

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

Циклова комісія технічного обслуговування авіаційної техніки

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

з навчальної дисципліни
«Експлуатація повітряних суден і авіаційних двигунів
(Конструкція і експлуатація двигуна ТВ3-117)»
обов'язкових компонент
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти
Аеронавігація

за темою № 7 - Система паливоживлення і регулювання, правила експлуатації

Харків 2021

ЗАТВЕРДЖЕНО

Науково-методичною радою
Харківського національного
університету внутрішніх справ
Протокол від 23.09.2021 № 8

СХВАЛЕНО

Методичною радою
Кременчуцького льотного
коледжу Харківського
національного університету
внутрішніх справ
Протокол від 22.09.2021 № 2

ПОГОДЖЕНО

Секцією науково-методичної ради
ХНУВС з технічних дисциплін
Протокол від 22.09.2021 № 8

Розглянуто на засіданні циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки, протокол від 30.08.2021р. № 1

Розробники:

1. Викладач циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки, спеціаліст вищої категорії, викладач-методист Царенко Андрій Олександрович

Рецензенти:

1. Завідувач кафедри технологій аеропортів Національного авіаційного університету, д.т.н., професор Тамаргазін О.А.
2. Викладач циклової комісії аеронавігації КЛК ХНУВС, к.т.н., с.н.с. Тягній В.Г.

План лекції:

1. Призначення системи. Основні технічні й експлуатаційні дані.
2. Основні агрегати системи паливоживлення і регулювання.
3. Шлях палива від видаткового бака до форсунок та елементи, що беруть участь у регулюванні подачі палива.
4. Робота системи автоматичного регулювання на різних режимах.
5. Принциповий пристрій і робота дренажної системи.
6. Можливі несправності системи керування і регулювання, їхнє попередження і дії екіпажу.

Рекомендована література:

Основна:

1. Царенко А.О. «Вертоліт Мі-8МТВ-1. Блок 3 Газотурбінний двигун. (категорія В1.3): Конспект лекцій. Кременчук: КЛК НАУ, 2015. 294 с.

Додаткова:

2. Данилов В.А., Занько В.М., Калінін Н.П., Кривко А.І. Вертоліт Мі-8МТВ. Конструкція і експлуатація. Москва: Транспорт, 1995. 295 с.
3. Кеба І.В. Турбовальний двигун ТВ3 - 117ВМ / ВМА: Навчальний посібник. Кременчук, 2011. 148с.
4. Щеглов А.В. Вертоліт Мі-8МТ (МТВ). Вертоліт і двигуни: Навчальний посібник. Торжок: 344 Центр бойового застосування і перенавчання льотного складу армійської авіації, 2000. 252 с.
5. Керівництво з льотної експлуатації вертольоту Мі-8МТВ-1. Москва, ДержНДІ ГА, 1994 р. 1096 с.
6. Богданов А.Д., Калінін Н.П., Кривко А.І. Турбовальний двигун ТВ3-117ВМ. Конструкція і технічна експлуатація. Москва: Повітряний транспорт, 2000. 392 с.
7. Кеба І.В. Льотна експлуатація вертолітних ГТД. Москва: Транспорт, 1976. 278 с.
8. Керівництво з технічної експлуатації двигуна ТВ3-117. Книги 1,2,3. Москва: Транспорт, 1987. 706 с.
9. Орлов В.І. Конструкція і експлуатація двигуна ТВ3-117В: Навчальний посібник. Сизрань, 2003. 185 с.

Текст лекції

1. Призначення системи. Основні технічні й експлуатаційні дані.

Система паливопостачання, регулювання і управління (рис. 9.1) забезпечує:

- подачу палива в камеру згоряння двигуна;
- підтримання в заданих межах n_{TK} і $N_{ст}$ (пнв) на робочих режимах;
- обмеження максимальної заміряний n_{TK} ;
- обмеження максимальної наведеної n_{TK} ;
- управління клапанами перепуску;
- автоматичний запуск двигуна;

- синхронізацію потужності двох двигунів;
- управління поворотними напрямними апаратами компресора;
- аварійний захист ротора вільної турбіни від розкручування;
- автоматичну перенастроювання електронного регулятора на надзвичайному режимі в разі відмови одного двигуна;

Марки застосовуваних палив ТС-1 по ГОСТ 10227-86
РТ по ГОСТ 10227-86

Допускається використання палив іноземних марок, зазначених у
химмотологической карті 078 00 5700ДХК

Чистота палива, що заправляється в бак вертольот..... Не груби 8 класу по ГОСТ
17216-71

Тиск палива на вході в насос, що підкачує двигун:

на запуск 0,4 - 1,2 кгс / см²
(надлишкове)

на робочих режимах:

на висоті Н = 0 0,7 кгс / см² (абсолютне)

на висоті Н = 4 км 0,3 кгс / см² (абсолютне)

при використанні за особливим разрє

шенням палива Т-2 на висоті Н = 6 км.....

... 0,4 кгс / см² (абсолютне)

максимальне:

при роботі двигуна 2,8 кгс / см² (надлишкове)

на 2,8 кгс / см² (надлишкове)

стоянці.....

Тиск палива перед форсунками в колекторі

І контуру, на злітній режимі не більше 60 кгс / см²

Агрегати системи топлівопітання і регулювання:

1. Паливний насос-регулятор НР-3ВМА
2. Паливний насос, що підкачує ДЦН-70А
3. Робочі форсунки 12 штук - відцентрові,
двоканальні
4. Паливний фільтр тонкого очищення з
сигналізатором перепаду тиску 8Д2.966.236
5. Електронний регулятор двигуна ЕРД - 3ВМ
6. Виконавчий механізм ІМ-3А
7. Датчик частоти обертання ротора СТ ДТА-10, 4 штуки
-
8. Датчик частоти обертання ротора ТК ДЧВ-2500, ДЧВ-2500А
-
9. Приймач температури повітря на
вході в двигун П-109 або П-77

2. Основні агрегати системи палівоживлення и регулювання.

Насос-регулятор НР-3ВМА

Включає в себе: вхідний фільтр (58, рис. 7.1) насос високого тиску (71), основну дозирующую голку (54), клапан постійного перепаду тиску (53), стоп-кран (44),

запірний (43) і підпірних клапан (42) I контуру форсунок, розподільний (41) і запірний (40) клапани II контуру форсунок, клапан стравлювання повітря, центральні паливні фільтри (56), клапани мінімального тиску по оборотам ТК (34) і СТ (79), командний золотник (52) і механізм відключення стартера (50), регулятор птк (60), температурний коректор (84), регулятор пнв (28), синхронізатор потужності (33), золотник варійної відключення синхронізатора потужності (31), виконавчий механізм зливу палива ІМ-47 (24), командний золотник відключення ІМ-47 (25), клапан постійного тиску палива (57), повітряний фільтр (38) з жиклерами (А і П), автомат запуску (37), автомат приемистости (39), регулятор положення напрямних апаратів компресора (20).

Паливний колектор з форсунками

Встановлено в камері згоряння. Являє собою кільцевої вузол, що складається з 12 форсунок, з'єднаних двома рядами труб. Форсунки соплової, двоканальні, відцентрові. За I каналу подача палива проводиться на всіх режимах, включаючи запуск. За II каналу подача палива проводиться на всіх робочих режимах вище режиму малого газу. У процесі запуску двигуна (до птк = 60 ... 65%) в цей канал підводиться повітря від стартера.

Гідроциліндр з кінцевим перемикачем

Забезпечує поворот вхідного направляючого апарату і напрямних апаратів I - IV ступенів компресора і управління клапанами перепуску повітря з компресора. Встановлено внизу на корпусі компресора. Складається з корпусу, поршня, важеля і кінцевого перемикача з золотником, що переміщається в гільзі. (Див. Рілож. Рис. 7.1)

При запуску двигунів, силової поршень, під дією тиску палива займає крайнє праве положення. При цьому поворотні лопатки займають мінімальні установчі кути і перемикач забезпечує перепуск палива на відкриття КПВ. До $\text{птк} \leq 81\%$, $\alpha_{\text{на}} = (27 \pm 1,5)^\circ$. При $\text{птк} = 100\%$, $\alpha_{\text{на}} = 0$. При $\text{птк} \text{ пр} = 103\%$, $\alpha_{\text{на}} \approx -3^\circ$ (упор).

При $\alpha_{\text{на}} = 22^\circ$, тобто при $\text{птк} = 84 \dots 87\%$ кінцевий перемикач спрацьовує на закриття КПВ.

3. Шлях палива від видаткового бака до форсунок та елементи, що беруть участь у регулюванні подачі палива.

При роботі двигуна паливо з витратного бака вертольота насосом, що підкачує подається через пожежний кран до відцентрового насоса, що підкачує ДЦН-70 (поз. 74, рис. 7.1), який підвищує тиск і подає паливо через фільтр тонкого очищення 67 і вхідний фільтр 58 на вхід в плунжерний насос 71. Плунжерний насос підвищує тиск палива і подає його до дозуючої голки 54 і до клапану постійного перепаду тиску на прохідному перерізі голки 53.

Пройшовши дозирующую голку 54, голку регулятора приемистости 39, кран зупинки 44, паливо надходить до розподільних клапанів 40, 41, 42, 43 через які перепускається в колектора паливних форсунок 47, 48.

Режим роботи двигуна залежить від кількості палива, що надходить до форсунок і відповідно від положення дозуючої голки 54. дозуючих голкою управляють:

1. Автомат запуску (поз. 37) від моменту натискання на кнопку "ЗАПУСК" до досягнення $n_{TK} = 40\%$.
2. Регулятор приемистости (поз. 39) на режимах з $n_{TK} > 40\%$.
3. Регулятор n_{TK} (поз. 60) при досягненні $n_{TK} = n_{TK\text{ мн}}$ і на режимах $n_{НВ} < 93\%$.
4. Регулятор $N_{ст}$ ($n_{НВ}$) (поз. 28) на всіх режимах з $n_{НВ} = 95 \pm 2\%$.
5. ЕРД (поз. 24) при досягненні максимально допустимих значень n_{TK} і tr .
6. Екіпаж управляє регулятором n_{TK} важелем 22 (системою "Крок-Газ") і коригує $n_{НВ}$ важелем 23 (натискним вимикачем на важелі "Крок-Газ").

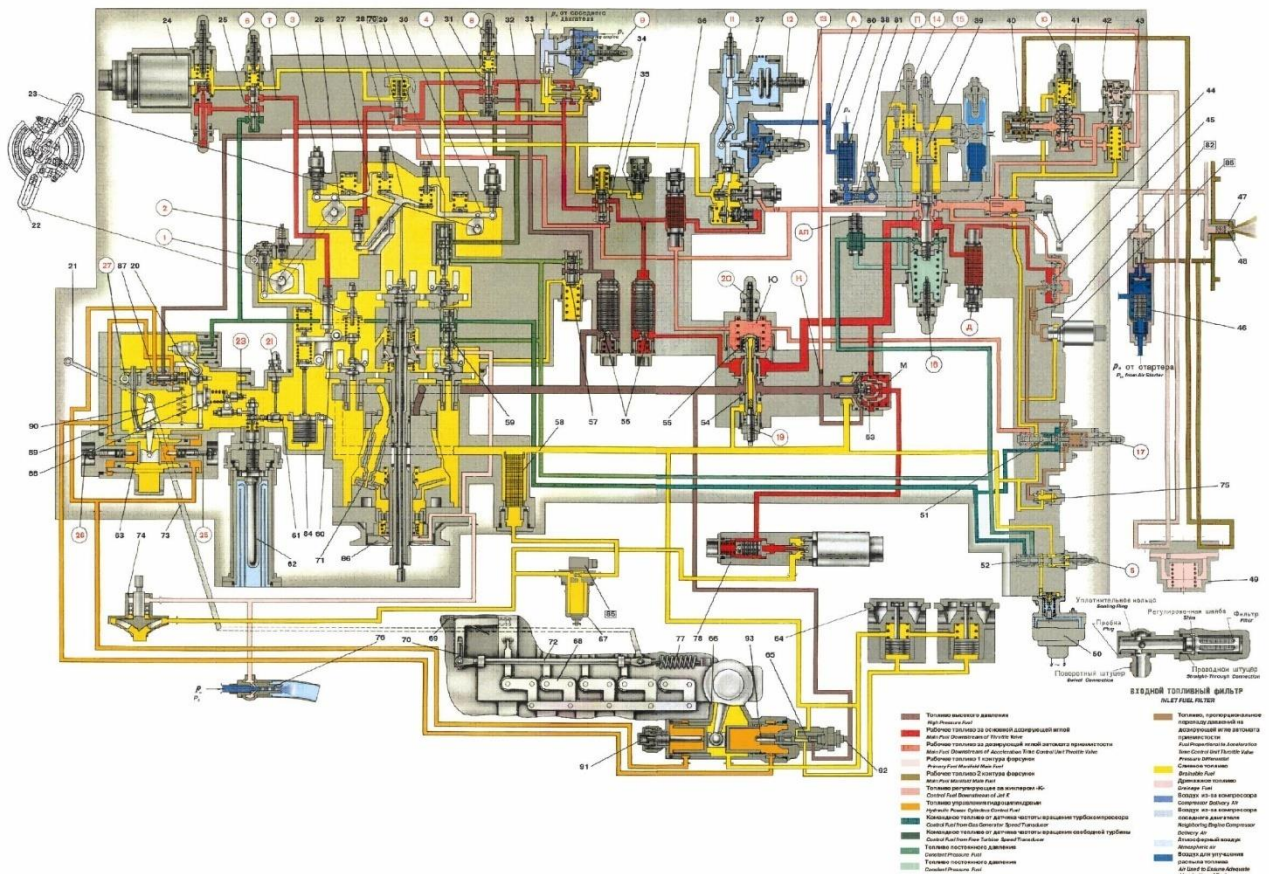


Рис.7.1

4. Робота системи автоматичного регулювання на різних режимах.

Управління двигунами здійснюється:

— важелями роздільного управління (РРУД), за допомогою яких руд (прилож. рис. 7.1, поз. 22) на насосах-регуляторах можуть бути встановлені в будь-яке положення від малого газу до максимального режиму;

–рукояткою корекції, конструктивно об'єднаної з важелем КРОК-ГАЗ, користуючись якою, при незмінному кроці несучого гвинта руд (22) насосів-регуляторів можуть бути одночасно переміщені на 50° по лімбу НР;

– важелем КРОК-ГАЗ, при збільшенні кута установки лопатей від $\phi_{\text{НВ min}}$ до $\phi_{\text{НВ max}}$ переміщує руд (22) на 70° по лімбу НР.

Залежно від кута установки руд (22) проводиться перенастроювання регулятора частоти обертання ротора ТК, тобто задається наявна потужність двигунів.

Величини задаються частот обертання ротора ТК (розташовується потужності двигуна) від кута установки руд в умовах $H = 0$, $t_{\text{max}} = +15^\circ$ С наведені на рис. 9.3.

На режимі малого газу руд знаходиться на упорі малого газу, потужність силової установки недостатня для обертання НВ на робочій частоті обертання 95%. Незважаючи на повне полегшення лопатей ($\phi_{\text{НВ min}} = 1^\circ$) НВ обертається з частотою обертання $n_{\text{НВ}} \leq 65\%$, а режим роботи двигунів визначається настроюванням регулятора $n_{\text{ТК}}$ (див. Рис. 9.3, точка 1).

При переміщенні руд в сторону великих кутів (при введенні правої корекції) частота обертання ротора ТК зростає і НВ збільшує швидкість обертання. Крок НВ при цьому залишається мінімальним ($\phi_{\text{НВ min}}$).

При $\alpha_{\text{РУД}} \sim 48^\circ$ частота обертання ротора ТК і, отже, потужність силової установки зростає до величини, яка достатня для обертання НВ при $\phi_{\text{НВ min}}$ на робочій частоті обертання (див. Рис. Рис. 7.2, точка 2). Починаючи з цього моменту, частота обертання $n_{\text{НВ}}$ підтримується постійної - $n_{\text{НВ}} = (95 \pm 2)\%$ регуляторами частоти обертання НВ, які і визначають режим роботи силової установки.

При повному введенні правої корекції РУД обох двигунів встановлюються в положення $\alpha_{\text{руд}} = 50^\circ$. Регулятори частоти обертання роторів ТК налаштовані на підтримку режиму $n_{\text{ТК}} = 92\%$, що вище потужності, споживаної НВ, так як крок НВ мінімальний (див. Рис. 7.2, точка 3).

Надлишок потужності силової установки зрізається регуляторами частоти обертання НВ (28, прилож. Рис. 7.1) і фактична частота обертання роторів ТК встановлюється нижче 92%.

Зменшення частоти обертання ротора ТК нижче налаштованих призводить до закриття клапана регулятора і вимикання регулятора ТК з роботи.

Оскільки настройки регуляторів частоти обертання НВ правого і лівого двигунів силової установки не можуть повністю збігатися, а СТ обертаються зі строго однаковою частотою обертання визначається НВ, то вплив регуляторів на кожен двигун буде різним. Той з регуляторів, який має меншу настройку, зробить більш глибоку зрізання палива, і двигуни будуть працювати на різних режимах. Для ліквідації зазначеного недоліку в конструкцію НР введений синхронизатор потужності СМ (33), який вимірюючи тиск за компресором (РК) впливає на витрату палива того двигуна (веденого), який має менший тиск повітря за компресором, збільшуючи його режим.

Це викликає деякий початкове збільшення частоти обертання $n_{НВ}$ і, отже, частоти обертання $N_{ст}$ провідного двигуна, тобто двигуна з великим тиском РК. Для відновлення частоти обертання $n_{НВ}$ регулятор провідного двигуна зменшує його режим.

Зазначений процес зображений на рис. 9.4. Збільшенню режиму веденого двигуна відповідає перехід з точки 2 в точку А, зміни режиму провідного двигуна - перехід з точки 1 в точку А.

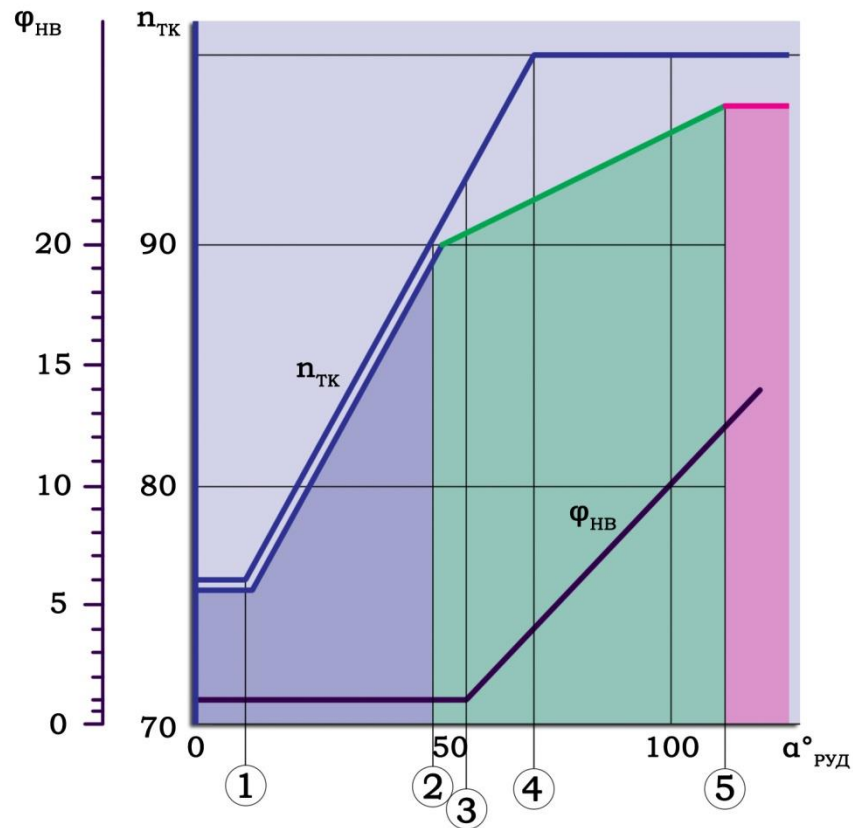


Рис. 7.2. Залежність параметрів силової установки від кута повороту РУД

n_{TK} - частота обертання ротора ТК

$\phi^{\circ} НВ$ - крок НВ

— - робота регулятора n_{TK}

— - робота регулятора $N_{ст}$

— - робота регулятора n_{TK} (контур турбокомпресора ЕРД)

Таким чином, відбувається зустрічний процес вирівнювання РК за допомогою регулятора частоти обертання НВ провідного двигуна і СМ веденого двигуна.

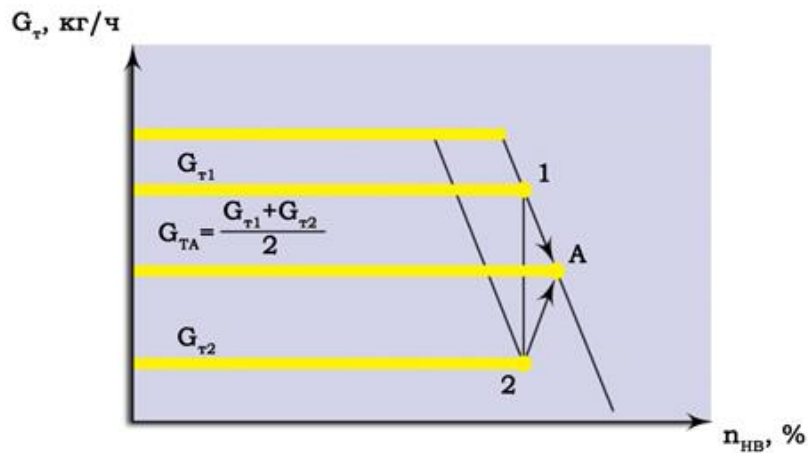


Рис. 7.3. Зсув характеристики регулятора синхронізатором потужності при спільній роботі двох двигунів.

Внаслідок відмінності, в межах допусків, проточної частини обох двигунів при однакових значеннях РК частоти обертання n_{TK} при спільній роботі двигунів можуть відрізнятися. Допустима величина різниці частоти обертання n_{TK} на сталих режимах не повинна перевищувати 2%.

СМ (33, прилож. Рис. 7.1) включений послідовно між порожниною "Ю" основний дозуючої голки (54) і регулятором частоти обертання n_{HB} (28). Необхідно відзначити, що СМ провідного двигуна участі в регулюванні палива не приймає.

Таким чином, в точці 3 (режим правої корекції) (див. Рис. 7.2) робота силової установки характеризується наступними параметрами:

- крок установки лопатей НВ $\phi_{HB} = 1^\circ$;
- кут установки РУД $\alpha_{РУД} = 55\%$;
- настройка частоти обертання ротора ТК (при $t_{вх} = +15^\circ \text{C}$) $n_{TK} \text{ устан.} = 94\%$;

Режим роботи силової установки визначається регулятором частоти обертання НВ, які мають велику настройку, а робота другого регулятора НВ, що має меншу настройку, коригується СМ. Регулятори частоти обертання роторів ТК обох двигунів участі в роботі не беруть, так як фактична частота обертання n_{TK} на 5 - 7% нижче настройки регуляторів. НВ вертольота обертається з частотою обертання $n_{HB} = (95 \pm 2)\%$.

Подальше збільшення кута установки руд проводиться важелем "КРОК-ГАЗ", тобто одночасно зі збільшенням потужності, споживаної НВ. При $\alpha_{РУД} = 75^\circ$ настройка регуляторів частоти обертання роторів ТК стає максимальною, рівній налаштування злітної режиму. (Див. Рис. 7.2, точка 4).

Потужність, споживана НВ в даній точці, яка характеризується $\phi_{HB} = 4^\circ$ раніше менш потужності, що задається руд, і режим роботи силової установки визначається аналогічно режиму правої корекції регулятором частоти обертання НВ.

При подальшій завантаженні НВ ($\alpha_{РУД} > 75\%$) різниця між розполагаемой потужністю, заданої регулятором частоти обертання ротора ТК і потужністю,

споживаної НВ, скорочується. При кроці НВ $\phi_{НВ} \sim 12^\circ$ потужність, споживана НВ, стає рівною злітної потужності силової установки (див. Рис. 7.2, точка 5).

Подальше зтяження кроку призводить до зменшення частоти обертання $n_{НВ}$ до 92 - 93%, що свідчить про вихід силової установки на злітний режим.

Регулятори частоти обертання НВ з роботи при цьому вимикаються, і режим визначається ЕРД (контур ТК або контур t_g).

У разі відмови або відключення контуру ТК ЕРД режим визначається регулятором частоти обертання ротора ТК НР, контуром обмеження t_g або обмежувачем максимальної витрати.

В процесі зтяження кроку НВ підтримку його частоти обертання в заданих межах досягається за допомогою впливу коректора (27) настройки регулятора частоти обертання НВ (28). Отримання максимальної настройки регуляторів частоти обертання роторів ТК при $\alpha_{РУД} > 75\%$ забезпечує в будь-яких експлуатаційних умовах (по швидкості, висоту і температурі зовнішнього повітря) перевищення розполагаемой потужності над споживаної НВ, внаслідок чого всі експлуатаційні режими силової установки, крім злітної, визначаються регуляторами частоти обертання НВ, а сама частота обертання $n_{НВ}$ автоматично підтримується в межах $(95 \pm 2)\%$.

Коректор (27, прилож. Рис. 7.1) настройки регуляторів частоти обертання НВ (28) також обмежує кидки і провали частоти обертання $n_{НВ}$ при різких змінах кроку. Якщо полегшення або зтяження кроку проводиться в діапазоні кутів $\alpha_{РУД} > 75\%$, то настройка регуляторів частоти обертання роторів ТК залишається незмінною і зміна режиму силової установки буде відбуватися тільки після збільшення (або зменшення) частоти обертання $n_{НВ}$ під впливом регуляторів частоти обертання НВ.

Таке запізнювання процесів управління неминує призведе до збільшенням забросам (або провалів) частоти обертання $n_{НВ}$. При наявності коректора (27), одночасно з полегшенням кроку налаштування регулятора частоти обертання НВ (28) зменшується, і регулятори дають команду на зменшення подачі палива раніше, ніж відбудеться збільшення частоти обертання НВ. Аналогічно, при зтяженні кроку регулятори частоти обертання НВ (28) збільшують подачу палива до того, як частота обертання НВ впаде.

Таким чином, введення корекції настройки регуляторів частоти обертання НВ дозволяє скоротити динамічні закидання (або провали) НВ. Наявність в системі СМ (33) при деяких несправності двигунів може привести до неконтрольованої розкрутки НВ. Так, наприклад, при порушенні кінематичного зв'язку СТ з регулятором частоти обертання НВ (28) останній дасть команду на збільшення режиму роботи двигуна до величини, обмеженої ЕРД. Другий двигун при цьому через наявність СМ (33) також збільшить режим роботи, що призведе при незмінному кроці НВ до збільшення частоти обертання $n_{НВ}$ вище допустимого значення. Регулятори частоти обертання НВ (28) будуть не в змозі зменшити витрату палива в двигунах, оскільки один з регуляторів не обертається, а другий відключений синхронізатором потужності (33).

Для виключення зазначеного явища в конструкції НР передбачений золотник (31) відключення СМ. При розкручуванні НВ до частоти обертання $n_{НВ} = (107 \pm 2)\%$ золотник (31) НР двигуна з справним кинематическим приводом відключає СМ, після чого регулятор частоти обертання НВ з справним кинематическим приводом знижує режим двигуна до малого газу, а другий двигун продовжує працювати на максимальному режимі.

У разі відключення СМ подальше управління силовою установкою проводиться важелем "КРОК-ГАЗ", при цьому підтримку частоти обертання $n_{НВ}$ в діапазоні $(95 \pm 2)\%$ забезпечується регулятором справного двигуна, а двигун з несправним регулятором вручну переводиться на знижений режим.

На режимах $\alpha_{руд} > 75\%$ при відмові одного з двигунів, внаслідок збереження в початковий момент кроку НВ незмінним, частота обертання $N_{ст}$ зменшується, що призводить до закриття клапана регулятора частоти обертання НВ і автоматичного виходу працюючого двигуна на злітний режим.

5. Принциповій пристрій та робота дренажної системи.

Дренажна система призначена для видалення палива і масла, що просочився через ущільнення агрегатів паливної системи, а також для зливу палива з камери згоряння при виключенні двигуна.

Паливо, просочується через ущільнення агрегатів, по трубопроводах дренажної системи відводиться в ежектор, а потім викидається в вихлопної патрубок.

Паливо, що зливається з камери згоряння і клапана наддуву повітря при виключенні двигуна, надходить в дренажний клапан з подальшим зливом в дренажний бак вертольота.

7. Можливі несправності системи керування і регулювання, їхнє попередження та дії екіпажу.

1. *Загоряння або миготіння табло жовтого кольору «ОТКЛ ЕРД ЛЕВ (ПРАВ)»*, при цьому двигун не вимикається

При цьому можливі три випадки:

- а) T_g і $п_{тк}$ знаходяться в допустимих межах ;;
- б) T_g і / або $п_{тк}$ збільшуються до максимально допустимих значень і вище;
- в) при збільшенні потужності двигунів $п_{тк}$ одного двигуна збільшуються, а іншого не змінюються.

Дії екіпажу:

а) T_g і ПТЕ знаходяться в допустимих межах:

(1) Короткочасне вимикання ЕРД двигуна з несправною САР - виконати

(2) Якщо після включення ЕРД табло ОТКЛ ЕРД ЛЕВ (ПРАВ) ДВ не горить, виконання

завдання - продовжити - КВС.

(3) Якщо після включення ЕРД табло ОТКЛ ЕРД ЛЕВ (ПРАВ) ДВ. продовжує горіти,

виконання завдання - припинити. Режим роботи двигунів витримувати за показаннями показчиків птк і Тг, не допускаючи їх граничних значень.

б) ТПІ / або ПТЕ збільшуються до максимально допустимих значень і вище;

(1) Режим роботи двигуна - зменшити - КВС

встановити крейсерську швидкість в залежності від польотної маси і висоти польоту.

посилити контроль за показаннями приладів контролю параметрів двигунів (2) Короткочасне вимикання ЕРД двигуна з несправною САР - виконати

(3) Якщо після включення ЕРД табло ОТКЛ ЕРД ЛЕВ (ПРАВ) ДВ не горить, виконання

завдання - продовжити.

(4) Якщо після включення ЕРД табло ОТКЛ ЕРД ЛЕВ (ПРАВ) ДВ. продовжує горіти,

виконання завдання - припинити. Виконати політ на аеродром і посадку. Режим роботи двигунів витримувати за показаннями показчиків і Тг, не допускаючи їх граничних значень.

в) при збільшенні потужності двигунів птк одного двигуна збільшуються, а іншого не змінюються.

Примітка .. відмовитися вважається ЕРД двигуна з меншими ПТК.

а. На режимах висіння, і предпосадочном плануванні.

(1) Відмовив ЕРД - вимкнути. Виконати посадку.

б. На інших режимах польоту

(1) Відмовив ЕРД - вимкнути

(2) Якщо після вимкнення ЕРД параметри двигуна з вимкненим ЕРД вийдуть за допустимі межі, режим роботи двигунів - зменшити.

(3) Політ до найближчого аеродрому і посадку - виконати. Режим роботи двигунів

вищерживать за показаннями показчиків птк і Тг, не допускаючи їх граничних значень

2. *Миготіння або стійке горіння світлосигнального табло Прев. пст. ЛЕВ. (ПРАВ.) двиг.*

Дії екіпажу:

При загорянні світлосигнального табло превью. ПСТ. ЛЕВ. (ПРАВ.) Рухаючись. двигун автоматично вимикається системою АЗСТ. У разі вимкнення двигуна системою АЗСТ діяти відповідно до рекомендацій РЛЕ.

Якщо при загорянні табло превью. ПСТ. ЛЕВ. (ПРАВ.) Рухаючись. не відбулося виключення двигуна, необхідно виконати наступне:

- короткочасно відключити ЕРД двигуна;

- переконавшись, що табло превью. ПСТ. ЛЕВ. (ПРАВ.) Рухаючись. згасло, потім знову

включити ЕРД;

- якщо табло не загорілося і свідчення приладів роботи двигуна нормальні, то продовжити виконання завдання, посиливши контроль за параметрами роботи двигуна;

- якщо після повторного включення ЕРД табло знову загорілося, то підсилити контроль за параметрами роботи двигунів, завдання припинити і провести посадку на найближчий аеродром;
- при виході параметрів роботи двигуна за допустимі межі двигун вимкнути і діяти відповідно до рекомендацій РЛЕ.

3. Миготіння або стійке горіння сигнальних ламп ОБМЕЖЕННЯ РЕЖИМУ ЛЕВ. (ПРАВ) ДВИГУНА

Дії екіпажу:

- посилити контроль за параметрами роботи двигуна, переконатися в справності апаратури виміру температури газів. Якщо температура буде в допустимих межах для даного режиму, продовжити виконання польоту;
- якщо температура газів перевищила допустимі значення, то двигун вимкнути і діяти відповідно до рекомендацій РЛЕ.

4. Миготіння або стійке горіння світлосигнального табло засмічень. ТФ. ЛЕВ. (ПРАВ.) дв.

Дії екіпажу:

- якщо можливо, знизити режим роботи двигунів;
- виконання завдання припинити і слідувати до найближчого аеродрому, підвищивши контроль за параметрами роботи двигунів.

5. Коливання пТК двигунів на величину більше 1%;

дії:

- переміщенням важеля ЗОШ вгору (вниз) змінити режим роботи двигунів;
- якщо коливання пТК двигунів не перевищують 1% - продовжити виконання завдання
- якщо при переміщенні важеля ЗОШ коливання пТК двигунів перевищують 1% - виконання завдання припинити і провести посадку на найближчий аеродром.

6. «Вилка» в птк двигунів більше 2% або мимовільне збільшення пнв

дії:

на висінні, зльоті та посадці:

- здійснити посадку;
- при збільшенні пнв до 103% поворотом рукоятки корекції вліво з одночасним збільшенням ЗОШ НВ встановити їх рівними $(95 \pm 2)\%$ і підтримувати в цьому діапазоні вручну.

на решті всіх режимів польоту:

- відхиленням важеля ЗОШ вгору встановити пнв = 92-93%;
- плавно відхилити важіль ЗОШ вниз, не допускаючи збільшення пнв більше 98%, а потім вгору, при цьому можуть мати місце три випадки.

Перший випадок

Ознаки:

- при переміщенні важеля ЗОШ відбувається зміна птк обох двигунів;
- пнв = $95 \pm 2\%$.

дії:

- встановити швидкість горизонтального польоту 100-150 км / ч;
- виконання завдання припинити і провести посадку на найближчий аеродром.

Другий випадок

Ознаки:

- при переміщенні важеля ЗОШ вниз птк одного двигуна зменшуються, а при відхиленні вгору - збільшуються;
- пнв = $95 \pm 2\%$;
- двигун з несправною САР працює на злітному режимі, його обороти не змінюються (відмова гнучкого валика).

дії:

- плавним відхиленням вниз РРУД двигуна з несправною САР зменшити його режим роботи, при цьому режим роботи двигуна зі справною САР збільшиться;
- пілотувати вертоліт переміщаючи ручку управління і риком ЗОШ плавно, так як підтримання пнв = $95 \pm 2\%$ забезпечується автоматикою тільки одного двигуна, рукоятка корекції повинна знаходитися в крайньому правому положенні;
- виконання завдання припинити, встановити швидкість горизонтального польоту 100-150 км / ч;
- виконати посадку з вертолітного або по-літакового на майданчик або аеродром, якщо політ виконувався в районі аеродрому.

третій випадок

ознаки:

- при відхиленні важеля ЗОШ вниз птк одного двигуна не змінюються (працює на злітному режимі), а птк другого зменшуються повільно;
- пнв прагнуть перевищити 103%.

дії:

- при досягненні пнв = 96% подальше відхилення важеля ЗОШ вниз припинити;
- повернути рукоятку корекції вліво до досягнення пнв = 95% і в подальшому режим роботи двигунів встановлювати плавним поворотом рукоятки корекції з одночасним відхиленням важеля ЗОШ;

- виконання завдання припинити, встановити швидкість горизонтального польоту 100-150 км / ч;
- виконати посадку з вертолітного або по-літакового на найближчу майданчик або аеродром, якщо політ виконувався в районі аеродрому.