

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

Циклова комісія технічного обслуговування авіаційної техніки

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

з навчальної дисципліни
«Конструкція і технічне обслуговування повітряних суден»
обов'язкових компонент
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня
вищої освіти

272 Авіаційний транспорт
Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів

за темою № 9 – Енергетична двигунова установка

Кременчук 2023

ЗАТВЕРДЖЕНО

Науково-методичною радою
Харківського національного
університету внутрішніх справ
Протокол від 30.08.2023 № 7

СХВАЛЕНО

Методичною радою
Кременчуцького льотного
коледжу Харківського
національного університету
внутрішніх справ
Протокол від 28.08.2023 №1

ПОГОДЖЕНО

Секцією науково-методичної ради
ХНУВС з технічних дисциплін
Протокол від 29.08.2023 № 7

Розглянуто на засіданні циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки, протокол від 28.08.2023 №1

Розробник:

Викладач циклової комісії технічного обслуговування авіаційної техніки, спеціаліст вищої категорії, викладач Гвоздік С.Д.

Рецензенти:

- 1. Завідувач кафедри технологій аеропортів Національного авіаційного університету, д.т.н., професор Тамаргазін О.А.*
- 2. Викладач циклової комісії аеронавігації Кременчуцького льотного коледжу Харківського національного університету внутрішніх справ, спеціаліст вищої категорії, викладач-методист, к.т.н., с.н.с. Тягній В.Г*

План лекції:

1. Загальні відомості про силову установку.
2. Кріплення двигунів на вертольоті.
3. Конструкція та робота системи повітряного охолодження агрегатів вертольота.
4. Призначення та конструкція капотів.
5. Паливна система. Загальні відомості, склад та розміщення агрегатів системи. Конструкція робота та експлуатація агрегатів системи.
6. Масляна система. Загальні відомості та робота системи. Складові системи. Конструкція, розміщення та робота агрегатів системи.

Рекомендована література:

Основна

1. Данілов В. А. Вертольот Мі-2. - Київ, 1995. - 295 с.
2. Дерев'яно І.Г. Конструкція і експлуатація вертольота Мі-8: Конспект лекцій. – Кременчук: КЛК ХНУВС, 2010. – 95 с.
3. Дерев'яно І.Г. «Конструкція і експлуатація вертольота Мі-2 Навчальний посібник», Кременчук: КЛК ХНУВС, 2016.-91с.
4. (<https://klk.univd.edu.ua/uk/dir/177/biblioteka>)

Додаткова

4. Володько А.М., Литвинов А.Л. «Основи конструкції і технічної експлуатації вертольотів», Київ 1996. – 200 с.
5. Далин В.А. "Конструкція вертольотів". Київ, 1997 - 269 с.
6. Регламент технічного обслуговування вертольотів Мі-2, Мі-8 частина 1. Планер і двигунові установка, "Повітряний транспорт", 1993 р.

Інформаційні ресурси

7. <http://www.twirpx.com/files/transport/aircrafting/construction/helicop>.
8. http://www.twirpx.com/files/transport/aircrafting/reference_helicopter_operation/mi8_17/

Текст лекції

1. Загальні відомості про силову установку

Силова установка призначена для створення потужності, що необхідна для обертання несучого гвинта й кермового гвинта, а також для привода допоміжних агрегатів.

Силова установка Мі-2 складається з наступних елементів:

- двох двигунів ГТД-350;
- елементів кріплення двигунів;
- системи повітряного охолодження;
- капота;
- паливної системи;
- маслосистеми.

2. Кріплення двигунів на вертольоті

Кожний двигун має самостійне кріплення знизу й зверху. До нижньої частини двигуна прикріплений кронштейн, дві цапфи якого через гумові амортизатори закріплені до вузлів на стельовій панелі між шпангоутами 1Ф и 2Ф. У верхній частині двигун за допомогою регульованої тяги кріпиться до головного редуктора.

3. Конструкція та робота системи повітряного охолодження агрегатів вертольота

Система повітряного охолодження призначена для охолодження маслорадіаторів двигунів, маслорадіатора головного редуктора, стартер-генераторів, генератора змінного струму, карданних шарнірів головних валів трансмісії, повітряного компресора АК-50П-10.

Система повітряного охолодження складається з вентилятора й повітропроводів.

Вентилятор осьового типу складається з напрямного апарата, робочого колеса, спрямного апарата й дифузора. Кріпиться вентилятор за допомогою литого кронштейна до корпусу головного редуктора.

Продуктивність вентилятора $2,8 \text{ м}^3/\text{сек}$.

Частота обертання робочого колеса 8000 об/хв.

Споживана потужність 25 л. с.

Маса вентилятора 25 кг.

Холодне повітря, надходячи через вхідний отвір над кабіною екіпажа, проходить через вентилятор у дифузор. Звідки йде на охолодження повітряно-масляних радіаторів і після них частково виходить назовні, а частково у верхню частину редукторного відсіку. Для обдувки агрегатів повітря відбирається з дифузора й підводить до них по трубопроводах. Крутний момент на вал вентилятора передається від головного редуктора через вал-ресору.

4. Призначення та конструкція капотів

Капот закриває відсіки двигунів і головного редуктора. Кришки капота забезпечують підходи до двигунів, редуктора, вентилятора й до інших агрегатів, розташованих у підкапотному просторі. Підкапотний простір поздовжньою й поперечною протипожежними перегородками розділено на три відсіки: відсік правого двигуна, відсік лівого двигуна й відсік головного редуктора. Протипожежні перегородки виготовляються з титанових листів і в нижній частині приклепані до стельової панелі фюзеляжу.

Капот складається з наступних частин:

- лобова кришка;
- дві передніх кришки відсіків двигунів;
- дві середні кришки відсіків двигунів;
- верхня кришка відсіку вентилятора;
- дві кришки редукторного відсіку;

- кінцевий відсік капотів.

Лобова знімна кришка розташована під каналом забору повітря у вентилятор і має два отвори для продувки підкапотного простору зовнішнім повітрям. При стоянці вертольота ці отвори закриваються клапанами.

Передні кришки відсіків двигунів, що відкриваються нагору, у відкритому положенні фіксуються самозамикальним важелем.

Середні кришки відсіків двигунів знімні й мають отвору для вихлопних труб двигунів і жалюзі для виходу повітря з підкапотного простору.

Верхня кришка відсіку вентилятора знімна. Вона має три вікна, закриті сіткою. Вікна служать для виходу повітря, що продувається через радіатори.

Кришки редукторного відсіку, що відкриваються долілиць, у відкритому положенні є трапами, які використовуються при обслуговуванні головного редуктора.

Кінцевий відсік капотів складається з нерухомої частини, закріпленої до фюзеляжу, і знімної задньої обшивки.

При огляді вертольота необхідно:

- перевірити надійність закриття всіх кришок капота;
- переконатися, що немає льоду, снігу й сторонніх предметів у повітрязабирачів двигунів і вентилятора;
- переконатися, що немає течі масла й палива з-під кришок капота.

5. Паливна система. Загальні відомості, склад та розміщення агрегатів системи. Конструкція робота та експлуатація агрегатів системи

Призначення й основні дані паливної системи

Паливна система призначена для розміщення необхідної кількості палива на вертольоті й для живлення двигунів паливом.

Застосовуване паливо гас Т-1, ТС-1, РТ.

Ємність баків:

- основний 600 л.
- підвісні по 238 л.

Продуктивність насоса ЭЦН-75 750 л/годину

Перепад тиску, створюваний насосом..... не менш 0,8 кгс/см².

Норма витрати палива:

- при навчальних і тренувальних польотах 215 кг/годину.
- при транспортних польотах 235 кг/годину.

Агрегати паливної системи

Паливна система вертольота складається з наступних елементів:

- основний бак;
- два підвісних баки;
- два електричні насоси ЭЦН-75;
- блок фільтрів;
- два пожежних перекривних крани.

Основний бак виготовлений з керосиностійкої гуми й захисного шару з капронової тканини.

Бак встановлюється в дюралюмінієвому контейнері між шпангоутами № 3Ф и 6Ф. Знизу до бака кріпиться дюралюмінієва плита, на якій встановлюються два насоси ЭЦН-75 і зливний кран. Праворуч на баку встановлені заливна горловина, датчик паливоміра й штуцер дренажу.

Підвісні баки - металеві, кріпляться сталевими стрічками до знімних ферм на лівому і правому бортах фюзеляжу.

У верхній частині бака встановлені дренажна трубка й заливна горловина, на пробці якої закріплена мірна лінійка. Кожний підвісний бак з'єднується з основним баком за допомогою шланга з рознімним клапаном.

Насоси ЭЦН-75 призначені для подачі палива з основного бака до насосів-регуляторів двигунів. Насос ЭЦН-75 - електропривідний відцентровий одноступінчастий. Запасний насос №2 включається автоматично при відмові основного насоса №1. Керування роботою насосів ЭЦН-75 здійснюється за допомогою панелі "Включення й сигналізація насосів" і сигналізатора тиску СД-16А.

Блок фільтрів установлений на правому борті фюзеляжу й складається з наступних елементів:

- фільтр грубого очищення;
- два фільтри тонкого очищення;
- два пропускних клапани (відкриваються при засмічуванні фільтрів тонкого очищення й перепаді тиску на них більше $0,5 \text{ кгс/см}^2$);
- три зливних крани (можна відкривати тільки при працюючому насосі, що підкачує);
- двох заслінок пожежних кранів.

Пожежні крани служать для припинення подачі палива до двигунів. Керування пожежними кранами механічне, здійснюється двома ручками, які встановлені на підлозі кабіни пілотів. Ручки з пожежними кранами з'єднуються тросовою проводкою. Відкривати пожежні крани можна тільки після включення насоса, що підкачує.

Експлуатація паливної системи

Перед вильотом командир вертольота необхідно прийняти доповідь від техніки про виконання наступних операцій:

- заправленню паливом, що відповідає завданню на політ;
- сливі відстою палива із системи;
- перевірці за паспортом придатності палива.

Для збереження центрування в припустимих межах при заправленні паливом основного й одного додаткового баків варто заповнювати додатковий правий бак.

Під час контрольного огляду перевірити, чи закриті кришки заправних горловин, герметичність системи, чистоту трубопроводів дренажу, чи справні сигнальні табло.

Під час запуску двигунів перед відкриттям пожежного крана необхідно:

1. Перевірити справність автоматики включення дублюючого насоса. Для цього перемикач насоса №2 поставити в положення "Автоматичне перемикання насосів". Повинне загорітися зелене табло "Насос №2 працює".

2. Включити насос №1. Для цього натиснути кнопку "Включення насоса №1". Повинне загорітися табло "Насос №1 працює", а табло "Насос №2 працює" повинне виключитися.

У польоті контролювати роботу паливної системи треба за показниками паливоміра, сигнальним лампам насосів, що підкачують, і по табло сигналізатора аварійного залишку палива "ЗАЛИШИЛОСЯ 100 л".

При відмові основного насоса, що підкачує, №1 гасне табло "НАСОС №1 ПРАЦЮЄ". Автоматично включається дублюючий насос №2, загоряється табло "НАСОС №2 ПРАЦЮЄ". У випадку відмови автоматики, перемикач насоса №2 поставити в положення "Дублююче включення насоса №2".

При відмові обох паливних насосів, що підкачують - гаснуть два табло "НАСОС №1 ПРАЦЮЄ" і "НАСОС №2 ПРАЦЮЄ". Необхідно продовжувати політ, маючи на увазі, що робота двигунів забезпечується до висоти 3000 м за рахунок насосів-регуляторів НР-40Т. При цьому обороти несучого гвинта зменшуються на 1,5...3%, а турбокомпресорів двигунів на 2...5% залежно від умов польоту.

Зменшення режиму робіт двигунів до "малого газу" може привести до наступного падіння оборотів турбокомпресорів аж до самовимикання двигунів. При виборі виду посадки з непрацюючими насосами підкачування варто враховувати, що зниження оборотів турбокомпресорів може привести до зниження тяги НГ на режимі висіння на величину до 400 кг.

ЗАСТЕРЕЖЕННЯ:

1. При виконанні маневрування, пов'язаного з енергійним гасінням швидкості, не допускати падіння частоти обертання турбокомпресорів двигунів менше 70%.

2. При відмові насосів на режимі польоту із частотою обертання турбокомпресорів 70% і нижче можливе самовимикання двигунів.

УВАГА: При відмовах ЕЦН-75Б на висінні при роботі двигунів на злітному або номінальному режимах зберегти висоту висіння неможливо. Необхідно виконати зниження з наступним зависанням на меншій висоті або посадкою.

При спрацьовуванні табло "Фільтр засмічений" необхідно перевести вертоліт у режим горизонтального польоту. Установити $V_{пр} = 100 \dots 110$ км/ч (для вертольотів у транспортному варіанті) або $V_{пр} = 80 \dots 90$ км/ч (для вертольотів у сільськогосподарському варіанті), переконатися, що табло "Фільтр засмічений" відключилося.

Після відключення табло продовжити політ до розрахункового місця посадки, якщо спрацьовування табло відбулося при прольоті половини й більше відстані від площадки зльоту; зробити повернення й виконати посадку в аеропорті вильоту при прольоті менше половини відстані до моменту спрацьовування табло, якщо при цьому забезпечується дальність польоту на

швидкостях, що відповідають мінімальній потрібній потужності з наявним на борті запасом палива. Якщо необхідна дальність польоту не забезпечується - зробити посадку на площадку підібрану з повітря.

При температурі зовнішнього повітря плюс 30°C и вище й плюс 5°C и нижче пілот повинен установити $V_{пр}=100...110$ км/год. (для вертольотів у транспортному варіанті) або $V_{пр}=80...90$ км/год. (для вертольотів у сільськогосподарському варіанті), оцінити можливість посадки на площадку підібрану з повітря або найближчий аеродром і зробити неї по можливості із пробігом.

ЗАСТЕРЕЖЕННЯ.

1. Забороняється зліт вертольота при спрацьовуванні табло "Фільтр засмічений".

2. Якщо після установки режиму горизонтального польоту на $V_{пр}=100...110$ км/год (для вертольотів у транспортному варіанті) або $V_{пр}=80...90$ км/год (для вертольотів у сільськогосподарському варіанті) сигналізатор не відключився або спрацював на цьому режимі повторно - зробити посадку на найближчу придатну площадку, підібрану з повітря.

Якщо пілот допустив виробіток палива більше розрахункового й залишок палива становить менше АНЗ на 30 хв польоту (менше 110 кг), необхідно оцінити можливість посадки на аеродром (основний або запасний) або на площадку, підібрану з повітря.

При загорянні табло "ЗАЛИШИЛОСЯ ПАЛИВА 100 ЛІТРІВ" пілот зобов'язаний прийняти остаточне рішення про місце посадки й зробити її, не допускаючи повного виробітку палива.

При виконанні польоту із залишком палива 100 л і менше пілотувати вертолёт необхідно плавно, розвороти робити координовано, уникати ковзань. При різких еволюціях і ковзанні може відбутися відлив гасу від паливозаборників насосів, що підкачують, і останов двигунів.

При виконанні польоту із працюючими насосами ЭЦН-75Б після загорання табло "ЗАЛИШИЛОСЯ ПАЛИВА 100 ЛІТРІВ" можливий політ протягом 17 хв. на крейсерському режимі.

Основними причинами, що викликають відмови двигунів ГТД-350 через припинення подачі палива є:

- обмерзання паливних фільтрів;
- наявність води в паливі;
- влучення повітряної пробки з паливної системи у двигун;
- закриття пожежного крана випадковим рухом пасажирів;
- недостатня кількість палива в паливному баку.

Цьому сприяють наступні особливості конструкції паливної системи:

- відсутність яких-небудь конструктивних заходів, що забезпечують більш надійний забір палива з основного бака при еволюціях вертольота в польоті, особливо при малих залишках палива;

- наявність одного загального фільтра грубого очищення без клапана перепуску й сигналізації забруднення фільтрів ;

- наявність кожуха, встановленого відкритою частиною проти потоку повітря на забірнику дренажу основного бака, що сприяє попаданню атмосферної вологи усередину бака й закупорці дренажу снігом;
- ручки керування пожежними кранами не мають надійного захисту від випадкових впливів рядом сидячих пасажирів;
- у ніші фюзеляжу, де розташована заливна горловина основного паливного бака, через недостатню герметичність кришки накопичуються атмосферні опади, які при підготовці до чергового заправлення можуть потрапити усередину паливного бака;
- у блоці фільтрів є замкнута порожнина, у якій можливе утворення повітряної пробки;
- низьке розташування основного паливного бака від землі, що утрудняє його огляди й злив відстою палива;
- відсутність сигналізації забруднення фільтрів тонкого очищення;
- наявність одного видаткового бака й однієї загальної магістралі подачі палива на два двигуни.

Для забезпечення надійної роботи паливної системи необхідно:

- строго виконувати вимоги РЛЭ в частині включення насоса, що підкачує, до відкриття пожежного крана при запуску двигунів і при зливі відстою палива;
- перед запуском двигунів, після заміни агрегатів, трубопроводів, паливних фільтрів, робити прокачування паливної системи при включених насосах, що підкачують, до появи суцільного струменя палива з відкритих кранів блоку фільтрів і наступне випускання повітря через клапан НР-40.
- забезпечити постійний аеродромний контроль якості ПММ і виконання інструкцій у частині додавання в паливо спеціальних рідин для запобігання утворення кристалів льоду в паливі.

Для підвищення надійності паливної системи на вертольоті введені наступні доробки:

1. Для відводу назовні вертольота води, що накопичується в ніші заливної горловини основного паливного бака, з вертольота №83.01. уведений дренажний штуцер.

2. Для поліпшення дренажу паливних баків з вертольота №85.25. введені наступні зміни:

а) дренажні трубки, встановлені на обох додаткових паливних баках, повернені на кут 180° уперед, і кінці трубок зрізані під кутом 45° замість 30° .

б) кожух наконечника дренажної трубки основного бака на лівому борті фюзеляжу не встановлюється, а наконечник дренажної трубки подовжений і зрізаний під кутом 45° .

Це виключає влучення атмосферних опадів у дренажну систему основного паливного бака.

3. Для видалення повітря із замкнутої порожнини паливних фільтрів перед клапанами перепуску палива з вертольота №87.16. введені зміни:

а) блок паливних фільтрів 2-6104-100 замінений блоком 2-6104-100А, що не має фільтра грубого очищення й укомплектований сигналізатором

СП-0,4Е перепаду тиску на фільтрах тонкого очищення (сигналізація засмічування фільтрів тонкого очищення).

б) уведена система випуску повітря із блоку паливних фільтрів, тобто блок фільтрів має трубку, що з'єднана з основним паливним баком. По трубці проходить частина палива (надлишок) разом з пухирцями повітря в основний паливний бак - для роботи ежектора.

в) для забезпечення повного виробітку палива з основного бака й для підвищення надійності живлення двигунів паливом при залишку палива в баку менш 100 л блок паливних насосів постачений видатковим баком ємністю 5,5 л. Видатковий бак заповнюється паливом зверху через отвір і збоку через трубку, з'єднану з ежектором. Для роботи ежектора використовується паливо, що подається із блоку фільтрів.

г) для більше зручного зливу відстою палива з основного паливного бака, уведена система дистанційного керування зливним краном.

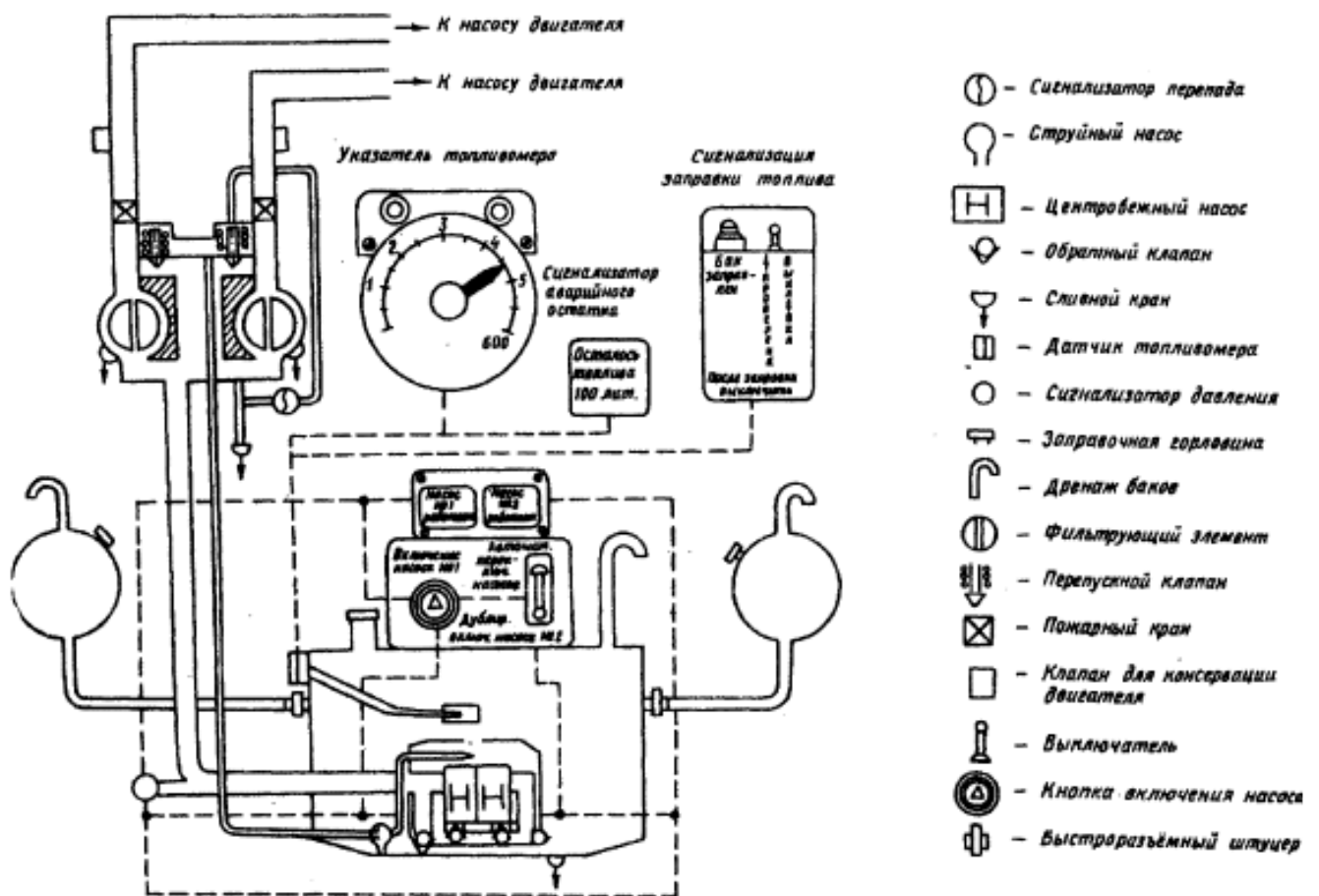


Рис. 1. Принципова схема паливної системи вертольота

6. Масляна система. Загальні відомості та робота системи. Складові системи. Конструкція, розміщення та робота агрегатів системи

Загальна характеристика й основні дані маслосистеми

Кожний двигун має автономну маслосистему циркуляційного типу. Конструктивно маслосистема двигуна може бути розділена на внутрішню частину, змонтовану на двигуні, і зовнішню частину, змонтовану на вертольоті.

Зовнішня частина маслосистеми кожного двигуна складається з маслобака, повітряно-масляного радіатора, крана скороченої циркуляції масла, магнітної пробки, зливного крана, мастилопроводів.

Застосовується масло Б-3У, ЛЗ-240, Castrol-98.

Кількість масла в баку 12,5 л

Заміна масла через 300 ± 20 годин наробітку, але не рідше 1 разу на рік.

Тиск мастила:

- на малому газі не менш $1,5 \text{ кгс/см}^2$

- на режимах вище малого газу $2,5\text{-}3,5 \text{ кгс/см}^2$

Температура масла на виході із двигуна:

- мінімальна для запуску без підігріву $- 40^\circ\text{C}$

- мінімальна для виходу вище малого газу 30°C

- мінімальна для тривалої роботи 60°C

- що рекомендується $60\text{-}140^\circ\text{C}$

- максимальна 150°C

Витрата масла не більше $0,3 \text{ кг/ч}$.

Робота маслосистеми

Масло з бака надходить до нагнітаючого насоса двигуна, що під тиском нагнітає його через фільтр у канали внутрішньої маслосистеми двигуна для змащення деталей. Відпрацьоване гаряче масло чотирма насосами по трубопроводах подається в маслорадіатор. У повітряно-масляному радіаторі масло охолоджується й потім надходить у маслобак.

Агрегати маслосистеми

Маслобак звареної конструкції, має кільцеподібну форму й утворює вхідний тунель повітрязабірника двигуна. Кріпиться маслобак до стельової панелі фюзеляжу за допомогою литого кронштейна. У верхній частині бака є заливна горловина, масломірна лінійка й штуцер суфлювання бака. У нижній частині бака є зливний кран. Ємність бака 15 л. Нормальне заправлення 12,5 л.

Повітряно-масляний радіатор призначений для охолодження масла, що виходить із двигуна, виготовлений з алюмінієвого сплаву й закріплений на дифузори вентилятора. Радіатор складається з корпусу, трубок-стільник і терморегулятора. Гаряче масло, циркулюючи по плоских трубках радіатора, віддає своє тепло повітрю, що протікає між трубками. Терморегулятор призначений для перепуску холодного масла із двигуна в маслобак, минаючи охолоджувальні стільники, а також для запобігання стільників від руйнування при низьких температурах масла. Терморегулятор має термочутливий елемент і забезпечує прохід частини масла, минаючи стільники радіатора, якщо його

температура на виході з радіатора нижче $65 \pm 5^\circ\text{C}$. Терморегулятор одночасно служить запобіжним клапаном: при перепаді тиску в радіаторі більше 2 кгс/см^2 масло перепускається в бак, минаючи стільники радіатора незалежно від температури масла.

Кран скороченої циркуляції масла встановлений у лінії відкачки масла із двигуна. Він відкривається технічним персоналом в холодний час і перепускає частина масла в бак, минаючи маслорадіатор для більш швидкого прогріву масла.

Магнітна пробка призначена для перевірки відсутності металевих часток у маслі. Вона встановлена на ділянці маслосистеми від двигуна до маслорадіатора.

Зливний кран установлений під компресорною частиною двигуна. Трубка від крана виведена по борту назовні. Через кран можна злити все масло із двигуна й маслорадіатора. Через корпус зливного крана й трубку здійснюється також суфлювання двигуна.

Експлуатація маслосистеми

Під час контрольного огляду вертольота перед польотом необхідно перевірити:

1. Кількість масла в баках. Мінімальна кількість масла в баку для запуску двигунів 8 л. Максимальна кількість масла 12,5 л.
2. Закриття заливних горловин маслобаків.
3. Герметичність системи.
4. Чистоту трубопроводів суфлювання.

У процесі запуску двигунів необхідно контролювати наростання тиску масла у двигунах, що до кінця запуску повинне бути не менше $1,5 \text{ кг/см}^2$. Якщо тиск масла у двигуні наприкінці запуску не досяг мінімально-допустимої величини, то двигун необхідно виключити.

Під час прогріву двигунів на режимі малого газу перевірити тиск і температуру масла у двигуні. Прогрів робити до температури масла на виході із двигуна $+30^\circ\text{C}$. Час прогріву повинне бути не менш 1 хв.

У польоті необхідно контролювати тиск і температуру масла у двигуні.

Якщо в польоті тиск масла у двигуні впав нижче $2,5 \text{ кг/см}^2$ необхідно знизити режим роботи двигуна до крейсерського й продовжити політ. При тиску масла нижче $2,0 \text{ кг/см}^2$ (на крейсерському режимі) двигун виключити.