

**МІНІСТЕРСТВО ВНУТРІШНІХ СПРАВ УКРАЇНИ  
ХАРКІВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ  
ВНУТРІШНІХ СПРАВ  
КРЕМЕНЧУЦЬКИЙ ЛЬОТНИЙ КОЛЕДЖ**

**Циклова комісія технічного обслуговування авіаційної техніки**

## **ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ**

навчальної дисципліни «Основи теорії автоматичного регулювання»  
вибіркових компонент освітньо-професійної програми  
освітньо-професійного ступеню перший (бакалаврський) рівень вищої освіти  
**272 Авіаційний транспорт**  
**(Технології робіт та технологічне обладнання аеропортів)**

**за темою №1 – Види та функції автоматичного регулювання**

**Кременчук 2023**

**ЗАТВЕРДЖЕНО**

Науково-методичною радою  
Харківського національного  
університету внутрішніх справ  
Протокол від 22.02.2024р. № 2

**СХВАЛЕНО**

Методичною радою  
Кременчуцького льотного  
коледжу Харківського  
національного університету  
внутрішніх справ  
Протокол від 17.01.2024р №6

**ПОГОДЖЕНО**

Секцією науково-методичної ради  
ХНУВС з технічних дисциплін  
Протокол від 22.02.2024р. № 2

Розглянуто на засіданні циклової комісії технічного обслуговування  
авіаційної техніки , протокол від 12.12.2023 р. № 8

**Розробник:**

*Викладач циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки,  
спеціаліст вищої категорії, Пономаренко А.В.*

**Рецензенти:**

- 1. Завідувач кафедри технологій аеропортів Національного авіаційного університету, доктор технічних наук, професор Тамаргазін О.А.*
- 2. Спеціаліст вищої категорії, викладач-методист циклової комісії аеронавігації Кременчуцького льотного коледжу Харківського національного університету внутрішніх справ, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник Тягній В.Г.*

### **План лекції**

1. Робочі операції та операції керування.
2. Поняття керування, механізації та автоматизації.
3. Принципи керування енергетичними об'єктами.
4. Елементи регулятора.
5. Програми регулювання.
6. Канали формування сигналів САР.

### **Література:**

#### **Основна**

1. Черкасов Б.А. «Автоматика та регулювання повітряно-реактивних двигунів». К.: Машинобудування, 1988 - 360 с.
2. Кліментовській Ю.А. «Системи автоматичного управління силовими установками літальних апаратів». Київ: КВІЦА, 2001-400 с.
3. Гуревич О.С. Системи автоматичного управління авіаційними ГТД. К.: ТОРУС ПРЕС, 2011-208 с.
4. Кеба І.В. Конструкція і льотна експлуатація авіаційного двигуна ГТД 350. К.: Вища школа, 1987. 224 с.
5. Кулик М.С., Гвоздецький І.І. Ясиніцький Е.П. Системи автоматичного керування газотурбінних двигунів і газотурбінних установок. Підруч. – К.: НАУ, 2009. – 364 с.

#### **Допоміжна література:**

6. Ранченко Г.С. Спосіб керування газотурбінним двигуном. ПАТ «Елемент», Одеса, 2013 р.
7. Волков Д.І. Спосіб керування дводвигуновою силовою установкою гелікоптера. ПАТ «Елемент», Одеса, 2013 р.
8. Кеба І.В. «Конструкція і льотна експлуатація вертолітного двигуна ТВ2-117А». К.: Вища школа, 1990- 230 с.
9. М.С.Кулик, О.А.Тамаргазін, В.В.Козлов. Конструкція, міцність та надійність газотурбінних установок і компресорів: підруч. – К.: НАУ, 2009. – 480 с.

### **Інформаційні ресурси в Інтернеті**

10. [https://www.twirpx.com/files/science/transport/aircrafting/reference\\_helicopter\\_operation/](https://www.twirpx.com/files/science/transport/aircrafting/reference_helicopter_operation/)
11. <https://profbook.com.ua/gasoturbinni-dvyguny.html>
12. <https://www.yakaboo.ua/ua/konstrukcija-micnist-ta-nadijnist-gazoturbinnih-ustanovok-i-kompresoriv.html>

## Текст лекції

### 1. Робочі операції та операції керування.

Сучасний ГТД забезпечується складними системами управління і регулювання. Система управління дозволяє задавати режим роботи двигуна в процесі його експлуатації для отримання бажаних значень тяги (потужності) і питомої витрати палива. Управління може бути ручним або автоматичним. На пілотованих літаках ручне управління зводиться до важеля керування двигуном (РУД), яким задається необхідний режим. Управління двигуном зводиться до впливу на параметри його робочого процесу.

Під режимом роботи двигуна розуміється певна сукупність параметрів робочого процесу, при яких працює двигун. До них відносяться: частота обертання ротора  $n$ ; температура газу перед турбіною  $T^*_Г$ ; ступінь підвищення тиску компресора  $\pi_k$ ; ступінь розширення газу в турбіні  $\pi_t$ ; коефіцієнти корисної дії компресора  $\eta_k$  і турбіни  $\eta_t$ ; кількість повітря, що надходить у двигун  $G_B$  і ін.

### 2. Поняття керування, механізації та автоматизації.

Вплив автоматичних пристроїв на параметри робочого процесу називається регулюванням двигуна. З огляду на велику кількість параметрів, що визначають режим роботи двигуна, і складні взаємозв'язки між ними, застосовують автоматичне регулювання тільки основних параметрів ( $n_{дв}$  і  $T^*_Г$ ), які в основному визначають тягу, що розвивається двигуном, питома витрата палива і навантаження, що діють на основні деталі двигуна.

Система автоматичного регулювання (САР) забезпечує підтримку заданого режиму роботи двигуна при зміні зовнішніх умов: висоти, швидкості польоту, температури і тиску навколишнього середовища. Завдяки цьому пілот звільняється від необхідності підтримки заданого режиму двигуна, істотно полегшується управління, збільшуються надійність і економічність двигуна. Крім того, САР при завданні нового режиму забезпечує його зміна за певним бажаного закону.

САР являє собою сукупність автоматичного регулятора з двигуном. Регулятор завжди включає чутливі елементи, сприймають всяка зміна режиму роботи двигуна і умов польоту, і регулюючий орган, що впливає на регулюючі чинники (подача палива, площа на зрізі сопла, кут установки лопатей гвинта) з метою відновлення заданого режиму. Двигун в САР є об'єктом регулювання.

САР повинна забезпечувати:

- найвигідніше використання двигуна, т. е. отримання найбільшої тяги (потужності) на максимальному режимі і найменшого питомої витрати палива на крейсерських режимах;

- безпечну роботу двигуна, т. е. за умовами міцності і надійності запобігати можливості перевищення основних параметрів пдв і  $T * G$ , встановлювати безпомпажну роботу компресора і стійку роботу камери згоряння при швидко мінливих умовах експлуатації;

- хорошу прийомистість двигуна, т. е. встановлювати таку подачу палива, при якій витрачається мінімальний час надійного переходу двигуна з одного режиму на інший при різкому переміщенні РУД від себе або на себе;

- високу точність регулювання основних параметрів, а саме частоту обертання ротора і з точністю 0,2 ... 0,3% від номінальної частоти обертання, а  $T_g$  з точністю 20 ... 30 ° С. Це пояснюється сильним впливом  $p$  і  $T * g$  на тягу (потужність) двигуна, міцність його елементів і питома витрата палива. Наприклад, зменшення частоти обертання на 1% від злітних значень призводить до зменшення тяги на 4 ... 5%, а збільшення  $T * g$  на 1% викликає зменшення запасу міцності лопаток турбіни на 3 ... 4%;

- надійний автоматичний запуск за час, що не перевищує 120 с;

- стійку роботу двигуна на режимі малого газу, перехідних режимах і на великих висотах.

Під стійкістю розуміється здатність двигуна при даних зовнішніх умовах і незмінному положенні РУД зберігати з плином часу задану частоту обертання ротора.

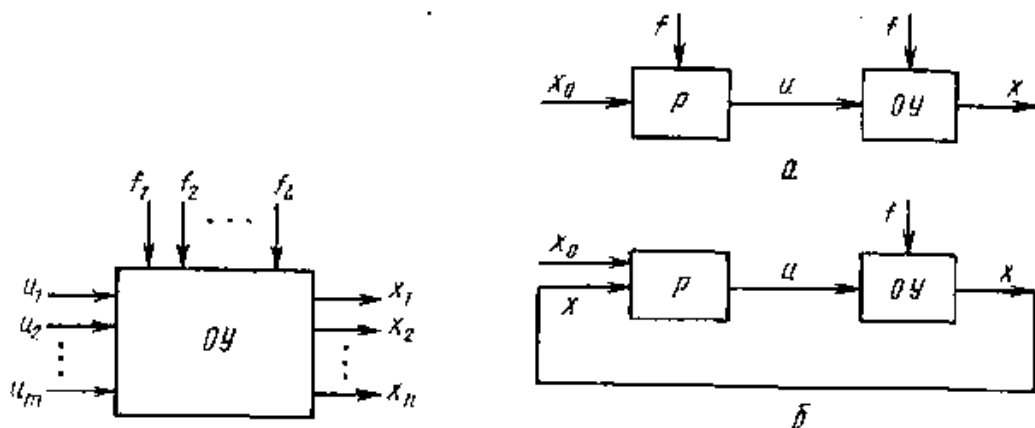
### 3. Принципи керування енергетичними об'єктами.

Всякий енергетичний процес характеризується сукупністю фізичних величин, які називаються координатами або параметрами процесу. Сукупність технічних засобів, що виконують даний енергетичний процес, є об'єктом управління. Для управління об'єктом деякі з його координат - керовані координати - повинні підтримуватися постійними або змінюватися за певним законом. Необхідність управління значеннями координат виникає внаслідок того, що нормальний хід процесу порушується різного роду збуреннями - зміною навантаження, впливом зовнішнього середовища, зміною характеристик елементів і іншими збуреннями.

На рис. 2.1 зображена схема об'єкта управління (ОУ). На цій схемі  $x_1, x_2, \dots, x_n$  - керовані і спостережувані координати або вихідні величини об'єкта;  $f_1, f_2, \dots, f_n$  - впливи;  $u_1, u_2, \dots, u_m$  - керуючі впливи, за допомогою яких через керуючі органи об'єкта відбувається зміна керованих координат. Управління об'єктом здійснюється без безпосередньої участі людини, за допомогою спеціально для цієї мети приєднуються приладів, які називаються автоматичними регуляторами (Р). Сукупність засобів управління і об'єкта утворюють систему автоматичного управління (САУ) або в більш вузькому понятті систему автоматичного регулювання (САР).

Рис. 2.1

У техніці широко використовуються два фундаментальних принципи



управління: принцип компенсації (управління по обуренню) і принцип управління за відхиленням. Для з'ясування цих принципів на рис. 2.2 наведені схеми, на яких  $x_0$  задане значення регульованої координати.

*Принцип компенсації* (рис. 2.2, а). Для підтримки постійного значення координати  $x = x_0$  вимірюються обурення  $f$  вносяться корективи в керуючий вплив  $u$ . Очевидно, в принципі можна підібрати таке значення  $u$  щоб в сталим

режимі відхилення було відсутнє:  $\delta_x = x_0 - x = 0$ . Однак слід мати на увазі, що не завжди можна передбачити всі джерела збурень і їх виміряти.

*Регулювання по відхиленню* (рис. 2.2, б). Замість вимірювання збурень обмежуються вимірюванням регульованою координати  $x$ . Вплив на об'єкт відбувається в залежності від відхилення цієї координати від заданого значення. Очевидно, що регульована координата не може підтримуватися абсолютно точно, так як тільки її відхилення від заданого значення  $x_0$  викликає керуючий вплив на об'єкт. Зв'язок між об'єктом регулювання і регулятором є негативним зворотним зв'язком, а сам принцип регулювання називається також замкнутим регулюванням. Відхилення  $\delta x = x_0 - x$  є помилкою регулювання.

В кінці процесу регулювання це відхилення може бути отримано як завгодно малим. Точність регулювання по відхиленню вище, ніж при регулюванні компенсацією збурень, тому принцип регулювання по відхиленню знайшов широке застосування.

Можливе застосування комбінованого регулювання по обуренню і відхилення. Комбіновані регулятори об'єднують гідності обох принципів: досягається швидкість реакції на зміну не сталий і точне регулювання.

#### 4. Елементи регулятора

Більшість САР авіаційних силових установок відноситься або до систем стабілізації, або до систем програмного управління. системи стабілізації призначені для підтримки постійного значення регульованої координати  $x_0(t) = \text{const}$ . У системах програмного керування є програмний пристрій, що виробляє величину  $x_0(t)$ .

Розглянемо структуру та елементи регулятора, що працює в режимі стабілізації. При замкнутому регулювання будь-якої координати, визначальною робочий режим двигуна, від регулятора потрібно, щоб він стійко підтримував її задане значення і швидко без великих коливань відновлював це значення, коли відбулося відхилення від усталеного режиму роботи.

При замкнутому регулювання регулятором називається пристрій, що вимірює відхилення регульованої координати і виробляє вплив, величина якого залежить від виміряного відхилення. Регулятора має вимірювальний (чутливий) елемент, який регулює орган і зв'язує їх проміжне передавальний пристрій. Перерахуємо елементи, з яких в принципі складається будь-який регулятор.

*Чутливі* елементи вимірюють величину регульованої координати або обурює впливу. Потужність їх більше потужності чутливих органів

вимірювальних приладів, так як зазвичай вони приводять в дію наступний елемент регулятора. Особливо це відноситься до чутливих елементів регуляторів прямої дії.

*Задають* елементи змінюють регулятори, задаючи значення регульованої координати.

*Порівнюють* елементи служать для виявлення різниці двох величин, з яких одна може здаватися механізмом налаштування, а інша визначається положенням регулюючого органу.

*Перетворюють* елементами прийнято називати спеціальні елементи, призначені для перетворення однієї фізичної величини в іншу без повідомлення додаткової енергії. Наприклад, в ємнісному перетворювачі кут повороту пластини перетворюється в ємність між пластинами. Перетворення відбувається і в чутливому елементі. Так, якщо вироблена ним фізична величина незручна з яких-небудь причин для подальшого використання, то в регулятор вводять перетворювач.

У підсилюючих пристроях сигнал порівняння, рівний різниці измеренной і заданої величин, впливає на керуючий елемент підсилювача, в результаті чого відбувається посилення сигналу, що передається на його силові елементи. В гідромеханічних регуляторах силовими елементами зазвичай є поршневі гідравлічні серводвигуни, в електричних регуляторах - електродвигуни.

*Регулюючі* органи переміщаються силовими елементами і вимірюють енергетичний стан об'єкта регулювання так, що величина регульованої координати наближається до заданого значення.

*Стабілізуючі* пристрої служать для гасіння коливань регульованої величини в процесі її регулювання. В гідромеханічних регуляторах стабілізуючі пристрої часто виконуються у вигляді жорстких і ізодромних зворотних зв'язків. Рідинні заспокоювачі (демпфери) сприяють гасінню коливань тих ланок, які мають значну масу. Зворотні зв'язку між регулюючим органом або силовим елементом підсилювача і його керуючим елементом призводять до "попередньої відключення" гідро- або електродвигуна, що сприяє загасання коливань регульованої величини.

Регулювання може вестися або тільки за величиною координати (параметру робочого процесу двигуна), або за величиною координати і величиною її похідної за часом. При цьому в регуляторі повинен бути другий чутливий елемент, який вимірює швидкість зміни координати.

Окремі елементи регулятора, наприклад, чутливий елемент, що задає і порівнює пристрої, конструктивно можуть бути об'єднані в одному вузлі. В регуляторах деяких типів відсутні підсилювачі або стабілізуючі елементи.



## 5. Програми регулювання.

Програма регулювання встановлює закон зміни основних параметрів двигуна при зміні його режиму і зовнішніх умов ( $P * H$ ,  $T * H$ ).

Режим роботи ГТД визначається багатьма взаємопов'язаними параметрами, які поділяють на основні (регульовані) та допоміжні (нерегульовані).

Регульованими параметрами є ті, які найбільш ефективно впливають на режим роботи двигуна і значення яких легко змиритися і контролюється простими надійними і малоінерційними датчиками. Такими параметрами в ГТД є частота обертання ротора і температура газів перед турбіною. Саме ці параметри визначають тягу (потужність), економічність і надійність двигуна. Тому вони задаються системою управління і підтримуються постійними або змінюються за певним законом САР за допомогою регулюючих факторів.

На експлуатованих ГТД знайшли застосування в основному два типи програм регулювання:

Програми регулювання першого типу характеризуються тим, що частота обертання ротора зберігається постійною при зміні зовнішніх умов за рахунок автоматичної зміни  $T * \Gamma$  при незмінній геометрії проточної частини двигуна, т. е. вони вимагають:

$$n_{\max} = \text{const}, F_{p.c} = \text{const}, T_3 \neq \text{const},$$

$p_c$  - площа на зрізі реактивного сопла.

Таке регулювання застосовується для ТРД, у яких геометрія проточної частини не змінюється. Регульованим параметром є частота обертання ротора, що регулює фактором - подача палива  $G_T$ , а температура  $T * \Gamma$  регулюється опосередковано через  $p$ .

Програма регулювання другого типу, згідно з якою:

$$n = \text{Const}; T * \Gamma = \text{const}; F_{p.c} \neq \text{const}.$$

Застосовується для ТРД, у яких геометрія проточної частини змінюється. Що неминує веде до його конструктивного ускладнення. САР в цьому випадку має два регулюючих фактора, а регулятор забезпечений двома регулюючими органами. Це дозволяє трохи знизити питому витрату палива (на 3 ... 4%) і найбільш повно використовувати двигун по  $T * \Gamma$  за рахунок більш раціонального співвідношення між  $p$  і  $T * \Gamma$ . Системи регулювання ГТД з форсажними камерами передбачають регулювання площі критичного перетину реактивного сопла, так як при включенні форсажу необхідно зберегти значення  $p_t$  і не допустити закид температури  $T * \Gamma$ .

## 6. Канали формування сигналів САР.

### *Канали формування командних сигналів гидромеханічної частини системи управління витратою палива*

У роботі багатьох програмних автоматичних пристроїв гидромеханічної частини системи управління витратою палива використовується інформація про фактичні значення фізичної і наведеної частот обертання ротора, повного тиску повітря за компресором і повної температури повітря на вході в двигун. Для формування командних сигналів, пропорційних вказаним параметрам, в агрегати паливної автоматики ГТД включаються спеціальні пристрої, що складаються з гидромеханічного датчика відповідного параметра  $X$  і гидропідсилювача. Узагальнена структура таких пристроїв представлена на рис. 1.1.

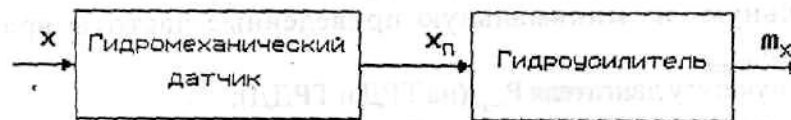


Рис.1.1. Узагальнена структурна схема пристрою формування командного сигналу:

$X_p$  - перетворений датчиком параметр  $X$ ;  $m_x$  - вихідний сигнал гидропідсилювача, пропорційний величині  $X$ , що формується у вигляді переміщення його силового елемента

Перш ніж розглядати структуру і пристрій гидромеханічних систем управління витратою палива необхідно ознайомитися з особливостями конструкції розглянутих каналів.

### *Канал формування сигналу, пропорційного фізичній частоті обертання ротора двигуна.*

Канал включає в себе (рис.1.2) відцентровий датчик фізичної частоти обертання ротора 1 і гидропідсилювач датчика, що складається з керуючого елемента (маятникового клапана 2 двосторонньої дії), силового елемента (поршня 4, гидропідсилювача), негативного зворотного зв'язку, що охоплює силовий елемент, функції якої виконує пружина 3 між штоком поршня 4 і важелем клапана 2.

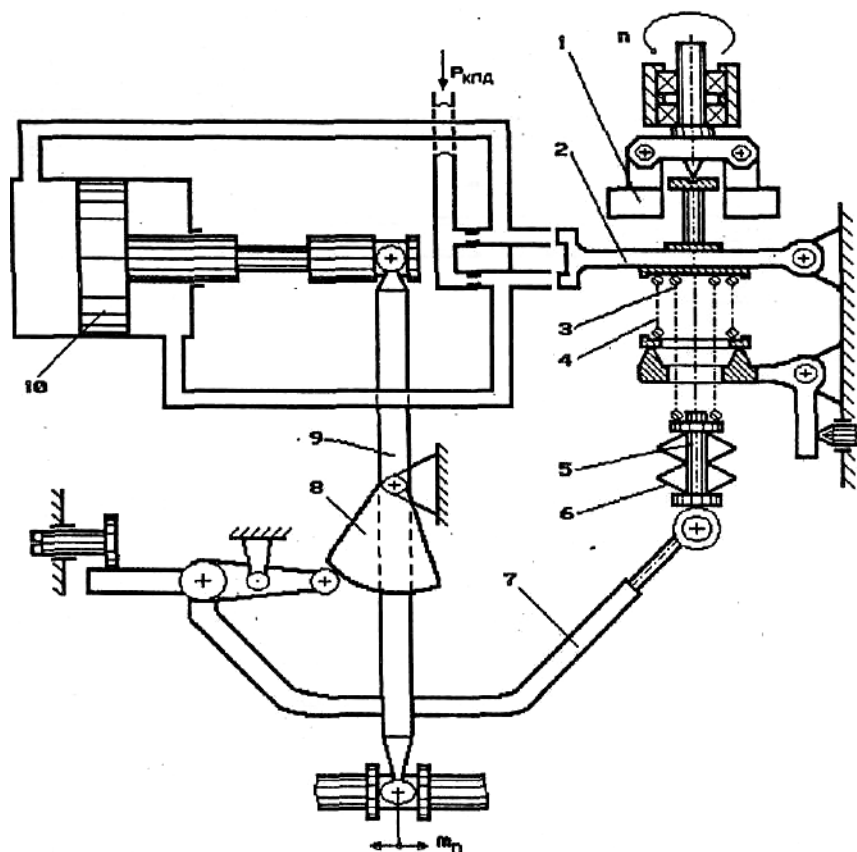
Вхідним сигналом для датчика частоти обертання ротора є фізична частота обертання -  $n$ , а вихідним - зусилля від відцентрових грузиків  $F_{цб}$  ( $n$ ), прикладена до маятникового клапану 2.

Вхідним сигналом для гидропідсилювача є зусилля  $F_{цб}$  ( $n$ ), а вихідним - положення поршня 4  $m_n$ .

Маятниковий клапан 2 управляє підведенням (і зливом) палива, що підводиться від клапана постійного тиску в порожнині поршня 4. При нейтральному положенні клапана підведення палива в порожнині поршня дорівнює сливу з цих порожнин через канали, частково прикриті клапаном 2. Нейтральне положення клапана забезпечується при певному положенні поршня 4, тобто при певному значенні  $m_n$ , яке відповідає поточному значенню частоти обертання ротора. При цьому зусилля на важелі 2 маятникового клапана від важків 1 врівноважується зусиллям

затяжки пружини зворотного зв'язку 3.

Збільшення частоти обертання ротора призводить до зростання відцентрової сили  $F(n)$  і до переміщення клапана вниз. При цьому зменшується злив палива з нижньої порожнини поршня 4 і збільшується слив з його іншої порожнини. Поршень під дією виниклого перепаду тисків палива починає переміщатися вгору, збільшуючи натяжку пружини і викликаючи зміщення



клапана в напрямку вихідного нейтрального положення. Переміщення поршня закінчується в момент установки клапана в нейтральне положення. При зменшенні частоти обертання ротора переміщення елементів відбувається в

протилежному напрямку. Таким чином у розглянутих пристроїв кожному значенню частоти обертання ротора буде відповідати певне положення поршня гідропідсилувача  $m_n$ .

*Канал формування сигналу, пропорційного повному тиску повітря за компресором.*

Канал формування сигналу, пропорційного повному тиску повітря за компресором включає в себе (рис. 1.4): сільфонний датчик тиску, що складається з робочого 1 і компенсаційного 2 сільфонів, і гідропідсилювач датчика, що складається з керуючого елемента - клапана 6 типу сопло-заслінка, силового елемента у вигляді поршня 9 і негативного зворотного зв'язку, що включає пружину 8 між штоком поршня 9 і важелем 7 клапана 6.

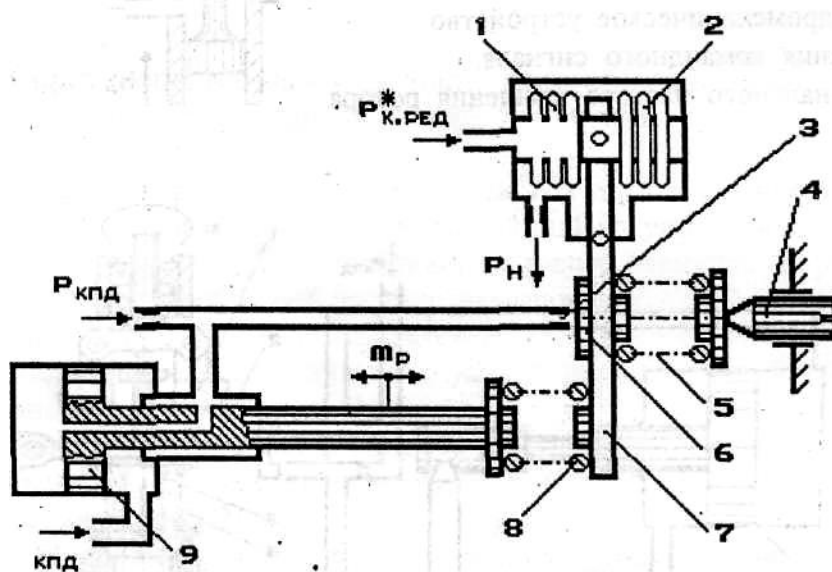


Рис. 1.4. Гідромеханічне пристрій формування командного сигналу, пропорційного  $p^*$

Вхідним сигналом для датчика є повний тиск повітря за компресором  $p^*_{к}$ , а вихідним - зусилля  $F_p (p^*_{к})$  від датчика на важелі 7.

Вхідним сигналом для гідропідсилювача є зусилля  $F_p (p^*_{к})$ , а вихідним - положення  $m_p$  поршня 9.

Клапан 6 управляє зливом палива з лівої командної порожнини поршня 9, в яку воно підводиться від клапана постійного тиску через канал в штоку поршня. При нейтральному положенні клапана підведення палива в цю порожнину дорівнює сливу з неї через канал 3, частково прикритий клапаном. Нейтральне положення клапана забезпечується при певному положенні поршня 9, при якому зусилля  $F_p$  на важелі 7 від датчика тиску одно зусиллю натяжки пружини 8  $F_{np} (m_p)$ .

Збільшення тиску повітря  $p^*_{к}$  призводить до зростання  $F_p$  і до повороту важеля 7 за годинниковою стрілкою. Клапан 6 дроселює злив палива з лівої порожнини поршня і тиск в ній зростає. У праву порожнину поршня постійно підводиться тиск палива від клапана постійного тиску, що дорівнює  $0,5p_{КПД}$ .

Перепад тисків палива, що виникає на поршні, викликає його переміщення вправо до тих пір, поки важіль з клапаном за рахунок дедалі більшого зтягування пружини зворотного зв'язку 8 відновить вихідне нейтральне положення.

Компенсаційний сильфон 2 забезпечує стабільність характеристик каналу, за рахунок виключення вплив атмосферного тиску  $p_n$  і температури навколишнього повітря на зусилля  $F_p$ , створюване робочим сильфоном 1 датчика тиску.

Для паралельного зміщення статичної характеристики каналу передбачений регулювальний гвинт 4, змінює зтяжку пружини 5.

*Канал формування сигналу, пропорційного повної температурі повітря на вході в компресор.*

Канал формування сигналу, пропорційного повної температурі повітря на вході в компресор включає в себе (рис. 1.5 - 1.7):

- датчик температури повітря, що виробляє командне тиск палива  $p_t$  кому, пропорційне  $T \cdot V$  (рис. 1.5);

- золотник перемикання датчиків температури (рис. 1.6);

- гідропідсилювач датчика (рис. 1.7), керуючим елементом якого є повзунка 1, а силовим - поршень 2, функції механізму зворотного зв'язку виконують шток поршня 2, важіль 3 і рухливий шток 5.

Як датчик температури повітря можуть також використовуватися: біметалічна пластина й дилатометричний датчик температури.

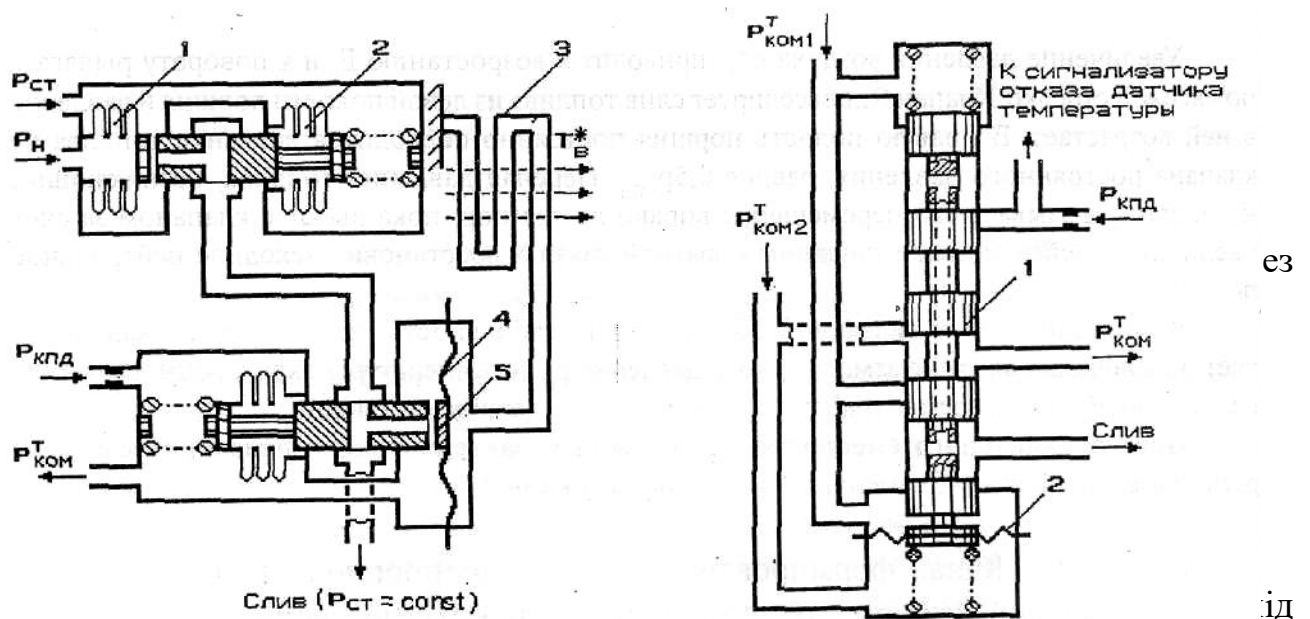
Чутливим елементом розглянутого датчика температури капсульного типу є заглушений з одного кінця трубка 3, заповнена газоподібним гелієм, інший кінець якої введено в замкнуту порожнину з мембраною 4. При збільшенні температури повітря, що омиває термочутливий елемент, збільшується тиск газу в трубці 3 і мембрана 4 прогинається вліво. Клапан 5 при цьому дроселює злив палива, що надходить від клапана постійного тиску в ліву порожнину мембрани. Тиск палива в ній збільшується і мембрана прогинається в зворотну сторону до вихідного рівноважного положення, при якому підведення палива від клапана постійного тиску в цю порожнину буде рівним сливу з неї через канал клапана. Таким чином, кожному значенню температури  $T \cdot V$  відповідатиме певний абсолютний тиск палива під мембраною.

Клапан 1 разом з вакуумним сильфоном 2 забезпечують стабілізацію тиску в порожнині зливу палива  $p_{ст}$  (тиск стабілізованого слива), необхідного для забезпечення стабільності характеристик каналу.

Для підвищення надійності роботи каналу формування сигналу, пропорційного повної температурі повітря в ньому використовуються два датчика температури капсульного типу, командні тиску від яких  $p_{КОМ1}^T$  і  $p_{КОШ}^T$ ,

які підводяться у верхню і нижню порожнини мембрани 2 (див. Рис. 1.6) золотника 1 перемикавання датчиків. У разі розгерметизації одного з датчиків, командне тиск палива вийшов з ладу датчика зменшується. На мембрані при цьому виникає перепад тисків палива, під дією якого золотник перемикавання зміщується з середнього положення в одне з крайніх.

Відмовив датчик температури капсульного типу в цьому випадку з роботи вимикається і  $p_{\text{ком}}^T$  до гідропідсилювачу надходить від справного. одночасно спрацьовує сигналізатор 1 відмови датчика температури, що видає сигнал в бортовий реєстратор.



повзунка 1. З іншого боку на неї діє зусилля від пружини і стабілізованого тиску палива в порожнині зливу, яка підтримується

При незмінній величині температури  $T^*$  в їй відповідає певна постійне значення командного тиску  $p_{\text{ком}}^T$ . Шток 2 при цьому встановлюється поршнем 5 в нейтральне положення щодо повзунка 1, при якому підведення палива від клапана постійного тиску через жиклер 4 в ліву порожнину поршня 5 гідропідсилювача дорівнює сливу з цієї порожнини через канал в штоку 2, частково прикритий повзунком 1. Нейтральне положення штока 2 щодо повзунка 1 забезпечується при певному положенні поршня 5, яке відповідає поточній величині  $p_{\text{ком}}^T (T^* = B)$ .

При збільшенні температури  $T^*$  тиск  $p_{\text{ком}}^T$ , що виробляється датчиком температури, збільшується і повзунка 1 зміщується по штоку 2 вліво, збільшуючи злив палива з лівої порожнини поршня 5. У праву порожнину поршня підводиться постійний тиск палива від клапана постійного тиску, що дорівнює  $0,5P$ .

Поршень під дією зміненого перепаду тисків переміщується вліво слідом за змістилася повзунком 1 до тих пір, поки шток 2 з допомогою елементів

механізму зворотного зв'язку не займе щодо повзунка вихідне нейтральне положення. При зменшенні температури  $T^*$  в процес зміни положення поршня 5 протікає аналогічно, але з переміщенням елементів в протилежну сторону.

*Канал формування сигналу, пропорційного  
наведеної частоті обертання ротора.*

Канал включає в себе (рис. 1.8):

- канали формування сигналів, пропорційних фізичної частоті обертання ротора двигуна  $n$  і повної температури повітря на вході в двигун  $T^*$ , принципи роботи яких описані вище;

- обчислювальний пристрій, що формує сигнал, пропорційний наведеної частоті обертання ротора  $n$  пр;

- гідропідсилювач датчика наведеної частоти обертання ротора.

Функції обчислювального пристрою каналу виконує просторовий кулачок 2, що має два ступені свободи. При зміні фізичної частоти обертання ротора кулачок 2 переміщається в осьовому напрямку на величину  $m\pi$ , пропорційна квадрату частоти обертання. При зміні температури  $T^*$  в здійснюється поворот кулачка 2 на кут  $\epsilon_{рт}$ , пропорційний температурі.

Профіль кулачка виконаний таким чином, щоб при поточних значеннях  $n$  і  $T^*$  в положення у повзунка 7, яка переміщується важелем 1, який спирається на кулачок 2, було пропорційно наведеної частоти обертання ротора  $n$  пр.

Керуючим елементом гідропідсилювача датчика наведеної частоти обертання є повзунка 7, а силовим елементом - поршень 8. Функції механізму зворотного зв'язку гідропідсилювача виконує шток поршня 8 з радіальними і осьовими каналами в ньому.

При незмінних значеннях  $n$  і  $T^*$  тобто при постійному значенні  $n$ ,

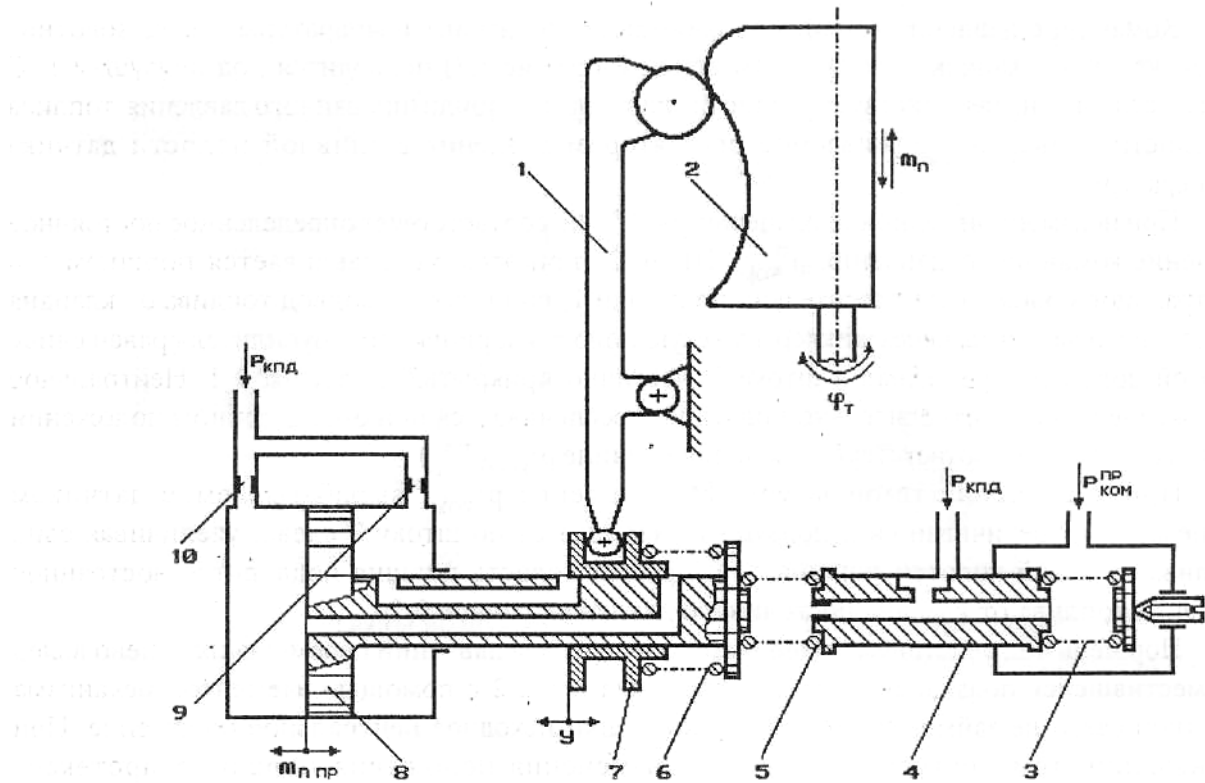


Рис.1.8. Канал формування командного сигналу, пропорційного  $n_{пр}$

повзунка 7 займає положення, відповідне  $n_{пр}$ . Поршень 8 зі штоком при цьому встановлюється в нейтральне положення щодо повзунки.

Підведення палива від клапана постійного тиску через жиклери 9 і 10 в порожнині поршня 8 при цьому дорівнює сливу з цих порожнин через радіальні канали в його штоку, частково перекриті повзунком. При збільшенні наведеної частоти обертання ротора, викликаній зростанням фізичної частоти обертання ротора  $n$  або зменшенням повної температури повітря  $T^*$ . У програмний кулачок 2 змінює своє положення таким чином, що важіль 1, притиснутий до кулачку пружиною 6, зрушує повзунки 7 вправо. Злив палива з лівої порожнини поршня 8 при цьому дроселюється, а з правої - збільшується. Поршень зі штоком під дією виниклого перепаду тисків палива починає зміщуватися слідом за змістилася повзунком до тих пір, поки шток не займе щодо повзунки нейтральне положення. Таким чином, кожному значенню  $n$  буде відповідати певне положення  $m_{пр}$  поршня 8.

В агрегатах паливної автоматики інформація про наведену частоти обертання ротора може використовуватися у вигляді командного тиску палива  $p_{пр\,ком}^{пр}$ , пропорційного  $n_{пр}$ . З цією метою використовується датчик командного



тиску палива, виконаний у вигляді золотника 4, зліва на який діє зусилля пружини 5, залежне від положення  $m_{\text{пр}}$  поршня 8, тобто від величини  $n_{\text{пр}}$ , а праворуч - зусилля від регулювальної пружини 3 і командного тиску палива  $p_{\text{ком}}^{\text{пр}}$ . Останнє формується в порожнині пружини 3 за рахунок дроселювання золотником 4 палива, що підводиться в цю порожнину від клапана постійного тиску.