

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

Циклова комісія авіаційного та радіоелектронного обладнання

ТЕКСТ ЛЕКЦІЇ

з навчальної дисципліни «Електрообладнання ПС»
вибіркових компонент
освітньо-професійної програми першого (бакалаврського) рівня вищої освіти

***272 Авіаційний транспорт
(Технічне обслуговування та ремонт повітряних суден і авіадвигунів)***

За темою № 2 - Система запуску двигунів

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 авіаційного і радіоелектронного обладнання, протокол від 28.08.2023р № 1

Розробник:

Викладач циклової комісії авіаційного і радіоелектронного обладнання, спеціаліст вищої категорії Хебда А.С.

Рецензенти:

- 1. К.т.н., спеціаліст вищої категорії, викладач-методист циклової комісії авіаційного і радіоелектронного обладнання Шмельов Ю.М.*
- 2. Інженер з технічного обслуговування, ремонту та діагностики авіаційної техніки ТОВ «ЕЙР ТАУРУС» Калінін О.В.*

План лекцій:

1. Система запуску двигунів вертольоту Мі-2
2. Система запуску двигунів вертольоту Мі-8
3. Система запуску двигунів вертольоту Мі-8МТВ

Рекомендована література

Основна:

1. Авіаційні радіоелектронні системи / О.О.Чужа, О.Г. Ситник, В.М. Хімін, О.В. Кожохіна. – К.:НАУ, 2017. – 264с.-
2. Авіоніка: навч. посіб. / В.П. Харченко, І.В. Остроумов. – К. : НАУ, 2013. – 272 с.
3. Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден. / В.О. Рогожин, В.М. Синеглазов, М.К. Філяшкін. Підручник. – К.: НАУ, 2005. – 316с.
4. Теоретичні основи експлуатації авіаційного обладнання. Навч. посіб. / А.В. Скрипець. – К.:НАУ, 2003. – 396с.

Допоміжна:

1. Єдині конспекти по АіРЕО Мі-2, Мі-8МТВ на цикловій комісії.
2. Керівництво з льотної експлуатації вертольоту Мі-2, Мі-8МТВ - М.: Департамент повітряного транспорту, 1996.
3. Конспекти лекцій з базової підготовки технічного персоналу згідно вимог Part-66, Part-147 (Модуль 3, 13, 14)

Інформаційні ресурси в Інтернеті

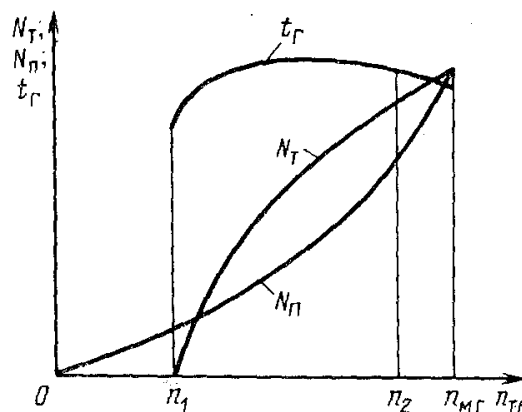
1. http://aviadocs.com/RLE/Mi-2/CD1/IYETO/MI-2_IYETO_kn2.pdf
2. http://aviadocs.com/RLE/Mi-2/CD1/IYETO/MI-2_IYETO_kn3.pdf
3. http://aviadocs.com/RLE/Mi-2/CD1/IYETO/MI-2_IYETO_kn1_ch2.pdf
4. http://aviadocs.net/RLE/Mi-2/CD1/RTO/MI-2_RTO-75EP_ch2.pdf
5. <http://aviadocs.com/RLE/Mi-8MTV-1/Cd1/Rtye/Mi-8MTV1 RTE Kniga1.pdf>
6. http://aviadocs.com/RLE/Mi-8MTV-1/Cd1/Rlye/dop_topl_bak.pdf
7. <http://aviadocs.com/RLE/Mi-8MTV-1/Cd1/Rtye/Mi-8MTV1 RTE Kniga7.pdf>
8. <https://infopedia.su/17x1034.html>
9. https://studopedia.su/14_58688_tema-.html

Текст лекції

1. Система запуску двигунів вертольоту Мі-2

Для того, щоб здійснити запуск двигуна, необхідно: стороннім джерелом енергії розкрутити ротор турбокомпресора до такої частоти обертання, при якій компресор буде в змозі всмоктувати, стискати і подавати в камеру згоряння кількість повітря, необхідне для стійкого горіння паливоповітряної суміші, а турбіна компресора буде розвивати потужність, потрібну для обертання ротора компресора: забезпечити подачу необхідної кількості палива в камеру згоряння, займання паливо-повітряної суміші і стійкість її горіння.

Розкрутка ротора турбокомпресора в процесі запуску на землі і в польоті здійснюється електричним стартером - генератором, а займання паливоповітряної суміші - електричною системою запалювання. Подача палива в камеру згоряння регулюється автоматично запуску відповідно до заданого законом вимірювання температури газу перед турбіною процес запуску двигуна протікає відповідно з пусковими характеристиками. Пускова характеристика двигуна наведена на рис.29



Пускова характеристика двигателя ($N_П$ - потужність, необхідна для розкрутки турбокомпресора; N_T - потність, що розвивається турбіною компресміття відповідно до якої процес запуску двигуна складається з трьох основних етапів. Перший етап починається з моменту включення стартера ($\eta_{TK} = 0$) і триває до моменту подачі в камеру згоряння і займання в ній робочого палива ($\eta_{TK} = 14..18\%$). Розкрутка ротора турбокомпресора на цьому етапі запуску здійснюється тільки стартером.

Другий етап починається з моменту, коли вступає в роботу турбіна компресора ($\eta_{TK} = 14..18\%$), а також розвивається позитивний момент, що крутить і закінчується в момент відключення стартера ($\eta_{TK} = \eta_2 = 40..45\%$). Розкрутка ротора турбокомпресора на цьому етапі запуску здійснюється спільно стартером і турбіною компресора.

Третій етап починається з моменту відключення стартера ($\eta_{TK} = \eta_2 \approx 40..45\%$) і закінчується в момент виходу двигуна на режим малого газу ($\eta_{TK} = \eta_{м.г.} = 57 \pm 3\%$). Розкрутка ротора турбокомпресора на цьому етапі здійснюється тільки турбіною компресора.

Електрична частина

Вона включає в себе стартер-генератор СТГ-3, пускову панель ПСГ-14А, дві акумуляторні батареї 12САМ-28, систему запалювання, два перемикаючих контактора батарей, реле включення шунтової обмотки стартера-генератора, контактори включення якоря стартера-генератора, аеродромну розетку комплексного апарату ДМР-200Д, регулятор напруги РН-120у автомата захисту від перенапруги АЗП-8М, блокувальні реле і реле захисту, прилади контролю.

Стартер-генератор СТГ-3 являє собою генератор постійного струму з шунтовим збудженням. Він призначений для розкрутки турбокомпресора двигуна в стартерному режимі і для харчування бортсети вертольота в генераторному режимі. Стартер-генератор встановлений на передній стінці корпусу редуктора двигуна і пов'язаний з валом турбокомпресора зубчастої передачею з передавальним числом $i = 4$. Нагрузочний момент в стартерному режимі при напрузі живлення 28 ... 30В становить 14,7 Н • м. Охолоджується агрегат примусово від вентилятора вертольота.

Пускова панель ПСГ-14А забезпечує автоматичне керування запуском двигуна на землі і в польоті, холодну прокрутку, помилковий запуск і припинення при необхідності запуску або прокрутки. Двигун можна запускати від акумуляторних батарей, від генератора працюючого двигуна і від аеродромного джерела живлення. Запуск від акумуляторних батарей проводиться за двоступеневою схемою 24 x 48 В, а запуск від аеродромного джерела живлення і від генератора працюючого двигуна - по одноступінчастій схемою з напругою живлення 28. ...30 В.

Пускова панель включає в себе програмний механізм ПМЖ2-600, регулятор струму РУТ-400Д, пускові опору, контактори і реле включення схеми. Програма панелі розрахована на цикл запуску 30 с. За цей час вона забезпечує включення джерел живлення на обмотки стартера-генератора, регулятора струму і контактора перемикачів акумуляторних батарей з паралельної на послідовну роботу, включення і шунтування пускових опорів, видачу сигналів на включення і виключення котушки запалювання і електромагнітного клапана пускового палива.

Свинцеві акумуляторні батареї 12САМ-28 служать джерелом харчування для борт мережі вертольота і для автономного запуску двигуна. Ємність батарей 28 А • год. Номінальна напруга 24 В. Щільність розчину сірчаної кислоти повністю заряджених батарей при $t_H = 298$ К становить 1,275 ... 1,285 г / см³. На режимі вище малого газу підзарядка акумуляторної батареї проводиться від генератора СТГ-3.

Аеродромна розетка призначена для підключення до бортсети вертольота аеродромного джерела живлення. Розетка має додаткову клему для включення реле, яке блокує включення апарату ДМР-200Д, акумуляторних батарей і контакторів перемикачів на подвійну напругу. Розетка встановлена в спеціальному люку вертольота.

Комплексний апарат ДМР-200Д служить для автоматичного включення генератора в борт мережі, коли напруга генератора вище напруги

положення, ланцюг замикається, і процес повторюється зі швидкістю приблизно 1000 циклів в 1 с. Таким чином, по первинній обмотці котушки проходить пульсуючий струм, який наводить у осерді змінний магнітний потік. Цей магнітний потік, перетинаючи витки індукційної котушки W2, наводить в них ЕРС e_2 , пропорційну коефіцієнту трансформації і ЕРС котушки W1, тобто $e_2 = e_1 (W_2 / W_1)$. В результаті наведення в індукційній котушці W2 ЕРС по ній через випрямляч Нд тече струм, який заряджає накопичувальний конденсатор С2. Через 50 ... 150 циклів заряд накопичувального конденсатора сягає 1300 ... 2500 В і відбувається пробій газонаповненого розрядника Р. В процесі розряду конденсатора С2 в ланцюзі активізатора порушуються високочастотні коливання, і в індукційній Катушакі W4 трансформується напругу, достатню для пробію іскрового проміжку свічки. Частота розрядів на свічці не менше 5 В / с.

Електрична свічка СП-18УА є розрядником струму високої напруги і призначена для займання паливо-повітряної суміші при запуску двигуна. В системі запалювання двигуна застосовується нерозбірна екранована напівпровідникова свічка з ємнісним розрядом високої потужності, що протікає між електродами по напівпровідниковому шару. Робочий зазор свічки $(1,4 \pm 0,4)$ мм. Пробивна напруга не більше 2000 В. Опір напівпровідникового покриття в зазорі не більше 30 МОм. В процесі роботи свічки можливо вигорання напівпровідникового шару, що наноситься на ізолятор між електродами, з центрального електрода. Це призводить до збільшення опору міжіскрового проміжку і погіршення умов роботи свічки. Тому на двигунах застосовується імпульсна подача пускового палива.

Робота системи

Для запуску двигуна від бортових акумуляторів вимикачем живлення акумулятори включають на борт мережі, перемикач роду роботи встановлюють в положення "Запуск" і натискають пускову кнопку. При натисканні на пускову кнопку включається програмний механізм пускової панелі, який відповідно до заданої циклограми включає елементи системи запуску. Натискання на пускову кнопку також призводить до спрацьовування контактора, який подає напругу на агрегат запалювання. Через 2 с після натиснення на пускову кнопку програмний механізм включає контактор Ж ланцюга якоря стартера-генератора СТГ-3. При цьому напруга акумуляторних батарей підводиться через пусковий опір на обмотку якоря СТГ-3, який починає повільно обертати турбокомпресор двигуна.

Через 3 з роботи системи запуску програмний механізм через контактор Г подає харчування на реле, яке включає електромагнітний клапан подачі пускового палива. Для забезпечення надійної роботи системи запалювання подача харчування на електромагнітний клапан здійснюється з пульсацією, яку забезпечує реле часу з 5-ї по 15-ю секунду роботи системи запуску. Через 4 з спрацьовує контактор А і шунтирует пусковий опір. На стартер подається повна напруга двох паралельно з'єднаних акумуляторних батарей. При цьому стартер різко збільшує частоту обертання. Через 10 спрацьовує контактор Б, і

програмний механізм включає переключають контактори батарей. Акумуляторні батареї переключаються з паралельної роботи на послідовну. Це призводить до різкого зростання напруги на стартері, і розкрутка турбокомпресора відбувається більш енергійно. Через 15 з спрацьовує контактор В, і програмний механізм включає регулятор струму, який підтримує постійною потужність стартера незалежно від мінливих навантажень, т. Е. Стартер працює в режимі "супроводу" турбокомпресора. Через 30 з спрацьовує контактор Е, включається прискорена доопрацювання циклу програмного механізму, і відключаються всі елементи системи запуску. При цьому стартер-генератор, отримуючи обертання від турбокомпресора, переходить у генераторний режим, включається регулятор напруги,

Якщо запуск двигуна проводиться від аеродромного джерела живлення, то система запуску працює аналогічним чином, за винятком відсутності перемикання харчування стартера на подвійну напругу. Це досягається спрацьовуванням реле, яке знімає "мінус" бортсети з переключаючих контакторів. При запуску від генератора працюючого двигуна ланцюг харчування переключаючих контакторів розривається контакторами реле, що спрацьовує при включенні ДМР-200Д працюючого двигуна, й перемикання харчування стартера на подвійну напругу також не відбувається.



Можливі несправності системи запуску:

Характерні порушення нормальної роботи в процесі запуску наступні:

1. При натисканні на кнопку "Запуск" не світиться сигнальна лампочка

автоматики і ротор турбокомпресора не розкручувалася стартером. Зазвичай причиною цієї несправності є неповне проведення підготовки до запуску (наприклад, не расторможен несучий гвинт) або пошкодження електропроводки. Необхідно підготовку до запуску двигуна проводити відповідно до контрольної картою обов'язкових перевірок обладнання кабіни пілота. У разі, якщо підготовка до запуску проведена згідно "Керівництву з льотної експлуатації", а автоматика пусковий панелі не включається, необхідно перевірити електропроводку і усунути несправність.

2. Нащо пусковий паливо або запалюється пізно (через 12 ... 15 с). Визначається дефект по відсутності температури газу на показчику ИТГ-1. Якщо після подачі в камеру згоряння робочого палива (при відкритому стоп-крані $n_{тк} = 14 \dots 18\%$) займання його не відбувається, запуск слід припинити, щоб уникнути надходження великої кількості палива в двигун і небезпеки пожежі.

Можливі причини цього порушення наступні:

несправність свічки або агрегату запалювання. В окремих випадках стан свічки можна прослуховувати по характерному тріску, створюваному в момент іскроутворення. Відсутність такого тріска свідчить про відмову свічки або агрегату запалювання. Для усунення несправності необхідно перевірити роботу свічок, агрегату запалювання і подачу харчування до агрегату запалювання і від нього до свічок. При необхідності рекомендується послідовно замінити свічки, високовольтний провід або агрегат запалювання;

відсутність подачі або пульсації палива до пускового воспламенителя або незадовільний розпил палива пускової форсункою. Для більш точного визначення причини несправності необхідно перевірити тиск і пульсацію пускового палива під час помилкового запуску з відкритим стоп-краном. Якщо тиску пускового палива немає і справна електричний ланцюг управління електромагнітним клапаном, слід замінити електромагнітний клапан, релі тиск і пульсація пускового палива нормальні, замінюється пусковий запальник;

несправність системи подачі робочого палива (див. підрозділ 5.3).

3. Мала частота обертання (зависання її) турбокомпресора при запуску. Нормальна частота при розкручуванні турбокомпресора від аеродромного істочника при помилковому запуску залежить від температури назовнішнього повітря і повинна відповідати: $t_H = -40^\circ \text{C} - n_{тк} > 21\%$; $t_H = 0^\circ \text{C} - n_{тк} > 22\%$; $t_H = +40^\circ \text{C} - n_{тк} > 23\%$. При цьому струм в ланцюзі стартера не повинен перевищувати 450 А.

Причинами цього порушення можуть бути: відсутність надійних контактів в електричному ланцюзі від джерела живлення до клеми стартера-генератора;

несправність стартера, що визначається по зростанню сили струму в ланцюзі його якоря до значень більше 450 А. У цьому випадку стартер-генератор СТГ-3 необхідно замінити;

недостатня зарядка бортових акумуляторних батарей. Якщо в процесі помилкового запуску від бортових акумуляторів напруга падає нижче 14 В, акумулятори необхідно замінити;

відкритий клапан відбору повітря для системи вертольота, що призводить до зменшення потужності турбіни. У процесі запуску двигуна клапан відбору повітря повинен бути закритий;

несправність системи подачі робочого палива в двигун;

несправність ("заїдання") турбокомпресора. Плавність обертання ротора турбокомпресора перевіряється вручну.

4. Зростання температури газу перед турбіною в процесі запуску двигателів вище значення, визначеного за графіком $t_g = f(t_n)$ (Див. Рис. 7). Звичайно причинами цього порушення є:

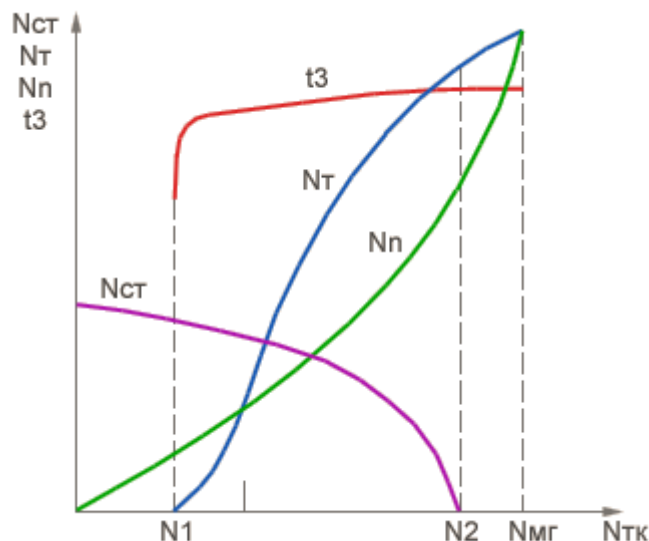
- недостатня напруга джерел живлення стартера, що призводить до недостатньої розкрутки турбокомпресора і невідповідності витрат повітря і палива;
- несправність автомата запуску насоса-регулятора НР40ТА;
- відкриття клапана відбору повітря для системи вертольота;
- несправність турбокомпресора.

2. Система запуску двигунів вертольоту Мі-8

Запуск двигуна являє собою процес виведення його на режим малого газу.

Процес запуску двигуна протікає відповідно до пусковими характеристиками, під якими розуміється залежність потужності (N_P), потрібної для обертання ТК, і потужності (N_T), що розвивається турбіною компресора, від частоти обертання n_{TK} в процесі запуску. На пусковий характеристики двигуна можна виділити три основні етапи.

Перший етап починається з моменту включення стартера ($n_{TK} = 0$) і триває до моменту подачі в камеру згоряння і займання в ній робочого палива ($n_{TK} = N_1 = 17 \dots 21\%$). Розкрутка ротора ТК на цьому етапі запуску здійснюється тільки стартером.



Пускова характеристика двигуна

Другий етап починається з моменту, коли вступає в роботу турбіна компресора ($n_{TK} = N1 = 17 \dots 21\%$), а також розвивається позитивний момент, що крутить, і закінчується в момент відключення стартера ($n_{TK} = N2 = 57 \dots 63\%$). Розкрутка ротора ТК на цьому етапі запуску здійснюється спільно стартером і турбіною компресора. При досягненні $n_{TK} = N2 = 57 \dots 63\%$ турбіна компресора розвиває потужність, достатню як для власного обертання, так і для обертання компресора.

третій етап починається з моменту відключення стартера ($n_{TK} = N2 = 57 \dots 63\%$) і закінчується в момент виходу двигуна на режим малого газу ($n_{TK} = N_{mg} = 63 \dots 66\%$) Розкрутка ротора ТК на цьому етапі здійснюється тільки турбіною компресора.

Призначення і склад системи

Система запуску забезпечує:

- запуск двигуна на землі і повітрі;
- пробний запуск;
- холодна прокрутку;
- припинення всіх видів прокрутки при необхідності.

Система запуску включає в себе:

- Електричну систему;
- систему запалювання;
- пускову паливну систему;
- систему управління подачею робочого палива.

Електрична система

Електрична система забезпечує розкрутку турбокомпресора за допомогою стартера, управління і контроль за роботою системи.

Електрична система включає в себе:

- стартери-генератори постійного струму ГС-18МО;
- пускова панель ПСГ-15;
- шість акумуляторних батарей 12САМ-28;
- аеродромна розетка ШРАП-500;
- переключають контактори і блокувальні реле.

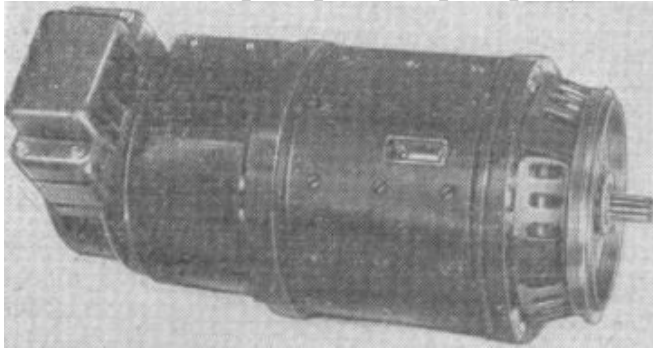
З перерахованих агрегатів на двигуні встановлюється тільки стартер-генератор ГС-18МО. Всі інші агрегати встановлюються на вертольоті.

Стартер-генератор ГС-18МО являє собою шестиполіусну електричну машину постійного струму з шунтовим порушенням теплостійкого виконання. Охолодження стартера-генератора примусове - від вентилятора вертольота, з повним напором охолоджуючого повітря на вході в патрубок стартера-генератора, не менше 400 мм вод. ст.

Стартер-генератор призначений для розкрутки ротора турбокомпресора двигуна при запуску. При розкручуванні ротора стартер-генератор працює як електродвигун постійного струму (стартерний режим)

У стартерному режимі стартер-генератор ГС-18МО забезпечує потужність на валу двигуна до 26 кВт. Напрямок обертання - ліве.

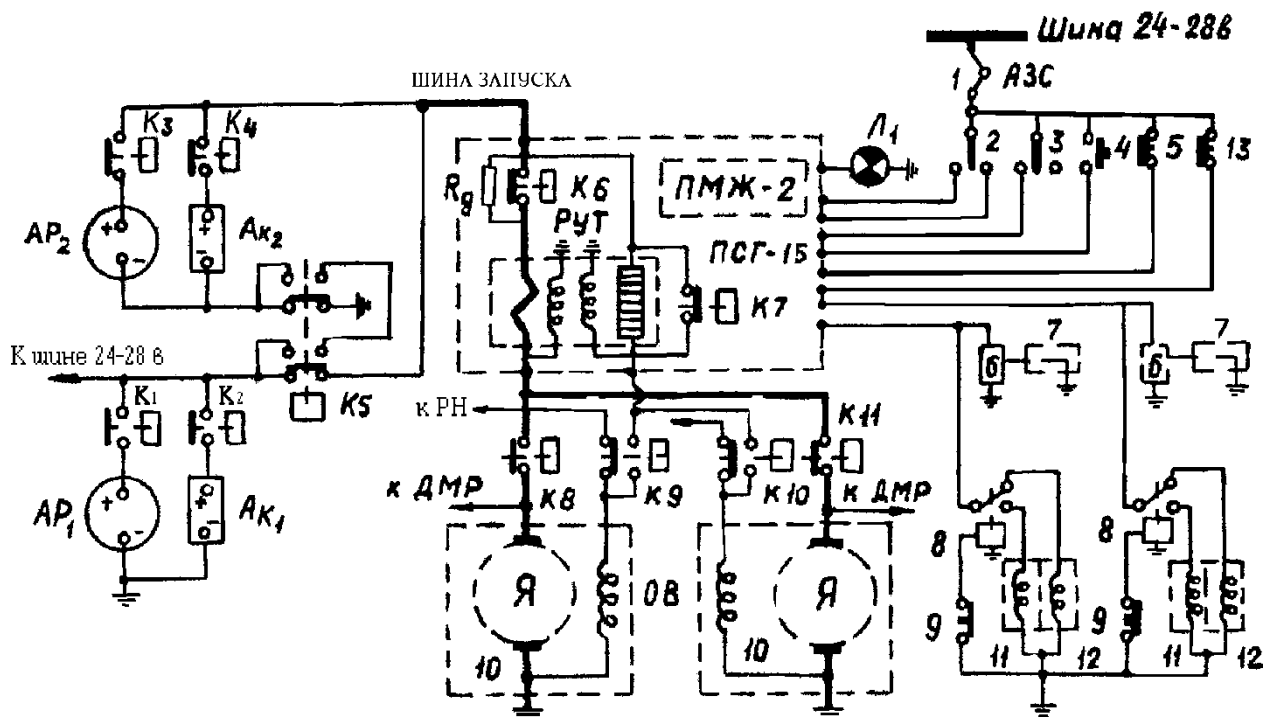
Стартер-генератор встановлений на задній кришці коробки приводів і пов'язаний з валом ротора компресора зубчастою передачею.



Стартер-генератор ГС-18МО (зовнішній вигляд)

Пускова панель ПСГ-15 призначена для автоматичного управління запуском двигуна вертольота. В системі СПЗ-15 панель забезпечує запуск двигунів на землі і в польоті, холодну прокрутку двигуна, помилковий запуск і припинення процесів запуску, як від аеродромних джерел живлення, так і від акумуляторів, встановлених на борту вертольота.

Панель являє собою комплект елементів, розміщених на литому алюмінієвому підставі і закритих штампованої алюмінієвої кришкою, що кріпиться до основи гвинтами. Усередині панелі змонтовані програмний механізм (ПМЖ-2), регулятор струму (РУТ-600Д), додатковий опір (Rд) і контактори керують роботою схеми (K6, K7).



Електрична схема харчування і запуску двигуна ТВ2-117 на вертольоті Мі-8 (спрощена):

AP1 і AP2- розетки аеродромного харчування; АК1 і АК2- бортові акумуляторні батареї; K1 і K2 силові контактори; ПСГ-15- пускова панель; Л1- світлове табло «Автомат включений»;

1 автомат захисту мережі «Запалювання»; 2 перемикач «Запуск - Холодна - прокрутка»; 3 перемикач вибору запускається двигуна; 4 кнопка "Пуск"; 5-кнопка «Припинення запуску»; 6 агрегат запалювання; 7- запальний свічка; 8- реле включення клапанів подачі пускового палива, продувки і регулятора струму; 9-контакт №1 агрегату КА-40; 10 стартер-генератор ГС-18МО; 11-електроклапан продувки; 12- електроклапан подачі пускового палива; 13 контакт №2 агрегату КА-40

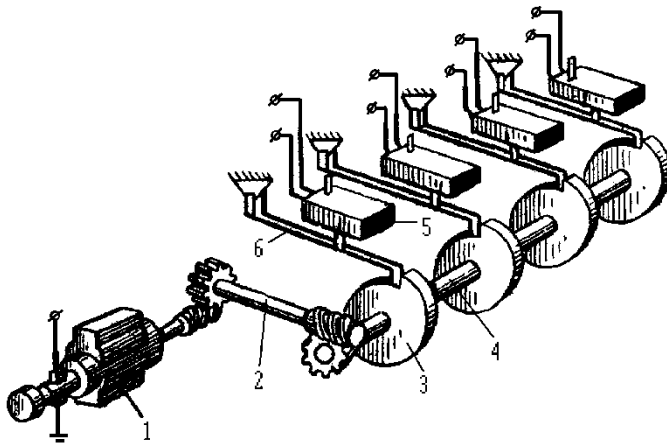
(ДМР, рН-агрегати, що забезпечують харчування бортової мережі вертольота постійним струмом)

Програмний механізм ПМЖ-2 являє собою моторне реле часу, призначене для управління процесом запуску за часом. Початком відліку тимчасової програми вважається натискання льотчиком кнопки «Запуск». Після цього включається в роботу механізм ПМЖ-2 і в певні моменти часу видає в систему запуску електричні сигнали. Програмний механізм складається з наступних основних елементів:

- електродвигуна постійного струму (1), забезпеченого регулятором швидкості обертання;
- редуктора (2), що забезпечує обертання валу;
- профільних кулачків (3), жорстко закріплених на валу (4);
- мікрореле (6);
- важелів (5), що забезпечують включення і виключення мікрореле відповідно до профілю кулачків;

Кулачки встановлені на валу таким чином, що при певному положенні вала через важелі замикають і розмикають контакти різних мікрореле. Це дозволяє при стабільній кутовій швидкості обертання електродвигуна видавати в систему електричні сигнали за часом від початку відпрацювання програми запуску.

Програма роботи панелі розрахована на 40-секундний цикл запуску.



Принципова схема програмного механізму управління запуском двигуна:

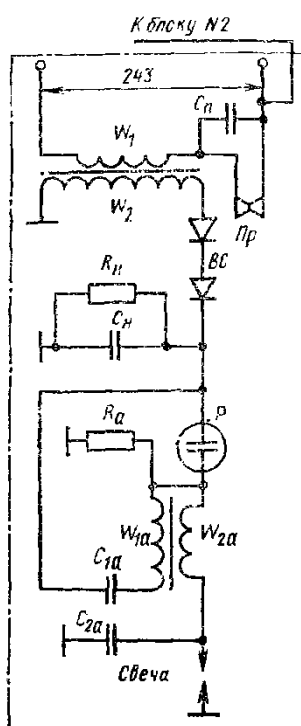
1 електродвигун; 2 редуктор; 3 кулачок; 4 вал; 5 мікрореле; 6 важіль

Система запалювання забезпечує займання паливо-повітряної суміші в камері згоряння при запуску двигуна на землі і в польоті.

Система запалювання складається з агрегату запалювання СКНА-22-2А і двох напівпровідникових свічок СП-18УА.

Агрегат запалювання перетворює постійний струм низької напруги в пульсуючий струм високої напруги, який використовується для утворення електричного розряду між електродами запальної свічки. Він являє собою низьковольтну конденсаторну систему з двома висновками високої напруги для одночасної подачі його на дві запальні свічки. Конструктивно агрегат запалювання складається з двох однакових блоків, виконаних в загальному корпусі. Кожен блок включає в себе індуктивні котушки W_1 і W_2 , переривательний механізм Пр з іскрогасящим конденсатором СП, блок селенових випрямлячів ВС, накопичувальний конденсатор СН з шунтувальним опором R_H , газонаповнений розрядник Р і активізатор, що представляє собою коливальний контур з конденсаторами C_{1a} і C_{2a} , індукційними котушками W_{1a} і W_{2a} , і опором R_a . У процесі запуску при натисканні кнопки «Запуск» підключений до джерела живлення на первинну обмотку W_1 . Так як контакти переривника Пр замкнуті, то струм, проходячи через витки обмотки, створює електромагнітне нулі, намагнічує сердечник котушки. Намагнічений сердечник, долаючи силу пружності пружини рухомого контакту, притягує його і розриває первинну ланцюг. При розмиканні ланцюга струм в ній зникає, і сердечник котушки розмагнічується. Пружина повертає рухомий контакт в початкове положення, ланцюг замикається і процес повторюється. Таким чином, по первинній обмотці котушки проходить пульсуючий струм, який наводить у осерді змінний магнітний потік, Цей магнітний потік, перетинаючи витки індукційної котушки W_2 , наводить в них електрорушійну силу e_2 ,

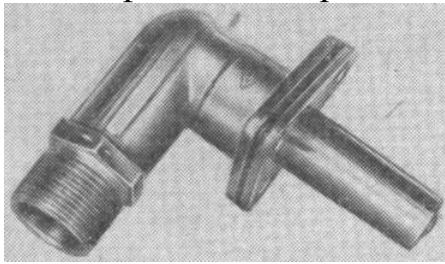
$$e_2 = e_1 (W_2 / W_1)$$



Процес розмикання і замикання контактів переривника Пр повторюється з частотою 600-1000 циклів в секунду. В результаті наведення в індуктивної котушки W_2 е.р.с. по ній через блок селенових випрямлячів ВС тече струм, який заряджає накопичувальний конденсатор СН. Через кожні 50-150 циклів переривника Пр індукційної котушки W_1 накопичувальний конденсатор СН заряджається до напруги 1500-2000 В, достатнього для пробою розрядника Р. В процесі розряду конденсатора СН в ланцюзі активізатора порушуються високочастотні коливання і в індукційній котушці W_{2a} трансформується напругу, достатню для пробою іскрового проміжку свічки.

Запальна свічка СП-18УА призначена для займання паливо-повітряної суміші ємнісним розрядом високої потужності, що протікають між її електродами по напівпровідниковому шару. Свічка

СП-18УА є напівпровідникову, екранізовану свічку-кутник з керамічної ізоляцією і фланцевим кріпленням.



Запальна свічка СП-18УА (зовнішній вигляд).

Свічка СП-18УА складається з трьох вузлів : корпусу свічки 1, корпусу кутника 2 і контактного пристрою 6.

Корпус свічки 1 - основний робочий елемент, який перетворює електричну енергію агрегату запалювання в теплову, що виділяється у вигляді конденсаторного розряду на торці «А», що має напівпровідниковий покриття.

Корпус кутника 2 з контактним пристроєм 6 служить для закріплення високовольтного проводу і здійснення надійного електричного контакту між проводом і центральним електродом свічки, а також для додання потрібного вигину при монтажі на двигуні. При подачі напруги на центральний електрод струм надходить по напівпровідниковому шару до корпусу свічки. При проходженні струму через напівпровідниковий шар останній іонізується і при досягненні напруги в 1000÷2000 на відбувається сильний іскровий розряд по кільцевому робочому зазору свічки.

При установці свічки в систему запалювання замість захисного ковпачка 9 на свічку накрутається накидна гайка екрануючого шланга, яка через пружину 8, втулку 7 і контактний пристрій 6 підтискає контактну втулку 5 до контактної голівці 4 свічки.

Свічки змонтовані в пускових воспламенителях, встановлених на зовнішньому корпусі дифузора камери згоряння. З агрегатом запалювання свічки з'єднані високовольтними дротами, закладеними в екранують шланги.

В процесі роботи свічки можливо вигорання напівпровідникового шару між електродами свічки, що призводить до збільшення опору межіскрового проміжку і погіршує умови роботи свічки. Тому застосовується імпульсна подача пускового палива. У проміжках між імпульсами подачі палива свічка спрацьовує, і напівпровідниковий шар відновлюється за рахунок електроерозії центрального напівпровідникового електрода при відсутності подачі пускового палива.

У разі відмови однієї свічки запуск забезпечується іншим пусковим воспламенителем. При цьому з вихідного пристрою в процесі запуску можуть спостерігатися викиди коротких язиків полум'я.

Робота системи запалювання контролюється по перешкод радіозасобам і своєчасності займання робочого палива (появі Тг на приладі).

В агрегаті запалювання застосовується сильний радіоізотопний елемент. Тому розтин і ремонт агрегату запалювання заборонені.

Перед запуском двигуна необхідно відповідно до експлуатаційної документації підготувати майданчик, на якій розташований вертоліт, перевірити зовнішній стан вертольота, підготувати до запуску кабінку вертольота.

При запуску двигуна від аеродромного джерела живлення до розеток штепсельних роз'ємів ШРАП-500К (AP1 і AP2) підключаються вилки аеродромного джерела. При цьому контакти контакторів K1 і K3 замикаються, K2 і K4 розмикаються, забезпечуючи відключення бортових акумуляторних батарей від бортмережі, і бортмережі живиться від аеродромного джерела.

При відключенні вилок аеродромного джерела контактори K1, K2, K3, K4 автоматично підключають акумуляторні батареї на бортмережі вертольота.

Початкове положення контактів і агрегатів системи перед запуском двигуна:

- контакти K1, K2, K3, K4 забезпечують підключення до бортової мережі вертольота аеродромного джерела або акумуляторних батарей;
- контакти контактора K5 знаходяться в нижньому положенні, джерела електроенергії з'єднані паралельно, на шину запуску подається напруга 24 В;
- контактор K6 знеструмлений, його контакти розімкнуті, послідовно зі стартерами включено додатковий опір (Rд);
- контактор K7 знеструмлений, його контакти замкнуті, вугільний стовп регулятора струму РУТ-600Д зашунтований, РУТ-600Д в роботі не бере участь;
- контактори K8 і K11 знеструмлені, їх контакти розімкнуті, стартери пов'язані з шиною запуску;
- контактори K9 і K10 знеструмлені, замкнуті їх ліві контакти, стартери пов'язані з ПСГ-15;
- контакт №1 агрегату КА-40 (поз.9) не замкнутий, контакти реле (поз.8) знаходяться у верхньому положенні, електроклапан пускового палива (поз.12) з'єднаний з ПСГ-15, але до початку запуску напруга на обмотку клапана не подається і він залишається закритим;
- контакт №2 агрегату КА-40 13 замкнутий, на панель ПСГ-15 може бути подано напругу 24 (28) В при включенні АЗС 1;
- програмний механізм ПМЖ-2 знаходиться в початковому положенні;
- важіль управління стоп-краном знаходиться в положенні «Зачинено» *, канал подачі палива до робочих форсунок камери згоряння перекритий;
- ручка «Крок-газ» знаходиться в нижньому положенні, корекція «Ліва», при цьому регулятор оборотів насоса НР-40 налаштований на режим роботи двигуна «Малий газ»;
- несучий гвинт загальмований, при цьому кінцевий вимикач, встановлений поруч з ручкою гальма НВ блокує включення системи запуску *.

Безпосередньо перед запуском двигуна необхідно розгальмувати несучий гвинт, розблокувавши цим включення системи запуску, включити АЗС «Запалювання» і інші вимикачі та АЗС необхідні для запуску двигунів.

Управління запуском двигунів здійснюється за допомогою пульта, розташованого на середній панелі електропульт в кабіні екіпажу (рис.34.8). Для включення в роботу системи запуску необхідно встановити перемикач 1 «Прокрутка-запуск» в положення «Запуск», перемикач 3 «Запуск двигунів» в положення «Лев.» або «Прав.» і на 2÷3 з натиснути кнопку 2 «Запуск». Для забезпечення подачі палива в двигун після загоряння табло 4 «Автомат включений» перевести важіль управління стоп-краном в положення «Відкрито» (вперед). Відповідні перемикачі позначені на рис. 9.5 поз 2-5.

Розглянемо для прикладу роботу системи при запуску лівого двигуна. Робота автоматики системи запуску двигуна ТВ2-117 вертольота Мі-8 представлена на малюнку

Характерними точками циклу запуску є:

1. Натискання кнопки «Запуск» (1-я секунда)



При натисканні на кнопку «Запуск» (рис.34.3 поз.4) харчування через автомат захисту мережі «Запалювання» 1, подається до електродвигуна програмного механізму ПМЖ-2. Починається відпрацювання автоматичної програми запуску, загоряється табло «Автомат включений».

Підключений до джерела живлення на обмотки контакторів К8 і К9, замикаються контакти К8 праві контакти К9, в результаті стартер через додатковий опір підключається на шину запуску. При цьому напруга на затискачах стартера дорівнює 2÷3 В, а пусковий ток 200÷250 А. Починається повільна розкрутка двигуна (вибірка люфтів в передачах).

Підключений до джерела живлення на агрегат запалювання 6, при цьому ні свічках 7 починається утворення іскри.

Напруга подається на блок електромагнітних клапанів до клапану пускового палива 12. В результаті клапан пускового палива відкривається, але паливо через нього в пускові паливні форсунки не надходить, так як тиск палива нижче настройки ККД ($3 \div 4$ кгс / см²).

2. (3 я секунда)

На третій секунді кулачком програмного механізму підключений до джерела живлення на контактор К6, який забезпечує шунтування додаткового опору, і до стартера подається напруга 24 В. У результаті струм, споживаний стартером, збільшується до 1100÷1200 А і починається енергійна розкрутка ротора турбокомпресора двигуна. Одночасно зростає частота обертання ротора насоса високого тиску агрегату НР-40 і зростає тиск палива.

3. (птопл = $3 \div 4$ кгс / см²)

При досягненні тиску палива за насосом високого тиску ртопл = $3 \div 4$ кгс / см² відкривається клапан постійного тиску блоку електромагнітних клапанів. Паливо надходить в пускові воспламенители і від іскри на свічках запалюється, утворюється пусковий факел. Так як витрата палива через пускові паливні форсунки невеликий, то займання цього палива не призводить до помітного зростання температури газів в камері згоряння.

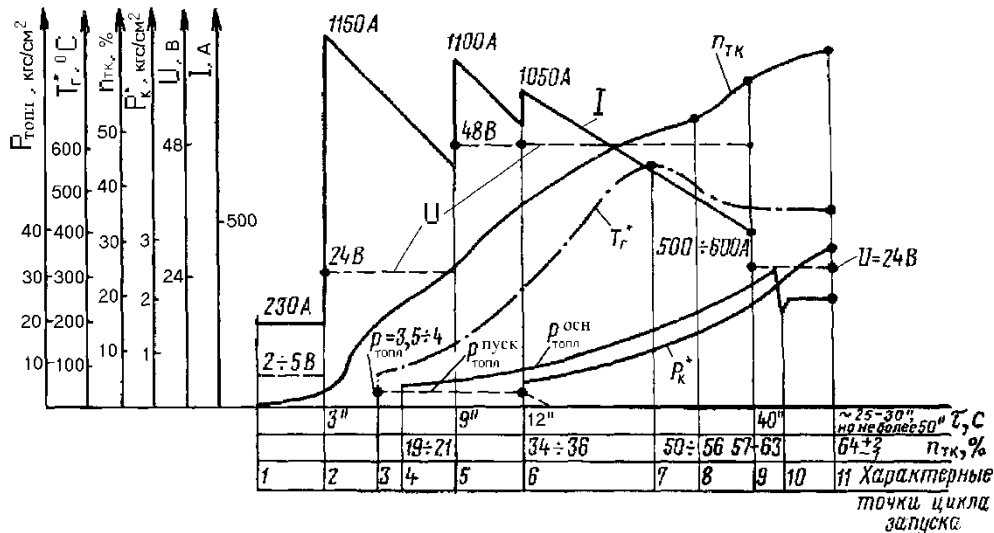
4. (пт.к. = $19 \div 21\%$)

При частоті обертання турбокомпресора пт.к. = $19 \div 21\%$ відкривається запірний клапан насоса-регулятора НР-40 і до робочих форсунок камери згоряння починає надходити паливо. Займання цього палива від пускових факелів супроводжується різким зростанням температури газів. Частота обертання ротора турбокомпресора починає зростати більш інтенсивно.

З цього моменту і до закінчення запуску дозування палива, що надходить до робочих форсунок, буде здійснюватися автоматично запуску агрегату НР-40. У міру збільшення пт.к. витрата палива буде зростати.

5. (9 я секунда)

На дев'ятій секунді кулачок програмного механізму подає харчування на контактори К5, які включають послідовно розетки аеродромного джерела живлення (групи акумуляторних батарей АК1 і АК2). Це призводить до збільшення напруги на клеммах стартера з 24 до 48 В, збільшення сили струму джерел живлення до 1100 А і збільшення інтенсивності росту частоти обертання ротора турбокомпресора.



6. (п.т.к. = 34÷36%)

При досягненні частоти обертання турбокомпресора п.т.к. = 34÷36% замикаються контакт №1 командного агрегату КА-40 *. В результаті підключення до джерела живлення на контактор К7 регулятора струму пусковий панелі. Внаслідок цього ток на обмотку збудження стартера буде подаватися через регулятор струму РУТ-600Д. В результаті величина струму, що проходить через якор стартера, залишається незмінною, знижується інтенсивність падіння струму, споживаного стартером, потужність стартера з цього моменту підтримується постійною, незалежно від мінливого зовнішнього навантаження.

Одночасно з включенням РУТ-600Д подається напруга на обмотку реле 8. У результаті розмикаються верхні і замикаються нижні контакти реле, відбувається закриття клапана пускового палива 12 і на 2÷3 з відкривається клапан продувки 11. Внаслідок цього припиняється горіння палива в пускових воспламенителях і включається продування пусковий паливної системи в дренаж.

У разі якщо вищевказані операції не відбудуться після досягнення п.т.к. = 34÷36%, то вони відбудуться за командою ПМЖ-2 на тридцятій секунді.

7. (п.т.к. = 40÷50%)

При частоті обертання турбокомпресора п.т.к. = 40÷50% можливий короткочасний закид температури газів (не вище 600 ° С). Пояснюється це тим, що автомат запуску насоса-регулятора НР-40 різко зменшує перепуск палива на слив, а регулятор частоти обертання турбокомпресора ще не вступив в роботу. Точка закидання температури газів може бути переміщено на лінії п.т.к. в залежності від регулювання автомата запуску.

8. (п.т.к. = 50÷56%)

При частоті обертання турбокомпресора п.т.к. = 50÷56% система автоматичного регулювання двигуна закриває клапан перепуску повітря з компресора в атмосферу *.

9. (п.т.к. = 57÷63%)

При частоті обертання турбокомпресора $n_{т.к} = 57 \div 63\%$ розмикається контакт №2 агрегату КА-40 * 13 в результаті відбувається відключення пускової панелі ПСГ-15 і гасне табло «Автомат включений».

Пристрій припиняє подачу напруги на агрегат запалювання СКНАУ-22-2А.

Пристрій припиняє подачу напруги на обмотки контакторів К8 і К9, внаслідок цього розмикаються контакти К8 і замикаються ліві контакти К9, відбувається перемикання стартера в генераторний режим. Якщо пускова панель і стартер не відключаються по частоті обертання, то на сороковий секунди кулачок програмного механізму відключає всю систему запуску.

Програмний механізм встановлюється в початкове положення.

10. ($n_{т.к} = 56 \div 58\%$)

При досягненні частоти обертання турбокомпресора приблизно $n_{т.к} = 56 \div 58\%$ відбувається відкриття розподільного клапана другого контуру робочих форсунок і робоче паливо надходить в другий контур. Тиск палива за вказівником (заміряв в першому контурі форсунок) при цьому трохи зменшується внаслідок зменшення гідравлічних опорів.

11. Вихід двигуна на режим «Малий газ»

Після відключення стартера остаточна розкрутка турбокомпресора до стійкого режиму роботи проводиться за рахунок надлишкової потужності турбіни. Час виходу двигуна на режим малого газу контролюється за секундоміром.

Можливі несправності системи запуску

Надійність роботи системи запуску двигуна в значній мірі визначається строгим виконанням інструктивних матеріалів з технічного обслуговування двигунів та вічком експлуатації вертольота. Досвід експлуатації вертолітних двигунів показує, що зменшення надійності роботи Системи запуску викликається переважно експлуатаційним і причинами. Характерними порушеннями нормальної роботи двигунів в процесі запуску є наступні.

1. При натисканні на кнопку «Запуск» не світиться табло «Автомат включений» і ротор турбокомпресора не розкручувалася стартером. Зазвичай причиною цієї несправності є неповне проведення підготовки до запуску (наприклад, не расторможен несучий гвинт) або пошкодження електропроводки. Необхідно підготовку до запуску двигуна проводити відповідно до контрольної картою обов'язкових перевірок обладнання кабіни екіпажу. У разі, якщо підготовка до запуску проведена згідно «Настанов з льотної експлуатації», а автоматика пускової панелі не включається, необхідно перевірити електропроводку і усунути несправність.

Можливі причини цієї несправності такі:

Несправність свічки або агрегату запалювання. В окремих випадках стан свічки можна прослуховувати але характерному тріску, створюваному в момент іскроутворення. Відсутність такого тріска свідчить про відмову свічки або агрегату запалювання. Для усунення несправності необхідно перевірити роботу свічок, агрегату запалювання і подачу живлення до агрегату запалювання і від нього - до свічок. При необхідності

рекомендується послідовно замінити свічки, високовольтний провід або агрегат запалювання.

Відсутність подачі палива до пускових запальник або незадовільний розпил палива пусковими форсунками. Для більш точного визначення причини несправності необхідно перевірити тиск пускового палива під час помилкового запуску з відкритим стоп-краном. Якщо тиску пускового палива немає і справна електричний ланцюг управління електромагнітними клапанами, слід замінити блок електричних клапанів. Якщо тиск пускового палива нормальне, замінюється пусковий запальник.

3. Мала частота обертання при розкручуванні турбокомпресора від бортових акумуляторних батарей. Нормальна частота при розкручуванні турбокомпресора як від бортових акумуляторів, так і від аеродромного джерела живлення повинна відповідати встановленим інструкцією по експлуатації двигуна. Зазвичай причиною цієї несправності є розрядка акумуляторних батарей. Якщо при «зависанні» nTK під час запуску напруга в бортсети впаде нижче 16 В або коли при неподжоге палива встановилася частота обертання розкрутки буде менше допустимої акумуляторні батареї необхідно замінити.

4. Мала частота обертання при розкручуванні турбокомпресора від аеродромного джерела живлення. Характерними причинами несправності є недостатня напруга на аеродромному джерелі живлення або велика сила струму в ланцюзі якоря стартера. Початкова напруга аеродромного джерела живлення повинна бути 24-30 В. У разі невідповідності нормального значення «про необхідно відрегулювати».

При великій силі струму в ланцюзі якоря стартера (більше 90 А в кінці помилкового запуску) необхідно перевірити легкість обертання турбокомпресора при ручному прокручуванні, перевірити справність партеру-генератора і перевірити опір ланцюга згідно електросхеми запуску двигуна.

5. Занадто раннє або пізніше відключення електростартера. При ранньому відключенні стартера можливо зависання частоти обертання ротора турбокомпресора і припинення запуску. Пізніше вимикання стартера може призводити до закидання частоти обертання турбокомпресора і зриву полум'я в камері згоряння внаслідок зменшення подачі палива паливної автоматикою, налаштованої на підтримку $n_{MG} = \text{const}$ (відповідно до положення важелів управління). Причиною несправності є неправильне регулювання автоматичних пристроїв відключення стартера. Усувається несправність відповідним регулюванням.

6. Звісно частоти обертання турбокомпресора в початковий період запуску. Зазвичай причинами зазначеної несправності є:

—неправильне регулювання автомата запуску, внаслідок чого слив дозованого палива через його клапан не дросселирується і відповідно не зростає подача палива в двигун;

—засмічення повітряного фільтра або вхідного повітряного жиклера автомата запуску, що особливо характерно при експлуатації вертольота на

запорошених майданчиках;

— несправність клапана дренажу першого контуру робочих форсунок; при цьому значна частина палива зливається через дренажний клапан в дренажний бачок вертольота; для усунення несправності необхідно перевірити кількість палива в дренажному бачку (чим визначається справність дренажного клапана), перевірити і, при необхідності, промити повітряний фільтр і вхідний жиклер автомата запуску; в Випадку справності дренажного клапана, чистоти фільтра і жиклера відрегулювати автомат запуску.

7. Звісно частоти обертання турбокомпресора в кінцевий період запуску. Несправність викликається негерметичність в повітряному тракті автомата запуску або його незадовільною регулюванням; усувається після відповідної перевірки і, при необхідності, регулювання.

8. Інтенсивне зростання температури газу при запуску, що відбувається в разі неправильного регулювання автомата запуску або засмічення вихідного жиклера повітряної системи автомата запуску; усувається промиванням повітряного жиклера і, при необхідності, регулюванням автомата запуску.

Запуск «Гарячого» двигуна без імпульсатора 14-2 в деяких випадках може бути нестабільним.

3. Система запуску двигунів вертольоту Мі-8МТВ

Система запуску призначена для розкрутки ротора двигуна і своєчасного підпалу палива, що подається в камеру згоряння насосом - регулятором в процесі запуску, а також для здійснення помилкового запуску, і холодної прокрутки.

Система запуску повітряна. Як джерело стисненого повітря на вертольоті використовується автономна допоміжна установка АІ - 9В. Застосування повітряної системи запуску дозволило значно збільшити вихідну потужність джерела енергії для розкрутки ротора двигуна і зменшити її відносну масу в порівнянні з електричною системою.

Система запуску включає в себе пускову систему, призначену для розкрутки ротора, систему запалювання і управління.

Пускова система складається з повітряного стартера, джерела стисненого повітря (ВСУ) та повітряних трубопроводів.

Система запалювання складається з агрегату запалювання, двох пускових свічок, джерела електроенергії і електричних ланцюгів.

Система управління включає в себе автоматичну панель, яка управляє агрегатами пускової системи і системи запалювання, і з'єднує їх електричні ланцюги. При цьому дозована подача палива в камеру згоряння здійснюється насосом-регулятором за певною програмою.

Контроль за роботою двигуна при запуску здійснюється по частоті обертання ротора турбокомпресора, температурі газів перед турбіною компресора, тиску масла на вході в двигун, температурі масла на виході з двигуна і світлосигнального табло панелі запуску.

Основні технічні дані агрегатів і пристроїв системи запуску.

Маса системи запуску 130 кг.

Вихідна потужність джерела енергії	24 кВт.
Відносна маса системи запуску	5,4 ÷ 5,9г / Вт
<i>Повітряний стартер</i>	<i>..CB78-БА.</i>
Витрата повітря через турбіну	до 0,4 кг / сек.
Максимальний надлишковий тиск повітря перед турбіноюдо 1,9 кгс / см ²
Максимальна допустима температура на вході в турбіну160 ° С.
Максимальна допустима частота обертання	815 с-1.
Передавальне відношення редуктора	1: 8,9.
Маса стартера	5,8 кг.
Напрямок обертання ротора (залежно від потоку)Право.
Джерело електроенергії для запуску	2 акк. батар. 12САМ28.
<i>Автоматична панель управління повітряним запуском</i>	<i>..АПД- 78А.</i>
Повний цикл роботи панелі55 ± 4сек.
<i>Агрегат запалювання</i>	<i>... СК -22 2К</i>
Частота проходження розрядів на свічках при напрузі живлення (27 ± 1) В	6 ÷ 25 імп / сек.
Сила струму, споживаного агрегатом при напрузі живлення (27 ± 1) В5 ± 2А.
Амплітуда напруги на виході датчиків контролю50 ÷ 150В.
Тривалість включення визначається автоматикою запуску двигуна, у виняткових випадках допускається	
виробляти кілька включень без перерв, загальною тривалістю не більше 90 сек.	
Маса агрегату запалювання	3,35кг.
<i>Свіча запалювання:</i>	<i>..СП-26ПЗТ</i>
маса0,070кг.

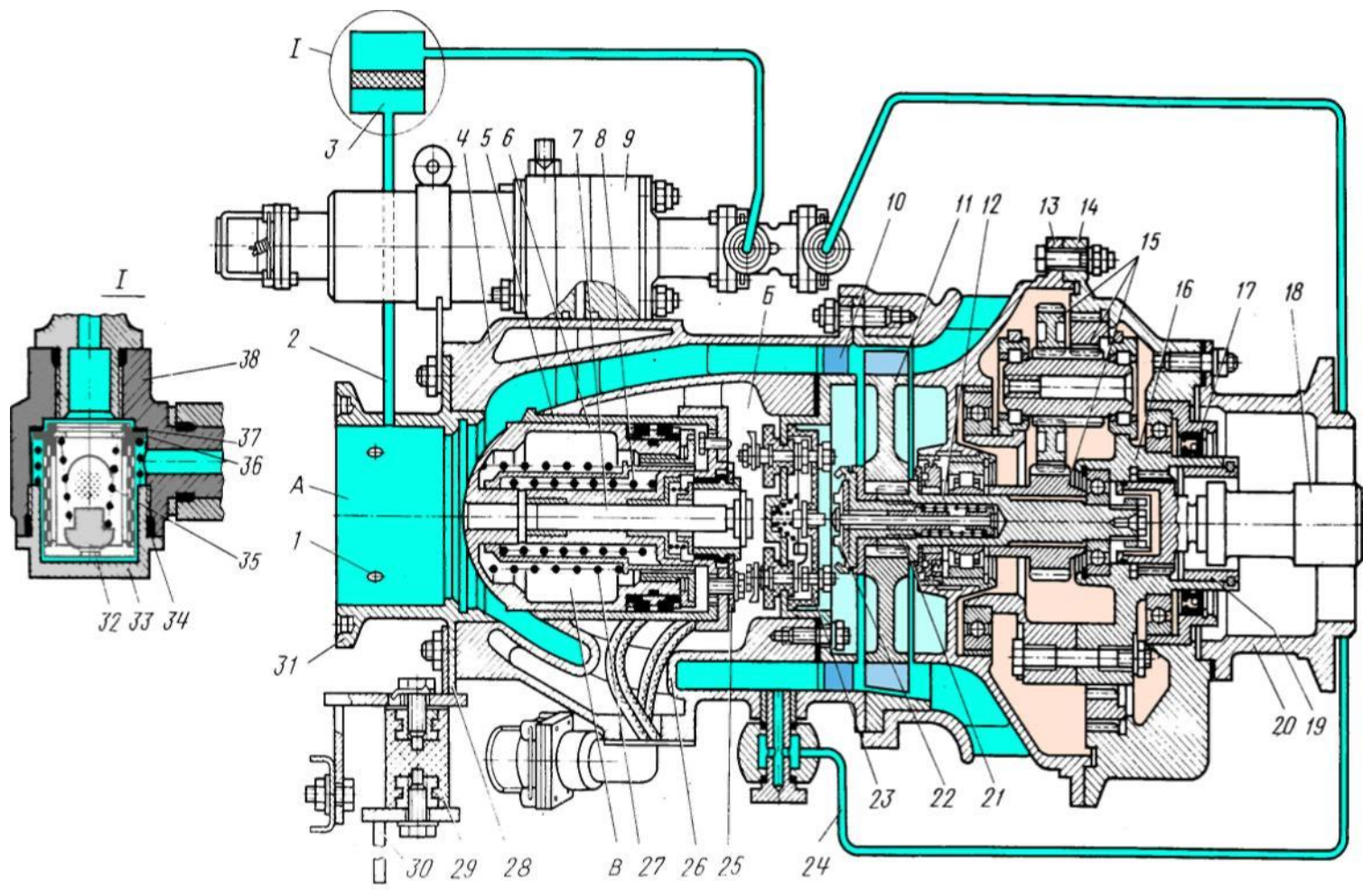
Повітряний стартер СВ-78БА є активною одноступенчатую повітряну турбіну з планетарним редуктором, повітряним клапаном і командним агрегатом. Редуктор стартера в процесі роботи змащується маслом Б-3В. Система змащення автономна, барботажем. Через верхню пробку в корпус заливається 120 см³ масла. Стартер кріпиться через перехідник до заднього фланця коробки приводів справа.

Командний агрегат призначений для відкриття повітряного клапана і підтримки постійного тиску перед турбіною стартера. У вихідному положенні повітряні клапани стартерів закриті пружинами. Стиснене повітря при роботі АІ-9В на холостому ходу через центральний отвір закритою заслінки клапана перепуску КП-9В підводиться на вхід повітряних клапанів. Через трубопровід 2 і командні агрегати повітря з цієї порожнини потрапляє всередину поршня, залишаючи їх в закритому положенні. Для обігріву клапанів повітря стравлюється в атмосферу через отвори 1.

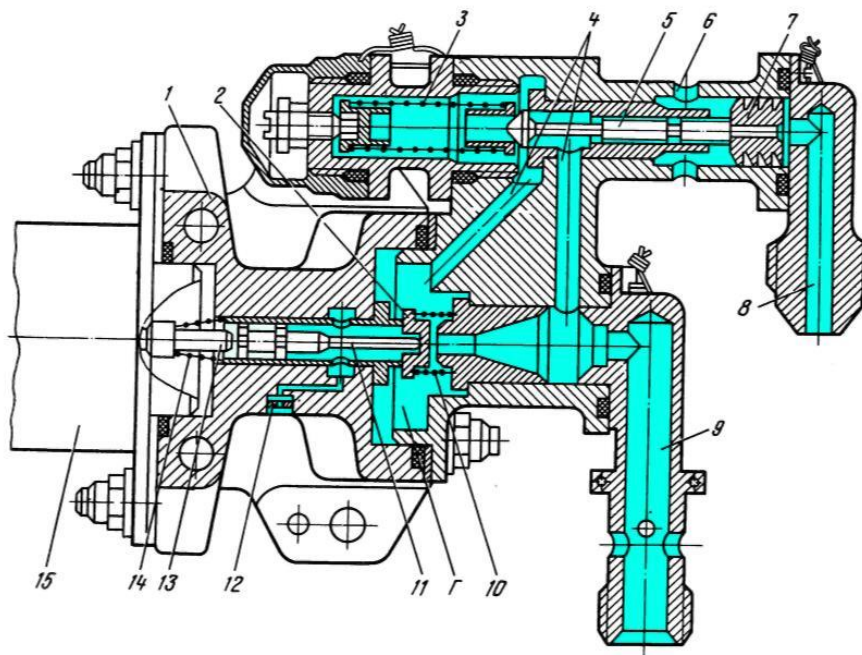
При натисканні на кнопку «Запуск» подається напруга на електромагнітний клапан, який закриває тарільчасте клапан і роз'єднує порожнину перед поршнем з порожниною всередині поршня, повідомляючи її

через жиклер 12 з атмосферою. Повітряний клапан стартера починає
відкриватися, загоряється табло «СВ працює».

Повітряний стартер СВ - 78 БА.



1 - Отвір для обігріву повітряного клапана,
 2-трубопровід підведення повітря з
 порожнини перехідника повітряного клапана
 до командного агрегату,
 3-Фільтр повітряний,
 4-корпус повітряного клапана,
 5,19-втулки
 6-поршень клапана,
 7-шток поршня,
 8; 27- пружини поршня,
 9- командний агрегат,
 10-соплової апарат,
 11-диск турбіни,
 12-вал турбіни,
 13-корпус турбіни,
 14-корпус редуктора,
 15-шестерня редуктора,
 16-корпус сателітів (води́ло),
 17-манжета,
 18-ресора,
 20; 31-перехідники,
 21- корпус відцентрового вимикача граничної
 частоти обертання стартера,
 22- відцентровий грузик,
 23-корпус контактів відцентрового вимикача,
 24- трубопровід підведення повітря з
 порожнини перед
 турбіною до лабіринтовою втулці обмежувача
 командного агрегату,
 25-корпус механізму електричних контактів
 сигналізатора відкритого положення клапана,
 26-стійка порожниста,
 28- кронштейн стартера,
 29-амортизатор,
 30-кронштейн на корпусі компресора
 двигуна,
 32-клапан перепускний,
 33-кришка,
 34; 37- кільця ущільнювальні,
 35-пружина,
 36-фільтр,
 37-корпус фільтра,
 А- порожнину перед поршнем,
 Б порожнину внутрішньої обичайки корпусу
 клапана,
 В- порожнину всередині поршня



1 корпус, 2 тарільчасте клапан, 3, 10, 14-пружини, 4-обвідний канал, 5-шток обмежувача, 6-отвір скидання повітря, 7-лабіринтова втулка, 8-штуцер подводавоздуха з порожнини перед турбінойстартера, 9-штуцер підведення повітря з порожнини перед поршнемклапана, 11-штовхач, 12-жиклер, 13-шток електромагнітного клапана, 15- електромагнітний клапан, Г порожнину тарельчатого клапана.

Автоматично спрацьовує клапан перепуску повітря на АІ-9В, припиняючи перепуск повітря в атмосферу і направляючи його на розкрутку стартера. При перевищенні тиску повітря перед турбіною вище розрахункового лабіринтова втулка 7 переміщує шток 5 і відкриває доступ повітря по обвідному каналу 4 з порожнини перед поршнем в його внутрішню порожнину з великим перетином, ніж перетин жиклера 12. Повітряний клапан прикривається, встановлюючи розрахункове значення тиску перед турбіною. При знеструмленні електромагнітного клапана тиск в порожнинах зовні і всередині повітряного клапана вирівнюються, і він закривається. При підвищенні граничної частоти обертання стартер відключається відцентровим вимикачем.

Панель управління повітряним запуском АПД-78А являє собою автоматичний пристрій, що забезпечує: запуск двигуна на землі і в польоті, проведення холодної прокрутки, помилковий запуск, припинення роботи системи запуску в будь-який момент часу. Панель управління одна на обидва двигуни, встановлена на вертольоті. Система запалювання служить для запалення паливо-повітряної суміші в камері згоряння при запуску двигуна на землі і в польоті.

На двигуні ТВЗ-117ВМ використовується низьковольтна місткість система запалювання, що включає в себе:

- агрегат запалювання СК-22-2К (на малюнку);
- дві свічки запалювання СП-26ПЗТ;
- два високовольтних дроти;
- клапан наддуву повітря.

Агрегат запалювання СК-22-2К є низьковольту конденсаторну систему, яка є джерелом енергоспоживання, необхідної для утворення іскри в момент розряду між електродами запальних свічок. Агрегат запалювання виконаний у вигляді прямокутної коробки і кріпиться за допомогою пластинчастих кронштейнів з гумовими амортизаторами до корпусу компресора і першої опори справа внизу (по польоту). Агрегат запалювання має дві незалежні рівноцінні електричних ланцюга, кожна з яких працює спільно з однією з запальних свічок. В агрегаті запалювання застосовані розрядники Р-26 з радіоактивним ізотопом. Потужність дози випромінювання на зовнішній поверхні агрегату не перевищує допустимої норми, тому на агрегаті запалювання і упаковці відсутній знак радіаційної небезпеки для обслуговуючого персоналу і не потребується спеціальних засобів захисту.

Із зовнішнього боку корпусу агрегату запалювання є штепсельні роз'єми «ЖИВЛЕННЯ» і «КОНТРОЛЬ» і два ніппеля високовольтних висновків для підключення екранованих високовольтних проводів довжиною до 1,5 м з прокладками втулками. В експлуатації штепсельної вилки «КОНТРОЛЬ» закритий заглушкою. Агрегат запалювання закритий кришкою, привареною до корпусу після складання.

Робота агрегату запалювання заснована на принципі накопичення електричного заряду на накопичувальному конденсаторі і короткочасного розряду конденсатора через міжелектродний проміжок свічки. У схему агрегату запалювання вбудований спеціальний датчик контролю. Робота датчика контролю заснована на принципі трансформатора струму. Перевірка працездатності агрегату запалювання виробляється приладом типу ічі-2, який підключається до штепсельного роз'єму "КОНТРОЛЬ" і вимірює частоту проходження розрядів на свічках запалювання.

Свічка запалювання СП-26ПЗТ- напівпровідникового типу. Обидві свічки запалювання встановлені на фланцях корпусу камери згоряння зверху.

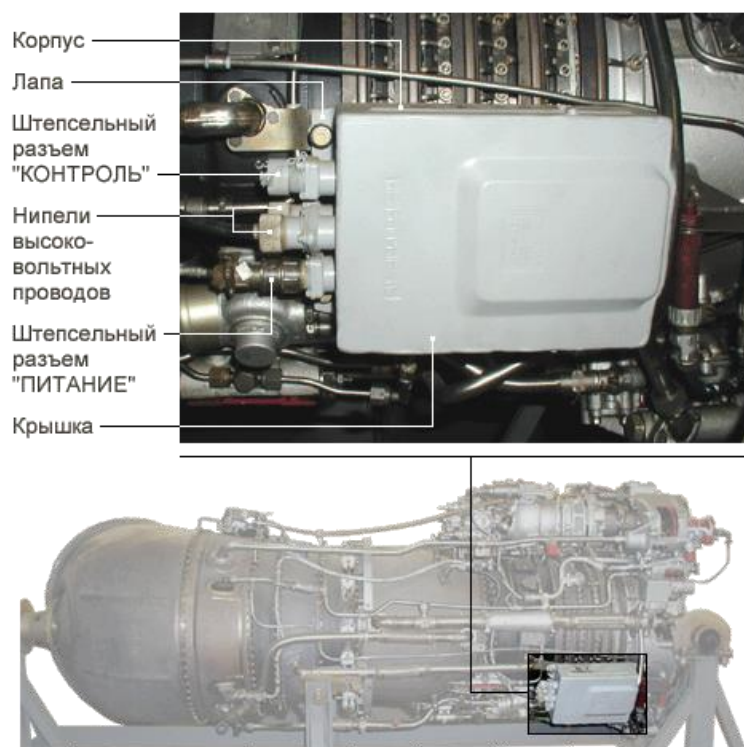
Свічка запалювання конструктивно виконана нерозбірними, екранованою, з керамічної ізоляцією. Робоча частина свічки має центральний 1 і бічний 5 електроди, між якими розташований напівпровідниковий елемент 4. Електричний розряд в іскровому проміжку свічки А відбувається по поверхні напівпровідникового елемента і має форму подовженого факела завдяки наявності в корпусі 3 направляючого каналу. Електричний контакт свічки з контактним пристроєм здійснюється через контактний стрижень 2 центрального електроду. Напівпровідниковий елемент 4 свічки забезпечує зниження пробивної напруги міжелектродного проміжку і його стабілізацію в процесі експлуатації.

Корпус 3 свічки має різьбу для монтажу кутника на свічку і фланець для кріплення свічки на двигуні. Для охолодження робочої частини свічки повітрям в корпусі 3 є два діаметрально протилежних вікна Б. З агрегатом

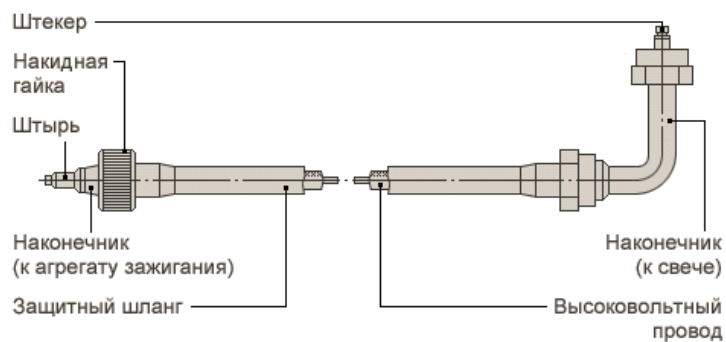
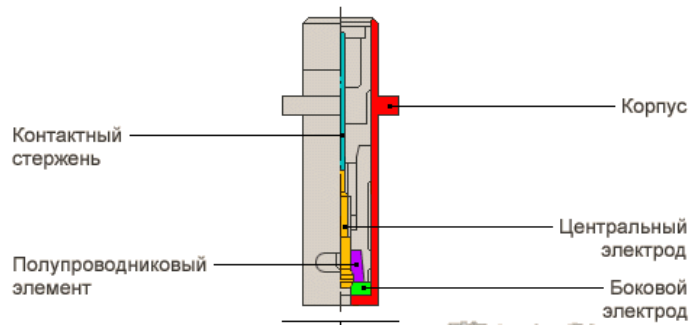
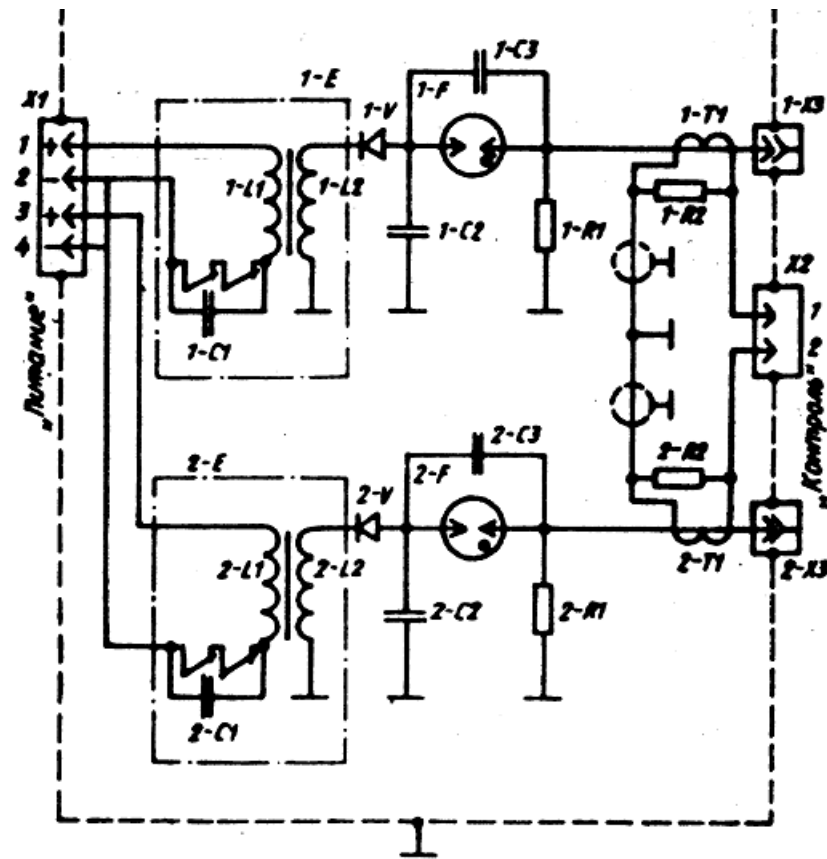
запалювання свічки з'єднуються двома високовольтними екранованими проводами. Провід кріпляться до корпусу двигуна хомутами.

Високовольтний провід 5 (рис. 9.6) відрізняється від інших проводів електрообладнання двигуна підвищеним опором ізоляції, так як він передає електричний заряд високої напруги. На провід надітий захисний шланг 4. На кінцях дроти припаяні наконечники для контактування зі свічкою і агрегатом запалювання. Наконечник 1 для агрегату запалювання - штирьового типу. Високовольтний провід 5 виведений до кінця штиря 12 наконечника і там припаяний до штиря. Провід у наконечника захищений ізолятором 11. Наконечник 1 закріплюється на агрегаті запалювання круглої накладною гайкою 2.

Наконечник 6 для свічки - кутового типу з штекерним пристроєм. Високовольтний провід 5 припаяний до штекера 7, який захищений ізолятором 8. Наконечник 6 закріплюється на свічці накладною гайкою 9. металевим



екрануючий шланг 3 по кінцях припаяний до футорка 10.



Робота системи запуску.

При натисканні на кнопку «Запуск» загоряється табло «Автомат включений», АПД-78А починає відпрацьовувати цикл запуску.

Повітряний стартер починає плавну розкрутку ротора двигуна, загоряється табло «СВ працює». АІ-9В автоматично переходить на режим відбору повітря. Через 5 секунд починає працювати агрегат запалювання і пускові свічки. При досягненні $NTK = 15..20\%$ паливо через перший контур форсунок надходить в камеру згоряння. При цьому в другій контур форсунок від повітряного стартера через клапан наддуву надходить стиснене повітря. На 30 секунд відключається агрегат запалювання. При $NTK = 60..65\%$ мікрореле в НР-3ВМ відключає стартер і перемикає панель запуску на вкоренилася доопрацювання. Якщо ж ротор турбокомпресора не досягне $NTK = 65\%$ за 55 секунд, стартер відключиться панеллю запуску.

Запуск двигунів у польоті дозволяється проводити при $NTK < 7\%$. При холодній прокручуванні з панелі запуску не надходить сигнал на включення агрегату запалювання. Помилковий запуск проводиться при установці перемикача роду робіт в положення «Холодна прокрутка» з відкритим стоп-краном.

Несправності системи запалювання

несправність	Причина	спосіб усунення
Немає підпалу палива.	Несправна електропроводка. Несправна свічка. Несправний агрегат запалювання.	Виправити електропроводку. Замінити свічку. Замінити СК-22-2К

В процесі усунення виявлених несправностей можуть проводитися заміни: пускових свічок, агрегату запалювання, високовольтних проводів пускових свічок.