Z_p n_{об}}{60}$$

де  $Z_p$  - кількість зубців на роторі;  $n_{об}$  - швидкість обертання ротора в об/хв.

Для підвищення частоти змінного струму генератора параметр  $2p$  можна збільшити, але обов'язковим є виконання умови :

$$z_p = 2k, k = 1, 3, 5 \dots$$

В сучасних генераторах використовують ротори з числом зубців 6, 10, 14.

Перетворювачами в системах електроживлення ракет є бортовим джерелом змінного струму є трансформатори та випрямлячі, за допомогою котрих одержують змінний та постійний струми з необхідними параметрами,

#### 4.2.4. Електросистеми ракет

Електросистемою ракети називають сукупність пристроїв та електричних з'єднань, що об'єднують бортову апаратуру ракети в єдиний функціонуючий комплекс. Електросистема ракети забезпечує :

- зв'язок бортових пристроїв ракети з апаратурою літака-носія і пускового пристрою, а також живлення бортової апаратури ракети до пуску від джерел живлення, що знаходяться на борту літака-носія;
- вмикання в роботу бортових джерел електроживлення і енергопостачання рульових приводів, контроль виходу системи енергопостачання на режим і запуск двигуна, ракети при її пускові;
- живлення апаратури ракети від бортових джерел енергії і Функціонування системи керування та підривного пристрою в процесі польоту ракети до цілі після пуску;
- контроль параметрів системи керування ракети при наземних перевірках та в процесі польоту ракети разом з носієм.

Зв'язок апаратури ракети з літаком-носієм і пусковим пристроєм виконується через бортовий роз'єм, що розташований на корпусі ракети. Часто цей роз'єм використовується і для контролю параметрів системи керування ракети під час наземних перевірок. Інколи для цієї мети на ракеті установлюють спеціальні контрольні роз'єми .

При бойовому використанні ракети її електросистема працює в таких послідовних режимах : попередній режим, режим пуску та режим автономного польоту. Перші два режими характерні тим, що ракета виконує політ разом з носієм, знаходячись на пусковому пристрої. Під час третього режиму ракета виконує самостійний політ до цілі.

В попередньому режимі виконується підготовка ракети до пуску. При цьому спочатку по команді з носія перевіряється правильність установки в початковий стан механізмів, що забезпечують безпеку запобіжно-виконавчого пристрою підривача ракети. Якщо ці механізми знаходяться у початковому стані, то з літака-носія подається електроенергія для прогріву електронної апаратури ракети, розкручування гіроскопів системи керування, обігріву батарей, тощо. Безпосередньо перед пуском ракети електросистема передає від прицільної системи літака-носія в систему керування ракети сигнали цілеспрямування.

Режим пуску починається з моменту натискання бойової кнопки. При натисканні бойової кнопки формується сигнал, що приводить в дію бортові джерела живлення системи енергопостачання ракети. Після виходу цих джерел на робочий режим до них під'єднуються споживачі енергії, що встановлені на ракеті. Одночасно в систему керування зброєю носія видається сигнал виходу на режим системи енергопостачання. При наявності цього сигналу формується команда на відділення ракети від носія. В залежності від типу ракети відділення її від носія проходить шляхом запуску двигуна ракети або катапультиванням (примусовим відштовхуванням) ракети від пускового пристрою.

З моменту відділення ракети від носія починається третій режим дії електросистеми - режим автономного польоту. В цьому режимі електросистема забезпечує :

- живлення всіх електричних і електронних агрегатів системи керування і підривача від бортового джерела електроживлення;
- запуск двигуна ракети, якщо її відділення виконувалось катапультиванням;
- зняття ступенів запобігання з запобіжно-виконавчого механізму підривача; передачу сигналів з датчиків підривного пристрою на запобіжно- виконавчий механізм при зустрічі

ракети з ціллю;

– блокування (переведення в стан неможливого спрацювання) запобіжно-виконавчого механізму при виконанні аварійного пуску ракети.

#### 4.3. Двигунні установки авіаційних керованих ракет

##### 4.3.1. Класифікація та основні параметри реактивних двигунів

Двигунними установками на сучасних авіаційних керованих ракетах є двигуни, що використовують силу прямої реакції газового струменя. Такі двигуни називаються реактивними. Сила тяги реактивного двигуна виникає за рахунок витікання газового струменя через сопло. Величина сили тяги залежить від маси газів, що витікають з сопла за одиницю часу та їх швидкості, а її напрямок є протилежним до напрямку витікання газового струменя.

Паливо, що використовується в реактивних двигунах, складається з двох компонентів: пального та окислювача.

Реактивні двигуни розділяються на дві основні групи : ракетні та повітряно – реактивні.

Ракетними двигунами називаються реактивні двигуни, пальне та окислювач для функціонування котрих розташовані на борту ракети. Ракетні двигуни можуть використовуватися на будь-яких висотах., тому що їх робота не залежить від стану оточуючого середовища,

Ракетні двигуни, в залежності від виду палива, поділяються на, рідинні ракетні двигуни (РРД), що працюють на рідкому паливі, котре подається в камеру згорання в баків, і ракетні двигуни твердого палива (РДТП), в котрих паливо знаходиться безпосередньо в камері згорання. Твердим паливом для РДТП є порох, тому такі двигуни іноді називають пороховими.

Повітряно-реактивні двигуни відрізняються від ракетних тим, що використовують як окислювач кисень з атмосферного повітря, тобто на борту ракети знаходиться тільки пальне.

Суттєвою перевагою таких двигунів є те, що зони дозволяють значно скоротити запас палива на борту ракети., тому що маса окислювача може складати до 60 - 80 % від маси всього палива. Крім того, відпадає необхідність в баках для окислювача та агрегатах подачі окислювача до камери згорання. З іншого боку, внаслідок використання атмосферного кисню, повітряно-реактивні двигуни не можуть працювати на висотах, де вміст кисню, внаслідок розрідженої атмосфери, стає малим.

За способом стискання повітря, перед подачею його до камери згорання, повітряно-реактивні двигуни поділяються на безкомпресорні та компресорні. В безкомпресорних двигунах стискання повітря виконується за рахунок руху ракети та спеціальної конфігурації повітрязбірника. В компресорних двигунах повітря стискається спеціальним компресором, що приводиться до руху турбіною, тому такі двигуни часто навівають турбореактивними.

Схема класифікації реактивних двигунів авіаційних керованих ракет зображена на рис.4.21.

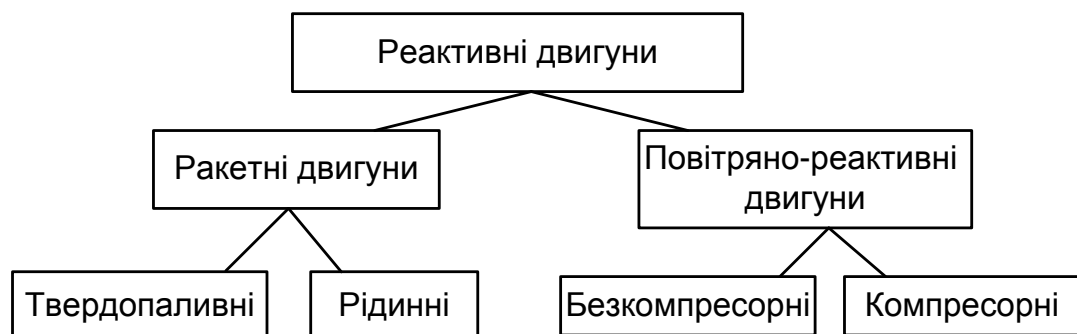


Рис. 4.21 Схема класифікації реактивних двигунів авіаційних керованих ракет

Основними параметрами, що характеризують ступінь досконалості конструкції, економічність та експлуатаційні якості реактивного двигуна, є: сила тяги., питома тяга, питомий імпульс тяги, питома витрата, палива та питома, маса двигуна.

Сила тяги, або тяга ракетного двигуна, - це рівнодіюча всіх сил, що прикладені до камери згорання під час її роботи, за виключенням сили ваги та реакцій опор. Це означає, що тяга визначається силами, що діють в бок газувидного робочого тіла, на внутрішню поверхню камери, і силами дії оточуючого середовища на її зовнішню поверхню (рис.4.22). Рівняння, що визначає силу тяги  $P$  в припущенні про одномірне витікання газу через вихідний перетин сопла камери згорання, має вигляд

$$P = \dot{m} u_a + (P_a - P_n) F_a \quad (4.18)$$

де  $\dot{m}$  - секундна витрата маси палива, кг/с;  $u_a$  - швидкість газів на виході з сопла, м/с;  $P_a$  - тиск газів на виході з сопла, Н/м<sup>2</sup>;  $P_n$  - атмосферний тиск, Н/м<sup>2</sup>;  $F_a$  - площа вихідного перетину сопла, м<sup>2</sup>.

Перший член правої частини виразу (4,18)  $\dot{m} u_a$  , що залежить від швидкості витікання газів, є динамічною складовою тяги,

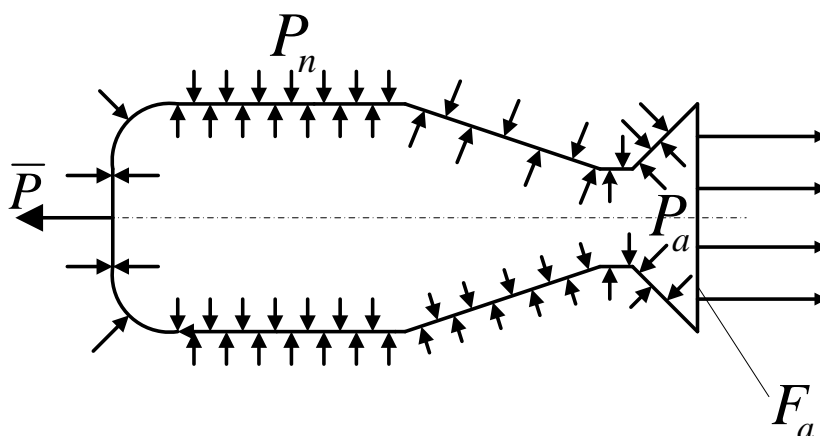


Рис. 4.22. Схема створення тяги реактивного двигуна

другий  $(P_a - P_n) F_a$  - статичною складовою, що показує залежність тяги двигуна від висоти на котрій він працює. Зі збільшенням висоти і зменшенням атмосферного тиску  $P_n$  сила тяги зростає. Якщо  $P_n = 0$  (двигун працює у пустоті), то тяга визначається формулою

$$P = \dot{m} u_a + P_a F_a$$

Якщо двигун працює на розрахунковому для сопла режимі і в соплі досягається повне розширення газів до тиску  $p_n$  зовнішнього середовища, то статична складова зникає, а тяга дорівнює

$$P = \dot{m} u_a \quad (4.19)$$

Рівняння тяги (4.18) одержано в припущенні, що напрямок витікання газів є паралельним до осі сопла. Насправді, частина потоку газів спрямовується вздовж стінок сопла, а тяга визначається складовою швидкості, що паралельна осі камери. Тому вираз для сили тяги має вигляд

$$P = I_p [\dot{m} u_a + (p_a - p_n) F_a]$$

де  $I_p$  - коефіцієнт зменшення тяги на розсіювання потоку газів.

Цей коефіцієнт визначається формулою

$$I_p = \frac{1 + \cos \alpha_c}{2}$$

де  $\alpha_c \sim$  половина кута конусності сопла.

Для сучасних сопел кут  $2 \cdot \alpha$  має величину 20 – 30 градусів, а втрати тяги на розсіювання складають 0,3...1,5 %.

Питомою тягою  $P_{num}$  називають відношення тяги двигуна до секундної витрати палива :

$$P_{num} = \frac{P}{\dot{m}}$$

$$P_{num} = U_\alpha \frac{P_\alpha - P_n}{\dot{m}} F_\alpha$$

Якщо двигун працює на розрахунковому режимі ( $p_a = P_n$ ) то

$$P_{num} = U_\alpha$$

Таким чином, приблизно, можна рахувати, що питома тяга двигуна чисельно дорівнює швидкості витікання газів з сопла.

Величина питомої тяги залежить від виду палива та параметрів двигуна. В сучасних двигунах на твердому паливі питома тяга складає 2000...2500 Нс/кг, а в двигунах на рідкому паливі - 2300... 4200 Нс/кг.

Для характеристики ракетних двигунів твердого палива використовують поняття сумарного або повного імпульсу тяги  $J_\Sigma$  ;

$$J_\Sigma = \int_0^{t_a} P(t) dt$$

де  $t_a$  - час функціонування двигуна. Якщо тяга постійна, тобто  $P(t) = const$  , то  $J_\Sigma$  визначається формулою

$$J_\Sigma = P t_a$$

Цікаво зазначити, що питомий імпульс чисельно дорівнює питомій тязі двигуна, справді :

$$J_{num} = \frac{J_\Sigma}{m_n} = \frac{P t_a}{\dot{m} t_a} = \frac{P}{\dot{m}} = P_{num}$$

Іноді використовують поняття питомого Імпульсу двигуна,  $I_{num}$  що є відношенням сумарного імпульсу  $J_\Sigma$  до маси палива  $m_n$

$$I_{num} = \frac{J_\Sigma}{m_n}$$

У зв'язку з цим, при характеристиці палива, параметри  $P_{lum}$  та  $I_{num}$  є рівнозначними.

Питома витрата палива - це кількість палива, що витрачається за одну секунду на один Ньютон тяги. Вона визначає економічність роботи двигуна і є величиною, оберненою до питомої тяги :

$$\dot{m}_{num} = \frac{m_n}{P} = \frac{1}{P_{num}}$$

Питома маса двигуна - це відношення маси двигуна до його тяги  $P_0$  , що створюється на рівні моря ;

$$\gamma_{os} = \frac{m_{os}}{P_0}$$

Очевидно, що чим менше питома маса двигуна, тим більш компактним, економічним і зручним є двигун,

Для сучасних рідинних ракетних двигунів  $\gamma_{\text{дв}} = 0,001 \dots 0,004 \text{ кг/Н}$ .

#### 4.3.2. Ракетні двигуни на твердому паливі

В авіаційних керованих ракетах найбільшого поширення зазнали двигуни за установки на твердому паливі. Вони є простими будовою, надійними та зручними в експлуатації. За способом розміщення твердопаливного заряду в камері згорання розрізняють двигуни з вкладним зарядом та двигуни зі скріпленням паливним зарядом.

На рис.4.23,а зображена схема двигуна з вкладним паливним зарядом. Заряд 1 вкладається в корпус 2 і фіксується за допомогою фіксаторів 3. Б переднє днище 4 установлюється запальний пристрій 5. До заднього днища 6 прикріплюється сопло 7. В критичному перетині сопла розташовується вкладиш 8, що виготовлений з тугоплавких матеріалів, наприклад з карбіда вольфрама. Вихід сопла закривається герметичною заглушкою 9. Заглушка 9 необхідна не тільки для захисту внутрішнього об'єму двигуна від попадання вологи, піску, тощо, а і для створення початкового тиску на момент запалювання заряду. Після повного запалювання заряду, створеним у камері згорання-тиском, заглушка вибивається і звільняється прохід газів через сопло для створення тяги. Запалювання заряду виконується за допомогою запальовального пристрою 5. Горіння заряду йде з внутрішньої і зовнішньої поверхонь. Торці заряду покриваються термостійким захисним шаром (бронюються), що виключає їх горіння. Під час роботи двигуна стінки його корпусу омиваються гарячими газами, тому внутрішню стінку корпусу такого двигуна покривають спеціальним теплоізолюючим покриттям. Основним недоліком розгляненого двигуна є те, що стінки його корпусу омиваються гарячими газами і нагріваються до високих температур, тому для збереження міцності корпус необхідно виготовляти з жаростійкого матеріалу достатньої товщини.

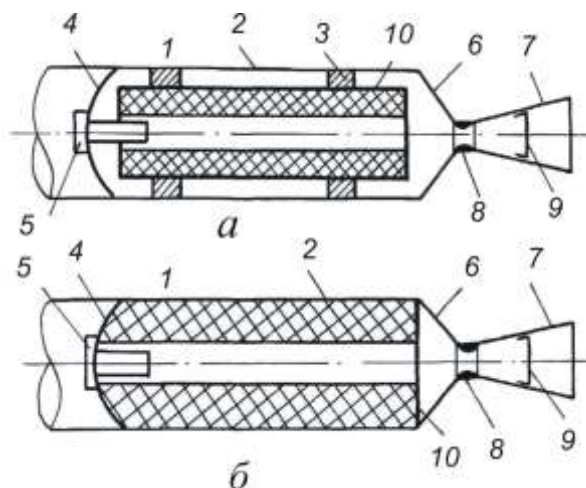


Рис. 4.23. Схеми двигунних установок на твердому паливні:

- 1 – заряд; 2 – корпус; 3 – фіксатор; 4 – переднє днище;
- 5 – запальний пристрій; 6 – заднє днище; 7 – сопло;
- 8 – вкладиш; 9 – заглушка; 10 – бронююче покриття

На рис. зображена схема двигуна в заряді, який скріплений з корпусом камери згорання. В такому двигуні паливна маса в рідкому (розплавленому) стані заливається безпосередньо в камеру згорання, внутрішня поверхня котрої перед заливкою обробляється таким чином, щоб забезпечити хороше зчеплення її з зарядом. Горіння заряду виконується тільки по внутрішній його поверхні. При цьому сам заряд є теплоізолюючим матеріалом і він же сприймає внутрішній тиск газів у камері згорання, що є безумовною перевагою в порівнянні з попереднім двигуном.

Недоліком двигуна зі скріпленням зарядом є виникання при зміні температури механічних напруг у матеріалі твердого палива внаслідок різних коефіцієнтів лінійного розширення заряду та стінок камери згорання.

Зупинимся більш детально на конструкції камери згорання та її розмірах.

Для виготовлення корпусів використовуються вуглецеві та леговані сталі, алюмінієві, магнієві і титанові сплави і різні склопластики. Склопластики характеризуються високою питомою міцністю та низькою теплопровідністю, тому вони є одночасно конструкційними та теплоізолюючими матеріалами, що задовільно працюють в області високих температур, котрі досягають 2300..2800К.

Товщина стінок корпусу вибирається з врахуванням матеріалу, розмірів камери згорання, тиску порохових газів і визначається за формулою

$$\delta_c = \frac{P_k a_k}{2\sigma_b} \eta_n$$

де  $P_k$  - тиск в камері;  $d_k$  - діаметр камери;  $\sigma_b$  - межа міцності матеріалу на розтягування;  $\eta_n$  - коефіцієнт запасу міцності. Довжина корпусу камери згорання визначається з врахуванням об'єму палива :

$$L_k = \frac{V_n}{\frac{\pi d_k^2}{2} - F_b}$$

де  $V_n$  - об'єм палива;  $F_b$  - площа вільного простору поперечного перетину камери. Об'єм палива  $V_n$  визначається в залежності від величини тяги, часу функціонування двигуна, типу палива та тиску в камері згорання.

Маса корпусу без врахування теплоізоляції визначається за формулою

$$m_k = \pi d_k L_k \delta_c \rho_k$$

де  $\rho_k$  - питома маса матеріалу корпусу.

Геометричними параметрами сопла в діаметри критичного та вихідного перетинів, Діаметр критичного перетину  $d_{кр}$  можна обчислити за приблизною Формулою:

$$d_{kn} = 0.5 \sqrt{\frac{u_0 S_n}{P_0}}$$

де  $U_0$  - лінійна швидкість горіння палива, при даному режимі роботи двигуна, см/с;  $S_n$  - повна поверхня горіння заряду, см\*см;  $p_0$  - тиск в камері згорання,  $10^5 \cdot \text{Па}$ . Діаметр вихідного перетину сопла  $d_{вих} = \epsilon d_{кр}$ , де  $\epsilon$  - зширення сопла (для сучасних ракет  $\epsilon$  - 1,5...2,5).

Кут конусності сопла знаходиться в межах 0...30 градусів.

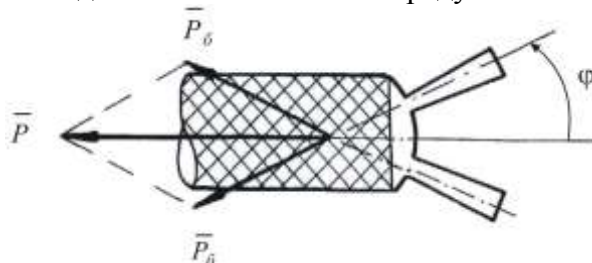


Рис. 4.24. РДТП з боковими соплами

Розглянені схеми двигунів б двигунами з центральним соплом, що широко використовуються в авіаційних ракетах і розміщуються в їх хвостовій частині. У ряді випадків така можливість відсутня. Наприклад, на ракетах з телекеруванням у хвостовій частині розміщується відсік системи керування. У цьому випадку використовується схема РДТП з



боковими соплами (рис.4/24), Осі сопел відхилені від осі двигуна на, кут  $\gamma$ , що досягає значень 20...30° градусів.

Тяга, такого двигуна  $P$  створюється силами тяги  $P_\delta$  бокових сопел і визначається за формулою

$$P = 2P_\delta \cos \varphi$$

В Ракетах з нормальною аеродинамічною схемою можуть використовуватися двигуни з газоходом. Навколо газохода розміщуються рульові приводи. Газоход може бути як дозвуковим (розміщений до критичного перетину сопла, рис.4.25,а) так і надзвуковим (розміщений після критичного перетину сопла, рис.4.25,б). Недоліком таких схем є збільшення маси РДТП та втрати тяги в газоході.

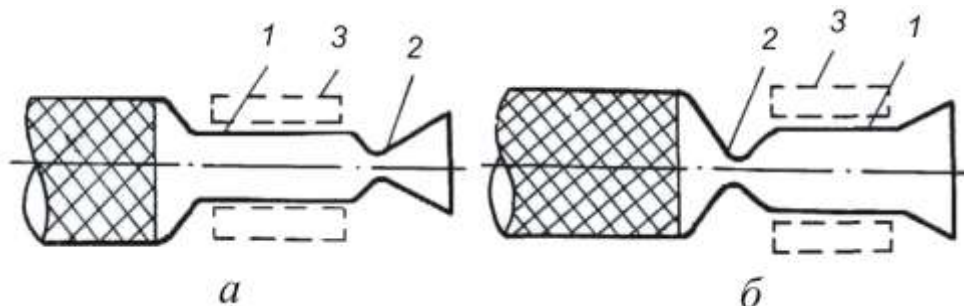


Рис. 4.25. РДТП з газоходами

1 – газохід; 2 – критичний перетин сопла; 3 – рульовий привід

#### 4.3.3. Робочий процес в твердопаливному двигуні і паливні заряди

Робочий процес в РДТП поділяється на три етапи : запуск, розрахунковий режим - основний етап, і витікання з камери згорання залишкових газів. Кожен з цих режимів характеризується відповідним співвідношенням між секундним газовиділенням  $m_{ГВ}$ , котрий дорівнює масі газу, що виділяється за одну секунду з поверхні згораючого палива, і секундним розходуванням газу  $m_{ср}$  через сопло.

Очевидно, що

$$\dot{m}_{rb} = S_n \rho_n u_0$$

де  $S_n$  - площа, поверхні горіння;  $\rho_n$  - питома маса, палива;  $U_0$  - швидкість горіння палива.

Швидкість горіння палива в умовах, які характерні для РДТП авіаційних ракет, можна відобразити залежністю

$$u_0 = u_1 P_0^\nu$$

де  $U_1$  - постійний коефіцієнт, що залежить від природи палива і температури заряду;  $\nu$  - показник ступіня (для сумішних палив  $\nu$  – (0,1.. .0,5);  $P_0$  - тиск в камері згорання. Підставивши (4.19) в (4.18) одержимо

$$\dot{m}_{rb} = S_n \rho_n u_1 P_0^\nu$$

Тобто секундне газовиділення суттєво залежить від тиску в камері згорання.

Секундне розходування газу через сопло визначається залежністю

$$\dot{m}_{ср} = c_1 \frac{F_{кр} P_0}{\sqrt{T}} \quad (4.21)$$

де  $C_1$  - коефіцієнт параметрів газів;  $F_{кр}$  - площа, критичного перетину сопла;  $T$  - абсолютна температура газів перед соплом.

Під час режиму запуску  $m_{zg} > m_{cp}$  - кількість газів і тиск в камері зростають. Через деякий час настає рівновага  $m_{zg}=m_{cp}$  розрахунковий режим. Тиск газів при цьому досягає розрахункового значення  $P_p$ . Щоб тиск в камері був постійним, необхідно щоб  $m_{zg}=const$ , а це можливо при постійній площі поверхні горіння заряду ( $S_n=const$ ). Таким чином, якщо  $P_p=const$ , то і тяга двигуна  $P=const$ .

Після закінчення горіння палива об'єм камери згорання залишається заповненим газами. Ці гази витікають з сопла і тиск з камери  $P_0$  знижується до значення атмосферного тиску.

Залежність тиску газів в камері згорання РДТП від часу зображена на рис.4.26. Початковим тиском в камері згорання є тиск  $P_3$ , що створює запальний пристрій.

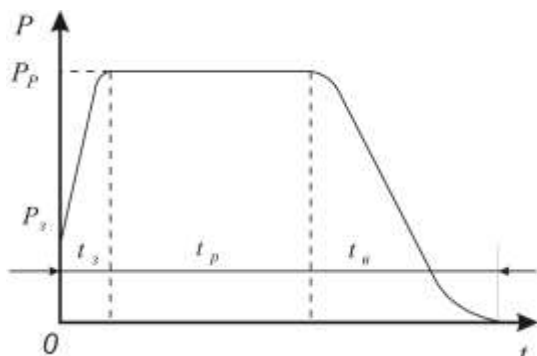


Рис. 4.26. Залежність тиску в камері згорання РДТП від часу

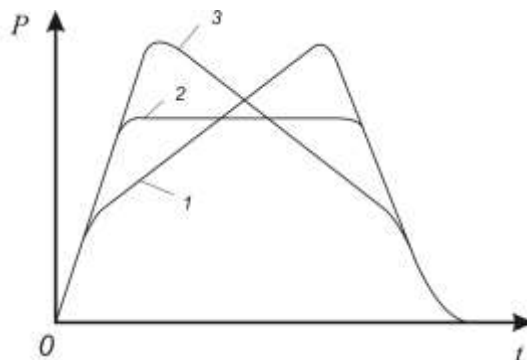


Рис. 4.27. Види горіння палива:  
1 – прогресивне; 2 – нормальне; 3 - дегресивне

На протязі часу  $t_3$  запускається РДТП, тобто розгорається паливний заряд. Робота двигуна на розрахунковому режимі продовжується на протязі  $t_p$ . За час  $t_b$  після закінчення горіння порохового заряду гази витікають із камери згорання через сопло в атмосферу. Повний термін функціонування двигуна  $t_a$  складає

$$t_a = t_3 + t_p + t_b$$

Якщо в процесі горіння площа  $S_n$  збільшується, то горіння називається прогресивним, при зменшенні  $n$  - регресивним. При постійній площі критичного перетину сопла в першому випадку тиск у камері згорання зростає, а в другому випадку падає (рис.4,37). Якщо  $S_n = const$ , то горіння є нормальним.

В РДТП використовуються циліндричні заряди. Тому закон горіння визначається їх довжиною та формою в поперечному перетині (формою заряду). Деякі форми зарядів, що використовуються в сучасних авіаційних керованих ракетах, зображені на рис. 4.28. Горіння торцевого заряду виконується тільки з відкритого торця, площа котрого при незмінному діаметрі постійна. Якщо горіння виконується з двох торців, то площа подвоюється. За допомогою таких зарядів одержують силу тяги малої величини, але двигун працює впродовж значного часу (рис.4.29 а). Однотрубчастий та багатотрубчастий заряди (див.рис. 4.28 б,в) горять з зовнішньої та внутрішньої поверхонь шашки. Щоб поверхня горіння була постійною, торці зарядів бронюються. Площа горіння в таких зарядах велика, тому час роботи РДТП зменшується, а тяга збільшується (рис.4.29, б, в). Зірковидний заряд, що має однаковий діаметр та довжину з однотрубчастим, створює таку ж тягу. Такі заряди використовуються в РДТП для одержання осьових прискорень, допустимих при старті керованої ракети. Зірковидні, телескопічні та заряди інших форм, що горять з внутрішніх поверхонь, є зручними при конструюванні РДТП, тому що матеріал самих зарядів є термоізоляторами стінок камери згорання.

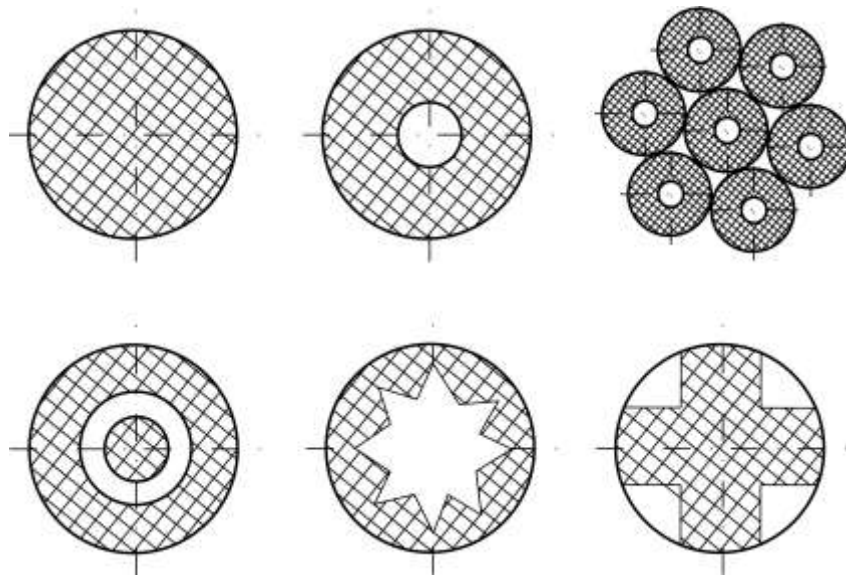


Рис. 4.28 Форми зарядів РДТП  
а – торцевий; б – одно трубчатий; в – багатотрубчатий;  
г – телескопічний; д – зірко видний; е – хрестовидний;

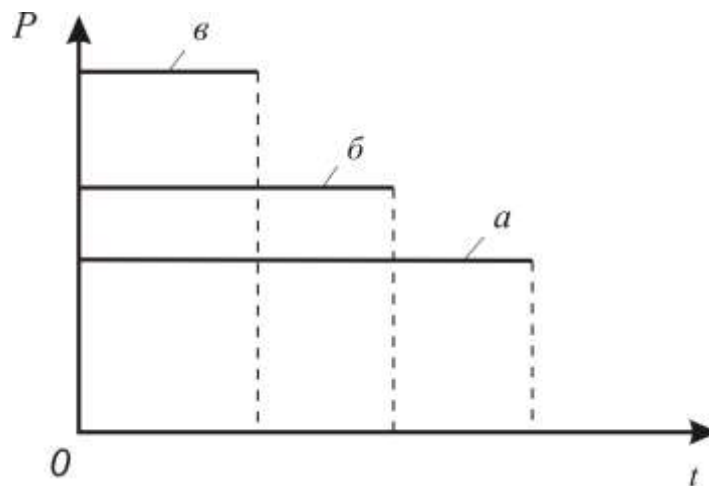


Рис. 4.29. Залежність тяги від форми заряду

На сучасних авіаційних ракетах великої дальності використовуються дворежимні твердопаливні двигуни. Конструктивно вони, як правило, мають одну камеру згорання з паливним зарядом спеціальної форми, або з зарядом, що складається з палив з різними швидкостями горіння.

У першому випадку (рис.4.30,а) заряд виконується у вигляді циліндричної шашки. Стартова частина має внутрішній канал і горить з внутрішньої та зовнішньої поверхонь, тобто ця частина заряду є однострубною. Після закінчення роботи стартової частини заряду, він продовжує горіти в торця. У другому випадку (рис.4.30,б) заряд мав два палива з різними швидкостями горіння. Внутрішній шар має високу швидкість горіння і забезпечує стартовий режим роботи двигуна, периферійний - повільно згораючий, забезпечує маршовий режим, для якого є характерним збільшення часу роботи двигуна при меншій тязі.

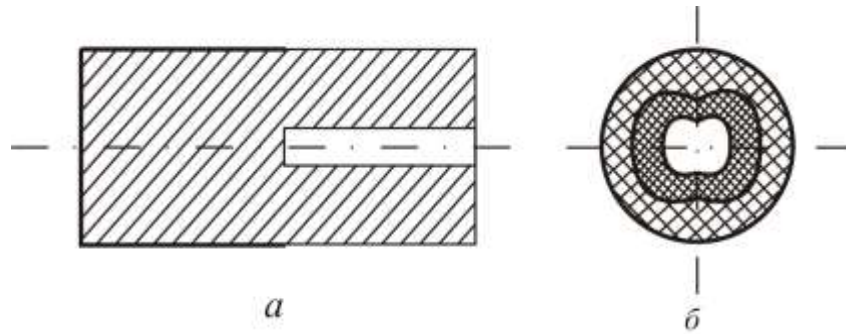


Рис. 4.30. Паливні заряди дворежимних РДТП

Закон зміни сили тяги дворежимного РДТП зображено на рис.4.31. Недивлячись на більшу складність дворежимних РДТП, в порівнянні з однорежимними, вони мають ряд переваг з точки зору динамічних та тактичних характеристик ракети. Так, швидкість руху ракети з дворежимним РДТП змінюється в менших межах, ніж з однорежимним.

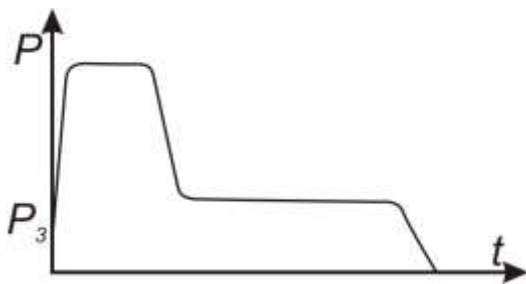


Рис. 4.31. Залежність тяги від часу в дворежимному РДТП

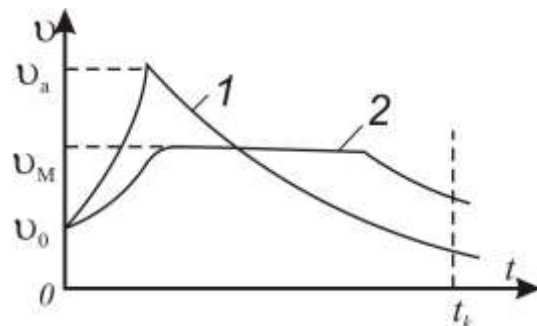


Рис. 4.32. Швидкість ракети:  
1 – а однорежимним РДТП  
2 – а дворежимним РДТП

На рис.4.32 зображені закони зміни швидкості ракети від часу для однорежимного та дворежимного РДТП, що мають однакові повні імпульси тяги. У випадку однорежимного двигуна характерним є різке зростання швидкості до значної величини  $v_a > \text{ПРИ}$  цьому має місце значна втрата енергії на подолання сили лобового опору, котра залежить від квадрату швидкості. При використанні дворежимного двигуна маршева швидкість  $v_m$  завжди менша від  $v_a$ , тому втрати енергії на подолання сили лобового опору менші. Це дає змогу збільшити дальність польоту ракети. Після закінчення роботи маршової частини заряду для будь-якого моменту часу  $t$  швидкість ракети в дворежимним двигуном буде більшою, ніж ракети з однорежимним РДТП.

Для створення порохових зарядів для РДТП використовують два типи твердого палива : балістні палива і сумішні палива.

Балістні палива - це розчини нітратів целюлози в розчинниках, Нітрати целюлози або нітроклітчатку одержують шляхом обробки целюлози сумішшю азотної та сірчаної кислот. Вони легко спалахують від відкритого полум'я або іскри. Горіння проходить за рахунок активного кисню, що знаходиться в балістному паливі, Нітрати целюлози обробляють розчинниками і пластифікаторами, після чого вони набувають пластичності, що дає змогу надавати зарядові різну форму. Основними розчинниками в балістних паливах є нітрогліцерин і нітродігліколь. Для хімічної стійкості палива в нього добавляють стабілізатори (найчастіше централіт). До складу палива включають технологічні доповнення : крейду, вазелін, трансформаторне масло, котрі зменшують внутрішнє тертя паливної маси, знижують тиск під час пресування і покращують процес формування. Балістні палива стійко горять при відносно високих значеннях тиску в камері згорання -  $60 \cdot 10^6$  Па і більше.

Сумішні тверді палива, являють собою механічні суміші мінеральних окислювачів і паливних зв'язуючих речовин. В якості окислювачів використовуються солі з великим вмістом

кисню: перхлорат амонію  $NH_4ClO_4$ , перхлорат калію  $KClO_4$ , нітрат амонію  $NH_4NO_3$ , та ін. Найбільш поширеним окислювачем є перхлорат амонію. Палива на його основі мають високу питому тягу. Зв'язуючими речовинами у сумішному паливі є зисокомолекулярні синтетичні з'єднання типу каучук і пластмаса, а також важкі вуглеводні у вигляді бітумних з'єднань. Введення до їх складу в невеликій кількості легких металів - алюмінію, магнію, цирконію, бору та ін, - збільшують питому тягу. Сумішні палива мають хороші пружні якості, стійкі до утворення тріщин під дією термічного розширення. Стійко горять при низьких значеннях тиску в камері згорання -  $(15, \dots 20) \cdot 10^2$  Па.

Важливою перевагою сумішних палив є їх хороші литтєві якості, тому порохові заряди можуть виготовлятися методом лиття, чи заливки палива, в корпус РДТП для створення скріпленого заряду. Характеристики деяких твердих ракетних палив приведені в табл.4.2.

Характеристики твердих палив

Таблиця 4.2

П а л и в о		Питома маса кг/м <sup>3</sup>	Температура Горіння, К	Швидкість горіння м/с	Питома тяга Н*с/кг
Окислювач	Пальне				
Балістні					
нітрогліцерин + діетил фталет	нітроцелюлоза	1610	3160	0,0165	2300
нітрогліцерин + етилцентраліт	нітроцелюлоза	1640	2535	0,0078	1900
Сумішні					
перхлорат калію	асфальт	1740	2240	0,035	1950
перхлорат амонію	асфальт	1750	2075	0,04	1850
перхлорат амонію	полібутадієн + акрилова кислота + алюміній	1700	3350	0,017	2300
перхлорат амонію	поліуретановий каучук	1770	3500	0,015	2550
перхлорат амонію	полібутадієновий каучук	1760	3250	0,015	2620

#### 4.3.4. Рідинні ракетні двигуни

Основними конструктивними елементами двигунної установки з РРД є камера згорання, баки з компонентами рідкого палива і система, подачі палива. Камера двигуна складається з блока форсунок, камери згорання і сопла,

Паливо, що подається з баків у камеру згорання, розпилюється за допомогою форсунок, переміщується, випаровується і сполохує. В результаті згорання палива створюються газовидні продукти з високою температурою, витікання котрих а сопла створює реактивну тягу двигуна.

В РРД використовуються хімічні палива, котрі складаються з двох речовин : пального і окислювача. Найбільш поширеним паливом для РРД є керосин, гідразин, несиметричний диметилгідразин, рідкий водень. Серед окислювачів для РРД найбільше поширення зазнали азотна кислота ***HNO<sub>3</sub>***, суміш азотної кислоти з перекисом азоту  $N_2O_4$  та рідкий кисень. Ефективним окислювачем є рідкий штор.

Рідкі ракетні палива характеризуються високими значеннями питомої тяги - до 4000...4500 Н\*с/кг та температури горіння - до 3500...4500 К.

Якість рідкого палива, в значній мірі визначається окислювачем. Для кожного пального можна підібрати окислювач, що забезпечує найкращі характеристики палива в цілому. До таких характеристик відносяться : питома маса, питома тяга, можливість самозапалювання, стехіометричний коефіцієнт. Паливо повинно мати значну щільність (питому масу) та, забезпечувати високе значення питомої тяги. Стехіометричний коефіцієнт  $X_{ст}$  характеризує масу окислювача, котра необхідна для повного окислення 1кг пального. Характеристики деяких рідких палив приведені в табл. 4.3.

На основі азотно-кислотних окислювачів можна одержати само-залаплювальні і несамозалаплювальні палива. Самозалаплювальне рідке паливо відрізняється тим, що його компоненти (окислювач та пальне) при змішуванні самозагораються. Використання таких палив полегшує проблему запуску РРД і дещо спрощує його конструкцію, але ускладнює експлуатацію ракети. Особливо легко самозагораються гідразин і несиметричний диметилгідразин в контакті з азотною кислотою. Палива на основі керосину несамозалаплюються, тому при запуску РРД з таким паливом необхідно використовувати запалювальний пристрій.

Основним агрегатом РРД є камера згорання, де виконується перетворення хімічної енергії палива в кінетичну енергію струменя газів, в результаті чого створюється реактивна сила. Процесові горіння палива передують розпилювання компонентів, їх випаровування і перемішування. Ці процеси протікають не строго послідовно, але в камері можна умовно виділити кілька зон (рис.4.33). В зоні I проходить розпилювання палива, в зоні II - розпилювання і змішування компонентів, а в зоні III інтенсивно протікають хімічні реакції. Ця зона умовно може бути розбита на дві області. Область до перетину а-а характерна тим, що в ній температура газу ще відносно низька, тому невеликою є і швидкість хімічних реакцій. Випаровування і згорання палива проходить поступово. Цю область називають областю кінетичного горіння. Зростання температури приводить до швидкого згорання палива.

Швидкість горіння за перетином а - а залежить від швидкості дифузії, тому ця область називається областю дифузійного горіння. Процес горіння протікає переважно в дифузійній області.

Графіки на рис.4.33 показують зміну відносної кількості палива  $\overline{m}_n$  за довжиною камери згорання  $lk$  для різних процесів.

Процеси, що протікають в камері згорання, характеризуються високою температурою горіння палива - 3000...4500 К, високим тиском, що досягає значень  $(50...100) \cdot 10^5$  Па, та малим терміном перебування палива в камері - 0,002...0,005 с.

Характеристика палив

Таблиця 4.3

П а л и в о		Стехіометричний коэф.	Питома маса, кг/м <sup>3</sup>	Питома тяга, Н*с/кг
Окислювач	Пальне			

Азотна кислота — II — — II —	Аміак	1,53061	1250	3210
	Гідразин		1220	3150
	Водень	0,921,740	0,39	3640
Кисень — II — — II —	Аміак	2272,45809	1060	3350
	Гідразин		980	3240
	Водень		280	3620
Фтор — I I — — I I —	Аміак		1310	4210
	Гідразин		1190	4050
	Водень		470	4680

За своєю формою камери згорання можуть бути кульовими, циліндричними або конічними (рис.4.34).

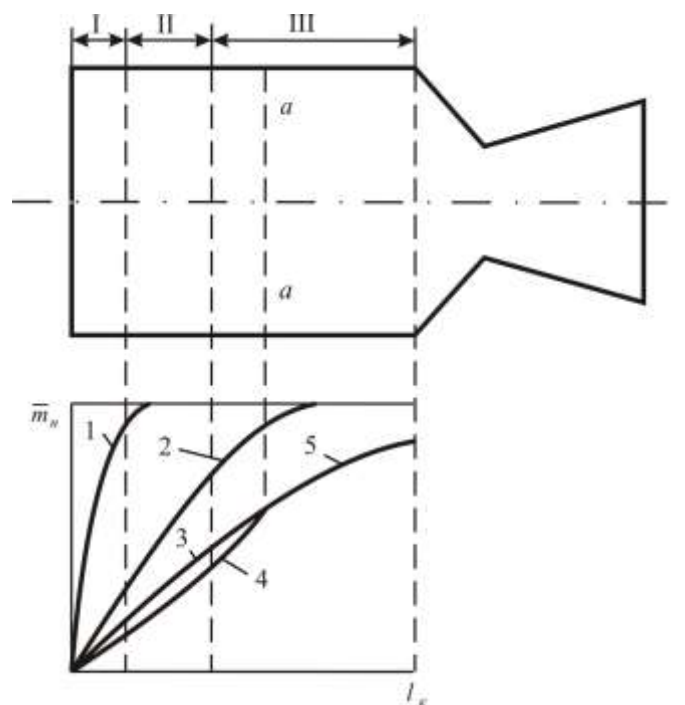


Рис.4.33. Протікання процесів в камері згорання РРД; 1-розпилювання; 2 - випаровування; 3-змішування; горіння; 4-кінетичне горіння; 5 - дифузійне горіння

Кульова камера має найменшу поверхню при даному об'ємі і найменшу необхідну товщину стінок, що робить їх найбільш легкими. Кульові камери найчастіше використовуються на двигунах великої тяги. Недоліками кульових камер є збільшення поперечної площі та деякі складності в їх виготовленні.

Циліндричні камери згорання значно простіші у виготовленні і мають менші поперечні розміри.

Конічні камери також прості, але порівняно з кульовими та циліндричними мають дещо більші втрати в питомій тязі двигуна.

У зв'язку зі значними тепловими потоками, що передаються від газу до стінки камери згорання, може пройти швидкий розігрів стінки і втрата її міцності. Тому необхідно застосовувати спеціальні засоби для захисту камери згорання від перегріву. Найбільш економічним способом захисту є охолодження стінок компонентами палива. Такий спосіб охолодження називається регенеративним. Камера згорання з регенеративним охолодженням має дві стінки, між котрими пропускається один з компонентів палива, наприклад пальне (рис.4.35).



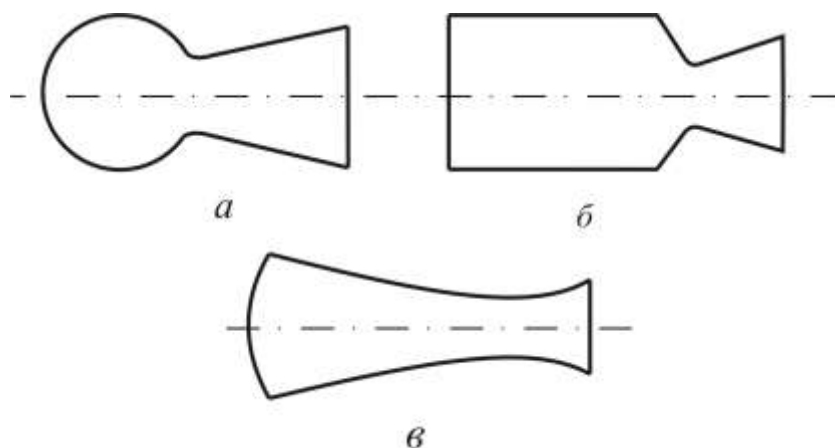


Рис. 4.34. Форми камер згорання РРД:  
а - кульова; б - циліндрична; в – конічна

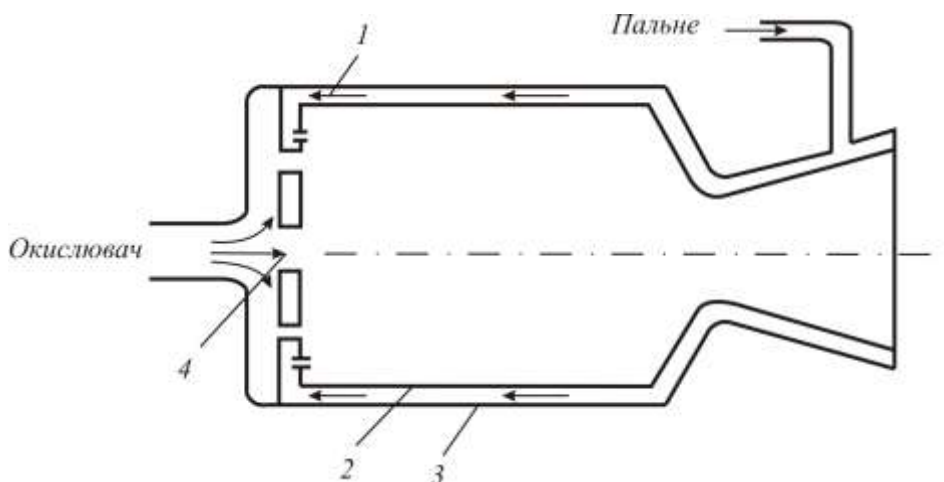


Рис.4.35. Схема регенеративного охолодження:  
1-охолоджуючий тракт; 2-внутрішня стінка камери; 3-зовнішня стінка камери; 4-блок форсунок

Регенеративне охолодження полягає у тому, що рідина, проходячи через тракт, який створений внутрішньою та зовнішньою стінками, охолоджує камеру згорання. Охолоджувачем служить той компонент палива, що може поглинути більше тепла і менш агресивний до матеріалу камери згорання.

Якщо теплові потоки надмірно високі, то регенеративний спосіб не може забезпечити надійне охолодження. В цьому випадку використовують внутрішнє охолодження, наприклад, шляхом створення пристінного шару парогазової суміші. Для цього на стінки камери через ряд отворів подається рідина (найчастіше пальне), котра розтікається тонким шаром, створюючи захисну плівку і паровий захисний шар (рис.4.36). В залежності від способу подачі компонентів палива з баків до камери згорання розрізняють дві можливі схеми рідинних ракетних двигунів : з газовитіснювальною системою подачі та насосною.

Газовитіснювальні системи подачі засновані на принципі витіснення палива з баків стисненим повітрям. В насосних системах подачі компоненти палива подаються з баків в камеру згорання за допомогою насосів, що приводяться в дію турбіною.

Найбільш простою і надійною системою подачі палива є балонна система (рис.4.37), в котрій газ знаходиться в балонах під тиском  $(250...350) \cdot 10^5$  Па і поступає через газовий редуктор в бак. Редуктор понижує тиск газу до значень  $(25...50) \cdot 10^5$  Па. Робочим тілом для балонних систем подачі палива можуть бути стиснене повітря, азот, гелій.



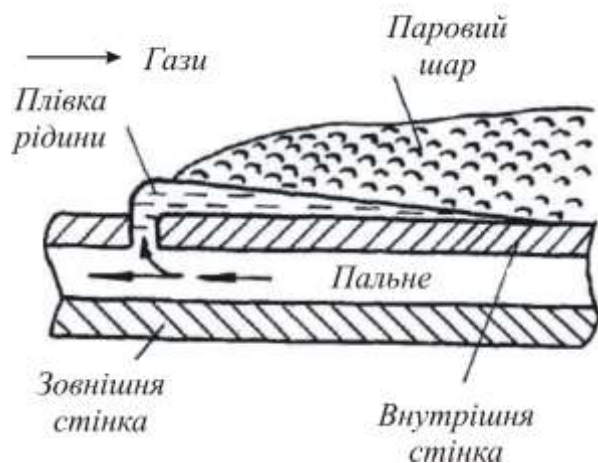


Рис.4.36. Схема внутрішнього охолодження камери згорання РРД

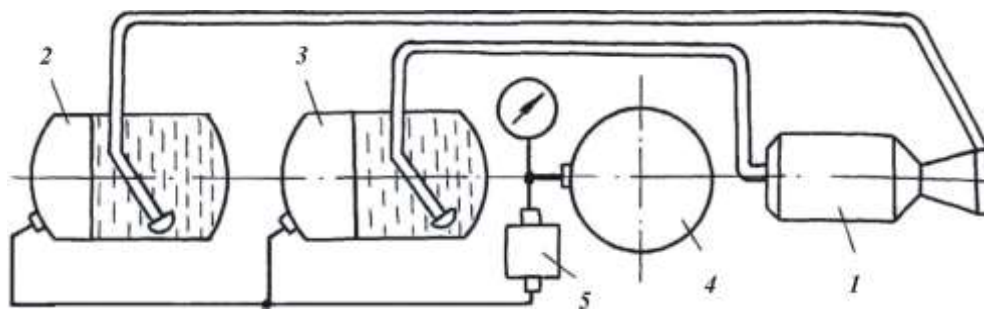


Рис.4.37. РРД з газовитіснювальною системою подачі:  
1 - камера згорання; 2 - бак з паливом; 3 - бак з окислювачем; 4 - балон; 5 – редуктор

Недоліком балонних систем подачі палива є їх значна маса. Масу витіснювальної системи можна значно зменшити, якщо замість балона зі стисненим газом використати твердопаливний газогенератор.

Менші габарити та масу мають РРД з насосною системою подачі. Широке використання в РРД одержали центробіжні насоси з турбінним приводом. Газ, що подається на лопатки турбіни, створюється в спеціальному газогенераторі. Газогенератором служить невелика камера згорання, що працює на тих же компонентах рідкого палива, що і основна камера. На рис.4.38 зображена схема РРД. Пальне з бака 1 насосом 2 через трубопровід 10 подається до камери згорання 3.

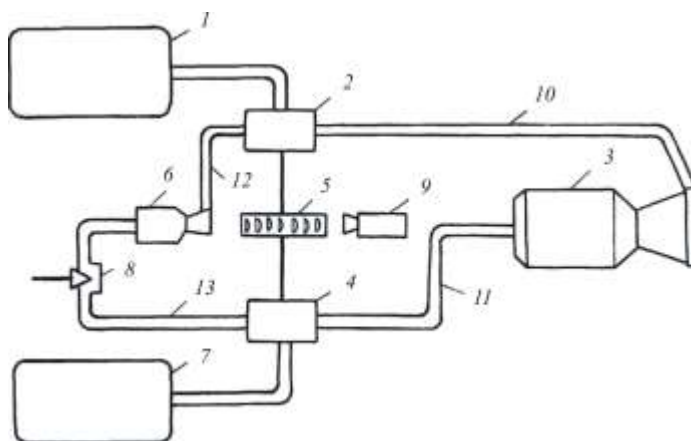


Рис.4.38. Схема РРД:

1 - бак пального; 2 - насос пального; 3 - камера згорання; 4 - насос окислювача; 5 - турбіна; 6 - газогенератор; 7 - бак окислювача; 8 - регулюючий клапан; 9 - пусковий газогенератор; 10,12 - трубопровід пального; 11,13 - трубопровід окислювача

Сюди ж з бака 7 насос 4 через трубопровід 11 подає рідкий окислювач. Насоси пального 2 і окислювача 4 приводяться в рух газовою турбіною 5, з валом котрої з'єднані їх робочі органи. Для забезпечення повного згорання компонентів палива в камері 3 продуктивність насоса 4 окислювача повинна бути в  $X_{cm}$  разів більшою, ніж продуктивність насоса 2 пального. Кількість окислювача, яка фактично поступає в камеру згорання на 1 кг пального, називається дійсним співвідношенням компонентів палива і характеризується коефіцієнтом  $X_d$ , котрий дорівнює відношенню секундних масових витрат окислювача  $\dot{m}_{OK}$  та пального  $\dot{m}_n$

Відношення дійсного співвідношення компонентів до стехіометричного називається

$\frac{\dot{m}_{OK}}{\dot{m}_n}$  коефіцієнтом  $\alpha_{ok}$  надлишку окислювача:

$$\alpha_{ok} = \frac{X_d}{X_{cm}}$$

Якщо  $\alpha_{ok} < 1$ , то в паливі недостатньо окислювача або надлишок пального. При  $\alpha_{ok} > 1$  в паливі переважає окислювач (або недостає пального).

На практиці в камері згорання РРД забезпечують незначний надлишок пального ( $\alpha_{ok} = 0,7 \dots 0,9$ ), що є необхідним для створення внутрішнього охолодження камери. Таким чином, при заданому коефіцієнті  $\alpha_{ok}$  і відомому стехіометричному коефіцієнті  $X_{cm}$  палива за формулою (4.22) визначають необхідне співвідношення продуктивностей насосів 4 і 2. Робочі органи насосів 2 і 4 приводяться в дію турбіною 5. Турбіна обертається за рахунок подачі на її лопатки газу з виходу газогенератора 6. Він являє собою невелику камеру згорання, що працює на тих самих компонентах палива, що і основна камера згорання 3. Пальне в газогенератор подається насосом 2 по трубопроводу 12, а окислювач - трубопроводом 13 через регулюючий клапан 8. Клапан 8 регулюється таким чином, щоб секундна витрата окислювача в газогенераторі 6 була значно меншою того, що визначається стехіометричним коефіцієнтом палива. Тому газогенератор 6 працює при значному надлишку пального і паливо в ньому згорає не повністю. В результаті цього на лопатки турбіни 5 з газогенератора 6 поступає газ з порівняно низькою температурою, що забезпечує надійну роботу лопаток.

Регулюючий клапан 8 дозволяє регулювати оберти турбіни, чим регулюється продуктивність насосів і кількість палива, що подається до камери згорання 3. Таким чином, за допомогою регулюючого клапана 8 регулюють тягу двигуна.

Насоси 2 і 4 часто об'єднуються конструктивно з турбіною 5 в єдиний агрегат, що називається турбонасосним агрегатом. Для початкової розкрутки турбонасосного агрегату використовують пусковий газогенератор 9, наприклад твердопаливний.

#### 4.3.5. Повітряно-реактивні двигуни

Найбільше поширення на сучасних безпілотних літальних апаратах серед повітряно-реактивних двигунів зазнали турбореактивні двигуни. В таких двигунах повітря стискається до необхідного тиску за допомогою компресора. Але при швидкостях  $M > 1$  принципова необхідність у механічному стисканні повітря за допомогою компресора відпадає, тому що необхідне підвищення тиску можна досягнути за рахунок швидкісного напору повітряного потоку. Таким чином, у схемі повітряно-реактивного двигуна з'являється можливість звільнитися від компресора та турбіни. Двигун зі стисканням повітря за рахунок швидкісного напору називається прямоточним повітряно-

реактивним двигуном (ППРД). Такі двигуни називають безкомпресорними, тим самим підкреслюється відсутність компресора для механічного стиснення повітря.

Реактивна тяга ППРД створюється внаслідок зростання кількості руху повітря, що протікає через канал двигуна, за рахунок згорання в кисні повітря пального і виділення тепла.

ППРД має вхідний дифузор, камеру згорання з форсунками і сопло (рис.4.39, а і б). Набігаючий потік повітря попадає в дифузор 1, де його швидкість падає, а тиск, щільність і температура зростають. Так, наприклад, при швидкості  $M = 3$  тиск повітря в дифузорі може зрости в 25 разів. Стиснене в дифузорі повітря поступає в камеру згорання 4 і змішується з паливом, що поступає через форсунки 2. Утворена суміш підпалюється і згорає, а продукти згорання витікають через сопло 5 зі швидкістю більшою, ніж швидкість набігаючого потоку. На початку камери згорання установлюється стабілізатор полум'я 3, що турбулізує потік і створює застійні зони, куди поступає паливно-повітряна суміш. Тут вона підпалюється за допомогою зовнішнього джерела підпалювання. Таке джерело необхідне тільки для запуску двигуна, після чого горіння палива підтримується автоматично.

ППРД може створювати реактивну тягу тільки тоді, коли швидкісний напір є достатнім для створення підвищеного тиску в дифузорі. При малих швидкостях польоту ступінь стиснення повітря за рахунок швидкісного напору є незначним, внаслідок чого ППРД має низький коефіцієнт корисної дії і не створює достатньої тяги.

ППРД, що призначений для надзвукових швидкостей польоту, відрізняється від дозвукового ППРД формою вхідного дифузора і реактивного сопла.

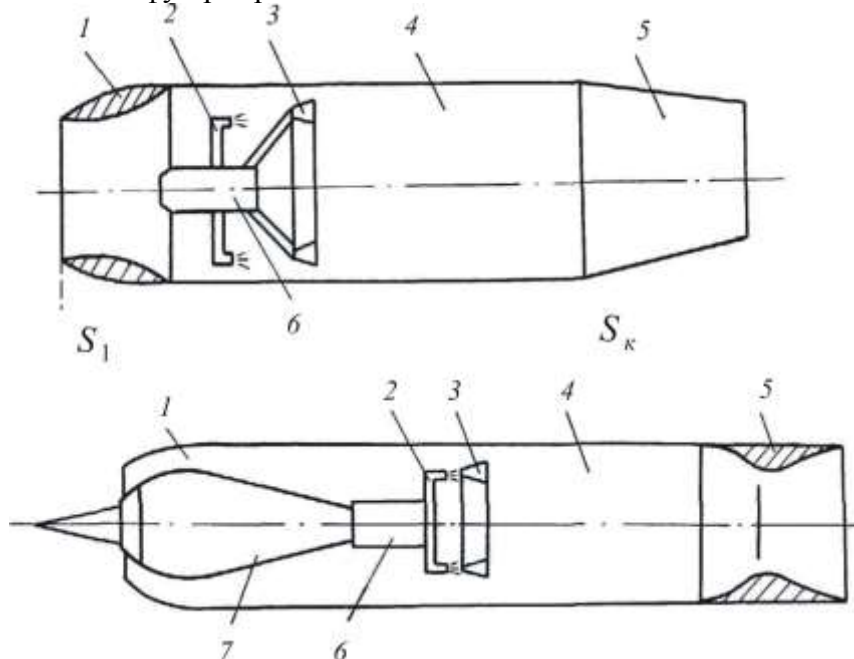


Рис.4.39. Схеми ППРД: а - дозвукового; б - надзвукового; 1 - дифузор; 2 - форсунки; 3 - стабілізатор полум'я; 4 - камера згорання; 5 - сопло; 6 - форкамера; 7 - конус дифузора

Дозвуковий дифузор (рис.4.39. а) являє собою трубу з закругленою передньою кромкою, причому ця труба розширяється. Перетин входу дифузора завжди менший від перетину камери згорання

При невеликих надзвукових швидкостях польоту ( $1 < M < 2$ ) використовуються дифузори з острою передньою кромкою і малим кутом нахилу конічної поверхні. У цьому випадку перед входом в дифузор двигуна створюється прямий скачок ущільнення, в результаті чого швидкість течії повітря знижується до дозвукової. У зв'язку з тим, що втрати енергії в прямому стрибку зростають при збільшенні швидкості, конічні дифузори використовуються тільки до  $M < 2$ .

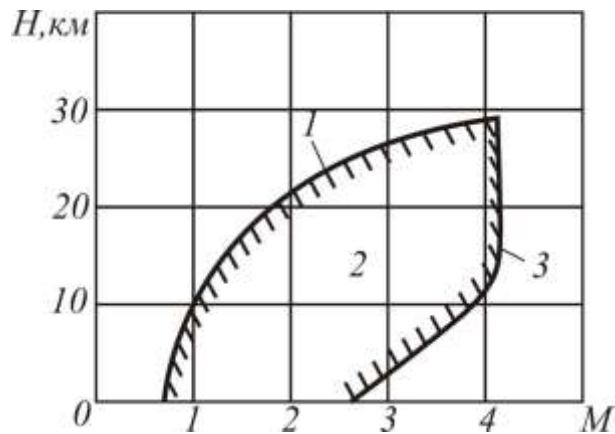


Рис. 4.40 Область використання ППРД

1 - межа, зумовлена стійкістю горіння; 2 - область експлуатаційних режимів; 3 - межа, зумовлена міцністю конструкції двигуна

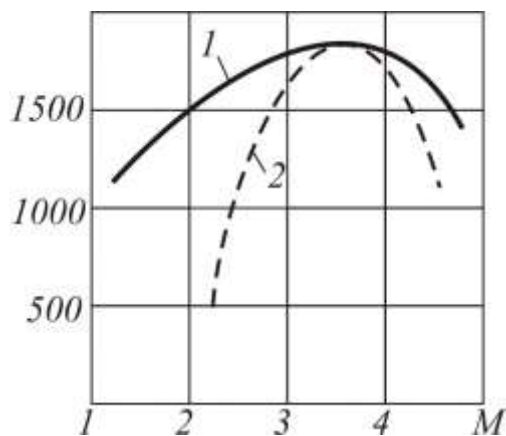


Рис.4.41. Залежність питомої тяги ППРД від числа  $M$  :

1 - повне регулювання;  
2 - нерегульований ППРД

При великих надзвукових швидкостях польоту для зменшення втрат при гальмуванні потоку потужний прямий стрибок на вході замінюють на кілька слабких косих стрибків, що дозволяє перевести надзвуковий потік в дозвуковий з меншими втратами енергії. Для створення косих стрибків ущільнення в дифузори встановлюють загострене центральне тіло (рис.4.39, б). Крім того, це центральне тіло використовують для створення оптимальної конфігурації вхідного в двигун пристрою шляхом регулювання положенням конуса залежно від висоти та швидкості польоту ракети.

На висотах більше 30 км, ППРД використовувати не доцільно із-за розрідженого повітря. Приблизна область допустимих швидкостей та висот польоту для ракет з ППРД зображена на рис.4.40.

Паливом для ППРД можуть служити бензин чи керосин. Залежність питомої тяги від числа  $M$  набігаючого потоку для ППРД, що працює на керосині, зображена на рис.4.41.

Замість рідкого палива в ППРД можуть бути використані і тверді палива. У цьому випадку прямоточний двигун називається ракетно-прямоточним двигуном (РПД). Він являє собою прямоточний двигун, всередині котрого розміщується твердопаливний заряд, котрий, іноді, називають газогенератором (рис.4.42)\*

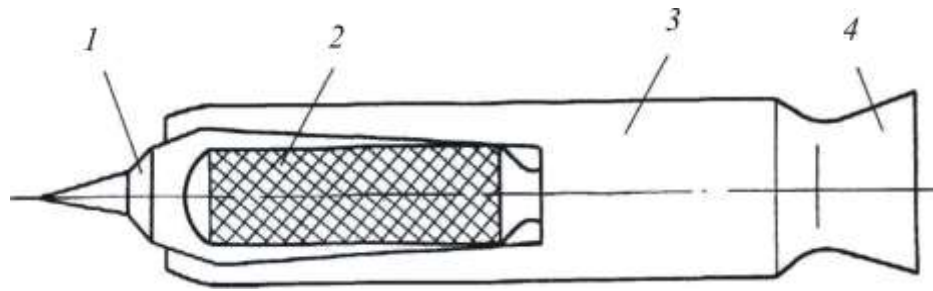


Рис.4.42. Схема будови РПД:

1 - конус дифузора; 2 - камера ракетного двигуна;

3 - камера змішування догорання; 4 - сопло

Принцип роботи РПД полягає в тому, що в процесі неповного згорання в газогенераторі гази догорають в прямоточному контурі, тобто ці гази з паливом для прямоточного двигуна.

Ракетно-прямоточний двигун об'єднує якості ракетного і прямоточного двигуна: він може розвивати велику тягу при відсутності швидкісного напору, що дозволяє використовувати РПД на ракетах без додаткових стартових прискорювачів.

Найбільш складними проблемами при створенні РПД є підбір палив з високими енергетичними характеристиками і забезпечення надійного перемішування продуктів згорання порохового заряду з повітрям у камері згорання.

Підвищені вимоги до швидкісних і енергобалістичних характеристик АКР, компактності і раціональності їх компоновки, призвели до створення комбінованих ракетно-прямоточних двигунів (КРПД).

Основою для створення КРПД є ППРД чи РПД на рідкому і твердому паливі, камера згорання котрих використовується для розміщення твердопаливного стартового пристрою (двигуна). Одна з можливих схем розміщення КРПД на ракеті зображена на рис.4.43. Старт ракети виконується за допомогою тяги, що створює стартовий твердопаливний двигун 4. Він може бути виконаним як окремий двигун зі своїм корпусом і соплом, чи як складовою частиною ППРД, коли корпусом для стартового двигуна є камера згорання ППРД. У першому випадку після відпрацювання стартового двигуна залишки його конструкції відстрілюються з камери згорання ППРД. У другому випадку після вигорання порохового заряду камера згорання готова для роботи в режимі ППРД.

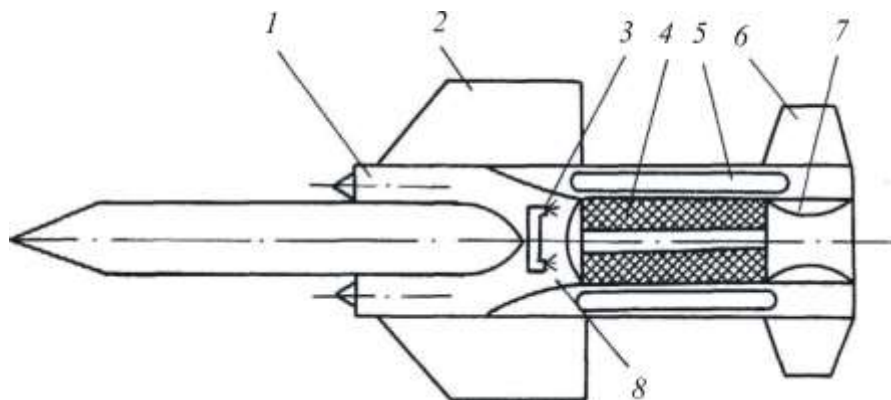


Рис.4.43. Схема розміщення КРПД на ракеті:

1 - повітрязабірник; 2 - крило; 3 - форсунки; 4 - стартовий двигун;

5 - баки для пального; 6- рулі; 7 - сопло; 8 - камера згорання

Після розгону ракети за допомогою стартового двигуна камера ППРД звільняється, з баків 5 до форсунок 3 починає поступати пальне, а з повітрязабірників і у камеру згорання 8 поступає стиснене повітря. Перемішуючись, повітря з паливом створюють паливну суміш, котра згорає. Утворені гази, витікаючи через сопло 7, створюють реактивну тягу,

За даними зарубіжних спеціалістів військової сфери ракета класу "повітря - поверхня" з КРПД, при інших рівних умовах, має дальність польоту в 2...2,5 разів більшу, ніж ракета з РДТП.

В ракетах класу "повітря - поверхня", що мають велику дальність польоту дозвукову швидкість, широко використовуються одноконтурні та двоконтурні турбореактивні двигуни (ТРД). ТРД складається з таких основних елементів : дифузора, компресора, камери згорання, газової турбіни і реактивного сопла. На рис. 4.44 зображена схема двоконтурного ТРД.

Принцип дії такого двигуна полягає у тому, що набігаючий потік підтискається у вхідному дифузорі 1, після чого попадає в компресор 2. Компресор обертається газовою турбіною 3. Він виконує основне стискання - стискає повітря в 10...15 разів, порівняно з тиском у вхідному дифузорі. Далі стиснене повітря поступає в камери згорання 4, куди через форсунки 5 подається паливе (наприклад керосин). Паливна суміш в камері згорає, створюючи газів з високою температурою. Ці газів, витікаючи з камер, попадають на лопатки газової турбіни, що зв'язана з валом компресора, і обертають її. Після турбіни, віддавши частину своєї енергії, газів витікають в атмосферу через реактивне сопло 6. Швидкість витікання газів з сопла набагато вища швидкості повітря на вході в двигун, в результаті чого створюється приріст кількості руху газу і виникає реактивна сила.

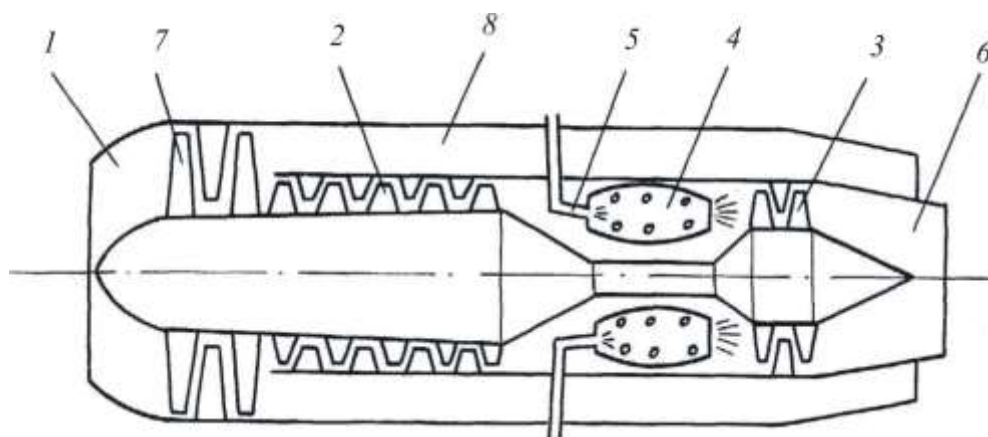


Рис.4.44. Схема будови двоконтурного ТРД :

1 - вхідний дифузор; 2 - компресор; 3 - газова турбіна; 4 - камера згорання; 5 - форсунки; 6 - сопло; 7 - вентилятор; 8 - зовнішній контур

Для збільшення кількості повітря, що перетікає через двигун, з метою підвищення його коефіцієнта корисної дії, в передній частині компресора на одній осі з ним установлюють вентилятор 7, що забезпечує подачу повітря до компресора, а також перегін повітря по зовнішньому контуру 8. Якщо в двигуні відсутні вентилятор 7 і зовнішній контур 8, то такий ТРД є одноконтурним.

На відміну від прямогочного двигуна, в турбореактивному двигуні стискання повітря виконується компресором, тому ТРД може створювати тягу в широкому діапазоні швидкостей, включаючи і нульову. Це дозволяє використовувати ТРД без додаткових двигунів для розгону ракети.



## ГЛАВА 5. Принципи побудови систем керування польотом авіаційних засобів ураження

### 5.1. Структура системи керування польотом ракети і основні визначення

Для того, щоб привести керовану ракету до цілі або виконати політ по заданій траєкторії, їй необхідно придати деяку швидкість і в процесі руху змінювати напрямок швидкості польоту. Зміна напрямку вектора швидкості ракети виконується за допомогою системи керування польотом.

Система керування польотом являє собою сукупність пристроїв, що змінюють напрямок вектора швидкості ракети таким чином, щоб забезпечити, з необхідною точністю, виведення її на ціль.

Для того, щоб змінювати напрямок польоту, необхідно прикласти до ракети силу, яка перпендикулярна до вектора швидкості - керуючу силу. Для створення керуючої сили необхідної величини і напрямку потрібно регулювати кутове положення ракети, що вирішується шляхом створення керуючих моментів. Керуючі моменти створюються рульовими поверхнями при аеродинамічному керуванні, або пристроями, що змінюють напрямок вектора тяги реактивного двигуна, при газодинамічному керуванні ракетою.

Таким чином, до складу системи керування польотом входять комплекс апаратури, що забезпечує формування сигналу на обертання рулів (аеродинамічних чи газодинамічних), і сама ракета як об'єкт керування.

Крім керуючих сил і моментів, що визначають бажану зміну напрямку вектора швидкості, на ракету завжди діють збурюючі сили та моменти. Вони негативно впливають на процес керування, знижуючи його точність. Збурюючі сили та моменти виникають за рахунок конструктивних факторів (несиметрія ракети, ексцентриситет тяги і т.д), дії вітру та неоднорідностей атмосфери, а також помилок у відхиленні органів керування внаслідок помилок у роботі апаратури.

Якби на ракету не діяли збурюючі фактори, то для керування польотом можна було б користуватися розімкненою системою, наприклад програмним пристроєм, що відхиляє рулі за необхідною програмою.

Збурення будуть спотворювати керуючі дії, тому треба контролювати, як відпрацьовуються необхідні команди. Для цієї мети необхідний параметр руху ракети  $X_n$  порівнюють з фактичним  $X_f$  і формують помилку  $\Delta = X_n - X_f$ , що називається параметром керування. Ця помилка, незалежно від причини її виникнення, породжує реакцію системи керування, що спрямована на усунення помилки  $\Delta$ . Одержують інформацію про фактичний параметр  $X_f$  і порівнюють його з необхідним  $X_n$  за допомогою кола зворотнього зв'язку (рис.5.1). Системи керування польотом з колом зворотнього зв'язку є замкненими системами керування. В АКР завжди використовуються замкнені системи керування польотом.

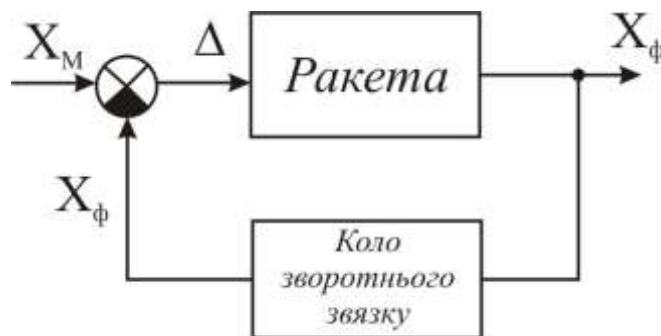


Рис. 5.1. Замкнена система керування

Де означає, що відхилення органів керування (рулів) виконується в залежності від деякої помилки  $\Delta$ , що характеризує відхилення фактичного руху ракети від необхідного.

В процесі керування польотом ракети система керування повинна забезпечити політ ракети по траєкторії, зумовленій методом наведення, і стабілізацію ракети відносно цієї траєкторії при дії збурюючих факторів.

Система керування польотом ракети в загальному випадку складається а :

- системи стабілізації;
- системи наведення.

Система стабілізації - це група пристроїв, розташованих на ракеті, що забезпечують зберігання необхідного кутового чи лінійного положення ракети, або стану її сталого кутового чи лінійного руху. Як правило, ракета стабілізується за кутовими параметрами відносно всіх трьох її координатних осей, а за лінійними - відносно осей  $0p y1$ ,  $0p Z$ . Для забезпечення стабілізації кутового положення ракети, або її сталого кутового руху, використовують сигнали зворотнього зв'язку, що вимірюються за допомогою гіроскопічних приладів: вільних гіроскопів (датчиків кутів) і диференціюючих гіроскопів (датчиків кутової швидкості або кутового прискорення). Для стабілізації лінійного стану або сталого лінійного руху ракети використовують сигнали зворотнього зв'язку, котрі одержують за допомогою акселерометрів - датчиків лінійних прискорень. Сигнали, одержані за допомогою згаданих датчиків, обробляються за відповідними алгоритмами, підсилюються і подаються на приводи рулів, котрі, в свою чергу, обертають рулі, створюючи керуючий момент і керуючу силу. Останні компенсують збурюючі фактори  $M_{зб}$ . Таким чином, система стабілізації є замкнутою динамічною системою, що складається з апаратури стабілізації і самої ракети - як об'єкта стабілізації.

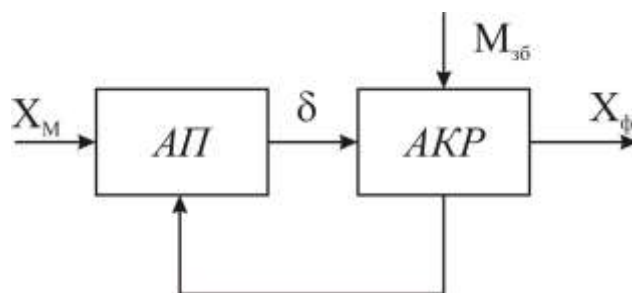


Рис.5.2. Система стабілізації

Апаратура стабілізації, до складу котрої входять чутливі елементи (датчики), електронні блоки обробки сигналів з датчиків і рульові приводи, створюють пристрій, що одержав у технічній літературі назву автопілот (АП). Іноді, в тому числі і в зарубіжній літературі, замість терміну "автопілот" використовують термін "система управління ракетою" (СУР). Узагальнена схема системи стабілізації зображена на рис.5.2. АП формує сигнал, згідно котрому рулі обертаються на кут  $\delta$ . Параметр  $\delta$  будемо рахувати вихідним параметром АП і вхідним для АКР.

Керування ракетою виконується в трьох площинах, тому система стабілізації виконується триканальною. Канал керування ракетою у вертикальній площині називається поздовжнім каналом керування, у горизонтальній площині - поперечним каналом керування. Канал керування ракетою навколо поздовжньої осі ракети називається каналом крену. Іноді поздовжній і поперечний канали керування називають відповідно першим (І) і другим (ІІ), а канал керування по крену називають третім (ІІІ) каналом керування.

Система наведення - це група пристроїв, що задають закон руху центра маси ракети по траєкторії метода наведення шляхом зміни величини та напрямку керуючих сил.

Щоб виконати наведення ракети на ціль, необхідно змінювати напрямок її вектора швидкості. Напрямок вектора швидкості визначається двома координатами, тому для наведення ракети необхідно і достатньо, щоб система наведення складалася з двох каналів. Відомим є також спосіб наведення ракети за допомогою одного каналу, але, в цьому випадку, ракета обертається навколо поздовжньої осі, а канал наведення в фіксовані моменти часу створює по чергову керуючу силу то в горизонтальній то в вертикальній площинах. Найбільше поширення одержали двоканальні системи наведення.



Система наведення, для свого функціонування, повинна одержувати інформацію про рух цілі та рух самої ракети, по цій інформації, згідно з методом наведення, формувати сигнал керування і відповідно до нього створювати керуючі сили. Комплекс апаратури, що забезпечує систему наведення інформацією про параметри руху цілі відносно ракети називається інформаційною системою.

Створення керуючих сил (або керуючих перевантажень) для наведення ракети, згідно з сигналами інформаційної системи, виконується за допомогою тієї частини системи стабілізації, що стабілізує ракету відносно осей  $Ox$  і  $Oz$ . Тобто, канали стабілізації ракети у вертикальній і горизонтальній площинах одночасно входять до складу і системи стабілізації і системи наведення.

Вхідними параметрами інформаційної системи є параметри відносного руху ракети і цілі  $X_{відн}$ , а вихідними параметрами ракети є керуючі сили  $U_{кер}$  чи перевантаження  $P_{кер}$ . Для того, щоб система наведення була замкненою, необхідно вихідні параметри ракети  $U_{кер}$  ( $P_{кер}$ ) і параметри руху цілі  $Y_{ц(п, ц)}$  перетворити у вхідні параметри  $X_{відн}$ . Таке перетворення виконується за допомогою, так званої, кінематичної ланки (КЛ). Узагальнена схема системи наведення зображена на рис. 5.3.

Узагальнена схема системи керування польотом ракети зображена на рис. 5.4. Вона поєднує системи стабілізації і наведення.

При сумісному польоті ракети з літаком-носієм інформаційна система та автопілот живляться від бортової мережі живлення літака - носія. Крім того, бортова система носія виконує підготовку інформаційної системи та автопілота до пуску - видає сигнали цілеспрямування, контролює справність апаратури.

Інформаційна система та автопілот складають апаратуру керування ракетою.

На борту ракети може розміщуватись апаратура керування повністю, чи частково. В останньому випадку інша частина апаратури керування може знаходитися на носіїві.

Найбільшого поширення на сьогоднішній день зазнали ракети з системами самонаведення. Інформаційна система на ракеті з системою самонаведення одержала спеціальну назву - головка самонаведення (ГСН), котра, в залежності від електромагнітного випромінювання, що використовується як канал одержання інформації, може мати назву - оптична головка самонаведення (ОГС), інфрачервона головка самонаведення (ІГС) або радіотехнічна головка самонаведення (РГС).

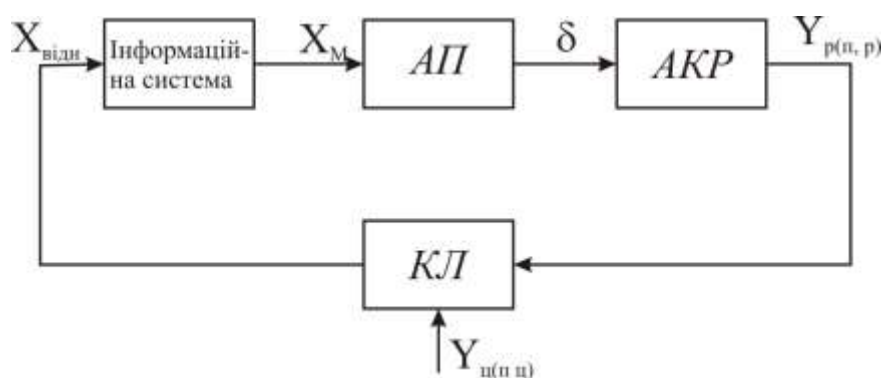


Рис.5.3. Система наведення

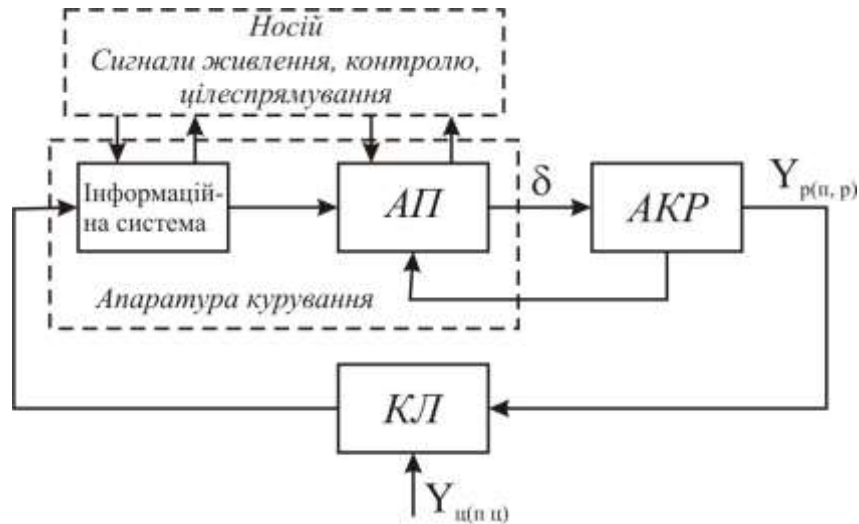


Рис.5.4. Система керування польотом ракети

Основною частиною будь-якої ГСН є координатор цілі, що безпосередньо вимірює лінійні або кутові координати цілі. Відповідно до назви ГСН координатор цілі також має одну з назв : оптичний координатор цілі (ОКЦ), інфрачервоний координатор цілі (ІКЦ), радіотехнічний координатор цілі (РКЦ).

## 5.2. Функції, що виконує апаратура системи керування польотом ракети

Процес польоту АКР до цілі умовно можна поділити на три етапи (рис. 5.5)

- політ ракети в поєднанні з літаком-носієм - етап транспортування ;
- відділення ракети від літака-носія - етап старту ;
- самостійний політ ракети по траєкторії зближення з ціллю - етап наведення.

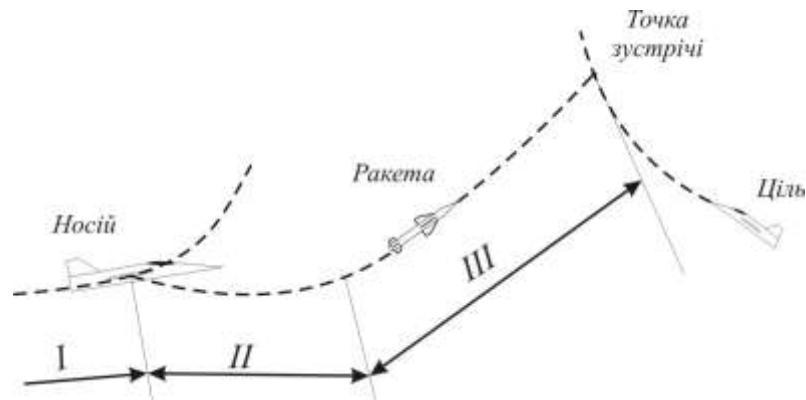


Рис. 5.5. Етапи польоту ракети :

I - етап транспортування; II - етап старту; III - етап наведення

На кожному з етапів польоту ракети система керування її польотом повинна виконувати певні функції, що призводять, в решті-решт, до успішного наведення ракети на ціль.

На етапі транспортування апаратура системи керування ракети забезпечує :

- прийом і відпрацювання інформації про початкові координати цілі і параметри її руху (кутові координати цілі, дальність до цілі, швидкість зближення та ін.). Ця інформація поступає в апаратуру системи керування від прицільної системи літака-носія;
- сигналізацію про готовність апаратури системи керування до пуску. Формування сигналу готовності до пуску виконується або після прийому всієї інформації про ціль і перевірки апаратури системи керування вбудованим контролем, або після безпосереднього захоплення цілі інформаційною системою.

На етапі старту система керування повинна створити умови безпечного відділення АКР від літака-носія. Ця мета досягається керуванням ракетою на етапі старту за деякою програмою

на протязі періоду, поки ракета не відійде від літака-носія на безпечну відстань. Згідно з такою програмою, ракета на етапі старту може виконувати прямолінійний політ або політ по криволінійній траєкторії.

Необхідність такого керування ракетою на етапі старту пояснюється дією на літак-носії таких факторів, як попадання продуктів згорання ракетного двигуна в повітрязабірник двигуна носія, можливість зіткнення ракети з носієм при раптовому її маневрі, а на ракету, в той же час, діють збурення набігаючого потоку, несиметричне обтікання, сили відштовхування при катапультуванні ракети.

Після виконання умови безпечного відділення АКР від літа-ка-носія апаратурою керування виробляється сигнал на вмикання режиму наведення. З появою такого сигналу закінчується етап старту і починається III етап - наведення.

На етапі наведення апаратура системи керування виконує такі функції:

- вимірювання параметрів руху цілі та руху ракети відносно цілі для формування сигналів керування згідно з методом наведення;
- стабілізацію польоту при появі збурюючих факторів;
- формування сигналів для зведення підривного пристрою при безпосередньому наближенні ракети до цілі.

Крім цих функцій, апаратура керування ракети на етапі наведення може виконувати і інші функції, що визначаються різновидом або конструктивними особливостями системи керування польотом. Так, при пускові АКР з радіотехнічною системою наведення великої дальності, траєкторія наведення складається з двох частин: першої частини - автономного наведення і другої частини - самонаведення. Під час автономного наведення система керування польотом керує ракетою по заданій програмі. В кінці автономного наведення інформаційна система виконує пошук цілі, її виявлення та захоплення. Після захоплення цілі починається самонаведення. Іноді, для підвищення точності автономного наведення, виконується коректування траєкторії ракети, тому до складу апаратури системи керування, у цьому випадку, входять пристрої для прийому та обробки сигналів корекції, що передаються з літака-носія.

### **5.3. Класифікація систем керування польотом ракет**

Системи керування класифікують за типом системи наведення. Це пояснюється тим, що системи стабілізації у більшості авіаційних керованих ракет подібні. В той самий час системи наведення можуть істотно відрізнятися одна від іншої за принципами дії, фізичними та конструктивними основами побудови.

Системи наведення поділяються на автоматичні, напіваавтоматичні та неавтоматичні. Якщо система автоматична, то ракета після її пуску наводиться на ціль без участі оператора (льотчика, штурмана). В напіваавтоматичній системі деякі параметри, наприклад кутові чи лінійні координати цілі, вимірюються оператором, а інші операції - вимірювання координат ракети і формування параметрів керування - виконуються автоматично. Для неавтоматичних систем характерним є те, що вимірювання параметрів руху цілі і ракети, а також формування параметрів керування виконуються оператором.

Якщо в основу класифікації покласти принцип дії і на основі якої інформації формується параметр керування, то системи наведення можна розділити на:

- автономні системи наведення;
- системи теленаведення;
- системи самонаведення;
- комбіновані системи наведення.

В автономних системах наведення сигнали керування виробляються апаратурою, що розміщена на ракеті, на основі інформації, яка вводиться перед стартом. При цьому апаратура керування після пуску ракети не одержує ніякої інформації ні з літака-носія ні від цілі. При автономному наведенні може використовуватися керування по завчасно розрахованій програмній траєкторії, або по траєкторії, що розраховується на основі прогнозування траєкторії руху цілі. В обох випадках, як для розрахунку програмної траєкторії, так і для прогнозування траєкторії руху цілі, вся інформація вводиться в апаратуру керування ракетою перед її пуском. В порівнянні з

іншими системами наведення, автономні системи мають найбільш високу завадостійкість, тому що в таких системах відсутні канали зв'язку з ціллю і носієм.

Системи автономного наведення, в залежності від типу вимірювачів параметрів керування, поділяються на:

- гіроскопічні;
- гіроінерціальні;
- гіроінерціальні з коректуванням;
- комбіновані.

В системах теленаведення траєкторія руху ракети визначається апаратурою літака-носія. Для наведення ракети по необхідній траєкторії формуються команди керування, що передаються на ракету через канал зв'язку. Найбільшого поширення зазнали системи теленаведення, в котрих для передачі команд з літака-носія на ракету використовується радіоканал зв'язку. Такі системи називаються радіокомандними системами наведення. Траєкторія руху ракети може також задаватися за допомогою променя, що формується радіо- або лазерним локатором носія при слідуванні за ціллю. При цьому параметр керування формується безпосередньо апаратурою ракети при її відхиленні від променя локатора. Ці системи теленаведення називаються променевими.

Основною перевагою систем теленаведення перед автономними системами є можливість зміни траєкторії руху ракети за сигналами з носія. Це дозволяє ефективно використовувати теленаведення в ракетах, що призначені для ураження рухомих та маневрових, у тому числі і малорозмірних, наземних цілей.

Системи самонаведення характеризуються тим, що для наведення АКР на ціль використовуються поступаючі від неї сигнали, при цьому інформаційна система повинна бути в постійному інформаційному контакті з ціллю. В залежності від виду цього сигналу, системи самонаведення поділяються на:

- радіотехнічні;
- оптичні;
- акустичні;
- комбіновані.

Радіотехнічні системи самонаведення характеризуються тим, що інформаційна система визначає параметр керування на основі інформації, що знаходиться в радіосигналі, який відбивається або випромінюється ціллю.

Оптичні системи самонаведення одержують інформацію про параметри руху цілі за допомогою оптичного випромінювання.

Акустичні системи самонаведення для свого функціонування використовують звукові або ультразвукові хвилі, що поширюються від цілі. Використовуються такі системи в самонаводячих торпедах.

В залежності від місця розташування первинного джерела електромагнітного або акустичного випромінювання, системи самонаведення поділяються на активні, напівактивні та пасивні.

В активній системі самонаведення джерело випромінювання, що опромінює ціль, і координатор цілі, сприймаючий відбите ціллю випромінювання, знаходяться на АКР.

В напівактивній системі самонаведення станція опромінювання цілі знаходиться на літаку-носії, або на іншому літальному апараті.

Пасивна система самонаведення забезпечує наведення АКР на ціль за сигналами, що випромінює сама ціль, наприклад інфрачервоне випромінювання двигунів цілі або радіовипромінювання радіолокаційної станції цілі.

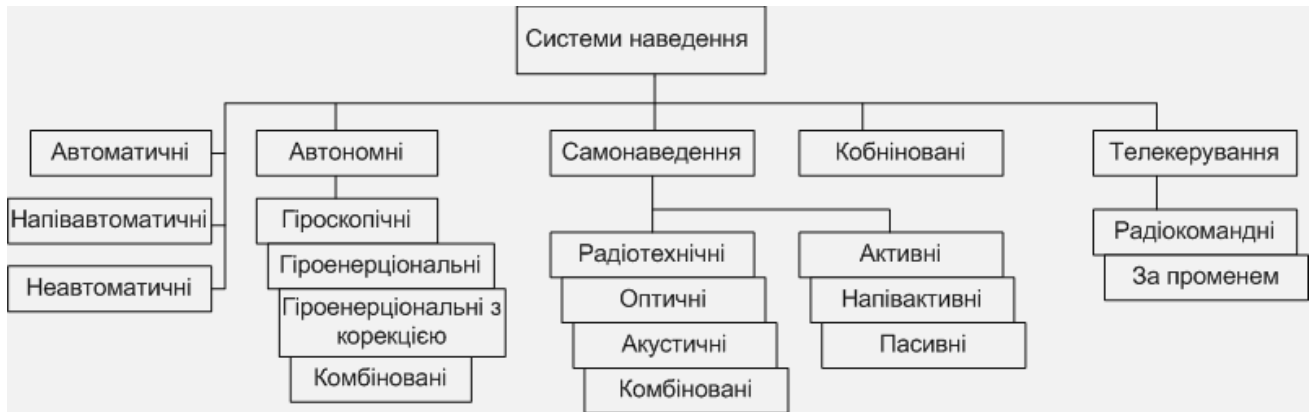


Рис.5.6. Класифікація систем наведення

Для найбільш повного втілення переваг різних систем наведення використовують комбіновані системи. Комбіновані системи наведення ракет являють собою комбінації розглянутих систем, що можуть працювати послідовно чи паралельно в часі. Серед комбінованих систем самонаведення найбільш відомими є активно-пасивні та напівактивно-пасивні системи самонаведення. Використання комбінованих систем самонаведення підвищує ефективність наведення ракет, особливо в умовах дії організованих завад. Використання автономних систем і систем теленаведення разом з системами самонаведення забезпечує більшу дальність і високу точність наведення АКР на ціль.

Схема класифікації систем наведення за розглянутими ознаками зображена на рис.5.6.

#### 5.4. Основні властивості методів самонаведення ракет

Якісний порівняльний аналіз методів наведення ракет, а також вимоги до них, розглядалися в розділі 1.5.

Для обґрунтування вибору того чи іншого метода наведення ракети необхідно проаналізувати властивості методів з позиції їх вимог до структури системи наведення, а також до параметрів конструкції самої ракети. З іншого боку, ракета і її система наведення також ставить перед методами наведення вимоги. Розглянемо основні з них.

Метод наведення повинен забезпечувати найменшу кривизну кінематичної траєкторії на всіх етапах польоту, особливо в районі точки зустрічі з ціллю. Від кривизни кінематичної траєкторії залежить величина необхідного перевантаження ракети  $n_n$ . Порівнюючи необхідні перевантаження, зумовлені методом наведення, з можливими, що залежать від характеристик АКР, можна оцінити можливість польоту ракети по кінематичній траєкторії.

Для наведення ракети на ціль з допустимими помилками, повинна виконуватися умова:

$$n_m \geq n_k + n_\varphi + n_\delta$$

де  $n_m$  - можливе перевантаження, що може створювати ракета;  $n_k$  - необхідне перевантаження ракети для її руху по кінематичній траєкторії;  $n_\varphi$  - запас перевантаження ракети для відпрацювання флуктуаційних відхилень від кінематичної траєкторії;  $n_\delta$  - перевантаження для компенсації сили ваги ракети.

Метод наведення повинен забезпечувати необхідну точність наближення ракети до цілі в різних умовах пуску. Маневр цілі не повинен приводити до суттєвого пониження точності наведення ракети.

Метод наведення повинен забезпечувати зустріч ракети з ціллю у всьому можливому діапазоні швидкостей, висот та курсових кутів.

Метод наведення повинен бути достатньо простим з точки зору його апаратної реалізації.

Відповідність того чи іншого метода наведення переліченим вимогам може бути встановлена на основі їх кінематичного аналізу.

Проведемо кінематичний аналіз методів самонаведення, як найбільш поширених, і з'ясуємо доцільні області їх використання.

#### 5.4.1. Кінематичний аналіз метода погоні

Для кінематичного аналізу метода погоні розглянемо кінематичну схему наближення АКР до цілі в горизонтальній площині. Така схема зображена на рис. 5.7. Розглядання процесу наближення ракети до цілі в площині є доцільним для наочності, а одержані результати можна поширити і на тривимірний випадок.

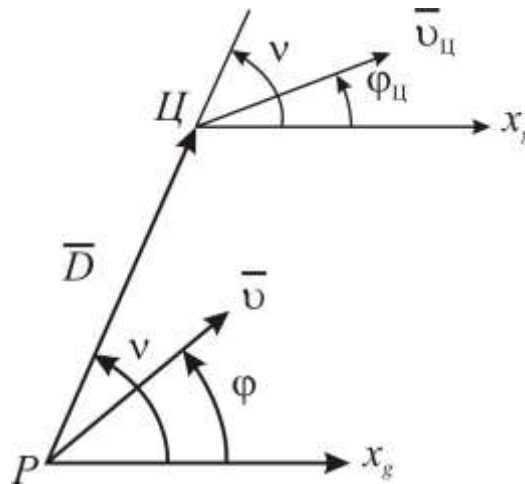


Рис.5.7.Схема наближення

Ціль Ц рухається зі швидкістю  $\bar{v}_ц$ , напрямок вектора котрої характеризується кутом курсу  $\varphi_ц$  відносно осі  $X_0$ . Ракета має швидкість  $\bar{v}$ , напрямок котрої визначається кутом курсу  $\varphi$  напрямком АКР до цілі вектора дальності  $\bar{D}$ , що з'єднує центри мас ракети і цілі, визначається кутом  $\nu$ .

Напрямок  $\bar{v}_ц$  відносно  $\bar{D}$  характеризується кутом  $q$ , що називається курсовим кутом цілі і виражається, як:

$$q = V - \varphi_ц$$

Спроектувавши вектори  $\bar{v}_ц$  і  $\bar{v}$  на вектор  $\bar{D}$  і перпендикуляр до нього, запишемо рівняння для поступального та обертового руху:

$$\begin{aligned} \dot{D} &= v_ц \cos q - v \cos(\nu - \varphi) \\ D\dot{\nu} &= v \sin(\nu - \varphi) - v_ц \sin q \end{aligned} \quad (5.1)$$

Умовою наведення АКР по методу погоні є різність:

$$\dot{D} = v_ц \cos q - v \cos(\nu - \varphi) \quad (5.2)$$

Тому друге рівняння з (5.1) можна переписати у вигляді:

$$D\dot{\nu} = -v_ц \sin q \quad (5.3)$$

Нормальне прискорення  $\dot{J}_н$  ракети можна виразити формулою:

$$\dot{J}_н = v\dot{\varphi}$$

але, маючи на увазі (5.2), можна записати, що для метода погоні  $\dot{\phi} = \dot{\nu}$ , тоді

$$\dot{J}_n = \nu \dot{\nu}$$

З врахуванням останнього, а також використовуючи (5.3), вираз для нормального прискорення ракети при методі погоні має вигляд:

$$j_n = -\frac{\nu \nu_{\eta} \sin q}{D}$$

або для нормального перевантаження ракети

$$n_i = \frac{j_i}{g} = \frac{\nu \nu_{\eta} \sin q}{gD} \quad (5.4)$$

Аналіз кінематичних траєкторій метода погоні показує, що зустріч ракети з ціллю ( $D \rightarrow 0$ ) супроводжується  $q \rightarrow 0$ . Це означає, що при методі погоні ракета незалежно від початкових умов пуску підходить до цілі в напрямку задньої півсфери. На рис. 5.8 зображені траєкторії ракети для різних початкових положень ракети  $P_0$  і польоті цілі  $C$  зі швидкістю  $\bar{v}_{\eta}$ . Траєкторія ракети буде прямолінійною тільки у двох випадках: коли пуск ракети виконується при  $q \rightarrow 0$  і  $q = \pi$ .

Для аналізу характеру зміни перевантаження ракети  $n_n$  при  $q \neq 0$  і  $q \neq \pi$  необхідно визначити межу:

$$\lim_{t \rightarrow t_k} \frac{\sin q}{D}$$

де  $t_k$  - момент закінчення самонаведення ракети.

Ця межа може бути визначена, якщо поділити в (5.1) перше рівняння на друге і проінтегрувати одержаний вираз. У результаті такої операції можна одержати такі значення межі (5.5) [16]:

$$\begin{aligned} \lim_{t \rightarrow t_k} \frac{\sin q}{D} &= 0, \quad \text{при} \quad 1 < \frac{\nu}{\nu_{\eta}} < 2; \\ \lim_{t \rightarrow t_k} \frac{\sin q}{D} &= 4, \quad \text{при} \quad \frac{\nu}{\nu_{\eta}} = 2; \\ \lim_{t \rightarrow t_k} \frac{\sin q}{D} &= \infty, \quad \text{при} \quad \frac{\nu}{\nu_{\eta}} > 2; \end{aligned}$$

Характер зміни нормального перевантаження з часі для різних значень відношення  $\nu/\nu_{\eta}$  зображено на рис.5.9. З рисунка видно, що необхідне значення нормального перевантаження ракети  $n_n$  для реалізації метода погоні при  $1 < \nu/\nu_{\eta} < 2$  спочатку зростає, а потім зменшується до нуля в точці зустрічі ракети з ціллю  $t = t_k$ . При  $\nu/\nu_{\eta} = 2$  величина  $n_n$  монотонно зростає, а якщо

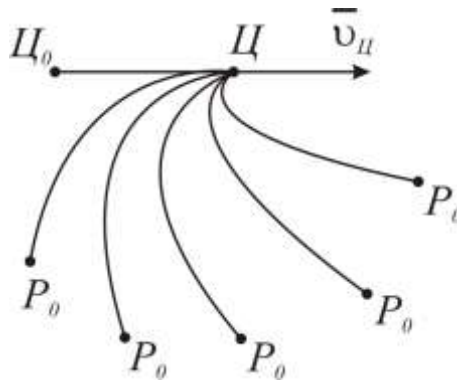


Рис. 5.8. Траєкторії методу погоні

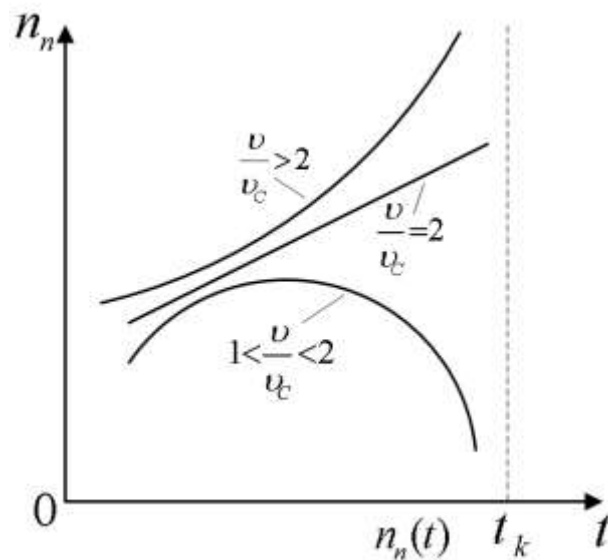


Рис.5.9. Залежність

неможливого перевантаження  $n_m$ , швидкостей ракети і цілі. Тому, доцільно використовувати при наведенні ракети на малорухому або нерухому ціль, наприклад наземну.

Формула (5.4) дає змогу проаналізувати напрямки можливих атак ракети, що наводиться за методом погоні. Якщо максимально можливе перевантаження, що може створити ракета, дорівнює  $n_m$ , то згідно з (5.4), можливі траєкторії погоні повинні задовільняти умові:

$$|n_m| \geq \frac{v v_y}{\partial D} \sin q$$

$v/v_u > 2$  - необмежено зростає при  $t \rightarrow t_k$ .

Як видно з (5.4), необхідне значення перевантаження є пропорційним добутку швидкостей ракети і цілі. Розрахунки показують, що при пускові АКР на повітряні цілі при методі погоні значення необхідних перевантажень можуть досягати декількох сотень одиниць. Для того, щоб віддалити в часі момент досягнення ракетою її максималь-необхідно зменшити добуток чистому вигляді, метод погоні або:

$$D \geq \frac{v v_y}{|n_m| \partial} \sin q$$

Якщо позначити  $\frac{v v_y}{|n_m| \partial} = d$ ,



То межа зони критичних відстаней  $D_{кр}$ , в котрій необхідне перевантаження  $n_n$  буде перевищувати  $n_m$ , і ракета, в цій зоні, зійде з кінематичної траєкторії метода погоні, запишеться виразом:

$$D_{кр} = d \sin q \quad (2.7)$$

графіком залежності (2.7) є пара кіл з діаметром  $d$ , дотичних до вектора швидкості цілі в його початку (рис. 5.10)

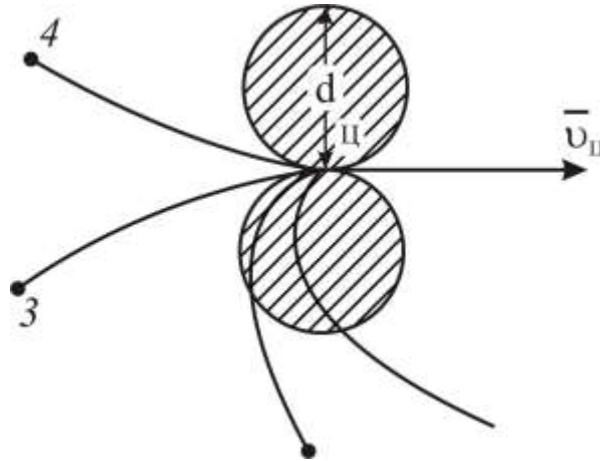


Рис.5.10. Зони критичних відстаней

Заштрихована область б зоною, де необхідне перевантаження, зумовлене методом погоні, перевищує максимально можливе значення перевантаження  $n_m$ . При пускові ракети з точок 1, 2 ракета входить в заштриховану зону на значних дальностях, де проходить зрив наведення ракети. При пускові ракети з точок 3, 4 вона входить в заштриховану зону на малій відстані від цілі і зрив наведення ракети на такій відстані не призводить до значного промаху. Тому з цих напрямків є можливим пуск ракети і наведення її по методу погоні. Зону, що знаходиться між траєкторіями 3 і 4, можна рахувати зоною можливих пусків ракети при методі погоні. При збільшенні швидкості цілі  $v_{ц}$  розміри зони критичних відстаней збільшуються, а зона можливих пусків ракети звужується, і навпаки.

При зміні напрямку  $\vec{v}_{ц}$  змінюється положення і заштрихованих зон, тому маневр напрямком польоту цілі, особливо у бік атакуючої ракети, є ефективним засобом боротьби з ракетами, що наводяться по методу погоні. Тобто, маневром швидкості цілі по величині та по напрямку можна успішно зривати атаки ракет. У зв'язку з цим, метод погоні в АКР класу "повітря-повітря" не використовується. Цей метод використовують для наведення керованих ракет або керованих бомб на наземні чи наводні малорухомі цілі.

Ці ж висновки можна поширити і на прямий метод наведення ракет.

#### 5.4.2. Кінематичний авалі а метода пропорційного самонаведення

Як зазначалося у параграфі 1.5, методом пропорційного самонаведення називають метод наведення, при котрому на протязі всього часу польоту ракети до цілі кутова швидкість обертання вектора швидкості ракети залишається пропорційною кутовій швидкості лінії ракета - ціль.

Рівняння метода для горизонтальної площини запишемо у вигляді:

$$\dot{\varphi} = k \dot{\nu} \quad (5.8)$$

де  $\dot{\varphi}$  - кутова швидкість обертання вектора швидкості ракети;  $\dot{\nu}$  - кутова швидкість обертання вектора дальності  $\vec{D}$ ;  $k$  - коефіцієнт пропорційності.

Помноживши ліву та праву частини (5.8) на швидкість  $V$ , одержимо

$$v\dot{\phi} = kv\dot{v} \quad (5.9)$$

в лівій частині (5.9) добуток  $v\dot{\phi}$  є нормальним (тобто перпендикулярним до вектора швидкості) з необхідним прискоренням  $\dot{J}_n$ . Поділивши ліву та праву частини виразу (5.9) на прискорення вільного падіння  $g$ , одержимо вираз для необхідного перевантаження  $n_n$

$$n_n = \frac{\kappa}{g} v\dot{v} \quad (5.10)$$

Таким чином, для реалізації метода пропорційного самонаведення необхідно керувати ракетою таким чином, щоб її керуюче перевантаження було пропорційним швидкості польоту ракети, кутовій швидкості вектора дальності та коефіцієнту  $k$ .

Дослідження показують, що, для якісного наведення ракети на ціль по методу пропорційного самонаведення, коефіцієнт  $k$ , який залежить від швидкості зближення ракети з ціллю, повинен бути змінним, причому при пускові ракети з передньої півсфери він більший ніж при пускові з задньої півсфери. Якщо прийняти:

$$k = N \frac{v_{зб}}{v} \quad (5.11)$$

де  $N$  - коефіцієнт пропорційності;  $v_{зб}$  - швидкість зближення АКР з ціллю, то в рівнянні методу пропорційного самонаведення замість коефіцієнта  $k$  переходимо до коефіцієнта  $N$ . Підставивши (5.11) в (5.10), маємо:

$$n_n = \frac{N}{g} v_{зб} \dot{v} \quad (5.12)$$

Коефіцієнт пропорційності  $N$  називається навігаційною постійною. На відміну від коефіцієнта  $k$ , навігаційна постійна  $N$  не залежить від напрямку пуску ракети. В сучасних системах самонаведення  $N = 3...5$ .

Для аналізу характеру зміни необхідного перевантаження на протязі польоту ракети до цілі необхідно проаналізувати характер зміни  $\dot{v}$  та  $v_{зб}$ .

Одержати аналітичну залежність для  $\dot{v}$  можна, якщо продиференціювати друге рівняння (5.1) і розв'язати його відносно  $\dot{v}$ . Але цей розв'язок є надто громіздким, тому ми скористуємося готовим результатом [7]. При розв'язанні прийнято, що керування ракетою є безінерційним, а основним фактором, що впливає на зміну  $p_n$ , є  $\dot{V}$ , тому при одержанні виразу для  $\dot{V}$  припущено, що  $v_{зб} = \text{const}$ . Залежність для  $\dot{V}$ , з врахуванням перелічених припущень, має вигляд:

$$\dot{v} = \dot{v} \left( \frac{D}{D} \right)^N + \frac{v_u \dot{\phi}_u}{v_{зб}(N-2)} \left[ 1 - \left( \frac{D}{D_0} \right)^{N-2} \right] \quad (5.13)$$

де  $\dot{v}$  - початкове (на момент пуску АКР) значення кутової швидкості вектора дальності;  $D_0$  - початкова дальність пуску ракети;  $\dot{\phi}_u$  - кутова швидкість вектора швидкості  $\bar{U}_u$ . якщо підставити (5.13) в (5.12), то одержимо:

$$n_n = \frac{N}{g} v_{зб} \dot{v}_0 \left( \frac{D}{D_0} \right)^N + \frac{N}{(N-2)} n_u \left[ 1 - \left( \frac{D}{D_0} \right)^{N-2} \right] \quad (5.14)$$

Аналіз формули (5.14) показує, що на початку наведення ( $D \approx D_0$ ) другий доданок виразу є близьким до нуля, тому необхідне перевантаження АКР на початку її траєкторії визначається початковими умовами її пуску  $\dot{V}$ . При підльоті ракети до цілі

$$\lim_{D \rightarrow 0} n_H = \frac{n}{n-2} n_{\text{ц}}$$

( $D \rightarrow 0$ ) перший доданок правої частини (5.14) прямує до нуля, а  $n_H$  буде визначатися перевантаженням цілі  $n_{\text{ц}}$  та значенням навігаційної ПОСТІЙНОЇ  $N$ , ТОБТО тобто

При цьому видно, що  $N \neq 2$ , інакше  $n_H \rightarrow \infty$  і таке наведення буде неможливим. Якщо врахувати, що в існуючих системах  $N = 3 \dots 5$ , то приходимо до висновку, що при реалізації метода пропорційного самонаведення необхідне значення перевантаження ракети на траєкторії б обмеженим і не перевищує  $(1,5 \dots 3) n_{\text{ц}}$ . Цей чинник є суттєвою перевагою метода пропорційного самонаведення в порівнянні з методами погоні та прямого самонаведення, котрі вимагають на кінцевій ділянці траєкторії значно більших перевантажень ракети.

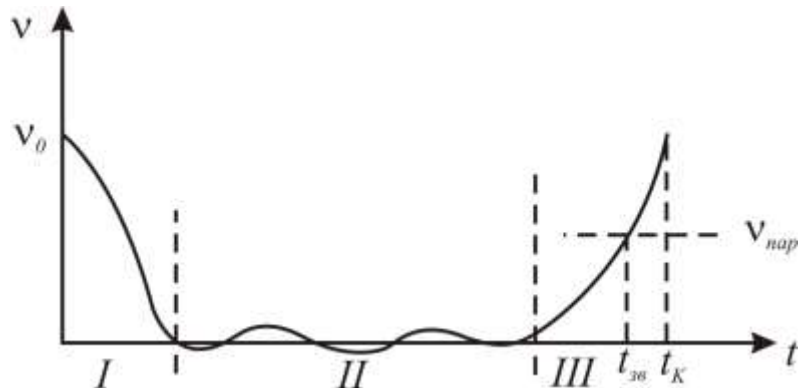


Рис.5.11. Характер зміни кутової швидкості

Якщо враховувати, що керування ракетою не є безінерційним, то для реального керування одержати математичну залежність, подібну до (5.13), не вдається. Математичне моделювання показує, що при реальному керуванні залежність  $\dot{\nu}(t)$  якісно характеризується графіком, зображеним на рис.5.11. Перша ділянка графіка (I) відповідає виведенню ракети на траєкторію пропорційного наведення. Друга ділянка (II) відповідає польоту ракети по траєкторії пропорційного наведення. Коливання величини  $\dot{\nu}(t)$  на цій ділянці пояснюються дією на ракету різних збурень і компенсацією їх системою стабілізації. При наближенні АКР до цілі (III) спостерігається різке зростання кутової швидкості  $\dot{\nu}$ . Цей чинник використовується з сучасних інформаційних системах ракет класу "повітря-повітря" як ознака підходу ракети до цілі при формуванні команди на зведення підривного пристрою. Формування цієї команди виконується з моменту часу  $t_{\text{зб}}$  при умові  $\dot{\nu}(t) \geq \dot{\nu}_{\text{пор}}$  ( $\dot{\nu}_{\text{пор}}$  - порогове значення кутової швидкості вектора дальності). Якісно величина  $n_H(t)$  змінюється за таким самим законом, що і  $\dot{\nu}(t)$ .

Як відомо, метод паралельного наведення можна розглядати окремим випадком метода пропорційного наведення, коли  $k \rightarrow \infty$ . Але, згідно з (5.11), у цьому випадку і  $N \rightarrow \infty$ . Тому, при методі пропорційного наведення для зазначених припущень, справедливими є формули (5.13) та (5.14). При підльоті до цілі необхідне перевантаження, згідно з (5.15), визначається як:

$$\lim_{D \rightarrow 0} n_H = n_{\text{ц}}$$

Тобто, з позиції необхідного перевантаження, метод паралельного наведення є більш вигідним, ніж метод пропорційного наведення, тому що необхідне перевантаження ракети, зумовлене цим методом, не перевищує нормального перевантаження цілі.

Але збільшення коефіцієнта  $N$  призводить до збільшення впливу помилок вимірювання  $v_{\text{зб}}$  та  $v$  при формуванні  $n_H$  згідно з (5.12). З іншого боку, коефіцієнт  $N$  формується конкретним технічним пристроєм - підсилювачем у вигляді його коефіцієнта підсилення. Зрозуміло, що реалізувати підсилювач з необмеженим коефіцієнтом підсилення неможливо.

Таким чином, проведений аналіз основних властивостей методів самонаведення дозволяє зробити висновок, що для реалізації систем наведення ракет класу "повітря-повітря" та "повітря-

поверхня" для ураження рухомих і нерухомих цілей доцільним є використання методу пропорційного самонаведення, тому цей метод є найбільш поширеним при створенні систем наведення АКР. При створенні систем наведення ракет класу "повітря-поверхня" для атаки малорухомих наземних цілей може використовуватися і метод погоні.

### 5.5. Алгоритми траєкторного керування ракетами

Залежність параметра керування  $\Delta$  від параметрів, що визначають взаємне переміщення цілі і ракети в процесі її наведення називається алгоритмом траєкторного керування. Параметр керування може бути сформований у вигляді одного з таких рівнянь:

$$\Delta_j = j - j_{nom}$$

$$\Delta_n = n_n - n_{nom}$$

де  $j_n$ ,  $j_{nom}$  - необхідне та поточне нормальні до вектора швидкості ракети прискорення;  $n_n$ ,  $n_{nom}$  - необхідне та поточне перевантаження ракети, нормальні до її швидкості.

При методі пропорційного самонаведення параметри  $j_n$  та  $n_n$  визначаються залежностями:

$$j_n = N v_{36} \omega_D$$

$$n_n = \frac{N}{g} v_{36} \omega_D$$

$\omega_D$  - кутова швидкість вектора дальності.

З врахуванням (5.17), вирази (5.16) перепишемо у вигляді:

$$\Delta_j = N v_{36} \omega_D - j_{nom}$$

$$\Delta_n = \frac{N}{g} v_{36} \omega_D - n_{nom}$$

У зв'язку з тим, що керування ракетою виконується, як правило, у двох взаємно-перпендикулярних площинах, рівняння (5.18) можна записати для горизонтальної і вертикальної площин:

$$\begin{cases} \Delta_{jr} = N v_{36} \omega_{Dr} - j_{nomr} \\ \Delta_{jv} = N v_{36} \omega_{Dv} - j_{nomv} \\ \Delta_{nr} = \frac{N}{g} v_{36} \omega_{Dr} - n_{nomr} \\ \Delta_{nv} = \frac{N}{g} v_{36} \omega_{Dv} - n_{nomv} \end{cases}$$

де індексами "г" та "в" позначено відповідні параметри для горизонтальної та вертикальної площин.

Одержані залежності є алгоритмами траєкторного керування ракетою у горизонтальній і вертикальній площині по прискоренню (5.19) та по перевантаженню (5.20).

Для реалізації метода пропорційного наведення, як показують алгоритми (5.19) і (5.20), на борту ракети необхідно вимірювати:

швидкість зближення ракети з ціллю  $v_{36}$ ;

складові кутової швидкості вектора дальності (лінії ракета-ціль)  $\omega_{Dg}$  -  $\omega_{Dv}$

складові поточних значень прискорень  $J_{потг}$ ,  $J_{потв}$ , або перевантажень  $n_{потг}$ ,  $n_{потв}$ .

Складові кутової швидкості  $\omega_{Dg}$  та  $\omega_{Dv}$  вимірюються за допомогою слідкуючих координаторів, що автоматично супроводжують ціль. Для вимірювання швидкості зближення ракети з ціллю використовують напівактивні чи активні радіотехнічні вимірювачі. При

неможливості вимірювання швидкості зближення  $v_{зб}$ , її задають приблизним значенням, що ґрунтується на прогнозуванні руху ракети і цілі.

Складові поточних значень нормальних прискорень  $J_{потг}, J_{потв}$  або перевантажень  $n_{потг}, n_{потв}$  вимірюються датчиками лінійних прискорень (ДЛП).

Найчастіше ДЛП установлюються жорстко в корпусі ракети, а їх осі чутливості орієнтуються за осями зв'язаної системи координат. Тому ці ДЛП вимірюють поточні значення прискорень або перевантажень у зв'язаній системі координат -  $J_{y1}(n_{y1})$ ;  $J_{z1}(n_{z1})$  (рис.5.12).

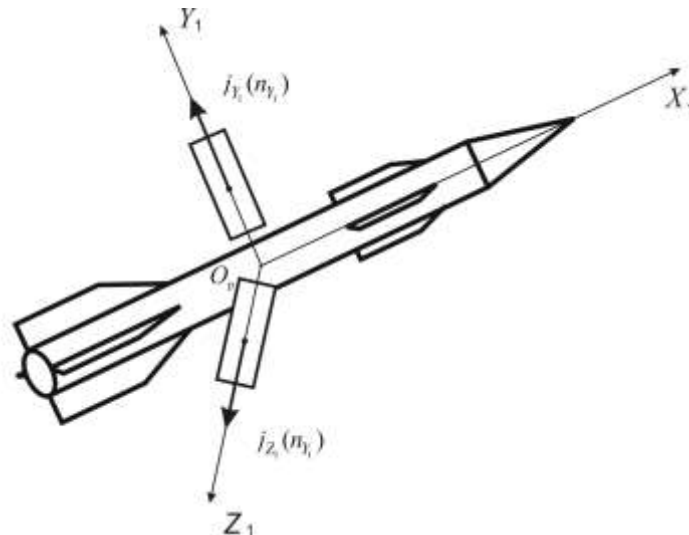


Рис.5.12. Вимірювання поточних прискорень (перевантажень) у зв'язаній системі координат

Обчислені за формулами (5.19), або (5.20) параметри керування з використанням  $J_{y1}(n_{y1})$  та  $J_{z1}(n_{z1})$  називаються параметрами керування з зв'язаній системі координат.

Іноді ДЛП установлюють на платформі, кінематично зв'язаній з антеною слідкуючого за ціллю пристрою, а осі чутливості ДЛП орієнтують таким чином, щоб вони вимірювали прискорення чи перевантаження нормальні до лінії ракета-ціль (рис.5.13). Прямокутна система координат  $O_{xa}y_a z_a$  називається антенною, тому такі ДЛП вимірюють прискорення  $J_{ya}$  і  $J_{za}$ , чи перевантаження  $n_{ya}$  і  $n_{za}$ , в антенній системі координат.

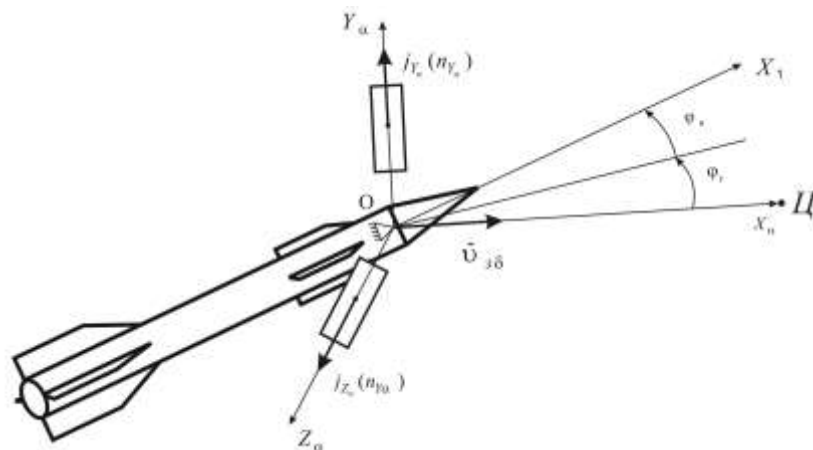


Рис.5.13. Вимірювання поточних прискорень (перевантажень) в антенній системі координат

Якщо параметри керування формуються при використанні прискорень чи перевантажень, вимірюваних в антенній системі координат, то вони називаються параметрами керування з антенної системи координат. Доцільність вимірювання поточних прискорень (перевантажень) в антенній системі координат пояснюється тим, що необхідні прискорення (перевантаження), обчислені за формулами (5.17), є нормальними до напрямку  $v_{3\delta}$  а напрямком  $\bar{v}_{3\delta}$  співпадає з напрямком осі  $\chi_\alpha$ .

Дослідження показують, що ефективно складовою перевантаження, яка впливає на відносний рух центрів мас ракети та цілі, є складова перевантаження ракети по нормалі до лінії дальності. Тобто, при формуванні параметра керування в антенній системі координат створюване перевантаження ракети і б тою ефективною складовою.

При формуванні параметра керування в зв'язаній системі координат, необхідно створити перевантаження на 10 - 15% більшими, ніж при таких самих умовах в попередньому випадку, тому що орієнтація в'язаної системи координат відрізняється від антенної системи координат кутами пеленгу цілі  $\varphi_{г}$  та  $\varphi_{в}$ , а при перерахуванні керуючих перевантажень від зв'язаної до антенної систем координат спостерігається втрата перевантажень на величину вказаних відсотків.

Схема одного каналу формування параметра керування  $\Delta$  при використанні метода пропорційного самонаведення зображена на рис.5.14.

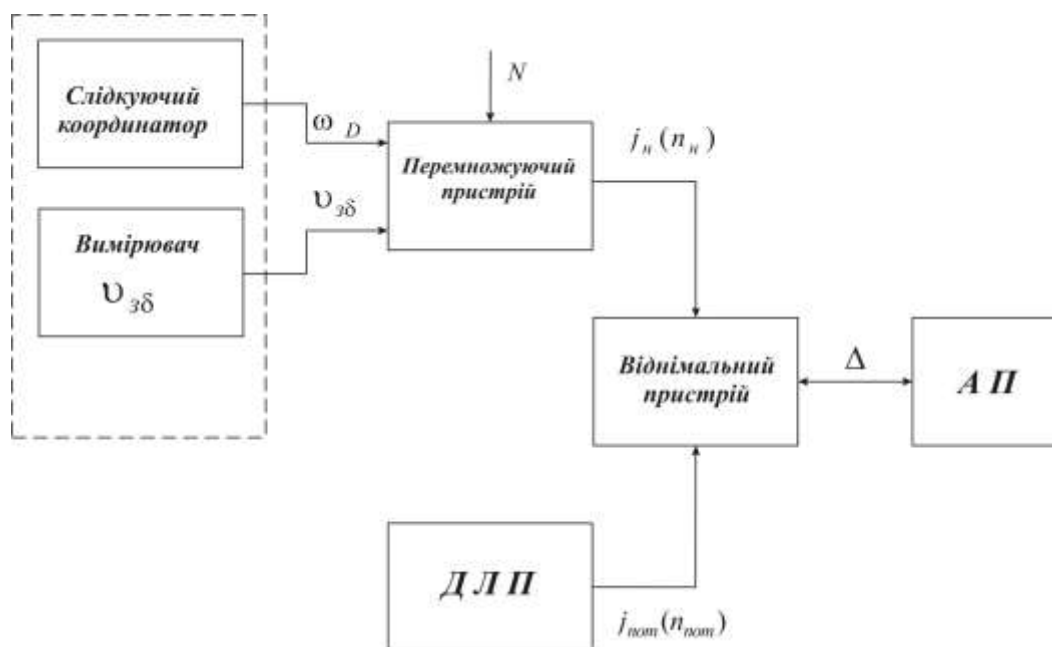


Рис.5.14. Схема каналу формування параметра керування при методі пропорційного самонаведення

Головка самонаведення (ГСН), до складу котрої входить слідкуючий координатор та вимірювач швидкості зближення, забезпечує вимірювання параметрів  $\omega_D$  та  $v_{3\delta}$ . Перемножуючий пристрій перемножує параметри  $\omega_D$ ,  $v_{3\delta}$  і  $N$ , в результаті чого формується необхідне значення прискорення  $J_H$  чи перевантаження  $n_H$ . Поточне значення прискорення  $J_{пот}$  чи перевантаження  $n_{пот}$  вимірюється за допомогою ДПЛ. У віднімальному пристрої ці прискорення (перевантаження) віднімаються, завдяки чому формується параметр керування  $\Delta$  згідно з котрим автопілот АП реалізує наведення ракети.

## 5.6. Оптимізація алгоритмів траєкторного керування ракетами

Для реалізації траєкторного керування ракетою необхідно сформувати параметр керування відповідно до (5.16). Необхідні значення параметрів  $J_H$  або  $n_H$  можна розглядати як

задачі дії для системи наведення ракети, а поточні значення параметрів  $J_{\text{ПОТ}}$  або  $n_{\text{ПОТ}}$  - як сигнали зворотного зв'язку. Тому, під оптимізацією алгоритму траєкторного керування ракетою будемо розуміти оптимізацію закону зміни необхідних значень параметрів  $\dot{j}_h$  або  $n_h$ , у зв'язку з тим, що саме це прискорення чи перевантаження задає необхідну траєкторію руху АКР.

В математичному аспекті процес оптимізації базується на використанні теорії оптимальної фільтрації і теорії оптимального керування.

Використання теорії оптимальної фільтрації дає змогу мінімізувати помилки при вимірюванні параметрів і формувати так звані оцінки цих параметрів.

Відповідно до теорії оптимального керування, оптимальною буде така система, у котрій буде мінімізованим квадратичний критерій якості  $J_J$ .

Для АКР квадратичний критерій якості  $J_J$  може бути записаним у такому вигляді:

$$J_J = M \left[ f(\delta_h^2) + \int_{t_0}^{t_K} J_{\text{ПОТ}}^2(\tau) dt \right]$$

де  $M$  - символ, що відображає операцію визначення умовного математичного очікування;  $f(\delta_h^2)$  - Функція, що характеризує середньоквадратичне відхилення  $\delta_h$  промаху ракети. Під промахом  $h$  розуміють мінімальну відстань, на якій ракета пролітає відносно центра маси цілі;  $t_0, t_K$  - моменти початку і кінця наведення ракети.

Таким чином, під оптимізацією алгоритму траєкторного керування розуміють знаходження таких необхідних прискорення  $\dot{j}_h$  або перевантаження  $n_h$ , при котрих забезпечується мінімальне середньоквадратичне відхилення промаху ракети і мінімальне значення інтегралу від квадрата нормального прискорення ракети в часі за термін наведення. Мінімізація цього інтегралу означає зведення до мінімуму витрат енергії на керування.

У загальному випадку, процес знаходження оптимальних  $\dot{j}_h$  і  $n_h$  при мінімізованому критерії якості  $J_J$  є складною задачею, але результати мінімізації є надзвичайно наглядними та простими. Ми скористаємося готовими результатами оптимізації [14].

Якщо пуск ракети виконується по не маневруючій цілі ( $U_c = \text{const}$ ,  $\dot{j}_h = 0$ ) то оптимальним алгоритм траєкторного керування буде тоді, коли значення навігаційної постійної визначається рівністю:  $N - 3$ .

У цьому випадку необхідне значення прискорення  $\dot{j}_{ho}$  визначається виразом:

$$\dot{j}_{ho} = 3v_{3\sigma} \hat{\omega} \quad (5.22)$$

Де  $\hat{\omega}_D$  - вимірюване значення (оцінка) кутової швидкості вектора дальності (лінії ракета-ціль).

При наведенні ракети на маневруючу ціль оптимальне необхідне прискорення  $\dot{j}_{ho}$ , що забезпечує оптимальне траєкторне керування, запишеться у вигляді:

$$\dot{j}_{ho} = 3v_{3\sigma} \hat{\omega}_D + 0,5 \left( 3 \frac{\alpha_D}{v_{3\sigma}} \right) \hat{j}_u \quad (5.23)$$

де  $\alpha_u$  - величина, розмірність котрої обернена до часу, що залежить від типу цілі і її маневру;  $\hat{j}_u$  - оцінка нормального до лінії дальності прискорення цілі.

Таким чином, для реалізації оптимального траєкторного керування ракетою при її наведенні на маневруючу ціль, необхідно на борту ракети вимірювати  $v_{3\sigma}, \hat{\omega}_D, D, \hat{j}_u$  а також визначати (впізнавати.) тип цілі для визначення параметра  $\alpha_u$ .

Якщо ціль виконує маневр з постійним прискоренням  $\dot{j}_u = \text{const}$ , що відповідає рівності

$$a_{\psi} = 0 \text{ то } j_{HO} = 3v_{\omega_D} + 1,5 \hat{j}_{\psi}$$

Для цього випадку на борту ракети необхідно мати інформацію про та оцінювати кутову швидкість лінії дальності і нормальне до лінії дальності прискорення цілі  $\hat{j}_{\psi}$ . Порівняння (5.22) з (5.17) показує, що  $J_{HO}$  дорівнює необхідному прискоренню  $j_H$  при методі пропорційного наведення, якщо навігаційна постійна  $N = 3$ . Це означає близькість реально існуючого методу пропорційного наведення до алгоритму траєкторного наведення, що витікає з теорії оптимального керування.

### 5.7. Кінематична ланка та її властивості

Процес наведення ракети на ціль виконується замкненим контуром наведення. Під контуром наведення ракети розуміють сукупність динамічних ланок, що об'єднує апаратуру керування, ракету, як об'єкт керування, та кінематичну ланку, завдяки котрій система наведення ракети і є замкненою (див.рис.5.3).

Розглянемо більш детально кінематичну ланку та її властивості. Кінематична ланка - це математична модель, що відображає зв'язки параметрів відносного руху цілі та АКР з параметрами власних переміщень цих об'єктів у просторі, тобто вона характеризує параметри руху лінії ракета-ціль.

Кінематична ланка характеризує зміну в часі вектора дальності  $\bar{D}$ . Для аналізу розглядають відносний рух центрів мас ракети і цілі в горизонтальній і вертикальній площинах.

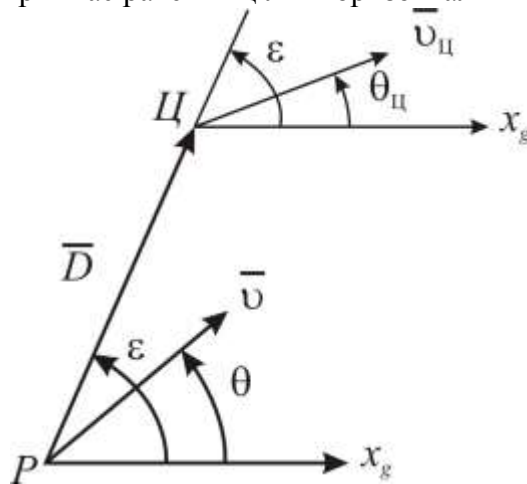


Рис.5.15. Схема руху ракети і цілі у вертикальній площині

На рис.5.15 зображена схема руху ракети  $P$  відносно цілі  $C$  у вертикальній площині. Взаємне переміщення ракети  $P$  і цілі  $C$ , що рухаються у вертикальній площині зі швидкостями  $\bar{v}$  та  $\bar{v}_C$  парю описується кінематичних рівнянь:

$$\begin{aligned} \dot{D} &= v \cos(\varepsilon + \theta_C) - v_C \cos(\varepsilon - \theta); \\ D\omega_D &= v \sin(\varepsilon - \theta) - v_C \sin(\varepsilon + \theta_C) \end{aligned} \quad (5.24)$$

де  $\omega_D = \dot{\varepsilon}$  - кутова швидкість лінії РЦ у вертикальній площині. Рівняння ( 5.24, 5.25 ) одержані шляхом проєкціювання векторів  $\bar{v}$  і  $\bar{v}_C$  на напрямок Р-Ц та перпендикуляр до нього.



Рівняння (5.24) визначає швидкість зближення  $\mathcal{G}_{3\sigma} = -\dot{D}$  ракети з ціллю, а друге рівняння зв'язує кутову швидкість  $\omega_D = \varepsilon$  вектора дальності з параметрами руху ракети і цілі. Для горизонтальної площини рівняння одержують аналогічно.

Кінематичні рівняння (5.24) і (5.25) є нелінійними диференціальними рівняннями. Де зумовлює деякі труднощі при дослідженні контурів наведення. Для спрощеного аналізу цих контурів проводиться лінеаризація кінематичних рівнянь відносно траєкторій руху ракети, що визначаються конкретним методом її наведення. Найбільш наглядними стають лінійні кінематичні рівняння в тих випадках, коли  $\varepsilon - \theta_{ц}$  і такі  $\varepsilon - \theta$ , що  $\cos(\varepsilon - \theta_{ц}) \approx 1$ ,  $\cos(\varepsilon - \theta) \approx 1$ ,  $\sin(\varepsilon - \theta_{ц}) \approx \varepsilon - \theta_{ц}$  і  $\sin(\varepsilon - \theta) \approx \varepsilon - \theta$ . З врахуванням цих умов, формули (5.24) і (5.25) можна переписати у вигляді:

$$\dot{D} = \mathcal{G}_{ц} - \mathcal{G}; \quad (5.26)$$

$$D\omega_D = \mathcal{G}\varepsilon - \mathcal{G}\theta - \mathcal{G}_{ц}\varepsilon + \mathcal{G}_{ц}\theta_{ц} \quad (5.27)$$

Перепишемо рівняння (5.27) з врахуванням (5.26):

$$D\omega_D + \dot{D}\varepsilon = \mathcal{G}_{ц}\theta_{ц} - \mathcal{G}\theta \quad (5.28)$$

Продиференціюємо (5.28) в часі, тоді одержимо:

$$\dot{D}\omega_D + D\dot{\omega}_D + \ddot{D}\varepsilon + \dot{D}\omega_D = \dot{\mathcal{G}}_{ц}\theta_{ц} + \mathcal{G}_{ц}\dot{\theta}_{ц} - \dot{\mathcal{G}}\theta - \mathcal{G}\dot{\theta} \quad (5.29)$$

Враховуючи, що

$$\mathcal{G}_{ц}\dot{\theta}_{ц} = j_{ц}; \mathcal{G}\dot{\theta} = j,$$

де  $j_{ц}$ ,  $j$ , - нормальні прискорення цілі і ракети, вираз (3.29) перепишеться так:

$$D\dot{\omega}_D + 2\dot{D}\omega_D + \ddot{D}\varepsilon = j_{ц} - j + \mathcal{G}\theta_{ц} - \mathcal{G}\theta \quad (5.30)$$

Якщо швидкості  $\mathcal{G}_{ц}$  та  $\mathcal{G}$  постійні, то  $\ddot{D} = 0$ ,  $\mathcal{G}_{ц} = 0$ ,  $\dot{\mathcal{G}} = 0$ , а також, враховуючи, що  $D = -\mathcal{G}_{3\sigma}$  маємо

$$D\dot{\omega}_D + 2\mathcal{G}_{3\sigma}\omega_D = j_{ц} - j \quad (5.31)$$

Поділивши (5.31) на  $2\mathcal{G}_{3\sigma}$ , одержимо:

$$\text{Якщо позначити: } T_{кл} \frac{D}{2\mathcal{G}}; \quad K_{кл} = \frac{1}{2\mathcal{G}_{3\sigma}}$$

де  $T_{кл}$  - постійна часу кінематичної ланки;  $K_{кл}$  - коефіцієнт передачі кінематичної ланки, то вираз (5.32) можна переписати у такому вигляді:

$$T_{кл}\dot{\omega}_D - \omega_D = K_{кл}(j_{ц} - j) \quad (5.33)$$

Рівняння (5.33) відображає динамічні властивості кінематичної ланки. Передаточна функція цієї ланки  $W_{кл}(P, t) = \omega_D(P) / \Delta j(t)$ , де  $P$  - символ диференціювання, а  $\Delta j(t) = j_{ц}(t) - j(t)$ . Передаточна функція  $W_{кл}(P, t)$  виходить, якщо записати рівняння (5.33) в операторній формі

$$T_{кл}\dot{\omega}_D - \omega_D = K_{кл}(j_{ц} - j)$$

Тоді

$$W_{кл}(P, t) = \frac{K_{кл}}{T_{кл}P - 1} \quad (5.34)$$

Аргумент  $t$  в передаточній функції  $W_{кл}(P, t)$  вказує на те, що  $W_{кл}(P, t)$  - це символічна форма запису диференційного рівняння зі змінними з часі параметром  $T_{кл}$ . По відношенню до такої передаточної функції є непридатними правила структурних перетворювань, що використовуються для динамічних ланок з постійними параметрами. Наявність змінного параметра  $D$  в рівнянні (5.33) зумовлює змінність постійної часу  $T_{кл} = D/2g_{зб}$ , що зменшується і прямує до нуля при підльоті ракети до цілі.

Із (5.34) видно, що передаточна функція  $W_{кл}(P, t)$  характеризує квазістатичну динамічну ланку. Така назва цієї ланки пов'язана з тим, що вона моделюється у вигляді інтегратора, охопленого позитивним зворотним зв'язком.

Структурну схему кінематичної ланки одержимо таким чином. Поділимо рівняння (5.31) на  $D$  і виразимо з нього  $\dot{\omega}_D$ :

$$\dot{\omega}_D = \frac{1}{D} [2g_{зб}\omega_D + j_{ц} - j] \quad (5.35)$$

З врахування одержаного виразу, структурна схема кінематичної ланки має вигляд, зображений на рис.5.16.

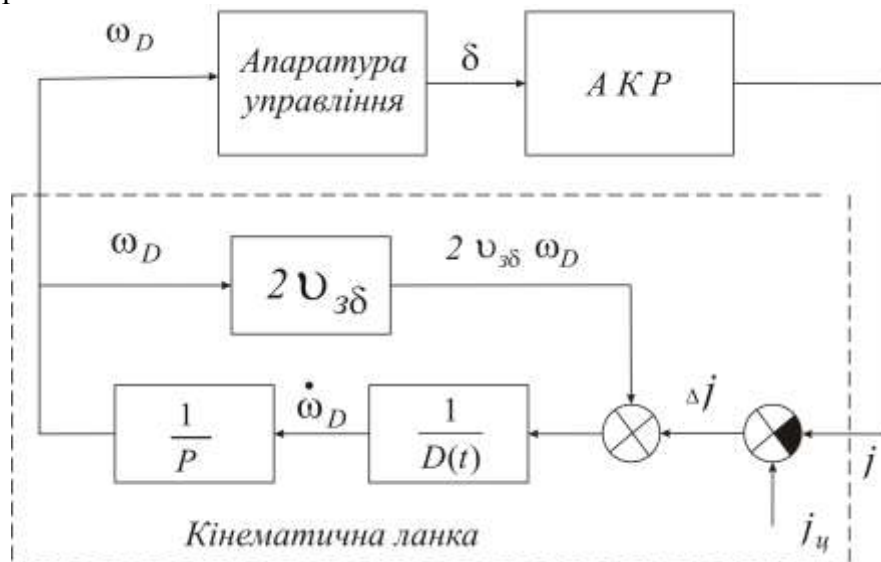


Рис.5.16. Структурна схема кінематичної ланки

Наявність позитивного зворотного зв'язку робить кінематичну ланку нестійкою: при появі  $\Delta j_{ц} = j_{ц} - j$  вихідний сигнал  $\omega_D$  буде невинно зростати. Щоб нейтралізувати позитивний зворотний зв'язок в моделі кінематичної ланки, створюється коло зворотного зв'язку. В це коло входить апаратура керування і ракета, як об'єкт керування. Якщо апаратура керування буде автоматично формувати сигнал, що є лінійною функцією швидкості зближення  $g_{зб}$ , то система наведення залишається стійкою.

Таким чином, процес зближення ракети з ціллю, що характеризується властивостями кінематичної ланки, за своєю природою є нестійким. Щоб наведення було стійким, апаратура керування, разом з ракетою, повинна формувати такі сигнали, щоб вони компенсували позитивний зворотний зв'язок в кінематичній ланці.

В цьому і полягає одне з основних призначень апаратури керування ракетою.

## 5.8. Вимірювання параметрів власного руху авіаційної керованої ракети

Для формування параметра керування при наведенні та стабілізації ракети необхідно вимірювати параметри обертального руху ракети - кутів, що характеризують орієнтацію ракети відносно земної системи координат, та їх похідні, і параметри лінійного руху ракети - прискорення.

Для вимірювання параметрів обертального руху ракети використовують позиційні та швидкісні гіроскопи.

Позиційний гіроскоп - це гіроскоп з трьома ступенями вільності, що дозволяє вимірювати кутові відхилення двох осей ракети. На рис.5.17 зображена схема такого гіроскопа, закріпленого відносно напрямку польоту ракети таким чином, що він буде вимірювати кути тангажу та крену. Для одержання сигналів у вигляді електричної напруги, пропорційної до відповідних кутів, використовуються потенціометричні датчики - датчик крену і та датчик тангажу 2. Основа першого в них закріплена на зовнішній рамці гіроскопа 3, а рухомий контакт - на осі внутрішньої рамки 4. Основа другого потенціометра закріплена на самій ракеті, а його рухомий контакт на осі зовнішньої рамки.

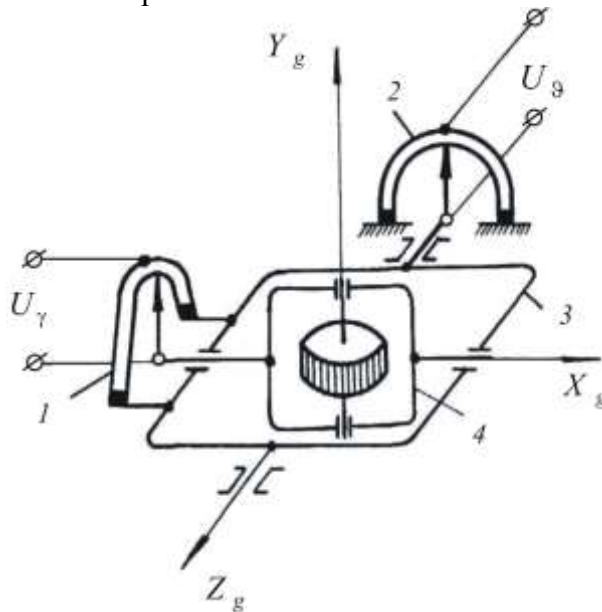


Рис.5.17. Схема позиційного гіроскопа:  
1 - датчик крену; 2 - датчик тангажу; 3 - зовнішня рамка.;  
4 - внутрішня рамка

При обертанні корпусу ракети на деякий кут крену  $\gamma$ , разом з ним обертається і зовнішня рамка з основою датчика 1. Внутрішня ж рамка 4 з рухомим контактом потенціометра зберігає незмінним положення в просторі. Внаслідок цього, на виході потенціометра 1 з'являється напруга, пропорційна до кута  $\gamma - \vartheta_\gamma$ .

Аналогічні міркування показують, що датчик 2 буде формувати напругу, пропорційну до зміни кута тангажу  $\vartheta - U_\vartheta$ .

Очевидним в те, що для одночасного вимірювання кутів тангажу, крену і крену необхідно встановити на ракеті не менше ніж два позиційних гіроскопи.

Швидкісні гіроскопи мають два ступеня вільності і призначені для вимірювання кутової швидкості обертання ракети навколо одної з осей координат. Схема швидкісного гіроскопа для вимірювання кутової швидкості крену зображена на рис.5.18. При обертанні гіроскопа

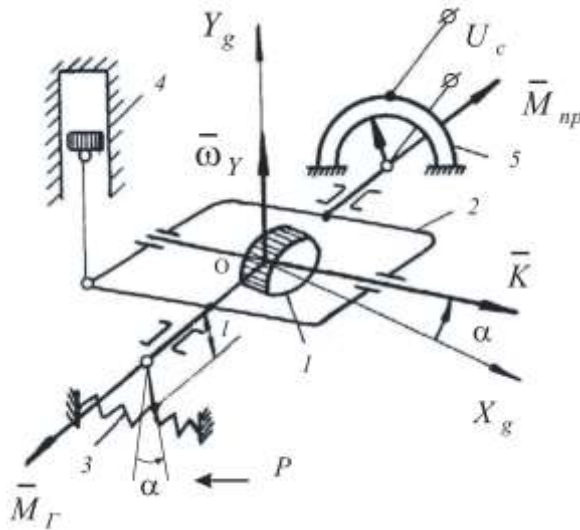


Рис.5.18. Схема швидкісного гіроскопа:  
 1 - ротор; 2 - рамка; 3 - пружина;  
 4 - демпфер; 5 – потенціометр

відносно осі  $Y_g$  з кутовою швидкістю  $\omega_Y$ , відповідно до правила гіроскопічної реакції, з'являється гіроскопічний момент  $M_G$ . Цей момент намагається сумістити в найближчому напрямку вектор кінетичного моменту  $\vec{K}$  з вектором  $\omega_Y$ , тобто повернути рамку 2 таким чином, щоб вісь ротора співпала з віссю, навколо котрої обертається ракета. Але рух рамки обмежується пружиною 3, внаслідок деформації котрої виникає момент пружності  $\vec{M}_{np}$ . Рамка перестає рухатися при  $M_2 = M_{np}$ . Якщо згадати, що:

$$M_G = \omega_Y K \quad M_{np} = F_{np} l = C_{np} l \alpha$$

де  $C_{np}$  - коефіцієнт пружності пружини, то одержимо:

$$\alpha = \frac{K}{C_{np} l^2} \omega_Y$$

тобто кут обертання рамки є пропорційним до кутової швидкості обертання ракети  $\omega_Y$  ( $K$ ,  $C_{np}$ ,  $l$  - постійні). Разом з рамкою повертається і рухомий контакт потенціометра 5, в результаті чого на виході потенціометра виникає напруга  $U_c$ , пропорційна до кутової швидкості  $\omega_Y$ . Для заспокоєння коливань рамки, внаслідок стискання пружини, використовують демпфер 4. При закріпленні швидкісного гіроскопа в ракеті необхідно дотримуватися такого правила: площина, що утворюють осі обертання ротора та рамки повинна бути перпендикулярною до тієї осі, відносно котрої вимірюється кутова швидкість. Якщо сигнал  $U_c$  продиференціювати, то за допомогою швидкісного гіроскопа можна виміряти кутове прискорення  $\dot{\omega}_Y$ .

Для вимірювання параметрів лінійного руху ракети використовують датчики лінійних прискорень - акселерометри. Акселерометр являє собою механічну систему з одним ступенем вільності на основі невеликого вантажу, підпруженого пружиною. На рис.5.19 зображена схема використання акселерометра для вимірювання бокових переміщень ракети. При виникненні бокового прискорення  $\dot{z} \ddot{z}_g$  вантаж 1 масою  $M_B$  діє з силою  $F_B = m_B \ddot{z}$  на пружину 2 і стискає її на величину  $l$ . Демпфер 3 зменшує коливання вантажу. У зв'язку з тим, що сила протидії пружини дорівнює  $F_{np}$ , переміщення рухомого контакту потенціометра 4 буде визначатися виразом, що витікає з рівняння  $F_B = F_{np}$

$$l = \frac{m_B}{C_{np}} \ddot{z}$$

Тобто на виході акселерометра формується напруга  $U_Z$ , що пропорційна боковому прискоренню ракети.

Для визначення бокового пересування ракети використовують подвійне інтегрування величини  $U_Z$ . На виході першого інтегратора 5 одержують напругу  $U_Z$ , що пропорційна до бокової швидкості  $ZU_Z$ . Другий інтегратор формує напругу  $U_X$ , що пропорційна пересуванню ракети в напрямку осі  $z$ .

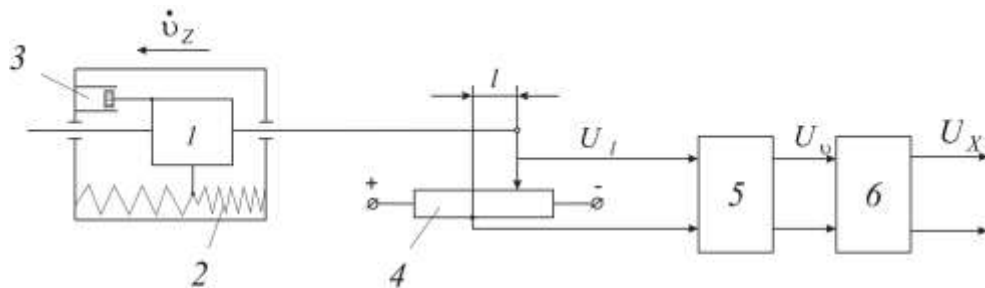


Рис.5.19. Схема використання акселерометра:  
1-вантаж;2-пружина; 3 - демпфер;4- потенціометр; 5 - перший інтегратор;  
6 - другий інтегратор

Для визначення прискорення, швидкості і пересування ракети вздовж інших двох осей  $Y_g$ ,  $X_g$  використовують по одному акселерометру на кожну вісь.

## 5.9. Принципи вимірювання параметрів руху цілі відносно ракети

Параметрами руху цілі відносно ракети є дальність до цілі  $D$  і її похідна (швидкість зближення ракети з ціллю  $\partial_{z\partial}$ ), а також кутові координати цілі і їх похідні.

### 5.9.1. Методи вимірювання дальності до цілі і швидкості зближення

Визначення дальності до цілі засновано на прямолінійності поширення електромагнітних хвиль і постійності їх швидкості. Швидкість поширення електромагнітного випромінювання  $C$  за даними останніх радіотехнічних вимірювань дорівнює величині:

$$C - 2997924562 \pm 1,1 \text{ м/с}$$

Для технічних розрахунків приймають  $c - 3 \times 10^8 \text{ м/с}$ .

В основі будь-яких методів вимірювання відстаней з оптичної локації і радіолокації лежить можливість визначати час запізнення відбитих сигналів в порівнянні з випромінюваними сигналами. У більш загальному випадку, будь-якому відрізку шляху поширення електромагнітного випромінювання ставиться у відповідність час проходження випромінювання вздовж цього відрізка.

Якщо позначити момент початку випромінювання сигналу  $t_0$ , а момент появи відбитого сигналу  $t_1$ , то час затримки сигналу, зумовлений поширенням до цілі та назад після відбиття, дорівнює:

$$t_3 = t_1 - t_0$$

У зв'язку з тим, що випромінювання проходить подвійну відстань  $2D$ , справедливим є вираз:

$$2D = Ct_3$$

звідки:

$$D = \frac{Ct_3}{2}$$

Час  $t_3$  може бути визначеним по запізненню відбитого від цілі імпульсу, по величині зміни частоти передавача і по величині зміни фази відбитого сигналу з порівнянні з фазою сигналу передавача. У відповідності до цього, розрізняють три методи вимірювання дальності - імпульсний, частотний та фазовий. Найбільшого поширення в сучасних інформаційних системах ракет зазнав імпульсний метод вимірювання дальності.

Імпульсний метод - це метод, при якому передавач випромінює в напрямку цілі короткий імпульс тривалістю  $t_i$ . Моменти випромінювання і приймання імпульсу фіксуються (рис.5.20). При цьому методі розділювальна здатність за дальністю (тобто мінімальна відстань між двома цілями, коли можливим є вимірювання дальності до кожної з них) приблизно визначається за формулою

$$\Delta D = \frac{Ct_i}{2}$$

Мінімальна дальність до цілі, що може бути виміряна при імпульсному методі, дорівнює:

$$D_{\min} = \frac{c(t_i + t_n)}{2}$$

Де  $t_n$  - час, що необхідний для поновлення чутливості приймача після прийому попереднього імпульсу.

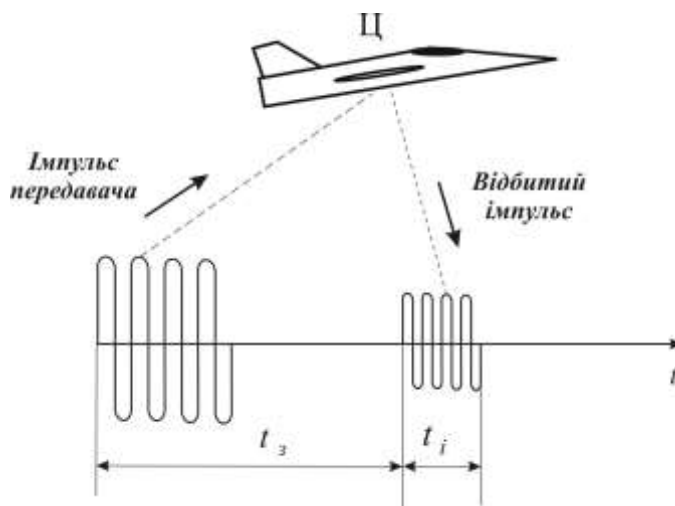


Рис.5.20. Вимірювання дальності імпульсним методом

Частотний метод полягає в тому, що час запізнення відбитого сигналу вимірюється величиною зміни частоти передавача. Передавач випромінює електромагнітну енергію з лінійно-змінюваною частотою високочастотних коливань (рис.5.21). При лінійній зміні частоти сигналу передавача зі швидкістю  $\eta_n = df_n / dt$  частота випромінюваних

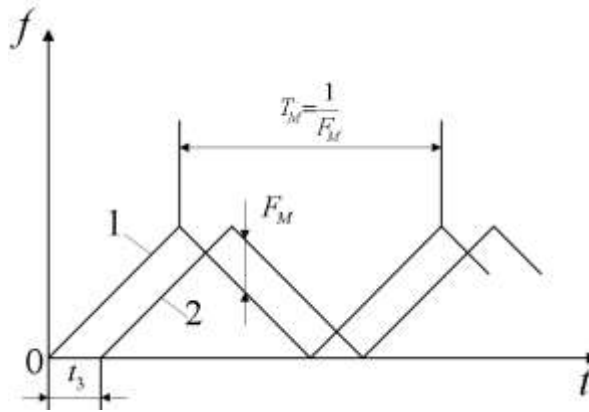


Рис.5.21. Вимірювання дальності частотним методом;  
1 - сигнал передавача.; 2 - відбитий сигнал

передавачем коливань за час запізнення  $t_3 = 2D/c$  зміниться на величину:

$$F_p = \eta_n t_3 = \eta_n \frac{2D}{c}$$

звідки:

$$D = \frac{c F_p}{2 \eta_n}$$

Таким чином, для визначення дальності частотним методом необхідно вимірювати різницю між частотою випромінюваного сигналу  $f_n$  і частотою прийнятого сигналу  $F_{ПР}$ .

При фазовому методі час запізнення сигналу від цілі визначається величиною зміни фази модулюючих коливань, що модулюють випромінювання радіопередавача (рис.5.22). За час запізнення сигналу  $t_3$  фаза цих коливань зміниться на величину

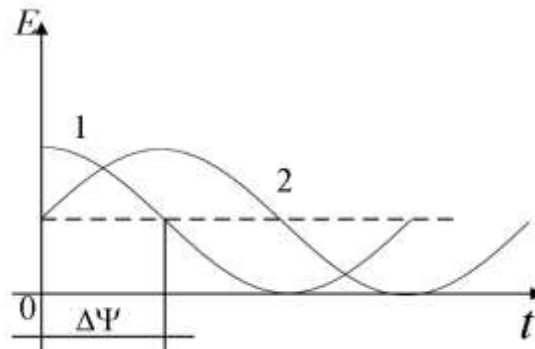


Рис.5.22. Вимірювання дальності фазовим методом:  
1 - сигнал передавача.; 2 - відбитий сигнал

$$\Delta \psi = 2\pi F_{mod} t_3$$

де  $F_{mod}$  – частота модулюючого сигналу.

Підставивши в цей вираз значення  $t_3$  маємо :

$$D = \frac{c}{4\pi F_{mod}} \Delta \psi$$

Таким чином, для вимірювання дальності фазовим методом необхідно вимірювати різницю фаз між прямим і відбитим сигналами. Швидкість зближення ракети з ціллю з сучасних інформаційних системах може вимірюватися двома способами. Перший з них полягає у тому, що через деякий проміжок часу  $\Delta t$  вимірюють відстані до цілі  $D_1$  і  $D_2$ , а швидкість зближення  $\mathcal{Q}_{зб}$  можна обчислити за

$$\partial_{зб} = \frac{D_2 - D_1}{\Delta t}$$

Точність вимірювання  $\mathcal{Q}_{зб}$  буде точнішою при менших значеннях  $\Delta t$ .

Якщо ціль опромінюється неперервним сигналом, то швидкість зближення може бути виміряна за Допплерівським приростом частоти відбитого ціллю сигналу.

Частота відбитих коливань  $f_b$  при зближенні ракети з ціллю перевищує частоту  $f_n$  передавача на величину  $F_\partial$ , що є пропорційною до швидкості зближення:

$$f_\partial = f_n + F_\partial$$

Зміна частоти відбитих коливань зумовлена відносним рухом цілі і ракети і відома під назвою ефекту Доплера, а величина  $F_\partial$  називається частотою Доплера.

Для активних та напівактивних інформаційних систем величина  $F_\partial$  визначається за формулою

$$F_\partial = \frac{2\mathcal{Q}_{зб}}{\lambda}$$

де  $\lambda$  - довжина хвилі електромагнітного випромінювання. Якщо інформаційна система функціонує, в пасивному режимі, тобто сприймає випромінювання цілі, то

$$F_\partial = \frac{\mathcal{Q}_{зб}}{\lambda}$$

Таким чином, знаючи доплерівський приріст частоти  $F_\partial$  можна визначити  $\mathcal{Q}_{зб}$ .

Для визначення частоти  $F_\partial$  в інформаційній системі активного типу необхідно знайти різницю між частотою сигналу, що випромінює передавач - опорною частотою  $f_{on}$  і частотою сигналу  $f_c$  що надходить від цілі і сприймається антеною інформаційної системи

$$F_\partial = f_c - f_{ON}$$

В напівактивній системі  $F_\partial$  визначається за формулою

$$F_\partial = f_c - f_{ON}$$

$f_{on}$  - частота сигналу, що поширюється від передавача в напрямку цілі і сприймається "хвостовою" антеною ракети. Ця частота і є опорною в напівактивній інформаційній системі.

У випадку пасивної системи знаходження  $F_\partial$  є невизначеною задачею, тому що невідомою є опорна частота - частота, що випромінює ціль. Для виділення частоти Доплера  $F_\partial$  в інформаційній системі сприйнятий від цілі сигнал з частотою  $f_c$  підсилюють і подають на один вхід змішувача (ЗМ), а на інший вхід подають опорну частоту  $f_{on}$  (рис.5.23). Змішувач, виконуючи функцію віднімання частот



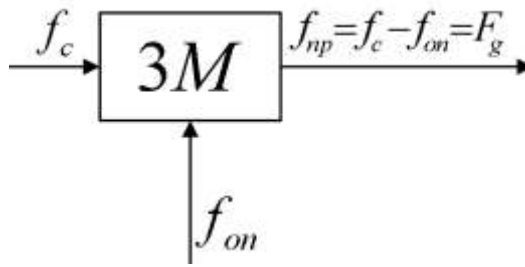


Рис. 5.23. Формування  $F_D$

Вхідних сигналів, формує проміжну частоту  $f_{np}$ , котра, у даному випадку, і є частотою Доплера.

### 5.9.2. Методи вимірювання кутових координат цілі

Методи вимірювання кутових координат використовують властивість прямолінійного поширення електромагнітного випромінювання, що дає, змогу визначати напрямок на джерело випромінювання, тобто на ціль. Приймають електромагнітне випромінювання за допомогою антени. Кожна антена має характеристику направленості, яка являє собою залежність електрорушійної сили сигналу на виході антени від напрямку прийому при незмінній відстані від антени джерела сигналів. Графічне зображення характеристики направленості антени називають діаграмою направленості. Характеристикою якості антени є ширина її діаграми направленості  $\theta_H$  (рис.5.24), під котрою розуміють кут, обмежений променями, що проходять через точки на

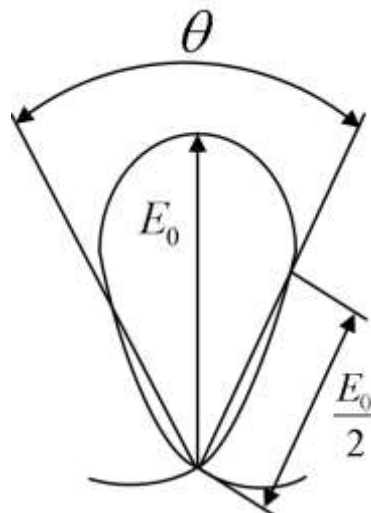


Рис.5.24. Діаграма направленості

Діаграмі направленості, котрі відповідають рівню 0,5 максимуму електрорушійної сили  $E_0$  розрізняють такі методи визначення кутових координат цілі: максимуму, мінімуму, рівносигнальних зон. Метод максимуму - це метод, при котрому напрямок на ціль визначається по напрямку осі антени (оптичної чи радіотехнічної), що відповідає моменту прийому максимального сигналу від цілі (рис.5.26). Як видно з рис.5.25, точність визначення кута  $\varphi_{ц}$  залежить від крутизни вихідного сигналу  $U_a$  антени в районі його максимуму. Ця крутизна залежить від ширини  $\theta_H$  діаграми направленості. Оптичні системи характеризуються вузькими діаграмами направленості, тому метод максимуму знайшов поширення в оптичних системах.

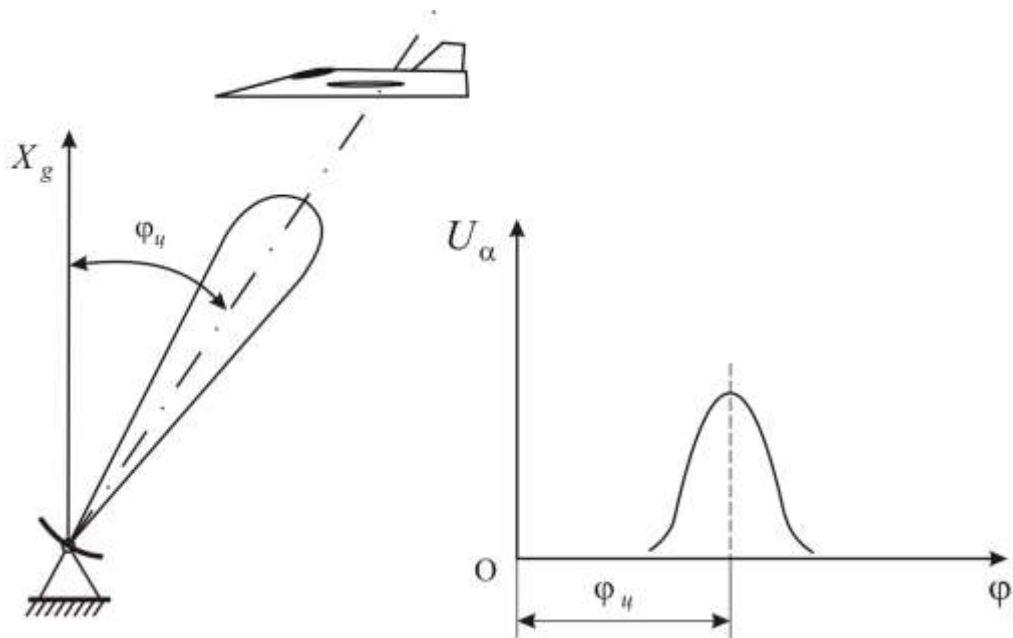


Рис. 5.25. Визначення методом максимуму

Метод мінімуму. При цьому методі антена формує дві діаграми направленості, максимуми котрих відхилені один відносно іншого на кут  $\psi_0$  (рис. 5.26). Обертаючи антену, фіксують кут  $\varphi$ , при котрому  $U_a$  досягне мінімального значення. Цей кут і буде кутом  $\varphi_{ц}$ .

Крутизна сигналу  $U_a$  в точці мінімуму мало залежить від ширини діаграми направленості, тому такий метод вимірювання кутових координат цілі широко використовується в радіолокаційних інформаційних системах ракет.

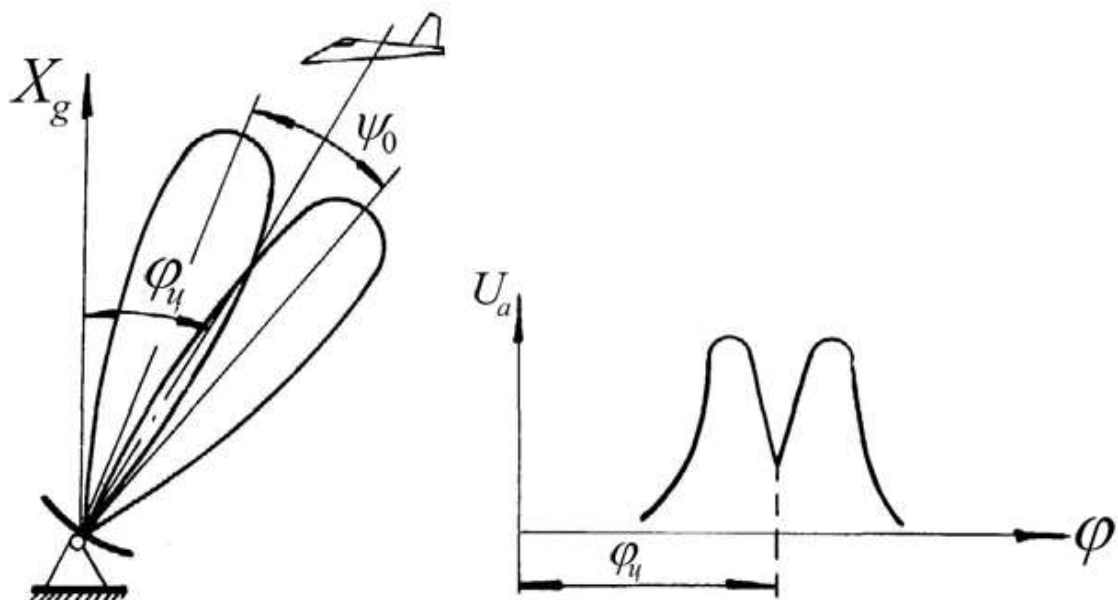


Рис.5.26. Визначення  $\varphi_{ц}$  методом мінімуму

Метод рівносигнальних зон. Для визначення напрямку на ціль по цьому методу антена формує напрямки різних сигналів - рівно-сигнальний напрямок (РСН), що створюється двома діаграмами направленості (рис. 5.27).

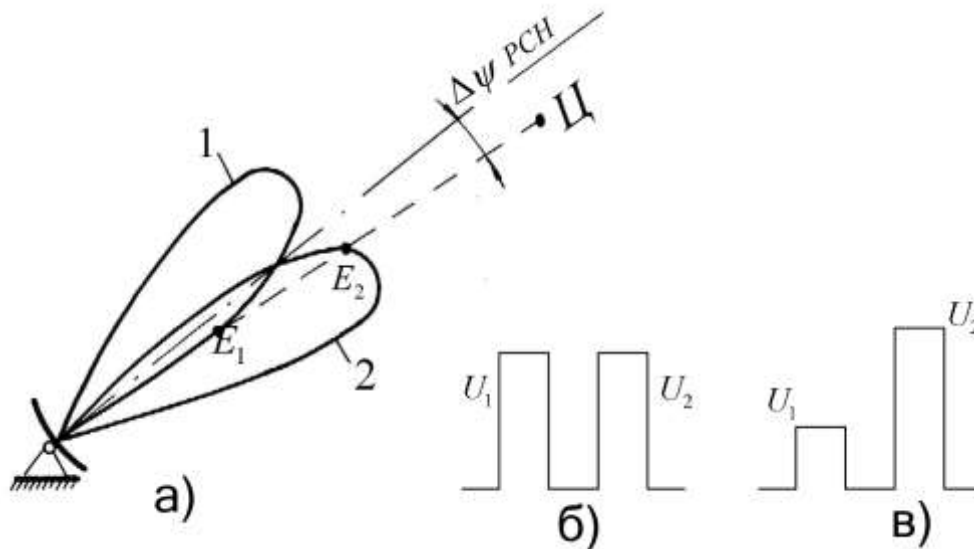


Рис.5.27. Визначення кутових координат цілі методом рівносигнальної зони:  
а - формування РСН; б - ціль знаходиться на РСН;  
в - напрямок на ціль не співпадає з РСН

При знаходженні цілі на РСН сигнали  $U_1$ ,  $U_2$ , що сприймаються антенами з діаграмами 1 і 2, будуть однакові (рис.5.27,б). Якщо ціль відхилиться від РСН на деякий кут  $\Delta\psi$ , амплітуди сигналів будуть різними (рис. 5.27, в):

$$U_1 = kE_1; U_2 = kE_2;$$

де  $E_1$ ,  $E_2$  - величини електрорушійних сил сигналів на виході антени, що створюються відповідними діаграмами. У цьому випадку різниця сигналів буде характеризувати величину кута відхилення цілі від РСН, тобто

$$U_P = U_1 - U_2 = K_{\psi}\Delta\psi$$

Де  $K_{\psi}$  - коефіцієнт пропорційності.

Сигнал  $U_P$  може використовуватися для вимірювання кута  $\Delta\psi$ , а також для керування положенням РСН при автоматичному супроводженні цілі.

В залежності від способу створення РСН розрізняють антени з інтегральною та з моментальною рівносигнальними зонами.

В антені з інтегральною рівносигнальною зоною РСН створюється шляхом обертання (конічного сканування) променя антени і, для створення РСН, необхідно повернути антену хоча б на один оберт.

Антенним пристроєм з моментальною рівносигнальною зоною називають такий, у котрому РСН створюють дві (для однієї площини) або чотири (для двох площин) антени, кожна з котрих формує свою діаграму направленості. В такому антенному пристрої сигнали цілі приймаються одночасно всіма антенами і зрівнюються моментально, в один і той самий момент часу.

В антенах з моментальною рівносигнальною зоною порівняння вхідних сигналів може бути за амплітудним чи за фазовим методами. У першому випадку метод має назву метода з амплітудним моментальним порівнянням сигналів, в другому - метода з фазовим моментальним порівнянням сигналів.

## З М І С Т

### ВСТУП

### ГЛАВА I. Рівняння руху та методи наведення авіаційних керованих ракет 14

1.1.	Системи координат, що використовують для дослідження руху авіаційних ракет	14
1.2.	Кінематичні рівняння руху ракети	17
1.3.	Кінематичні рівняння руху ракети відносно цілі	22
1.4.	Динамічні рівняння руху ракети	24
1.5.	Методи наведення авіаційних керованих ракет та вимоги до них	29
1.6.	Методи самонаведення	31
1.7.	Методи теленаведення	38

### ГЛАВА 2. Аеродинамічні характеристики авіаційних керованих ракет 42

2.1.	Керуюча сила і керуючий момент	42
2.2.	Аеродинамічні схеми авіаційних керованих ракет	44
2.3.	Створення керуючої сили хрестокрилимими ракетами різних аеродинамічних схем	47
2.4.	Аеродинамічні керуючі моменти і способи їх створення	50
2.5.	Порівняльний аналіз аеродинамічних схем ракет	54
2.6.	Газодинамічні керуючі сили та моменти	57
2.7.	Аеродинамічні характеристики авіаційних керованих ракет	60
2.8.	Поздовжня статична стійкість ракети	66
2.9.	Поздовжнє балансування ракети	68
2.10.	Принципи аеродинамічної компоновки ракет	69
2.11.	Принципи конструктивної компоновки ракет	72

### ГЛАВА 3. Енергобалістичні характеристики ракет 74

3.1.	Поняття про енергобалістичні характеристики ракет та принципи їх обґрунтування	74
3.2.	Визначення ЕБХ авіаційних керованих ракет	77
3.3.	Стартова маса ракети	86
3.4.	Геометричні параметри ракети та її частин	1
3.5.	Поняття балістичної області пуску АКР	97
3.6.	Балістична область пуску АКР класу "повітря - повітря"	99

### ГЛАВА 4. Функціональні елементи авіаційних керованих ракет 104

4.1.	Рульові приводи авіаційних керованих ракет	104
4.2.	Системи енергопостачання авіаційних керованих ракет	120
4.3.	Двигунні установки авіаційних керованих ракет	132

### ГЛАВА 5. Принципи побудови систем керування польотом авіаційних засобів ураження 60

5.1.	Структура системи керування польотом ракети і основні визначення	160
5.2.	Функції, що виконує апаратура системи керування польотом ракети .	165
5.3.	Класифікація систем керування польотом ракет	167
5.4.	Основні властивості методів самонаведення ракет	170
5.5.	Алгоритми траєкторного керування ракетами	179
5.6.	Оптимізація алгоритмів траєкторного керування ракетами	184
5.7.	Кінематична ланка та її властивості	186
5.8.	Вимірювання параметрів власного руху авіаційної керованої ракети	190
5.9.	Принципи вимірювання параметрів руху цілі відносно ракети	193

### ЛІТЕРАТУРА:

202

Підписано до друку. .... 20....р.

Примірників..... Замовник.. № Друкарня .....