

Навчальний посібник  
з курсу «СИСТЕМИ ЖИВЛЕННЯ РАКЕТ-НОСІЇВ»

На основі розділу «ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ РАКЕТ» навчального посібника:

Мануйленко В. Г., Удин Е.Г., Теоретические основы крылатых управляемых ракет – СПб: Университет ИТМО, 2020.

Переклад та редагування– Колесніченко О.В.

ДНУ імені Олеся Гончара

2022

## Зміст

|  |    |
|--|----|
| Зміст  | 1  |
| Введення   | 2  |
| Перелік застосованих скорочень                               | 3  |
| Загальні відомості про енергосистеми ракети                  | 4  |
| Склад елементів енергосистеми за функціональним призначенням | 5  |
| Електричні системи   | 9  |
| Гідравлічні системи  | 12 |
| Пневматичні системи  | 18 |
| Системи на гарячому газі                                     | 24 |
| Контрольні питання   | 26 |
| Література   | 27 |

## **Введення**

Навчальний посібник може бути корисний для студентів спеціальності «Авіаційна та ракетно-космічна техніка».

Метою було ознайомлення студентів, в загальних рисах, з призначенням та основними елементами, які можуть входити як складові до системи живлення ракетної та авіаційної техніки а також висвітлення деяких питань впливу використання елементів енергозабезпечення на системи керування, навігації та функціонування літального апарату.

## Перелік застосованих скорочень

ГС – гідросистеми

ДУ – двигунна установка

ЕАБ – електрична ампульна (наливна) батарея

ЕС – електросистеми

ККД – коефіцієнт корисної дії

ПАТ – повітряний акумулятор тиску

РД – ракетний двигун

ПРД – повітряно-реактивний двигун

ПС – пневмосистеми

ТРД – турбореактивний двигун (турбокомпресор)

РГГ – рідинний газогенератор

РДТП – ракетний двигун твердого палива

РМ – рульова машина

РРД – рідинний ракетний двигун

СК – система керування

СГГ – системи на гарячому газі

СН – система навігації

ТГГ – твердопаливний газогенератор

# СИСТЕМИ ЖИВЛЕННЯ РАКЕТ

## 1. Загальні відомості про енергосистеми ракети

Системи живлення ракет призначена на виконання роботи по забезпеченню:

- електроживлення бортових приладів Системи Керування та інших елементів ракети;
- відхилення рулів за командами СК;
- розкриття консолей крила, оперення та інші переміщення елементів конструкції;
- Охолодження бортових приладів СК.

Вважаємо, що система подачі палива в РД, яка також виконує велику роботу всередині ракети, в енергосистему не входить, оскільки функціонально та конструктивно є частиною ДУ.

### **Вимоги до енергосистеми ракети такі:**

1. Достатній запас енергії, що забезпечує виконання всіх видів робіт під час польоту ракети.
2. Достатня потужність системи, що забезпечує виконання необхідної роботи у заданий час.
3. Мала маса та обсяг, що припадають на одиницю роботи та потужності, тобто велика питома енергоємність і велика питома потужність.
4. Висока швидкодія та точність відпрацювання команд управління завдяки приводам рулів.
5. Достатня пожежна вибухобезпека в заданих умовах експлуатації.
6. Можливість тривалого зберігання, малий обсяг робіт при повсякденному обслуговуванні та підготовці ракети до бойового застосування.
7. Висока надійність дії при заданих навантаженнях, вібраціях, температурах та тисках навколишнього середовища.
8. Простота конструкції та невисока вартість.

Виконання зазначених діалектично суперечливих вимог – складна задача. Вирішення цього завдання може забезпечуватися різними технічними засобами в залежності від призначень, розмірів та особливостей влаштування

ракет. Відповідно для енергосистем ракет характерно велике різноманіття рішень як за складом та принципом дії елементів, і по їх конструкції. Розглянемо, перш за все, загальні засади побудови енергосистеми.

## **2. Склад елементів енергосистеми за функціональним призначенням**

включає: первинне джерело енергії, перетворювачі енергії (вторинні джерела енергії), споживачі енергії, сполучні кабелі (трубопроводи), елементи керування та стабілізації режиму роботи.

**Первинне джерело енергії** виробляє енергію, яка підводиться до споживачів або безпосередньо, або через проміжні перетворювачі.

Первинним джерелом енергії може бути:

Електрична ампульна (наливна) батарея (ЕАБ), повітряний акумулятор тиску (ПАТ), тверде або рідке паливо, що спалюється в твердопаливному (ТГГ) або у рідинному газогенераторі (РГГ), турбокомпресор ТРД.

Для приводу механізмів разового спрацьовування використовується також енергія попередньо стислих пружин. На ракеті може бути як один, так і декілька первинних джерел енергії.

**Перетворювачі енергії** забезпечують перетворення одного виду енергії в іншій. Справа в тому, що в загальному випадку на ракеті є споживачі, що використовують електричний струм, стиснене повітря, гарячий газ, рідину під тиском. Відповідно до загальної енергосистеми ракети можна виділити електросистему, пневмосистему, систему наддуву гарячим газом, гідросистему.

Перетворювачі енергії забезпечують зв'язок цих систем. Перетворення енергії непряме, є проміжний етап – отримання роботи на валу механічного приводу.

Для цього використовуються:

- турбогенератор – електрогенератор із приводом від повітряної (газової) турбіни;
- турбонасос – гідронасос високого тиску з приводом від турбіни;
- електронасос – гідронасос високого тиску з приводом від електродвигуна.

У цих перетворювачах пов'язані споживач енергії в одній енергосистемі та вторинне джерело енергії для іншої енергосистеми.

Найбільш просто забезпечується робота електро-, пневмо- та гідросистем на ракетах із ТРД. Від ротора двигуна приводяться в дію вторинні джерела енергії: електрогенератор та гідронасос. Від компресора двигуна відбирається стиснене та нагріте повітря. На роботу зовнішніх споживачів енергії витрачається зазвичай менше 1% потужності турбіни, що практично не позначається на тязі та витраті палива двигуна.

Крім зазначених перетворювачів енергії, в електросистемах ракет використовуються перетворювачі електричного струму: електромеханічні (Електромотор постійного струму з генератором змінного струму) та статичні (трансформатори, випрямлячі).

**Споживачі енергії можна поділити** на такі групи: механічні приводи відхилення рулів, приводи розкриття консолей крила, приводи оперення тощо, бортові прилади СК та електроавтоматика ракети, пристрої охолодження приладів СК.

**Механічні приводи** витрачають енергію на здійснення механічної роботи. Вони виконуються зазвичай у вигляді силових циліндрів із зворотно-поступальним рухом поршня. Поршень переміщається за рахунок дії тиску рідини чи газу. За допомогою важільних пристроїв рух поршня перетворюється на обертальний рух (на обмежені кути) керма, консолі крила тощо. Такі приводи при заданій потужності мають менші розміри, масу, більшу швидкодію та надійність в порівнянні з електроприводом на основі електродвигуна та зубчастого редуктора. Тому найчастіше механічні приводи – пневматичні, гідравлічні або гарячий газ.

Бортові прилади СК та електроавтоматика ракети на вирішення своїх функціональних завдань витрачають електроенергію. Основна частина електроенергії, що підводиться до них, переходить у тепло, в результаті корпусу приладів та повітря у відсіках нагріваються. Нагрів повітря в приладових відсіках посилюється за рахунок аеродинамічного нагріву

зовнішньої поверхні ракети та передачі тепла від рухової установки. В той же час довгострокові напівпровідникові прилади надійно працюють в обмеженому діапазоні температур ( $t < 50 \dots 60 \text{ }^\circ \text{C}$ ).

Пристрої охолодження бортових приладів СК витрачають енергію на здійснення роботи з відведення тепла від повітря в приладових відсіках. В залежності від принципу дії холодильна установка може використовувати енергію електричного струму, стисненого повітря, гарячого газу.

**Класифікація енергосистем**, що дозволяє виділити їх основні особливості та властивості, може бути виконана за різними ознаками. Будемо розрізняти енергосистеми:

1. По виду носія енергії: електросистеми (ЕС), гідросистеми (ГС), пневмосистеми (ПС), системи на гарячому газі (СГГ), комбіновані системи.
2. По виду первинного джерела енергії: з ЕАБ, ПАТ, з ТГГ або РГГ, з ТРД.
3. За кількістю первинних джерел енергії: з одним (загальним) або декількома (роздільними) первинними джерелами енергії.

На ракетах найчастіше використовуються комбіновані системи у яких одне первинне джерело енергії забезпечує одночасну роботу електросистеми пневмо- та гідросистем, наприклад ТРД -> (ЕС + ГС + ПС), ЕАБ -> (ЕС + ГС), ПАТ -> (ЕС + ПС), ТГГ -> (ЕС + ГС). Розглянемо коротку характеристику цих систем.



### 3. Електричні системи

Електрична енергосистема забезпечує електроживлення бортових приладів СК та слаботочної електроавтоматики всіх інших елементів ракети. Електросистеми рідко використовуються для силового сліdkуючого приводу рулів з великими шарнірними моментами, а також для приводів великої потужності із одноразовим спрацьовуванням. Силовий електромеханічний привод (електродвигун з редуктором) за питомою потужністю та інерційністю в процесі управління поступається пневматичному, та гідравлічним приводам. Найбільш помітно це проявляється при малому проміжку часу роботи енергосистеми, коли її розміри визначаються не так потрібним запасом енергії, скільки потужністю (розмірами) виконавчих приводів.

До складу електросистеми ракети входять - джерело електроенергії, перетворювачі електроенергії, споживачі електроенергії, кабельна мережа та комутаційні пристрої. Залежно від виду джерела електроенергії розрізняються електросистеми з ампульною батареєю, генератором постійного струму та генератором змінного струму.

Електросистема з ампульною батареєю отримує струм від срібно-цинкових або мідно-магнієвих наливних (ампульних) елементів. В ампульних елементах електроліт поміщений в окремих ампулах і видавлюється в елемент стисненим повітрям перед стартом ракети. Напруга досягає робочого значення (27...28) за кілька секунд. Така система заливки електроліту забезпечує можливість досить тривалого зберігання джерела живлення. Напруги змінного струму (~115В, 400 Гц, ~36, 400 Гц) отримують за допомогою електромеханічних перетворювачів. До основних недоліків системи з ЕАБ відносять:

1. Невисока питома енергоємність, що призводить до великих розмірів джерела енергії.
2. Зниження ємності при негативних температурах, що призводить до необхідності обігрівати батареї перед стартом.
3. Необхідність періодичної заміни батареї у процесі зберігання

ракети.

Електросистема з генератором постійного струму знаходить застосування на ракетах із ТРД. Використовуються авіаційні генератори серії ДСР та стартер-генератори серії ГСР-СТ або подібні до них конструкції. На відміну від звичайних електрогенераторів вони можуть надійно працювати на висотах до 20 км при дії перевантажень та тряски, мають малі розміри та масу. Висока питома потужність генераторів ( $\sim 0,5$  кВт/кг) пов'язана з необхідністю їх інтенсивного охолодження при роботі. Охолодження генератора здійснюється зустрічним потоком повітря, що відбирається спеціальним повітрязабірником. Генератори постійного струму здатні видавати задану напругу при зміні частоти обертання ротора та навантаження в широких межах (не вимагають стабілізації частоти обертання приводу). Стабілізація напруги на виході забезпечується зміною сили струму в обмотці збудження за допомогою вугільного регулятора напруги. На ЛА використовується напруга 27...28 В.

Напруга нормальна робота колекторних електромашин обмежується заввишки польоту 17...20 км. Збільшення робочої напруги сприяє зменшенню маси електросилового обладнання ЛА, але призводить до появи кругового вогню на колекторах електромашин зі зростанням висоти польоту. Привід генератора від ТРД дозволяє мати електросистемі великий потужності та часу роботи. Для отримання напруги змінного струму використовуються електромашинні перетворювачі.

Електросистема з генератором змінного струму має багато переваг, сам електрогенератор не має колектора, конструкція його простіше, ККД вище, а питома потужність приблизно вдвічі більша, ніж у генератора постійного струму. Він може надійно працювати на великій висоті, видаючи однофазний (115В) та трифазний (36В) струм частотою 400 (1000) Гц.

Перетворювачі електричної енергії в електросистемі змінного струму завжди статичні: за допомогою трансформаторів одержують потрібні напруги змінного струму, за допомогою напівпровідникових випрямлячів

- постійний струм. Як нестача електросистеми змінного струму наголошується на необхідності стабілізації частоти обертання приводу генератора для отримання змінного струму заданої частоти. Ця обставина ускладнює встановлення генератора на ТРД, коли режим роботи двигуна за частотою обертання змінюється у польоті. При використанні окремого турбоприводу на гарячому газі або стиснутому повітрі генератор змінного струму вигідніше за генератор постійного струму. Система електроживлення на змінному струмі виявляється простіше, легше і надійніше у роботі.

**Кабельна мережа** для передачі енергії постійного та однофазного змінного струму буває двопровідна та однопровідна. З метою зниження рівня взаємних наведень та перешкод провідники екрануються. В двопровідній мережі до споживача підходять два дроти, ізольовані від корпуси та між собою. В однопровідній мережі як один провід використовується корпус ракети. Це призводить до зниження маси кабелів та дещо зменшує падіння напруги у мережі. Недоліком однопровідної мережі є небезпека замикання на корпус електричних ланцюгів як у кабелях, так і всередині приладів.

**Споживачі електроенергії** всередині ракети можуть працювати:

- Тільки від зовнішнього (корабельного) джерела електроживлення (Електрообігрівач ЕАБ, електростартер, система запалення ТРД тощо);
  - від зовнішнього та бортового джерела електроживлення (автопілот, пристрої СН та ТУ, що підкачує паливний електронасос ДУ, електроавтоматика ракети);
  - Тільки від бортового джерела електроживлення (ланцюги зведення ВУ).
- Перехід із зовнішнього джерела живлення на бортовий найчастіше відбувається у момент старту.

#### 4. Гідравлічні системи

Гідросистеми використовуються на ракетах для відхилення рулів, розкриття консолей крила та виконання інших робіт, при яких виконавчі приводи повинні створювати великі зусилля, мати високу швидкість та точність роботи.

**Робоче тіло в гідросистемі** – спеціальна рідина (гідросуміш), має необхідну щільність, пружність, в'язкість, гарні змащувальні властивості, що не викликає корозії конструкційних матеріалів та стабільна у необхідному діапазоні температур та тисків. Широке застосування знаходить легка нафтова олія МГЕ-10А (АМГ-10), добре працює в діапазоні температур  $-40 \dots +90 \text{ }^\circ\text{C}$  при тиску до  $(250\dots300) \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2$ . Гідросуміш для пізнання підфарбовується в червоний колір, вона не отруйна, але пожежонебезпечна, температура спалаху пари гідросуміші (при контакті з полум'я близько  $92^\circ\text{C}$ . Суміш тонко розпорошених крапель гідросуміші з повітрям вибухонебезпечна (така суміш у вигляді «червоного туману» може бути у відсіку ракети при порушенні герметичності напірної магістралі).

**Види гідросистем**, що використовуються в авіаційно-ракетній техніці, різноманітні. Найбільше застосування мають циркуляційні (замкнуті) гідросистеми. Гідросистеми відкритої схеми (відпрацьована рідина зливається в атмосферу) використовуються рідко і тільки у малих ракет з коротким часом польоту. Залежно від виду первинного джерела енергії відрізняються гідросистеми з приводом від ротора ТРД, турбіни ТГГ, електродвигуна з ЕАБ. Залежно від способу керування виконавчими приводами розрізняють гідросистеми з об'ємним та дросельним керуванням.

**При об'ємному управлінні** зміна напрямку та швидкості руху виконавчого приводу досягається зміною напрямку та величини кута нахилу чашки плунжерного насоса змінної продуктивності. Тиск у магістралях та потужність, необхідна для обертання насоса, пропорційні навантаженню на привід. Такі гідросистеми мають високий ККД і використовуються для приводів великої потужності.

**При дросельному управлінні** виконавчі приводи працюють при

постійному тиску у напірній магістралі. Зміна напрямку та швидкості руху виконавчого приводу досягається застосуванням керуючих золотників (дросселів), за допомогою яких змінюється напрямок руху та секундна витрата рідини. Гідросистеми з дросельним управлінням можуть бути з постійною і змінною насосами продуктивність. У першому випадку необхідний тиск у напірній магістралі підтримується зливним (редукційним) клапаном, у другому – зміною кута нахилу чашки плунжерного насоса залежно від тиску на виході. Незважаючи на низький ККД гідросистем з дросельним управлінням (великі втрати енергії на дроселях), вони широко використовуються насамперед у слідкуючих приводах рулів, оскільки забезпечують велику питому потужність, швидкодію та точність роботи.

**Слідкуючий кермовий привід** забезпечує відхилення керма по необхідному закону, який формується системою управління. У складі кермового приводу виділяються (рис. 14.1): електронний підсилювач 5, поляризований електромагніт управління 1, гідропідсилювач 2, силовий гідроциліндр 3, датчик зворотного зв'язку 4, кермо 6.

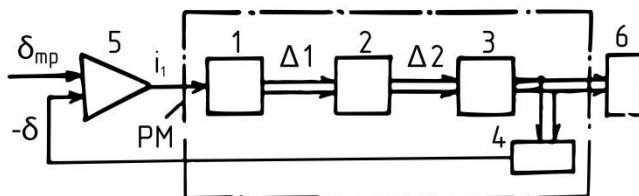


Рис. 14.1

Елементи 1, 2, 3, 4 конструктивно об'єднуються в один агрегат, званий кермовий машиною (РМ). На рис. 14.2 наведено спрощену схему РМ, показані: поляризований електромагніт 1, гідропідсилювач 2, що має заслінку 2.1; два сопла 2.2, два постійні дроселі 2.3, розподільний золотник 2.4, стиснутий пружинами 2.5; силовий гідроциліндр 3 з поршнем 3.1 та штоком 3.2; потенціометричний датчик зворотний зв'язок 4. Шток РМ за допомогою тяг і гойдалок пов'язаний з кермом.

На вхід підсилювача надходять два електричні сигнали (з різними знаками), пропорційні необхідному  $\delta_{\text{тр}}$  та дійсному  $\delta$  кутам відхилення керма.

Прийmemo для простоти масштабні коефіцієнти сигналів  $\delta_{TR}$  і  $\delta$  однаковими і нехтуємо інерційністю підсилювача, тоді струм в його вихідний ланцюга, тобто в обмотці управління поляризованого електромагніту дорівнюватиме  $i_1 = k_y(\delta_{TR} - \delta)$ , де  $k_y$  – коефіцієнт посилення підсилювача.

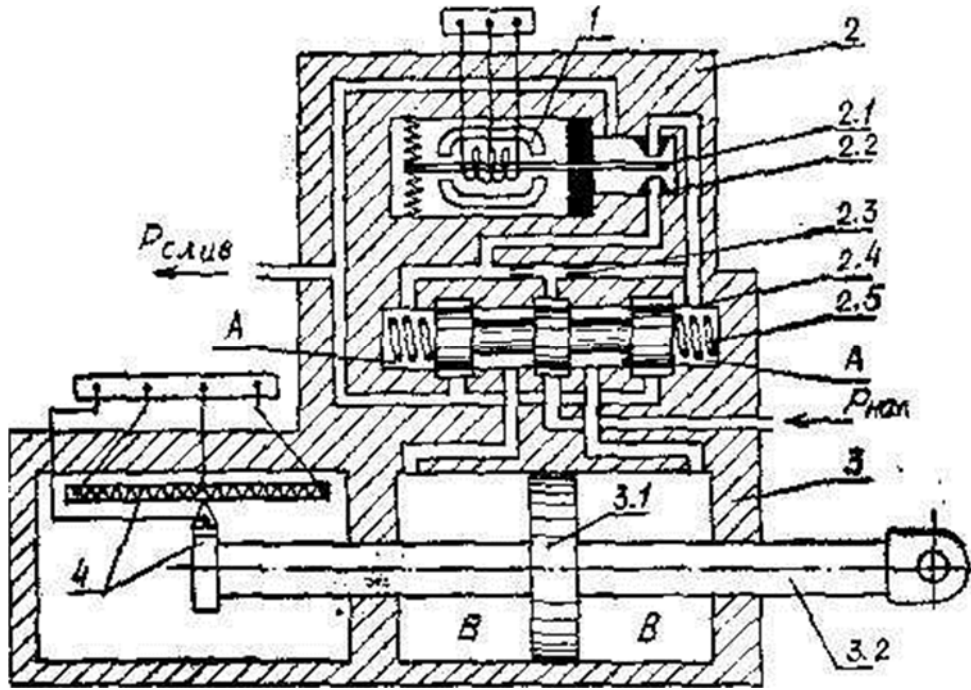


Рис. 14.2

Якщо сигналу управління немає ( $i_1 = 0$ ), то заслінка 2.1 – у середньому положенні. Гідросуміш із напірної магістралі під тиском  $P_H$  надходить до золотника та в систему управління його становищем – до постійних дроселям 2.3, а потім до зливних сопла 2.2. При середньому становищі заслінки 2.1 тиску в робочих камерах А однакові, золотник 2.4 утримується в середньому положенні пружинами 2.5, поршень 3.1 та кермо фіксуються в заданому положенні, оскільки обсяги замкнені і заповнені гідросумішшю.

Якщо з (виходу підсилювача надходить сигнал керування ( $i_1 \neq 0$ ), то магнітний потік обмотки поляризованого електромагніту, складаючись з магнітним потоком постійних магнітів, викликає зсув  $\Delta_1$  заслінки 2.1 згідно із законом  $\Delta_1 = k_1 i_1$ , де  $k_1 = \text{const}$ . При зміщенні заслінки слив гідросуміші з сопел 2.2 та тиск у камерах А стає неоднаковим, золотник зміщується із середнього положення на величину  $\Delta_2$ , пропорційну зміщенню заслінки, тобто.  $\Delta_2 = k_2 * \Delta_1$ , де  $k_2 = \text{const}$ .

При зміщенні золотника 2.4 одна з порожнин У силового гідроциліндра повідомляється з напірною магістраллю, а друга – зі зливною. На поршні створюється перепад тисків і сила, що викликає рух поршня та відхилення керма. При великих тягових силах гідроциліндра, коли можна знехтувати інерційністю рухомих частин та протидією керма, швидкість поршня (повороту керма б) пропорційна зсуву  $\Delta_2$  золотника, т; е,  $\delta = k_3 \Delta_2$ , де  $k_3 = \text{const}$  при заданий перепад тиску живлення  $p_H - p_{зл}$ .

Таким чином, швидкісна характеристика РМ (без урахування обмежень по відхиленням  $\Delta_1, \Delta_2$  та інерційності в цих рухах) буде

$$\delta' = k_{PM} i_1, \quad (14.2)$$

де  $k_{PM} = k_1 k_2 k_3$  – коефіцієнт посилення РМ.

Вид реальної швидкісної характеристики із зоною нечутливості та обмеженням по  $\delta$ тах показано на рис. 14.3. Підставляючи (14.1) до (14.2), отримуємо закон відхилення керма слідкуючим приводом (без урахування нелінійних обмежень)

$$\delta' = k_{\Pi} (\delta_{TR} - \delta) \quad (14.3)$$

або

$$T_{\delta} \delta' + \delta = \delta_{TR}. \quad (14.4)$$

Тут  $k_{\Pi} = k_y k_{PM}$ ,  $T_{\delta} = 1 / k_{\Pi}$  - Коефіцієнт крутості швидкісний характеристики та постійна часу стежить кермового приводу.

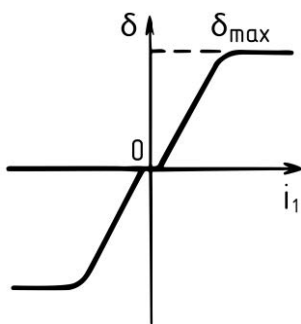


Рис. 14.3

З формули (14.4) видно, що якщо потрібний кут відхилення керма  $\delta_{TR}$  швидко змінюється, то привід, що стежить, відхиляє кермо з деяким запізненням, що залежить від  $T_{\delta}$ . Запізнення стає ще більшим і може бути неприпустимим, якщо потрібна швидкість відхилення керма перевищує

значення, тобто  $\dot{\delta} > \dot{\delta}_{\max}$  (див. рис. 14.3). за швидкодії ( $\delta_{\max} > 100^\circ/\text{с}$ ) і точності роботи стежать гідроприводи з дросельним управлінням перевершують пневматичні та електричні приводи.

Закон відхилення керма у формі (14.3) або (14.4) можна використовувати і для пневматичних та електричних слідкуючих приводів, але неврахування інерційності приводу та протидії навантаження призводить до великих відмінностей реального руху і описуваного цим законом, досяжні значення  $\delta_{\max}$  також нижче.

Схема гідросистеми з насосом постійної продуктивності наведено на рис. 14.4, де показані: гідронасос 1, фільтр 2, редуційний (зливний) клапан 3, гідроаккумулятор 4, рульові машини 5, гідробак 6, бортові гідророз'єми для перевірки системи 7, бортрроз'єм для заправки та контролю тиску азоту в гідроаккумуляторі 8.

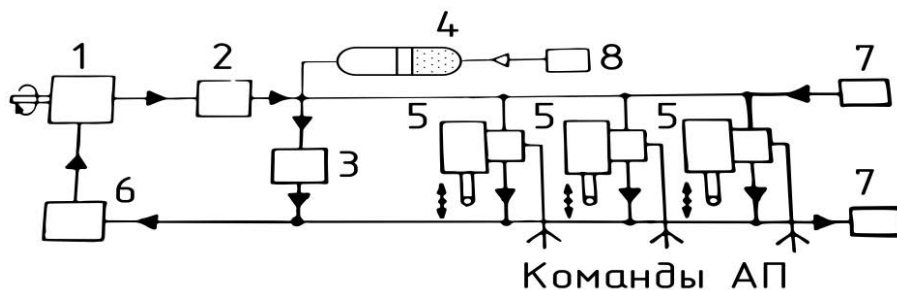


Рис. 14.4

При роботі гідронасос (зазвичай плунжерний) забирає гідросуміш з гідробака і створює в напірній магістралі тиск порядку  $(150 \dots 250) \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2$ , під яким гідросуміш надходить у РМ. Тиск напірної магістралі підтримується в заданих межах за допомогою редуційного клапана, який перепускає частину рідини з напірної магістралі в зливну. Для згладжування пульсацій тиску при різких змінах об'єму гідросуміші, що витрачається, служить гідроаккумулятор.

Гідроаккумулятор – це циліндричний або шаровий балон, внутрішній об'єм якого розділений на дві порожнини поршнем або пружною гумовою мембраною. В одній частині балона знаходиться під тиском азот, а в іншій – гідросуміш, оскільки ця порожнина пов'язана з напірною магістраллю. У міру збільшення тиску гідросуміші під час роботи насоса відбувається заповнення



гідроаккумулятора, об'єм азоту зменшується, а тиск його зростає, стислий азот акумулює запас енергії. При швидкому зниженні тиску в гідросистемі, пов'язаному з роботою гідроциліндрів, гідроаккумулятор «підживлює» систему.

У розглянутій схемі гідронасос завжди працює з повним навантаженням. Значна частина енергії, що підводиться до нього, їде на подолання гідравлічних опорів у вікнах золотників та зливного «клапана», тобто. перетворюється на тепло, що знижує ККД системи та викликає сильне нагрівання гідросуміші. Використання насоса змінної продуктивності з стабілізацією тиску в напірній магістралі шляхом зміни кута нахилу чашки знижує втрати енергії та нагрівання гідросуміші.

#### **Переваги гідросистем:**

1. Невеликі розміри та маса виконавчих гідроциліндрів та насосів, що припадають на одиницю потужності, що обумовлено використанням високого тиску (до  $(200...250) \cdot 10^5 \text{Н/м}^2$ ) у напірній магістралі.
2. Мала інерційність, висока швидкодія та ненаголошеність роботи (Маса поршня невелика, він може швидко і ненаголошено розганятися і гальмуватися рідиною).
3. Велика «жорсткість» приводу (рідина мало стискається), забезпечує високу точність дії (привід «не просідає» від протидіє навантаження).

#### **Недоліки гідросистем:**

1. Необхідність у досить великому запасі енергії первинного джерела енергії, що пов'язано з (низьким ККД системи при дросельному управлінні).
2. Складність конструкції та необхідність високої точності її виготовлення.
3. Прихована пожежонебезпека та вибухонебезпека, які можуть проявитися при поломках у працюючій гідросистемі.
4. Щодо невисока термостабільність гідросуміші.

## 5. Пневматичні системи

Пневмосистеми використовуються на ракетах для відхилення кермів, приводу в дію електрогенераторів, наддуву ЕАБ, розкриття консолей крила, охолодження відсіків приладів.

**Робоче тіло** в пневмосистемах - стиснене повітря, що надходить від ПАТ або компресора ТРД. До повітря, що закачується в **ПАТ (повітряний акумулятор тиску)**, пред'являються жорсткі вимоги за ступенем осушення. Залежно від призначення та особливостей влаштування елементів пневмосистеми, що працює від ПАТ, точка роси для повітря має бути - 50...-60° С. Справа в тому, що у вузьких перерізах елементів пневмосистеми збільшується швидкість та знижується температура повітря. Якщо при цьому з повітря випадає волога, вона замерзає, і робота пневмосистеми порушується (найчастіше «замерзає» повітряний редуктор).

**Пневмосистема** приводів рулів та турбогенератора (рис. 14.5) має: ВАД/, пусковий піроклапан 2, повітряний редуктор 3, регулятор витрати повітря 4, турбогенератор 5, стабілізатор напруги (частоти) електричного струму 6, рульові машини 7, заправний клапан 8, манометр 9, клапан подачі повітря під час перевірок системи 10.

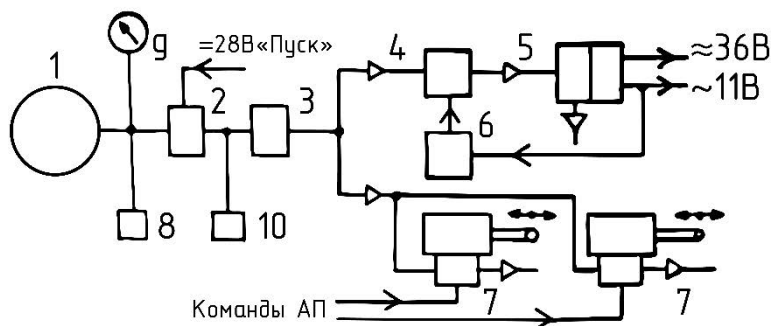


Рис. 14.5

При зарядці ПАТ (кульовий або торовий балон) повітря подається через затравний клапан, тиск у ПАТ контролюється за манометром, перед яким у корпусі ракети зроблено оглядове віконце. Початковий тиск у ПАТ становить  $(300...350) \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2$  і після заряджання залежить від температури навколишнього середовища. Зв'язок між температурою і тиском повітря можна отримати, використовуюючи рівняння стану повітря за умови  $p = \text{const}$

(оскільки маса та об'єм повітря не змінюються). Отримуємо  $p_2/p_1=T_2/T_1$  тобто. при зміні температури у погребі від 5 до 30°C тиск змінюється приблизно на 9%. Слід, однак, мати на увазі, що при значному прогріві ПАТ (в умовах пожежі) відбувається вибух, оскільки тиском повітря розриваються стінки балона і стиснене повітря, що «звільнилося», формує ударну хвилю в навколишньому середовищі.

При старті ракети подається електрична напруга на пусковий піроклапан. Тиском газу від згорілого піротехнічного складу відкривається повітряний клапан, повітря через редуктор надходить до кермових машин і турбіни. У редукторі прохідний переріз між підпружиненим клапаном та його сідлом автоматично змінюється так, що за редуктором робочий тиск повітря  $p_H$  залишається постійним ( $P_H = (20 \dots 30) \cdot 10^5 \text{ Н/м}^2$ ). Працездатність редуктора зберігається доти, доки тиск на його вході не знизиться приблизно до  $1,1 P_H$ ; При  $P_H = \text{const}$  забезпечуються сприятливі умови для стабілізації режиму роботи слідкуючих пневмоприводів керма і турбогенератора.

Слідкуючі пневмоприводи рулів за своїм принципом дії та пристрою аналогічні гідроприводам, розглянутим раніше, тільки замість золотника у невеликих рульових машин використовується (рис 13.6) струминна трубка 1, встановлена перед двома отворами 2, сполученими з робочими порожнинами силового циліндра.

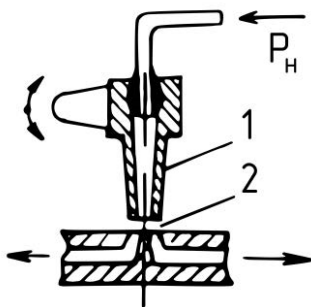


Рис. 14.6

Якщо струминна трубка в середньому положенні, то в робочих порожнинах силового циліндра тиску однакові, поршень нерухомий. По команді управління за допомогою поляризованого електромагніту струминна трубка відхиляється від середнього положення, на поршні силового циліндра

створюється перепад тисків і сила, що переміщає поршень і кермо в нове положення.

У пневмосистемах робочий тиск менший, ніж у гідросистемах (через зростання витоків повітря), тому при однакових розмірах поршнів РМ створюються менші тягові зусилля. На роботу РМ більше впливає інерційність рухомих частин і опір відхилення рулів (внаслідок стисливості повітря пневмопривід може «просідати» під навантаженням).

Турбогенератор має активну одноступінчасту турбіну та електрогенератор змінного струму. В активній турбіні (рис. 14.7) повітря розганяється тільки в сопловому апараті (використовується надзвукове сопло). У лопаткових каналах робочого колеса швидкість газу не змінюється ( $\omega_1 \approx \omega_2$ ), змінюється лише напрямок вектора відносної швидкості  $w$ . Абсолютна швидкість повітря зменшується,  $c_2 < c_1$ . Кінетична енергія, що дорівнює величині  $0,5m_B(c_1^2 - c_2^2)$ , йде на роботу обертання колеса.

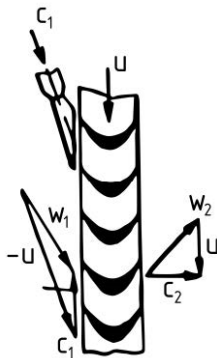


Рис. 14.7

Стабілізація режиму роботи турбогенератора забезпечує сталість напруги (частоти) електричного струму при змінах навантаження на електрогенератор та відхилення у витраті повітря через турбіну. Для незалежної стабілізації напруги та частоти необхідні впливи на частоту обертання турбіни та струм збудження генератора. Якщо генератор із постійним магнітом, то можлива стабілізація лише одного параметра. При стабілізації напруги вимірюється відхилення напруги генератора від заданого рівня (у блоці 6 на рис. 13.6) та формується команда управління регулятором витрати повітря. Принцип дії регулятора витрати може бути таким же, як і у РМ: поляризований електромагніт управляє струминною трубкою, що

створює перепад тиску повітря на поршні, поршень переміщує витратний клапан турбіни. Якщо напруга вище необхідного, то витрати повітря, потужність та частота обертання турбіни повинні зменшуватися, при зниженні напруги витрата повітря та частота обертання турбіни збільшуються. При зміні навантаження на генератор частота струму не залишатиметься постійною.

**Пневмосистеми охолодження** подають охолоджене повітря до бортових приладів СК. Слід мати на увазі, що забортним повітрям можна охолоджувати тільки сильно нагріті елементи ракети, температура яких вище температури гальмування повітряного потоку, що набігає (на теплообмінній стінці повітряний потік завжди загальмовується силами тертя або тиску і його температура близька до температури гальмування). При  $t_{oc} \geq -20^{\circ}\text{C}$  и  $M_{oc} \geq 1,5$ , отримуємо  $t_0 \geq 93^{\circ}\text{C}$ , тобто. для охолодження приладів управління не годиться і морозне повітря, якщо швидкість польоту більша. Для зниження температури гальмування повітря від нього потрібно відвести тепло, а для цього необхідно здійснити роботу.

Принцип дії пневмосистем охолодження заснований на тому, що стиснене повітря при розширенні та скоєнні механічної роботи в турбіні або іншому пристрої охолоджується (частина його тепла перетворюється на роботу). Це «відпрацьоване» повітря і використовується в системі охолодження. Зокрема, з турбогенератора, розглянутого вище, виходить повітря, температура якого менша, ніж у балоні ПАТ. Таким чином, балон зі стисненим повітрям (або азотом) може бути джерелом енергії та робочого тіла для роботи системи охолодження. Проте запас «холоду» у такій системі обмежений, оскільки обмежений обсяг ПАТ.

Пневмосистема з компресором ТРД має великі можливості вироблення холоду. В цьому випадку стиснене і гаряче повітря відбирається після компресора ТРД, попередньо знижує свою температуру в радіаторі повітря, подається до турбіни турбоохолодильника, де охолоджується, а потім йде на охолодження приладів управління. Повітряний радіатор - це частина вхідного

каналу ТРД, виконана з двома стінками. Між стінками, назустріч основному потоку повітря всередині каналу, протікає гаряче повітря від компресора і віддає тепло повітряному потоку, що втікає, має меншу температуру і більшу секундну витрату. Турбоохолодильник складається з повітряної турбіни та вентилятора як навантаження для турбіни. Вентилятор витрачає підведену щодо нього енергію на «перекачування» забортного повітря, тобто. віддає енергію турбіни забортному повітрі. Таким чином, турбоохолодильник здійснює роботу з відведення тепла від повітря, що охолоджується, до більш гарячого забортного повітря.

Пневмосистеми витіснення із замкнутим робочим об'ємом використовуються для залучення ЕАБ, переміщення поршня в механізмах розкриття консолей крила, оперення та інших аналогічних випадках. До складу системи (рис. 14.8) входять: ПАТ заданого об'єму 1, пусковідсічний

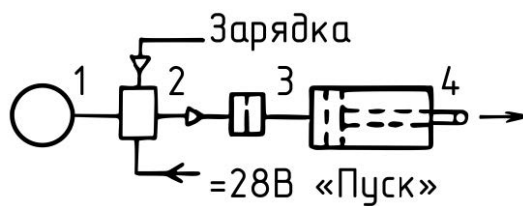


Рис. 14.8

піроклапан 2, дросельна шайба 3, виконавчий пристрій 4. При включенні системи спрацьовує піроклапан, і повітря через дросельну шайбу надходить у витіснювальну порожнину електричної ампульної батареї або під поршень. Якщо ПАТ повідомлявся (для зарядки) з іншим джерелом стисненого повітря на ракеті, піроклапаном 2 відключає цю магістраль. Інтенсивність наростання тиску у виконавчому пристрої залежить від його обсягу та діаметра дросельної шайби. Тиск до кінця закінчення повітря залежить від співвідношення обсягу ПАТ і всього обсягу, що заповнюється.

#### **Переваги пневмосистем:**

1. Простота пристрою та висока надійність дії.
2. Здатність швидко віддавати всю акумульовану енергію (розміри системи визначаються в основному необхідним запасом енергії).
3. Можливість охолодження бортових приладів Систем Керування.
4. Пожежна безпека.

### **Недоліки пневмосистем:**

1. Недостатня велика питома енергоємність ПАТ, що дозволяє використовувати силові пневмоприводи лише у невеликих ракет з малим часом польоту.
2. Обмежені силові можливості, швидкодія і жорсткість рульових приводів, обумовлені невисоким робочим тиском і стисливістю повітря.
3. Необхідність заправки, дозаправки та контролю тиску ПАТ під час експлуатації.
4. Прихована (вибухонебезпечність ПАТ (за умов пожежі чи руйнації)).

## 6. Системи на гарячому газі

Системи на гарячому газі використовуються на ракетах для приводу електрогенератора, гідронасоса, а також у різноманітних силових механізмах разового спрацьовування. Використання гарячого газу безпосередньо для роботи рульових машин також можливе, хоч і пов'язане з низкою труднощів у забезпеченні їхньої тривалої надійної дії.

Стиснутий гарячий газ виробляється в твердопаливному газогенераторі (ТГГ) або рідинному газогенераторі (РГГ), що працює на двокомпонентному або однокомпонентному рідкому паливі. Найчастіше використовуються ТГГ як простіші і зручніші в експлуатації, хоча, на відміну від РГГ, їх продуктивність залежить від початкової температури заряду і практично не піддається регулюванню при роботі. Головна перевага систем на гарячому газі – велика питома енергоємність первинного джерела енергії, що перевищує можливості і ПАТ та ЕАБ. Зокрема, у порівнянні з ПАТ запас енергії в одиниці обсягу ТГГ більший, тому що вищою є початкова щільність робочого тіла (ТГГ  $\sim 1600 \text{ кг/м}^3$ , ПАТ  $\sim 400 \text{ кг/м}^3$ ) і більша початкова температура (питомий об'єм) робочого газу (ТГГ- $2000^\circ\text{K}$ , ПАТ –  $290^\circ\text{K}$ ). На рис. 14.9 у складі системи на гарячому газі показані: ТГГ 1 з клапаном скидання тиску 1.1 та турбопривод 2, що забезпечує обертання електрогенератора 3 і гідронасоса 4 з відцентровим регулятором частоти обертання 4.1.

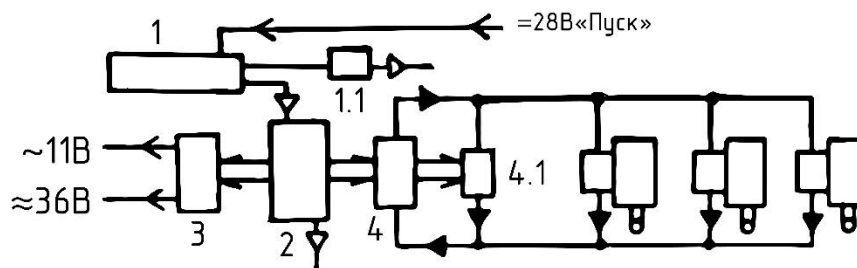


Рис.14.9

Твердопаливний газогенератор виконується за схемою звичайного РДТП із торцевим горінням заряду. Бажано застосування спеціальних твердих палив з невисокою температурою і швидкістю горіння ( $T_0 =$



1000... 1900°K  $u = 0,2 \dots 20$  мм/с) не дають при згорянні твердих частинок у газі. Оскільки горіння палива не регулюється, ТГГ повинен забезпечити необхідний тиск та секундну витрату газу за мінімальної експлуатаційної температури та максимальної потужності приводу. Надмірне надходження газу при більш високих початкових температурах заряду ТГГ і знижених витратах газу стравлюється в атмосферу через клапан скидання тиску. Час горіння заряду при найбільшій експлуатаційній температурі не менше часу польоту ракети. Для зниження температури газу в ТГГ може встановлюватися блок спеціальної охолоджувальної речовини, яка поступово випаровується, охолоджує газ і збільшує його секундну витрату.

Турбопривод виконується з активною термостійкою турбіною. Стабілізація режиму роботи турбіни зміною витрати газу небажана, оскільки при цьому найважче підтримувати заданий тиск у ТГГ. Простіше стабілізувати частоту обертання турбіни за допомогою гальма, вплив якого збільшується при зменшенні навантаження на турбіну та наростання частоти обертання. Гальмо може бути пов'язане з електрогенератором або гідронасосом. На схемі рис. 13.9 додаткове навантаження на турбіну дає гідронасос, частина потужності якого витрачається в дроселі, що регулюється відцентровим клапаном. Якщо з якихось причин частота обертання турбіни наростає, відцентровий регулятор збільшує гідравлічний опір дроселями тиск у напірній магістралі. Отже, момент опору обертання насоса зростає, частота обертання турбіни знижується. При зниженні частоти обертання турбіни – протилежний процес.

Слідкуючий привод рулів на гарячому газі цікавий тому, що дає можливість спростити енергосистему (виключається гідросистема). За рахунок великих витратних можливостей ТГГ, порівняно з ПАТ, можна збільшити робочий тиск у кермових машинах та покращити їх характеристики. Однак при роботі вся конструкція РМ прогрівається до високої температури, забезпечення надійності її дії за тривалого польоту

ракети є складним завданням. Для спрощення вирішення цього завдання, зокрема, газорозподільний пристрій РМ може встановлюватися не на входах порожнини силового циліндра, а на виходах з них.

*Контрольні питання:*

- 1) З якою метою використовується енергетична система ракети?*
- 2) Назвіть вимоги до енергетичної системи ракети.*
- 3) Назвіть принцип побудови енергосистеми ракети.*
- 4) Що таке електрична система та що вона забезпечує?*
- 5) Що таке гідравлічна система та що вона забезпечує?*
- 6) Що таке пневматична система та що вона забезпечує?*
- 7) Що таке система на гарячому газі та що вона забезпечує?*

### Література:

Мануйленко В. Г., Удин Е.Г., Теоретические основы крылатых управляемых ракет – СПб: Университет ИТМО, 2020. – 201 с.