

УДК 623.522

А.Д. Черкашин

Академия внутренних войск МВД Украины, Харьков

ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ВЕРТОЛЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ, ОБУСЛОВЛЕННЫЕ СПЕЦИФИКОЙ РАБОТЫ АВИАЦИИ ВО ВНУТРЕННИХ ВОЙСКАХ МВД УКРАИНЫ

В статье рассмотрены факторы, влияющие на надежность вертолетного двигателя как сложной технической системы и влияние характеристик эксплуатационного цикла двигателя на процесс исчерпания его ресурса.

Ключевые слова: авиационная техника, показатели надежности, эксплуатационные факторы.

Введение

В состав внутренних войск МВД Украины входит подразделение вертолетной авиации. Спецификой применения вертолетного парка является неравномерная эксплуатация, простой, длительные периоды хранения.

Актуальность прогнозирования технического состояния объектов военной авиационной техники обусловлена, чаще всего, непомерно высокой стоимостью результата отказа отдельного элемента сложной технической системы, которой есть современный летательный аппарат (ЛА). Эта цена становится крайне высокой в случаях, когда речь идет о жизни летного или технического состава.

Затраты на мероприятия по повышению надежности могут быть сравнимы с ценой отказа исследуемого объекта, но не должны ее превышать. В противном случае теряется целесообразность дальнейшей эксплуатации технической системы. В этой связи комплекс мероприятий по повышению надежности авиационной техники есть довольно дорогим. Достоверное прогнозирование технического состояния системы дает возможность рационально выработать перечень и период проведенных работ – эксплуатационных мероприятий по управлению надежностью. Иначе говоря, делает эксплуатацию авиационной техники (АТ) оптимальной с точки зрения материальных и временных затрат для поддержания необходимого уровня ее надежности.

Основной раздел

Прогноз и оценка технического состояния элементов ЛА необходимы для решения двух насущных задач, которые стоят перед военной авиацией на Украине [8]:

1) задача модернизации парка боевой авиационной техники (БАТ);

2) переход на эксплуатацию АТ (или отдельных ее систем) по состоянию или по смешанной схеме, которая предусматривает отказ от традиционных ординарных регламентных мероприятий.

Они не отражают действительного технического состояния, который и является причиной внезапных отказов.

Рассмотрим это на примере авиационного двигателя (АД).

Исследования [1] показали, что из всего множества ожидаемых условий эксплуатации АД можно выделить пять главных влияний на его надежность:

- величина использования максимальных режимов за ресурс;
- продолжительность полета;
- отклонение фактической температуры атмосферного воздуха от расчетной;
- отклонение фактического давления атмосферного воздуха от расчетного;
- суммарная наработка парка двигателей данного типа.

На основании обработки статистических данных об отказах и неисправностях совокупности турбореактивных, турбовинтовых и двухконтурных двигателей разного назначения в процессе эксплуатации были получены следующие зависимости показателей надежности (наработки, которая приходится на одно выключение двигателя в полете $T_{\text{опв}}$, на одно досрочное снятие двигателя $T_{\text{ддсд}}$ и на суммарное количество неисправностей T_{Σ}) от указанных выше эксплуатационных факторов [1]:

$$T_{\text{опв}} = a_{\text{опв}} \rho^{-0,572} h^{0,797} \tau^{0,422} \text{ тыс. ч. /отк.}; \quad (1)$$

$$T_{\text{ддсд}} = a_{\text{ддсд}} \rho^{-0,161} h^{0,967} \tau^{0,284} \text{ тыс. ч. /отк.}; \quad (2)$$

$$T_{\Sigma} = a_{\Sigma} \rho^{-0,379} h^{0,098} \tau^{0,246} \text{ тыс. ч. /отк.} \quad (3)$$

Если представить эти зависимости в общем виде с введением в них дополнительных эксплуатационных факторов, которые относятся к числу основных, получим:

$$T_{\text{опв}} = a_{\text{опв}} \rho^{-\alpha_{\text{опв}}} h^{\beta_{\text{опв}}} \Delta t^{\gamma_{\text{опв}}} \Delta p^{\delta_{\text{опв}}} \tau^{\varepsilon_{\text{опв}}}; \quad (4)$$

$$T_{\text{ддсд}} = a_{\text{ддсд}} \rho^{-\alpha_{\text{ддсд}}} h^{\beta_{\text{ддсд}}} \Delta t^{\gamma_{\text{ддсд}}} \Delta p^{\delta_{\text{ддсд}}} \tau^{\varepsilon_{\text{ддсд}}}; \quad (5)$$

$$T_{\text{оуэ}} = a_{\text{оуэ}} \rho^{-\alpha_{\text{оуэ}}} h^{\beta_{\text{оуэ}}} \Delta t^{\gamma_{\text{оуэ}}} \Delta p^{\delta_{\text{оуэ}}} \tau^{\varepsilon_{\text{оуэ}}}; \quad (6)$$

$$T_{\Sigma} = a_{\Sigma} \rho^{-\alpha_{\Sigma}} h^{\beta_{\Sigma}} \Delta t^{\gamma_{\Sigma}} \Delta p^{\delta_{\Sigma}} \tau^{\varepsilon_{\Sigma}}; \quad (7)$$

где $T_{\text{оуэ}}$ – наработка на отказ, который отстраняет в эксплуатации;

ρ – средняя относительная величина использования максимальных режимов за ресурс;

h – средняя величина продолжительности полета самолета;

Δt – средняя величина отклонения фактической температуры атмосферного воздуха от расчетной (стандартной) величины;

Δp – средняя величина отклонения фактического давления атмосферного воздуха от расчетной (стандартной) величины;

τ – величина суммарной наработки (с начала эксплуатации) парка двигателей данного типа;

$\alpha, \beta, \gamma, \delta, \varepsilon$ – соответствующие постоянные показатели, которые определяют степень влияния эксплуатационного фактора на соответствующие показатели надежности двигателя;

$a_{\text{опв}}, a_{\text{дсд}}, a_{\text{оуэ}}, a_{\Sigma}$ – соответствующие постоянные коэффициенты.

Дальнейшей задачей является определение величин $\alpha, \beta, \gamma, \delta, \varepsilon, a_{\text{опв}}, a_{\text{дсд}}, a_{\text{оуэ}}, a_{\Sigma}$ для конкретного двигателя.

Осуществить это можно на основании материалов обобщения и анализа информации об отказах и неисправностях двигателей, которые имеют место в процессе эксплуатации.

Из зависимостей (1), (2), (3) видно, что величины рассмотренных наработок двигателя обратно пропорциональны средней относительной величине использования максимальных режимов за ресурс, и прямо пропорциональны средней величине продолжительности полета и величине суммарной наработки (с начала эксплуатации) парка двигателей данного типа.

Показатели степени значений перечисленных факторов зависят от вида наработки.

Ресурс АД представляет собой заданную продолжительность его эксплуатации, выраженную в часах. При нормальной эксплуатации двигателя (при постоянной типичной характеристике загрузки цикла) его ресурс определяется как произведение числа циклов эксплуатации на продолжительность протекания каждого цикла.

Для АД эксплуатационным циклом считается полет летательного аппарата от запуска двигателя до его остановки. Частота циклов определяется интенсивностью полетов.

Под загруженностью цикла понимают продолжительность использования максимальных режимов, количество переходных режимов, число запусков, приемистостей, которые делает АД на всех стадиях полета, включая работу на земле. В общем виде продолжительность эксплуатационного цикла АД состоит из времени взлета, непосредственно полета и посадки:

$$T_{\text{взл}} + T_{\text{пол}} + T_{\text{пос}} = T_{\Sigma}, \quad (8)$$

где $T_{\text{взл}}$ – продолжительность взлета;

$T_{\text{пол}}$ – продолжительность полета;

$T_{\text{пос}}$ – продолжительность посадки;

T_{Σ} – продолжительность эксплуатационного цикла.

Представленное выражение носит общий характер, каждое из циклов также можно разбить на этапы, которые представляют взлет, непосредственно полет и посадку. В зависимости от полетной задачи эксплуатационный цикл может состоять из перечня этапов и их повторения.

Значения $T_{\text{взл}}$ и $T_{\text{пос}}$ для летательного аппарата определенного типа изменяются незначительными. Продолжительность и загруженность эксплуатационного цикла в большей мере зависит от величины $T_{\text{пол}}$.

Ресурс АД можно представить как суммарное время продолжительности циклов его эксплуатации: T_{Σ} . Тогда, в процессе исчерпания ресурса АД делает n циклов:

$$n = \frac{T_{\Sigma} \Sigma}{T_{\Sigma}}. \quad (9)$$

Количество оказываемых циклов в процессе выработки ресурса влияет на показатели надежности АД [1]. Существует максимально допустимое число эксплуатационных циклов работы двигателя. Оно зависит от степени загруженности цикла (продолжительности работы двигателя на максимальных режимах). Чем больше характеристика загруженности цикла, тем меньшее количество циклов способен провести двигатель. В общем случае назначаемый ресурс авиационного двигателя зависит от частоты циклов его работы и характеристики загруженности типичного цикла.

Максимально допустимое число полетных циклов n_{max} при заданной характеристике загрузки полетного цикла определяется экспериментально, путем проведения циклических испытаний каждого основного узла двигателя и самого двигателя в целом на специальных доводочных стендах.

Различают три вида циклических испытаний:

– нормальные, при которых продолжительность и нагрузка цикла отвечает типичному эксплуатационному полетному циклу;

– ускоренные, с сокращенной продолжительностью цикла в сравнении с типичным эксплуатационным полетным циклом и нагрузкой цикла, который отвечает нагрузке эксплуатационного полетного цикла;

– эквивалентные, с сокращенной продолжительностью и увеличенной нагрузкой цикла в сравнении с типичным эксплуатационным полетным циклом.

В каждом из перечисленных видов циклических испытаний ресурс АД имеет разное значение.

При нормальном виде испытаний значения его больше всего, а при эквивалентному – меньше всего.

Учитывая влияние загруженности эксплуатационного цикла и распределения $T_{э.ц.}$ между $T_{взл.}$, $T_{пол.}$, $T_{пос.}$ на скорость истощения ресурса АД, важной есть оценка степени этого влияния. Выявление соотношений $T_{взл./T_{э.ц.}}$, $T_{пол./T_{э.ц.}}$, $T_{пос./T_{э.ц.}}$ и характеристик загруженности типичного эксплуатационного цикла для АД, эксплуатируемых в строевых частях ВВ МВД Украины, сложно и требует больших временных и материальных затрат.

В общем случае надежность вертолетного двигателя зависит от влияния группы факторов:

1. Состояние воздушной среды (температура, влажность, давление, плотность).
2. Внешние влияния атмосферы (порывы ветра, дождь, туман, град, птицы, пыльность, радиация).
3. Условия полета (высота, скорость горизонтальная, скорость вертикальная).
4. Масса ЛА (загрузка вертолета).
5. Уровень совершенства технического обслуживания.
6. Уровень подготовки летного состава.
7. Конструктивно-производственные недостатки.
8. Характеристика эксплуатационного цикла (продолжительность полета, загрузка цикла).

Климатические условия на Украине в целом можно считать благоприятными, проведение летных практик планируется ежегодно в период из мая по октябрь.

Погодные условия также не могут существенно повлиять на показатели надежности АД.

Будем считать, что конструктивно-производственные недостатки на двигателе ГТД-350 устранены путем усовершенствований и доработок при выпуске новых серий, так как суммарная наработка парка двигателей данного типа, которые находятся в эксплуатации много лет, значительная.

Основной особенностью эксплуатации АД есть характеристика эксплуатационного цикла, который включает продолжительность полета и загруженность цикла.

$$n_{\text{норм}} = T_{э.ц.} / \Sigma T_{э.ц. \text{ норм}} \quad (10)$$

В общем случае процесс истощения межремонтного ресурса двигателя при нормальной типичной характеристике эксплуатационного цикла предусматривает выполнение количества полетов, равного

$$n_{\text{норм рем}} = T_{\text{рем}} / T_{э.ц. \text{ норм}} \quad (11)$$

Фактически двигатель эксплуатируется в режиме, который отличается от типичного. При этом вертолет проходит количество эксплуатационных циклов:

$$n_{\text{факт}} = T_{\text{рем}} / T_{э.ц. \text{ факт}} \quad (12)$$

Откуда

$$n_{\text{факт}} = n_{\text{норм}} \times (T_{э.ц. \text{ норм}} / T_{э.ц. \text{ факт}}) \quad (13)$$

На рис. 1 представлен график изменения расчетного значения надежности авиационного двигателя в процессе его эксплуатации до отправки в ремонт.

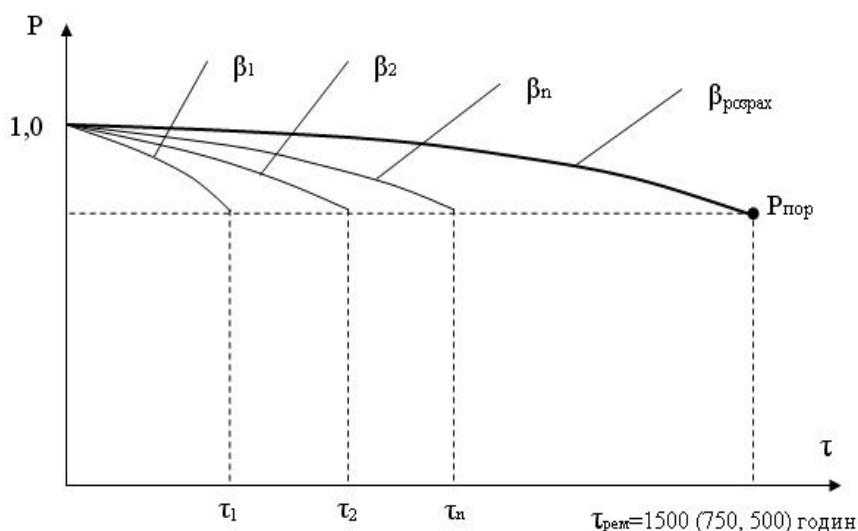


Рис. 1. Изменение надежности авиационного двигателя ГТД-350 в процессе его эксплуатации до ремонта

Необходимость отправки двигателя в заводской ремонт наступает в момент достижения расчетного значения надежности своей предельной величины, при которой дальнейшая эксплуатация двигателя без заводского ремонта запрещена. Как уже указывалось, в системе технического обслуживания

авиационного двигателя предполагается, что надежность двигателя достигнет предельного значения после 1500 (750, 500) часов эксплуатации.

Анализ случаев досрочного снятия авиационных двигателей в ремонт свидетельствует, что в реальных условиях эксплуатации не все двигатели

вырабатывают межремонтный ресурс. В зависимости от условий эксплуатации, в которых они находились, величина наработки отдельных АД к достижению надежности предельной величины $R_{пор}$ представляет соответственно $\tau_1, \tau_2, \dots, \tau_n$. Значение надежности в каждом из случаев уменьшает интенсивность и достигает предельной величины за время, меньше, чем $\tau_{рем}$. Значение времени $\tau_1, \tau_2, \dots, \tau_n$, т.е. межремонтный ресурс конкретного авиационного двигателя, можно прогнозировать путем определения зависимостей коэффициентов $\beta_1, \beta_2, \dots, \beta_n$ от множества факторов, которые действуют на двигатель. Эта задача решается поэтапно, путем исследования влияния на коэффициент каждого фактора отдельно.

Эта проблема может быть решена на основе методов, разработанных в научно-исследовательском центре Академии внутренних войск МВД Украины и серии научно-исследовательских работ ХУВС им. И. Кожедуба. Эти работы направлены на обеспечение безопасности полетов, надежности работы двигателя, разработки организационно-технических мероприятий по разработке сроков хранения, обслуживания, коррекции номенклатуры ЗИП для устранения отказов, вызванных нетипичной эксплуатацией техники в войсковых условиях.

На основе теоретического анализа и модулирование изменения надежности двигателей Ми-8 ГТД-350, ТВ-3-117, которые установлены на вертолетах МИ-8, используемых во внутренних войсках МВД Украины, проведена оценка перераспределения остатка ресурса, обусловленного эксплуатацией авиационной техники в режимах, существенно отличающихся от типичного цикла эксплуатации.

Выводы

Разработанный подход к оценке надежности авиационных двигателей с учетом специфики использования имеет самостоятельное значение и может быть применен к другим объектам.

Внедрение мероприятий, которые совершенствуют систему эксплуатации и ТО, поможет обеспечить безопасность полетов путем профилактики летных случаев, связанных с отказом двигателя, и обеспечить сохранение техники и жизни членов экипажа.

Также необходимо провести обучение инженерно-технического состава мероприятиям эксплуатации вертолетной техники внутренних войск МВД Украины.

Список литературы

1. Розробка методів оцінки й планування вичерпання ресурсу авіаційної техніки внутрішніх військ з урахуванням специфічних особливостей її експлуатації та службово-бойових завдань ВВ для планування заходів щодо продовження ресурсу й заміни авіаційної техніки і озброєння [Текст]: звіт про НДР / Акад. внутрішніх військ МВС України; керівн. О.Б. Аніпко; викон.: О.Д. Черкашин [та ін.]. – Х., 2007. – 57 с.
2. Иленко Е.Ю. Факторы, влияющие на надежность вертолетного двигателя ГТД-350, как сложной технической системы [Текст] / Е.Ю. Иленко // Збірник наукових праць Харківського університету Повітряних Сил. – Х.: ХУПС, 2005. – № 5(5). – С. 26-29.
3. Аніпко О.Б. Эксплуатационный цикл авиационного двигателя как критерий оценки его ресурса [Текст] / О.Б. Аніпко, Е.Ю. Иленко // Збірник наукових праць Харківського університету Повітряних Сил. – Х.: ХУПС, 2006. – № 2(8). – С. 4-6.
4. Аніпко О.Б. Статистическая однородность выборки данных об отказах при эксплуатации вертолетных двигателей [Текст] / О.Б. Аніпко, Е.Ю. Иленко // Интегровані технології та енергозбереження. – Х.: НТУ ХП, 2007. – № 3. – С. 37-41.
5. Аніпко О.Б. Остаточный ресурс вертолетных двигателей в нерасчетных условиях эксплуатации [Текст] / О.Б. Аніпко, Е.Ю. Иленко // Интегровані технології та енергозбереження. – Х.: НТУ ХП, 2008. – № 2. – С. 118-129.

Поступила в редколлегию 25.11.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф. О.Б. Аніпко, Академия внутренних войск МВД Украины, Харьков.

ОСОБЛИВОСТІ ЕКСПЛУАТАЦІЇ ГЕЛІКОПТЕРНИХ ДВИГУНІВ, ЯКІ ОБУМОВЛЮЮТЬСЯ СПЕЦИФІКОЮ РОБОТИ АВІАЦІЇ У ВНУТРІШНІХ ВІЙСЬКАХ МВС УКРАЇНИ

О.Д. Черкашин

У статті розглядаються фактори, які впливають на надійність гелікоптерного двигуна як складної технічної системи і вплив характеристик експлуатаційного циклу двигуна на процес вичерпання його ресурсу.

Ключові слова: авіаційна техніка, показники надійності, експлуатаційні фактори.

HELICOPTER ENGINES OPERATION FEATURES, CONDITIONED BY THE AVIATION SERVICE SPECIFIC IN THE INTERIOR TROOPS OF MIA OF UKRAINE

A.D. Cherkashyn

Helicopter engine robustness influencing factors as a complex technical system and engine operational cycle characteristics influence on the process of its resource depletion are considered in the article.

Keywords: aviation technique, robustness indicators, operational factors.