

**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 №5 – Системи автоматичного регулювання турбовальних ГТД**

**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. Особливості системи автоматичного регулювання вертолiтних (турбовальних) ГТД.
2. Принципова схема та будова системи автоматичного регулювання вертолiтного ГТД.
3. Особливості роботи i регулювання турбіни компресора та вільної турбіни.
4. Система синхронізації турбін вертолiтної СУ.

### **Література:**

#### **Основна**

1. Черкасов Б.А. «Автоматика та регулювання повітряно-реактивних двигунів». К.: Машинобудування, 1988 - 360 с.
2. Кліментовський 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 i 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 i 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 i льотна експлуатація вертолiтного 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 i 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. Особливості системи автоматичного регулювання вертолітних (турбовальних) ГТД.

В авіації широке застосування отримали одновальні ТВД із загальною турбіною для приводу компресора і гвинта і двовальні ТВД з вільною або силовою турбіною. До другого типу відносяться і турбовальні двигуни силових установок вертольотів.

#### *ОСОБЛИВОСТІ РЕГУЛЮВАННЯ ОДНОВАЛЬНИХ ТВД*

Для одновального ТВД регулюючими чинниками є зміна подачі палива  $G_T$  і кута установки лопатей повітряного гвинта  $\phi$ . Їм відповідають два регульованих параметра: частота обертання ротора двигуна  $n$  (або частота обертання гвинта) і температура газу перед турбіною  $T_{г*}$ . Досвід показує, що доцільно на частоту обертання ротора  $n$ -взаємодіяти зміною кута установки лопатей гвинта  $\phi$ , а на температуру газу перед турбіною - зміною подачі палива.

Можливі програми регулювання ТВД були розглянуті в Темі №. 1. ТВД, призначені для великих висот польоту, на максимальних режимах і на висотах польоту більше розрахункової ( $H \geq H_p$ ) регулюються за програмою  $n = \text{const}$ ,  $T_{г*} = \text{const}$ . На висотах польоту  $H < H_p$  зниженням температури  $T_{г*}$  забезпечується  $N_e = \text{const}$  при збереженні  $n = \text{const}$ .

Перехід на крейсерські режими досягається одночасним зниженням витрати палива і настановних кутів лопатей гвинта  $\phi$ . У певному діапазоні зміни потужності двигуна частоти обертання ротора двигуна може зберігатися незмінною. При значному зниженні потужності  $N_e$  на крейсерських режимах (аж до потужності малого газу) разом зі зменшенням подачі палива необхідно знижувати частоту обертання ротора. При цьому температура газу перед турбіною спочатку знижується, а потім при наближенні до потужності малого газу дещо зростає.

В системі регулювання є два регулятори, так як маємо два параметра регулювання: регулятор частоти обертання і іншого-зазвичай регулятор витрати палива, за допомогою якого опосередковано регулюється  $T_{г*}$ ; цей регулятор автоматично перелаштовуються по  $P_n^*$  (або  $P_{вх}^*$ ),  $P_n$  і  $T_{г*}$ . При переході від максимального режиму двигуна до крейсерським потрібно строго погоджувати дії обох регуляторів. Для цього в системі регулювання передбачений так званий агрегат об'єднаного управління, що координує переналаштування обох регуляторів від єдиного важеля управління, Установка агрегату об'єднаного управління ускладнює систему регулювання. Систему регулювання можна спросити, якщо перехід на крейсерські режими здійснюється переналаштування тільки регулятора витрати при збереженні  $n =$

const. При цьому переналаштування обох регуляторів на крейсерських режимах з значним зниженням потужності  $N_e$  відбувається лише у вузькому діапазоні частоти обертання ротора двигуна.

Регулювання витрати за зовнішніми параметрами ( $P_n$ ,  $P_n^*$  і  $T_n^*$ ) приводить до деякої погрішності в подачі палива, що може дати не бажане підвищення температури газу перед турбіною. Для більшої точності регулятор витрати слід перенастроювати за параметрами робочого процесу двигуна  $P_k^*$ ,  $T_k^*$ . Замкнуте всережимне або обмежувальне регулювання температури дає можливість точно підтримувати її і уникати закидання температури газу перед турбіною.

Обмеження потужності висотних ТВД на висотах нижче розрахункової може проводитися шляхом замкнутого або незамкнутого регулювання. При замкнутому регулюванні на всіх режимах по частоті обертання ротора двигуна вимірюється крутний момент на валу гвинта і при досягнення гранично допустимого значення  $M_{кр}$  вступає в дію обмежувач, що зменшує подачу палива. Незамкнуте регулювання щодо обмеження потужності проводиться за величиною швидкісного напору, для чого вимірюється різниця тисків  $P_n^* - P_n$ .

### *ОСОБЛИВОСТІ РЕГУЛЮВАННЯ ЧАСТОТИ ОБЕРТАННЯ ПОВІТРЯНОГО ГВИНТА*

Регулювання частоти обертання повітряного гвинта в ТВД має специфічні особливості. Регулятори частоти обертання можуть бути електромеханічного і гідромеханічного типу. Найбільшого поширення набули гідромеханічні регулятори, в яких поршневі або шестеренчасті серводвигуни використовуються для перестановки лопатей гвинта. Оскільки золотник чутливого елемента регулятора частоти обертання гвинта розташований на корпусі двигуна, а гідравлічний серводвигун - під обертається втулці, між ними конструктивно важко установити зворотний зв'язок. Тому регулятори частоти обертання гвинта можуть виконуватися астатичними, що негативно відбивається на їх динамічних характеристиках.

Зростання швидкості польоту посилює вплив зміни кута установки лопатей гвинта  $\varphi$  на зміну  $n$ . Тому з ростом швидкості польоту в системі регулювання з астатичним регулятором можуть виникати незатухаючі коливання частоти обертання гвинта. Для боротьби з цим явищем можна було б зменшити швидкодію регулятора, проте тоді повільно ліквідуються відхилення частоти обертання від заданого значення і погіршується прийманність двигуна.

Серводвигуни регуляторів частоти обертання гвинта застосовуються двосторонньої дії, тобто переклад лопатей гвинта з малого установчого кута  $\varphi$  на великий і з великого на малий відбувається шляхом підведення масла під тиском то по один, то по інший бік поршня серводвигуна. Перекладу лопатей на менші кути  $\varphi$  сприяють аеродинамічні сили, що діють на лопаті. Тому для

збільшення кута  $\phi$  установки лопаті потрібно більший тиск масла, ніж для його зменшення. Для цього в системі регулювання передбачаються спеціальні пристрої, що підвищують в потрібний момент тиск масла.

## **2. Принципова схема та будова системи автоматичного регулювання вертолітного ГТД.**

Система управління і автоматичного регулювання подачі палива в двигун забезпечує подачу палива в камеру згоряння при запуску двигуна на землі і в повітрі; підтримання стійкої роботи двигуна на всіх усталених режимах; надійну роботу двигуна на перехідних режимах; обмеження максимальної витрати палива і максимальної фізичної частоти обертання турбокомпресора; підтримання частоти обертання несучого гвинта вертольота в заданих межах; підтримання рівності потужностей двигунів при спільній роботі на несучий гвинт.

В комплект паливорегулюючої апаратури входять наступні агрегати: насос-регулятор НР-40ТА; регулятор частоти обертання несучого гвинта (вільної турбіни) РО-40ТА, синхронізатор потужності З-40; основна паливна форсунка і система трубопроводів.

### ***Призначення, улаштування та робота елементів НР-40ТА***

Насос-регулятор НР-40ТА забезпечує подачу палива до форсунки двигуна, підтримання заданих частоти обертання турбокомпресора і максимальної витрати палива, подачу палива по заданому закону при запуску і розгоні двигуна від режиму малого газу і проміжних режимів до максимального режиму, зупинка двигуна стоп-краном.

Основними елементами НР-40ТА (див. рис 8.3) є:

- ☐ Вхідний паливний фільтр
- ☐ Плунжерний насос високого тиску
- ☐ Клапан перепаду і дозуюча голка
- ☐ Всережимний регулятор частоти обертання турбокомпресора
- ☐ Клапан мінімального тиску палива
- ☐ Автомат запуску
- ☐ Клапан стравлювання повітря
- ☐ Запірний клапан
- ☐ Стоп-кран
- ☐ Обмежувач максимальної витрати палива

При роботі двигуна паливо з основного бака вертольота через блок фільтрів і пожежний кран подається підкачуючим насосом до НР-40ТА. Пройшовши фільтр, воно надходить через шайбу золотника 5 вхід в плунжерний насос. Насос підвищує тиск палива та подає його до дозуючої

голці і клапану 45 постійного перепаду тиску на дозуючому перерізі голки. Через дозуючий переріз голки 26, стоп-кран 40, гвинт 36 обмежувача максимальної витрати палива і поршень 33 запірного клапана паливо надходить до форсунки.

Кількість палива, що надходить до форсунки, залежить від положення дозуючої голки. Дозуючою голкою послідовно керують: автомат запуску, всережимний регулятор частоти обертання турбокомпресора, клапан мінімального тиску палива, регулятор частоти обертання вільної турбіни (несучого гвинта) РО-40ТА і синхронізатор потужності З-40. Система управління «крок-газ» пов'язана з важелем 14 всережимного регулятора частоти обертання турбокомпресора.

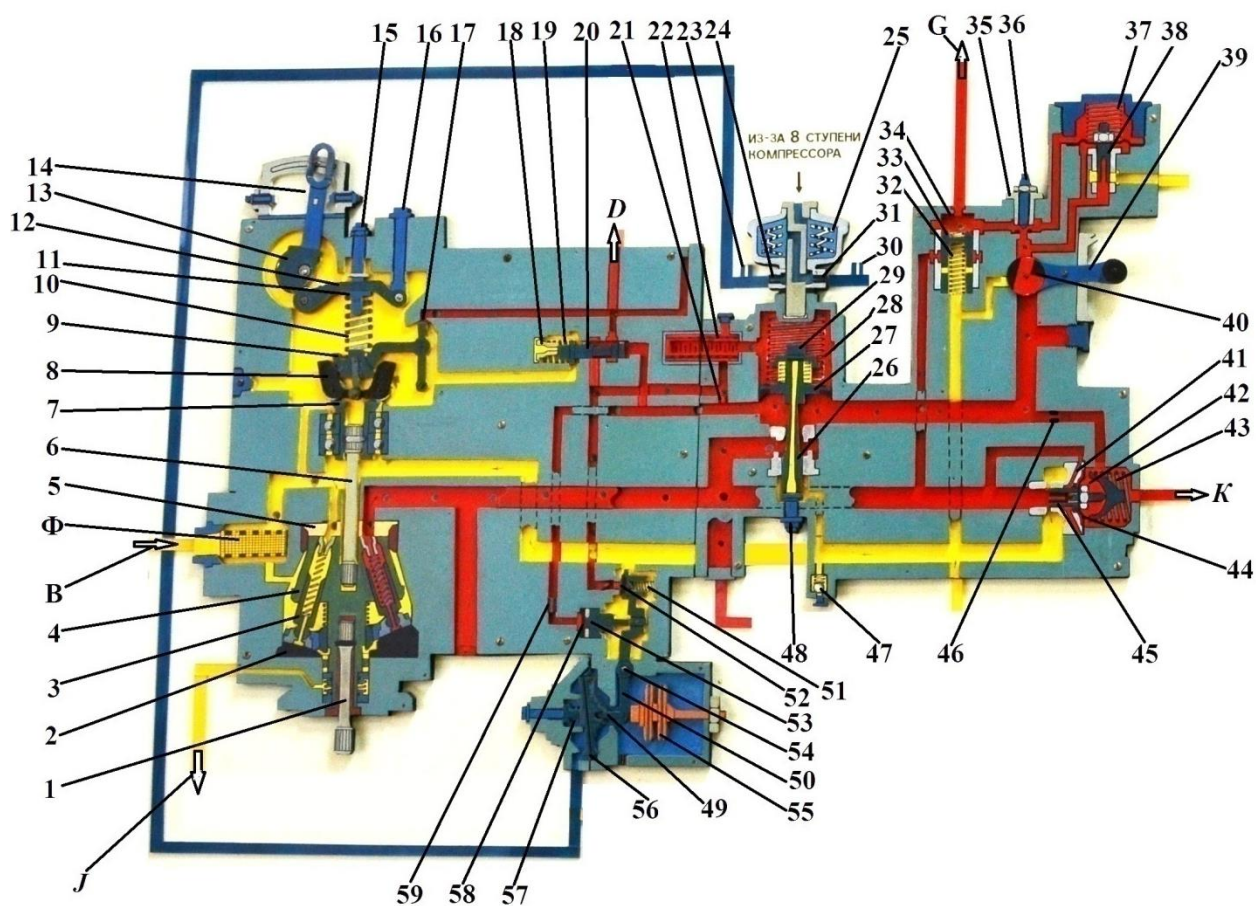


Рис.8.3 Принципова схема насоса-регулятора НР-40ТА:

1, 6 - ресори; 2 похила шайба; 3 - плунжер; 4 - ротор; 5, 20 - золотники; 7 - тахометричний датчик; 8 - тягарець; 9 - маятник; 10, 19, 28, 32, 37, 43, 51, 57 - пружини; 11 - опора; 12, 14, 39, 49, 50 - важелі. 13 - кулачок; 15, 16, 36, 54 - в'єнти; 18, 48 - опори; 17 - зливний в'єкно; 21, 24, 23, 30, 31, 46, 59 - жиклери; 22 дросельний пакет; 25 - повітряний ф'єльтр; 26 дозуюча голка; 27, 33 - поршні; 29, 38, 45, 47, 52 - клапани; 34 - с'єдло клапана; 35 - втулка; 40 -

*стоп-кран; 41 - канал; 42 - порожнина; 44, 56, 58 - мембрани; 53 - сухар; 55 - анероїд; 49 - опорна голка; У - вхід палива; Ф-фільтр; W- слив; G - до форсунки; D - до РВ-40ТА; J - дренаж; K - до РО-40ТА*

У процесі запуску двигуна до частоти обертання малого газу ( $n_{\text{тк}} = 57 \pm 3\%$  на  $H = 0$ ) дозуючої голкою управляє автомат запуску. Від режиму малого газу до частоти обертання несучого гвинта  $n_{\text{нв}} = 80-84\%$  -регулятор  $n_{\text{тк}}$ , при  $n_{\text{нв}} = 80-84\%$  - положення дозуючої голки залежить від роботи регулятора РВ-40ТА. При досягненні  $n_{\text{тк}} = 101\%$  в роботу вступає всережимний регулятор  $n_{\text{тк}}$ , а при досягненні максимальної витрати палива - обмежувач максимальної витрати.

Вхідний паливний фільтр сітчастий, грубого очищення. Він служить для захисту хитного вузла насоса-регулятора від падіння механічних частинок.

Плунжерний насос високого тиску призначений для підвищення тиску палива перед надходженням його до дозуючої голці. Він складається з ротора 4 з приводний ресорою 1, похилої шайби 2, закріпленої нерухомо, семи плунжерів 3, плоского золотника 5. Принцип роботи заснований на тому, що при обертанні ротора внаслідок похилого розташування шайби плунжери здійснюють зворотно-поступальні рухи в своїх гніздах. При цьому кожний плунжер протягом півоберту ротора засмоктує паливо і протягом другого півоберту виштовхує його в лінію високого тиску через вікно золотника. Для запобігання кавітації паливо до насоса подається подкачиваючим насосом ЭЦН-75, продуктивність якого значно перевищує потрібну подачу палива у двигун. Надлишок палива регуляторами припускається знову на вхід в насос. Плунжерні пари насоса змащуються паливом. Зупинка двигуна закриттям пожежного крана або повної вироблення палива призводить до руйнування елементів насоса, що може викликати попадання металевої стружки під всі елементи паливної автоматики. Тому в разі зупинки двигуна закриттям пожежного крана проводиться заміна агрегату НР-40ТА, а питання про подальшу експлуатацію двигуна узгоджується із заводом.

Дозуюча голка служить для регулювання подачі палива до форсунки двигуна у відповідності з заданим режимом роботи. Вузол голки складається з профільної голки 26, втулки поршня 27 з пружиною 28, клапана 29 і гвинта-упору 48. положення голки управляє поршень 27. Перестановочними зусиллями поршня є тиск палива знизу і зверху на поршень і сила пружності пружини 28. При роботі двигуна кількість проходить через голку палива визначається дозуючим перерізом голки і перепадом тиску палива в перерізі. Упором 48 голка встановлюється у положення, що обмежує максимальний витрата палива.



Клапан перепаду підтримує постійний перепад тиску палива на дозуючому перерізі голки. Він складається з переміщається у втулці клапана 45, скріпленого з мембраною 44, і пружини 43. Клапан 45 і порожнину 42 під мембраною 44 зліва з'єднані з лінією високого тиску за плунжерним насосом. Порожнину 42 з лінією високого тиску з'єднується через канали 41. Через прецизійний зазор між клапаном і втулкою відбувається демпфірування клапана при роботі. Порожнину праворуч від мембрани повідомлена з лінією високого тиску за дозуючої голкою 26. Крім того, на мембрану праворуч діє пружина 43, натяг якої визначає перепад тиску палива на дозуючій голці. Перепад підтримується постійною зміною пере-пуску палива з лінії високого тиску клапаном 45 через отвори у втулці на злив. У вузлі клапана перепаду є додатковий канал до з жиклером 46 для перепуску палива до золотнику системи захисту турбіни гвинта від розкрутки, розташованої в регуляторі РО-40ТА.

Автомат запуску призначений для подачі палива в камеру згоряння в процесі запуску двигуна в залежності від тиску повітря за компресором рк і тиску навколишнього середовища рН. Він складається з плоского клапана 52, сухаря 53 з мембраною 58, пружин 51 та 57, мембрани 56, важеля 50, голки 49, анеройда 55, важеля висотного коректора і гвинта 54 налаштування висотного коректора.

Плоский клапан 52 повідомлений з паливним каналом між жиклером 21 і дросельним пакетом 22, через що паливо надходить у порожнину над поршнем голки. До мембрани 58 сухаря 53 підводиться паливо з порожнини високого тиску за дозуючої голкою. В ліву порожнину мембрани 56 підводиться повітря, взятий за компресором, з тиском, редукованим стравлювачим жиклером 23 фільтра 25. Права порожнину мембрани повідомлена з атмосферою.

На непрацюючому двигуні дозуюча голка 26 пружиною 28 утримується на нижньому упорі 48 (максимальної подачі палива). Порожнину над поршнем 27 через клапан 29 і внутрішню порожнину дозуючої голки повідомлена з лінією низького тиску. При запуску двигуна поршень 27 під тиском палива переміщує дозуючу голку в крайнє верхнє положення. Клапан 29 доходить до упору і закривається. У такому положенні він утримується тиском палива при роботі двигуна.

У початковий момент запуску тиск палива, що підводиться до мембрани 58, збільшується значно швидше тиску повітря, підведеного у ліву порожнину мембрани 56. Тому мембрана 58 через сухар 53 повертає важіль 50 і відкриває плоский клапан 52. Паливний канал між жиклером 21 і дросельним пакетом 22, а також порожнину над поршнем дозуючої голки 26 повідомляються з лінією

зливу. Дозуюча голка переміщається вгору в положення, що відповідає мінімальній подачі палива.

По мірі зростання частоти обертання турбокомпресора збільшується тиск повітря за компресором  $p_k$ , і мембрана 56, повертаючи важіль 50, поступово закриває плоский клапан 52. Тиск палива в порожнини над поршнем 27 дозуючої голки збільшується, і голка переміщається на збільшення подачі палива у двигун. При досягненні  $p_{тк} = (57 \pm 3) \%$  мембрана 56 повністю закриває плоский клапан 52 і автомат запуску виключається з роботи. При запуску двигуна в умовах зниженого атмосферного тиску анероїди 55 висотного коректора розширюються і збільшують зусилля на важіль 50 у бік відкриття плоского клапана 52, що дещо уповільнює швидкість збільшення подачі палива в двигун. При нормальній роботі автомата запуску двигун виходить на режим малого газу за час не більше 40 с при запуску від акумуляторів і 30 с при запуску від аеродромного джерела живлення, а занедбаність температури газу перед турбіною не перевищує значення, що визначається за графіком  $t_g = f(t_n)$ . Подача палива автоматом запуску при закид температури газу перед турбіною компресора вище допустимої або при припиненні наростання частоти обертання турбокомпресора до  $p_{тк} < 40\%$  регулюється гвинтом пружини 57, а на  $p_{тк} > 40 \%$  — підбором діаметра повітряного підбурюючого жиклера 23.

Всережимний регулятор частоти обертання турбокомпресора призначений для підтримання заданої частоти обертання на всіх режимах роботи двигуна в системі ручного управління, а також для підтримки частоти обертання малого газу і обмеження максимальної частоти обертання в системі автоматичного управління роботою двигуна. Регулятор складається з тахометричного датчика 7 з тягарцями 8, маятника 9, пружини 10 із змінною затяжкою від важеля управління 14, поршня 27 дозуючої голки, пружини 28, дросельного пакету 22 і жиклера 21.

В системі ручного управління регулятор працює наступним чином: Важки 8, отримуючи обертання через ресору 6 від ротора плунжерного насоса, розвивають відцентрову силу, яка врівноважується силою пружини 10, затягнутої на заданий режим роботи двигуна. При цьому маятник 9 встановлює певний діаметр зливного вікна 17. Кількість палива, що проходить через жиклер 21 з порожнини за дозуючої голкою в канал перед дросельним пакетом 22, дорівнює кількості палива, який перепускається через вікно 17 маятника в порожнину низького тиску.

Сили від тиску палива знизу на поршень 27 і зверху від тиску палива і пружини 28 рівні. Поршень 27 утримує дозуючу голку 26 в положенні потрібної подачі палива в двигун. При відхиленні частоти обертання

турбокомпресора в бік збільшення від заданої зростає сила, що розвивається тягарцями 8, яка, подолавши натяг пружини 10, перемістить відсічну крайку маятника 9 вправо на збільшення перерізу зливного вікна 17. Це викличе падіння тиску перед дросельним пакетом та в порожнини над поршнем дозуючої голки. Поршень 27 під дією надлишкового тиску знизу почне повільно пересуватися вгору, переміщаючи дозуючу голку на зменшення подачі палива в двигун. Частота обертання турбокомпресора зменшується, і система приходить в рівновагу при новому положенні дозуючої голки і відповідно іншою подачі палива в двигун. При відхиленні частоти обертання турбокомпресора в бік зменшення від заданої весь процес буде протікати аналогічно, але в зворотному порядку, тобто в бік збільшення подачі палива в двигун.

Необхідна частота обертання турбокомпресора задається натягом пружини 10 допомогою важеля 12 через опору 11. На важіль 12 впливає кулачок 13, повертаючим важелем управління 14 і з'єднаний з системою "крок—газ". Таким чином, в системі ручного управління кожному положення важеля управління 14 відповідає певне натяг пружини регулятора і, отже, певна частота обертання турбокомпресора. Регулювальним гвинтом 15 виробляється настроювання величини частоти обертання малого газу, а гвинтом 16 — максимальної частоти обертання турбокомпресора.

Повна або часткова прийомність двигуна, тобто закон подачі палива при різкому переміщенні важеля управління на збільшення режиму, визначається профілем дозуючої голки 26. Час розгону двигуна може регулюватися підбором дросельного пакету, проливка якого визначає темп переміщення голки в бік збільшення подачі палива в двигун.

В автоматичній системі управління всережимний регулятор частоти обертання турбокомпресора вимикається з роботи при виведенні ручки корекції вправо, яка має механічну зв'язок з важелем управління 14. При цьому маятник 9 під дією зусилля пружини 10 повертається на повне закриття зливного вікна 17. Переміщення важеля "крок—газ" на збільшення кроку несучого гвинта призводить до збільшення натягу пружини 10, і зливний вікно маятник утримується в закритому положенні. Відкривається зливний вікно, і регулятор включається в роботу тільки при досягненні  $\eta_{\text{ТК}} = 101\%$ , коли максимальне натяг пружини 10 долається відцентровою силою тягарців 8. На проміжних режимах при повній правою корекції регулятор включається в роботу (зливний вікно маятника відкривається) при відмові автоматичної системи підтримки постійної частоти обертання несучого гвинта, коли злив палива через неї препинений.

### 3. Особливості роботи і регулювання турбіни компресора та вільної турбіни.

Регулятор встановлений на задній стінці корпуса редуктора двигуна і має привід обертання від вільної турбіни. Він забезпечує підтримання заданої частоти обертання вільної турбіни (несучого гвинта) за допомогою впливу на сервомеханізм насоса-регулятора і автоматичне вимикання двигуна в разі розкрутки вільної турбіни.

В системі автоматичної підтримки частоти обертання вільної турбіни (несучого гвинта) режим роботи двигуна задається важелем "крок—газ" при повністю виведеній вправо рукоятці корекції. Важіль "крок—газ" кінематично зв'язаний з важелем управління насосом-регулятором таким чином, що останній завжди налаштовується на частоту обертання більшу, ніж потрібно для заданого кроку несучого гвинта, тобто зливний вікно завжди закрито маятником і дає команду на збільшення витрати палива. В цих умовах розкрутка вільної турбіни (несучого гвинта) і відповідно турбокомпресора обмежується регулятором РО-40ТА.

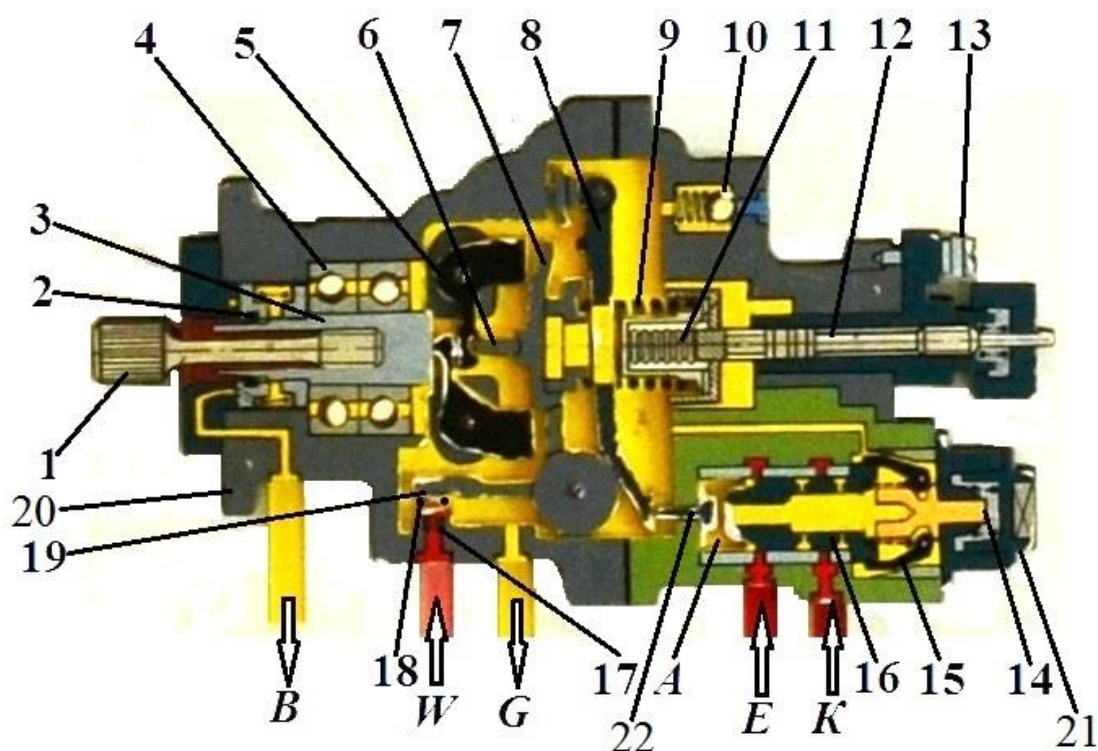
Регулятор складається з датчика частоти обертання 3 з тягарцями 5 і приводний ресорою 1, плоского клапана 19, закріпленого у важелі 7, пружини 9 регульовального гвинта 12, клапана стравлювання повітря 10 і елементів системи захисту турбіни гвинта (СЗТВ) від розкручування.

До плоского клапану 19 підводиться паливо з каналу між жиклером і дросельним пакетом агрегату НР-40ТА. До частоти обертання вільної турбіни (несучого гвинта) 82...84% пружина 9 утримує плоский клапан 19 в закритому положенні, тобто РО-40ТА не працює. При виведенні рукоятки корекції вправо всережимний регулятор  $p_{\text{тк}}$  збільшує подачу палива у двигун і відбувається розкручування  $p_{\text{тк}}$  і  $p_{\text{с.в.т}}$  ( $p_{\text{н.в}}$ ). Якщо  $p_{\text{нв}} > 82...84\%$ , відцентрові сили тягарців 5 відкривають плоский клапан 19, частина дозованого палива йде на злив, дозуюча голка НР-40ТА переміщається на зменшення подачі палива і розкрутка вільної турбіни і несучого гвинта припиняється. Підвищення режиму роботи двигуна досягається навантаженням несучого гвинта. Це призводить до зменшення частоти обертання вільної турбіни і до зменшення відцентрової сили тягарців. Пружина 9 забезпечує прикриття плоского клапана 19, що призводить до збільшення тиску над поршнем дозуючої голки РО-40ТА і до збільшення подачі палива в двигун. При виведенні двигуна на злітний режим частота обертання несучого гвинта зменшується до  $p_{\text{нв}} = (79 \pm 1) \%$  і плоский клапан 19 повністю закривається, тобто РО-40ТА виключається з роботи. Зниження режиму роботи двигуна досягається зменшенням кроку несучого гвинта, що призводить до розкручування вільної турбіни, до збільшення зливу

палива через плоский клапан 19 і, як наслідок, до зменшення подачі палива в двигун. Швидкість зміни подачі палива в двигун залежить як від швидкості переміщення важеля "крок-газ", так і від проливки дросельного пакета НР-40ТА. В умовах нормальної експлуатації швидкість переміщення важеля "крок-газ" повинна вибиратися такий, щоб частота обертання несучого гвинта на перехідних режимах перебувала у діапазоні 77 ... 86%. На постійних робочих режимах (крейсерські режими, номінальний) частота обертання несучого гвинта регулюється зміною натягу пружини 9 регулювальним гвинтом 12. Для виключення впливу температури палива на стабільність регулятора застосовується термокомпенсатором 11.

Система захисту турбіни гвинта від розкрутки служить для запобігання розкрутки ротора вільної турбіни в разі порушення кінематики передачі потужності до несучого гвинта. Система автоматично вимикає двигун, якщо частота обертання вільної турбіни досягає 121 ... 125%. Основні елементи СЗТВ розташовані в регуляторі РО-40ТА.

До них відносяться: важіль 8, клапан 22, золотник 16, важелі механізму захоплення 15, штовхач 14, заглушка 21.



*Рис.8.4 Схема регулятора РО-40ТА*

1 -ресора; 2 -прокладка; 3 -датчик; 4 - шарикопідшипник; 5 -грузик; 6 - голка;  
7, 8, 15 - важелі; 9, 18 - пружини; 10, 19 - клапани; 11 - термокомпенсатор;

12, 13 - гвинти; 14 - штовхач; 16 - золотник; 17 – жиклер клапана; 20 - корпус;

21 - заглушка; 22 - клапан; W – вхід; A - порожнина; B - дренаж; K, E - канали; G – злив

У разі порушення кінематичного зв'язку ротора вільної турбіни з валом несучого гвинта (наприклад, при прослизанні муфти вільного ходу) та подальшої некерованою його розкручування в перший період відбувається повне відкриття клапана 19. Однак з-за обмеженого витрати палива через цей клапан розкручування ротора турбіни не припиняється. При досягненні  $n_{св.т} = 121...125\%$  відцентрові важки 5 через важелі 7 і 8 викличуть закриття клапана 22. Паливо, що підводиться по каналу E з лінії високого тиску через зазори золотникової пари, викличе швидке зростання тиску в порожнини A і різке переміщення золотника до упору. Це призводить до спрацьовування механізму захоплення важелі 15 якого будуть утримувати золотник 16 в новому положенні. При такому положенні золотника права порожнину клапана постійного перепаду тиску палива HP-40TA через канал D повідомляється зі зливом. Клапан насоса-регулятора зміщується в крайнє праве положення і повідомляє порожнину перед дозуючої голкою зі зливом. Тиск палива на виході з насоса-регулятора різко зменшується, внаслідок чого відбувається зрив полум'я в камері згорання і вимкнення двигуна.

Так як після спрацьовування системи золотник не повертається у вихідне положення, а утримується механізмом захоплення у положенні спрацьовування, повторний запуск двигуна є неможливим. Для установки золотника у вихідне положення і забезпечення запуску двигуна необхідно відкрити кришку і натисканням на штовхач 14 розсунути важелі 15 механізму захоплення, що дозволить пружині перемістити золотник у вихідне положення.

Для перевірки надійності роботи СЗТВ в агрегаті РО-40ТА передбачено спеціальний пристрій з двопозиційної фіксацією гвинтом 13 на два режими роботи системи: робочий — з частотою обертання спрацьовування 121...125% (межа розкрутки); контрольний — з частотою обертання спрацьовування, записаної в паспорті РО-40ТА, але не більше ніж 85 %.

Спрацьовування СЗТВ перевіряють у такому порядку:

- ☐ повернути важіль контролю системи разом зі стопорним гвинтом 13 проти годинникової стрілки, та зафіксувати його в контрольному стані;
- ☐ запустити двигуни і після прогріву перевіряємий двигун вивести важелем роздільного управління (при мінімальному куті несучого гвинта) на такий режим, щоб частота обертання несучого гвинта досягла 77 %;

- ☐ енергійно з темпом 1...2 з вивести корекцію в крайнє праве положення і зафіксувати частоту обертання несучого гвинта, на якій система виключить перевіряється двигун;
- ☐ другий двигун перевести на режим малого газу та виключити;
- ☐ розблокувати золотник 16 і важіль контролю системи встановити в робоче положення;
- ☐ в аналогічному порядку перевірити спрацьовування СЗТВ іншого двигуна.

#### **4. Система синхронізації турбін вертолітної СУ.**

Агрегат СО-40 встановлений на задній стінці корпусу редуктора двигуна і призначений для синхронізації частоти обертання (потужності) двох двигунів, що працюють на один редуктор.

В системі автоматичної підтримки частоти обертання несучого гвинта основна синхронізація режиму роботи двигунів здійснюється застосуванням на кожному двигуні регуляторів РО-40ТА, які мають невелику ступінь статизму (4...6% по частоті обертання вільної турбіни). Якщо регулятори підібрані з дуже близькими характеристиками, то різниця у витраті палива і відповідно до потужності при даній частоті обертання несучого гвинта визначається різницею в налаштування регуляторів. Так як за допомогою регуляторів РО-40ТА практично не вдається досягти необхідної синхронізації режиму роботи двигунів, то застосовується додаткова корекція режиму синхронізаторів СО40.

Синхронізатор потужності складається з золотника, мембранного механізму і важеля, що зв'язує їх. Золотник 2 кожного синхронізатора включається послідовно в паливну магістраль, що з'єднує канал між жиклером і дросельним пакетом насоса-регулятора НР-40ТА з клапаном зливу палива регулятора РО-40ТА. Камери мембранних механізмів з'єднані з повітряними порожнинами за компресорами двигунів: верхня порожнину з порожниною за компресором двигуна, систему регулювання якого включений даний синхронізатор, а нижня порожнина В — з порожниною за компресором іншого двигуна.

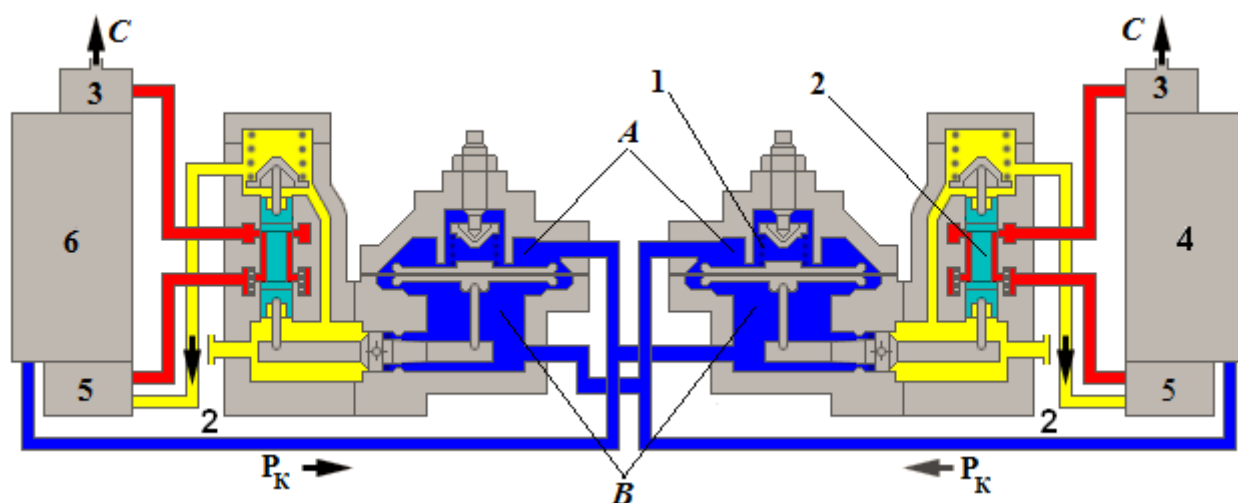


Рис.8.5 Схема установки синхронізаторів потужності 3-40:

1 - пружина; 2 - золотник; 3 - регулятор РО-40ТА; 4 - двигун правий; 5— насос-регулятор НР-40ТА; 6 - лівий двигун; 3 - злив палива

Принцип роботи синхронізатора заснований на порівнянні тиску повітря за компресором двох двигунів і в усуненні різниці між цими тисками шляхом подачі команди на підвищення режиму двигуна, у якого тиск повітря за компресором менше. Положення золотника синхронізатора задано пружиною так, що при рівності тисків у камерах А і золотник не перекриває канал підведення палива до РО-40ТА і останній керує положенням дозуючої голки. Якщо частота обертання турбокомпресора одного двигуна зменшується порівняно з частотою обертання іншого (наприклад, при напрямку вітру, протилежному напрямку виходу відпрацьованих газів, при статичному помилку регулятора, несправності проточної частини двигуна тощо), то мембранний механізм синхронізатора двигуна, що має меншу частоту обертання (менший тиск повітря за компресором), перемістить золотник вниз (за схемою).

Переміщення золотника вниз призводить до дроселювання каналу підведення палива до регулятора РО-40ТА. Перепуск палива на злив через клапан 19 (див. рис. 39) зменшується, і дозуюча голка насоса-регулятора переміститься на збільшення подачі палива в даний двигун. Переміщення золотника вгору синхронізатор двигуна, що має більшу частоту обертання турбокомпресора, не викликає дроселювання каналу підведення палива до РО-40ТА. Тому синхронізатор не чинить впливу на систему регулювання подачі палива у двигун, що має більшу частоту обертання. Процес регулювання закінчиться, і система синхронізаторів повернеться в початкове нейтральне положення тоді, коли вирівнюються частоти обертання турбокомпресорів і тиск повітря в порожнинах А і Б.



При нормальній роботі синхронізаторів допустима різниця частоти обертання турбокомпресорів двигунів на робочих режимах (злітному, номінальному, крейсерському) 2 %. Якщо на вертольоті встановлені двигуни різних серій, то допустима різниця птк становить: для злітної і номінального режимів 3 %, а для крейсерського режиму 4 %. Допустима різниця частоти обертання турбокомпресорів двигунів визначається як ступенем статизма (помилкою) синхронізаторів, так і помилкою вимірювальної системи частоти обертання.

Якщо двигуни переводяться на режим ручного управління (поворотом рукоятки корекції вліво), коли регулятори РО-40ТА з роботи вимикаються, то робота синхронізаторів стає неефективною. У цьому випадку різниця частоти обертання турбокомпресорів визначається статичною помилкою всережимних регуляторів. Різниця  $p_{тк}$  в даному випадку не лімітується.