

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПОЛЕТНЫХ УСЛОВИЙ НА ПОВРЕЖДАЕМОСТЬ ДИСКА ТУРБИНЫ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ ВЫСОКОМАНЕВРЕННОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Гогаев Г.П. *, Немцев Д.В.**

*Опытно-конструкторское бюро им. А. Люльки –
филиал ОДК-Уфимского моторостроительного производственного объединения,
ОКБ им. А. Люльки, ул. Касаткина, 13, Москва, 129301, Россия*

** e-mail: gogaevgeorge@rambler.ru*

*** e-mail: dmitrij_n@inbox.ru*

Статья поступила в редакцию 27.11.2018

Работа посвящена расчётному исследованию влияния полетных условий на повреждаемость диска турбины высокого давления (ТВД) высокоманевренного летательного аппарата (ЛА). По результатам исследования можно сделать вывод, что повреждаемость диска ТВД от малоциклового усталости (МЦУ) для рассмотренных типов циклов нагружения зависит от полетных условий. На основании этого предложено дальнейшее развитие методики контроля выработки ресурса основных деталей (ОД) газотурбинного двигателя (ГТД) высокоманевренных ЛА по МЦУ за счет учета условий реализации (полетных условий) циклов нагружения в каждом конкретном полете, что позволит максимально полно использовать ресурс двигателя и тем самым уменьшить стоимость жизненного цикла.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, малоцикловая усталость, основные детали, повреждаемость, полетные условия.

Введение

Проявление отказов и неисправностей есть закономерная картина отражения объективных процессов искусственного (под нагрузкой) и естественного старения авиационных конструкций, к которым предъявляются жесткие требования по характеристикам надежности работы [1]. Эти требования обусловили введение ресурсных ограничений (сроков службы) практически для всех элементов планера, двигателя и функциональных систем [2].

Для обеспечения надежной отработки заложенных ресурсов авиационные конструкции проектируются и изготавливаются с некоторыми запасами, обеспечивающими функционирование в условиях воздействия широкого спектра рабочих нагрузок [3, 4]. Однако, несмотря на значительные успехи в создании высоконадежных ГТД, в эксплуатации продолжают возникать отказы двигателя в пределах назначенного ресурса, а также досрочные съемы двигателя, что приводит к существенным убыткам.

Рост стоимости жизненного цикла ГТД выдвигает на первый план проблему полного безопасного использования ресурса авиационных двигателей, чего можно достичь при переходе к эксплуатации по техническому состоянию [5]. Переход на эксплуатацию по техническому состоянию возможен при достаточной контролепригодности изделия, обеспечивающей получение объективной информации, требуемой для достоверной оценки технического состояния [6].

При этом важнейшей задачей является разработка методов и алгоритмов оценки исчерпания ресурса, учитывающих особенности нагружения каждого двигателя.

Используемым методам контроля выработки ресурса [7], в силу отсутствия учета реальных условий эксплуатации, присущ избыточный консерватизм, в силу чего происходит преждевременное отстранение двигателей от эксплуатации, что экономически невыгодно и отрицательно сказывается на поддержании требуемого уровня боеготовности парка ЛА.

Таким образом, направление совершенствования методов контроля, анализа нагружения и управления расходом ресурса ГТД, наиболее полно учитывающих особенности эксплуатации каждого двигателя, является актуальным.

Особое внимание должно быть уделено ОД ГТД, разрушение которых может привести к аварийным или катастрофическим последствиям. Диск ТВД в соответствии с НТД является основной деталью авиационного ГТД.

Целью работы является исследование влияния полетных условий на единичную повреждаемость диска ТВД высокоманевренного ЛА.

Общие положения

Основной вклад в накопленную поврежденность деталей авиационного ГТД высокоманевренного ЛА вносят поврежденности, обусловлен-

ные реализацией переменных режимов работы (механизм малоциклового усталости) и работой на максимальных установившихся режимах (механизм истощения длительной прочности) [8–10].

Обычно за основной параметр, определяющий режим нагружения двигателя, принимается частота вращения роторов [11]. На рис. 1, а приведена возможная циклограмма изменения режимов работы ГТД при выполнении одного полета. Для схематизации циклограммы весь диапазон изменения режимов работы двигателя по частоте вращения разбивается на ряд уровней: малый газ, крейсерский режим, максимальный режим. Количество уровней деления диапазона режимов работы двигателя может варьироваться и определяется разработчиком двигателя с учетом технических требований к двигателю, его системы управления, влияния изменения частоты вращения

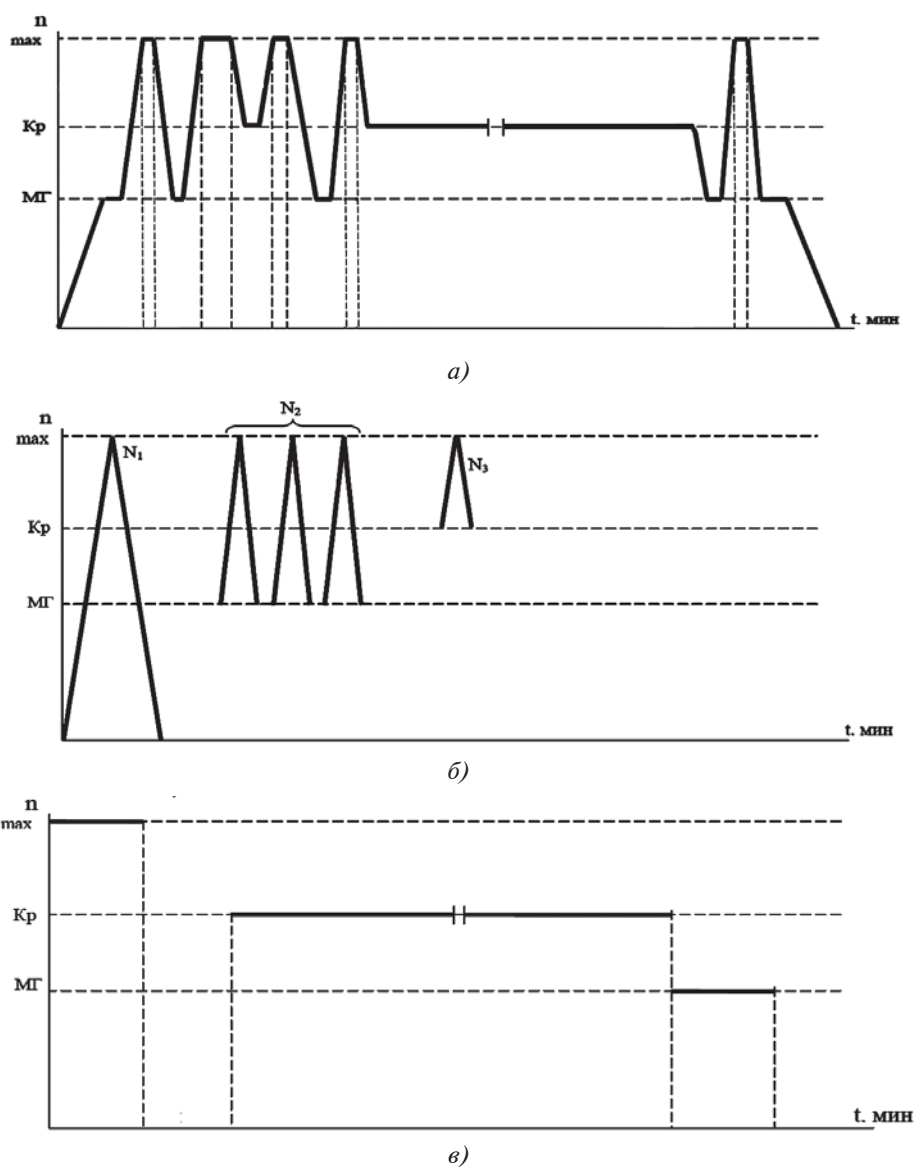


Рис. 1. Схематизация работы двигателя: а — гипотетическая циклограмма работы двигателя; б — циклическая составляющая работы двигателя; в — статическая составляющая работы двигателя

ротора на выработку циклической долговечности основных деталей двигателя, а также назначения летательного аппарата, в составе которого данные двигатели применяются. Изменение режима работы двигателя представляется в виде набора циклов нагружения разного типа (рис. 1,б) и набора длительностей режимов стационарной работы (рис. 1,в).

Для ГТД четвертого поколения высокоманевренного ЛА принято выделять несколько основных типов циклов нагружения, в наибольшей степени влияющих на повреждаемость ОД (см. таблицу).

Основные типы циклов

Обозначение	Тип цикла
N1	0 – МАХ – 0
N2	МГ – МАХ – МГ
N3	КР – МАХ – КР

Следует отметить, что при наличии у двигателя нескольких максимальных режимов возможно дополнительное ранжирование типов циклов на классы.

Для оценки исчерпания ресурса принята гипотеза линейного суммирования повреждений, согласно которой разрушение детали наступает при [12–14]

$$P_{ст} + P_{ц} = 1, \quad (1)$$

где $P_{ст}$ – статическая повреждаемость, накопленная деталью при работе на максимальных режимах;

$P_{ц}$ – циклическая повреждаемость, обусловленная работой на переменных режимах.

Как показывает опыт эксплуатации двигателей четвертого поколения высокоманевренного ЛА, вклад статической составляющей в общую повреждаемость ОД двигателя существенно меньше циклической. Поэтому, как правило, оценка остаточного ресурса двигателя производится только на основе учета циклических повреждаемостей его ОД.

Остаточный ресурс ОД двигателя определяется путем сравнения фактического значения параметра технического состояния (накопленной поврежденности) ОД двигателя во время эксплуатации с его предельно допустимым значением, накопленным в процессе ресурсных испытаний.

Для контроля исчерпания ресурса ОД двигателей разрабатываются алгоритмы обработки по-

летной информации, позволяющие определять циклы нагружения в эксплуатации. В основе данных алгоритмов лежат методы схематизации случайных процессов [15].

Следует отметить, что для каждого семейства двигателей количество значимых типов циклов является индивидуальным.

За долю поврежденности, вносимой одним циклом нагружения – единичную повреждаемость, принято отношение (определенное либо экспериментальными методами, либо вычисленное по эмпирической формуле Мэнсона) [9, 16]:

$$P_i = 1/N_{pi}, \quad (2)$$

где P_i – единичная повреждаемость цикла;

i – тип цикла;

N_{pi} – количество циклов до разрушения.

Единичные повреждаемости рассчитываются для каждого типа элементарного цикла нагружения и каждой ОД.

Количество циклов до разрушения N_{pi} , а значит, и единичная повреждаемость P_i для каждого типа цикла определяется при экстремальных нагрузках в предположении возможного сочетания максимально неблагоприятных факторов нагружения (режим работы двигателя, число Маха и высота полета) для заданного диапазона эксплуатации авиационного ГТД (рис. 2).

Однако проведенный анализ эксплуатации высокоманевренного ЛА с ГТД четвертого поколения (рис. 3) с использованием разработанного программного комплекса «Эксплуатация v.1.0» [17] показал, что около 80% времени эксплуатации осуществляется на дозвуковых скоростях и высотах до 10 км, при которых нагруженность ОД значительно ниже максимальной. Следовательно, существующая методика подсчета накопленной поврежденности избыточно консервативна.



Рис. 2. Области максимальных условий нагружения



Рис. 3. Анализ данных эксплуатации

Одним из путей совершенствования методики учета выработки ресурса ОД изделия является учет условий полета ЛА, совместно с задающими воздействиями пилота и САУ, полностью определяющих режим работы двигателя и, следовательно, нагрузки, действующие на детали и узлы двигателя.

Для оценки влияния полетных условий на единичную повреждаемость ОД проведен комплекс расчетов диска ТВД двигателя 4-го поколения разработки ОКБ им. А. Люльки.

Расчетная модель

Для уменьшения потребных ресурсов и времени расчета, а также в силу симметрии геометрии и нагрузок ТВД расчет проводится для сектора, с заданием циклической симметрии [18].

Модель ротора ТВД представляет собой сектор, равный 12, соответствующий трем рабочим лопаткам. Конечноэлементная модель диска ТВД приведена на рис. 4.



Рис. 4. Конечноэлементная модель ротора ТВД

Расчетная схема, использованная для прочностного анализа диска ТВД [19], показана на рис. 5.

Нагрузки, приложенные к модели:

- статическое давление по полостям вокруг диска ТВД;
- осевые P_a и окружные P_u силы, действующие на венец рабочих лопаток ТВД;
- частота вращения ротора высокого давления (РВД);
- поле температур.

Закрепление осуществлялось в осевом и окружном направлениях на фланце вала РВД [20]. Моделировалась стяжка болтовых соединений.

Определение единичной повреждаемости диска ТВД при разных условиях полета

Расчеты выполнялись в программном комплексе Ansys.

По результатам расчетов напряженно-деформированного состояния (НДС) выявлено, что наиболее напряженная точка диска ТВД, ограничивающая циклическую долговечность — середина ступичного отверстия. Для данной точки определялось количество циклов до разрушения при разных полетных условиях для основных типов циклов нагружения рассматриваемого двигателя.

Количество циклов до разрушения определялось с использованием модифицированной формулы Мэнсона [8]:

$$\Delta \varepsilon = \left[\ln \frac{1}{1 - \psi} \right]^{0,6} N_p^{-0,6} + \frac{3,5(\sigma_{дл} - \sigma_m)}{E} N_p^{-0,12}, \quad (3)$$

где $\Delta \varepsilon$ — размах упругопластических деформаций; N_p — число циклов до разрушения; $\sigma_{дл}$ — предел

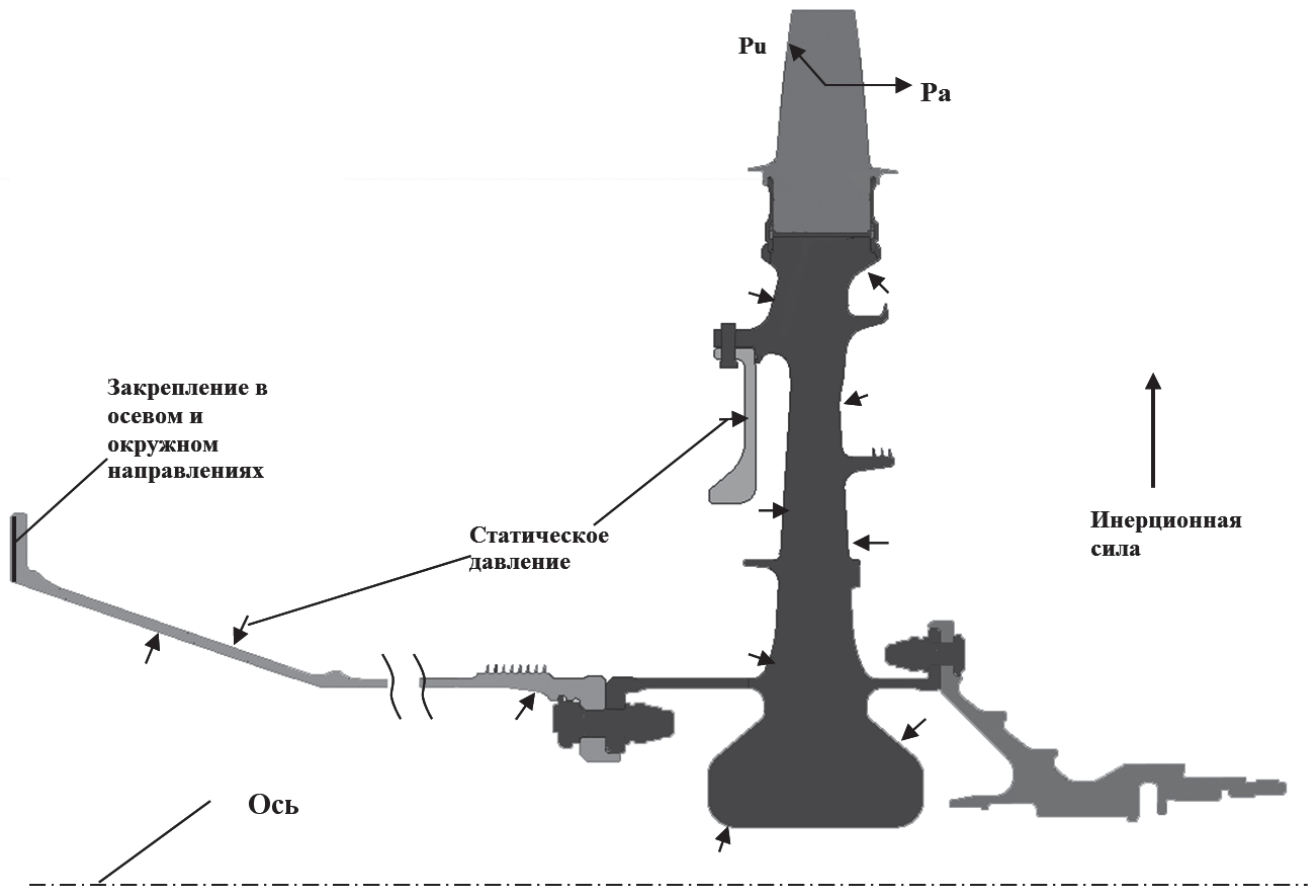


Рис. 5. Расчетная схема ротора турбины высокого давления

длительной прочности (выдержка в цикле); σ_m – среднее напряжение цикла;

E – модуль упругости при заданной температуре; ψ – относительное сужение образца при одноосном разрыве.

Размах упругопластических деформаций для неодносного НДС [8]:

$$\Delta \varepsilon = \frac{3}{2(1 + \mu)} \Delta \varepsilon^e + \Delta \varepsilon^p, \quad (4)$$

где μ – коэффициент Пуассона; $\Delta \varepsilon^e$ – размах упругой деформации; $\Delta \varepsilon^p$ – размах пластической деформации.

Интенсивности размахов напряжений, упругих и пластических деформаций определяются по следующим формулам [8]:

$$\Delta \sigma = \frac{\sqrt{2}}{2} [(\Delta \sigma_x - \Delta \sigma_y)^2 + (\Delta \sigma_y - \Delta \sigma_z)^2 + (\Delta \sigma_z - \Delta \sigma_x)^2 + 6(\Delta \sigma_{xy}^2 + \Delta \sigma_{yz}^2 + \Delta \sigma_{xz}^2)]^{1/2}; \quad (5)$$

$$\Delta \varepsilon^e = \frac{\sqrt{2}}{2} [(\Delta \varepsilon_x^e - \Delta \varepsilon_y^e)^2 + (\Delta \varepsilon_y^e - \Delta \varepsilon_z^e)^2 + (\Delta \varepsilon_z^e - \Delta \varepsilon_x^e)^2 + \frac{3}{2} ((\Delta \varepsilon_{xy}^e)^2 + (\Delta \varepsilon_{yz}^e)^2 + (\Delta \varepsilon_{xz}^e)^2)]^{1/2}; \quad (6)$$

$$\Delta \varepsilon^p = \frac{\sqrt{2}}{2} [(\Delta \varepsilon_x^p - \Delta \varepsilon_y^p)^2 + (\Delta \varepsilon_y^p - \Delta \varepsilon_z^p)^2 + (\Delta \varepsilon_z^p - \Delta \varepsilon_x^p)^2 + \frac{3}{2} ((\Delta \varepsilon_{xy}^p)^2 + (\Delta \varepsilon_{yz}^p)^2 + (\Delta \varepsilon_{xz}^p)^2)]^{1/2}, \quad (7)$$

где $\Delta \sigma = \sigma^{(load)} - \sigma^{(unload)}$ – тензор размахов напряжений;

$\Delta \varepsilon^e = \varepsilon^{e(load)} - \varepsilon^{e(unload)}$ – тензор размахов упругих деформаций;

$\Delta \varepsilon^p = \varepsilon^{p(load)} - \varepsilon^{p(unload)}$ – тензор размахов пластических деформаций.

Для нахождения среднего напряжения цикла вычисляются интенсивность напряжений $\sigma_i^{(load)}$,

$\sigma_i^{(unload)}$ и гидростатические напряжения:

$$\sigma^{(load)} = (\sigma_x^{(load)} + \sigma_y^{(load)} + \sigma_z^{(load)}) / 3; \quad (8)$$

$$\sigma^{(unload)} = (\sigma_x^{(unload)} + \sigma_y^{(unload)} + \sigma_z^{(unload)}) / 3. \quad (9)$$

Если $\sigma^{(load)} > \sigma^{(unload)}$, то за среднее напряжение принимается

$$\sigma_m = \sigma_i^{(load)} - \Delta \sigma / 2.$$

Иначе

$$\sigma_m = \sigma_i^{(unload)} - \Delta \sigma / 2.$$

Для каждого типа элементарного цикла нагружения рассчитывалась единичная повреждаемость по формуле (2).

На рис. 6 представлены результаты определения единичных повреждаемостей диска ТВД при

разных полетных условиях для типов циклов, вносящих основной вклад в повреждаемость, и трех классов максимальных режимов, характерных для рассматриваемого двигателя. Значения единичных повреждаемостей представлены в процентном

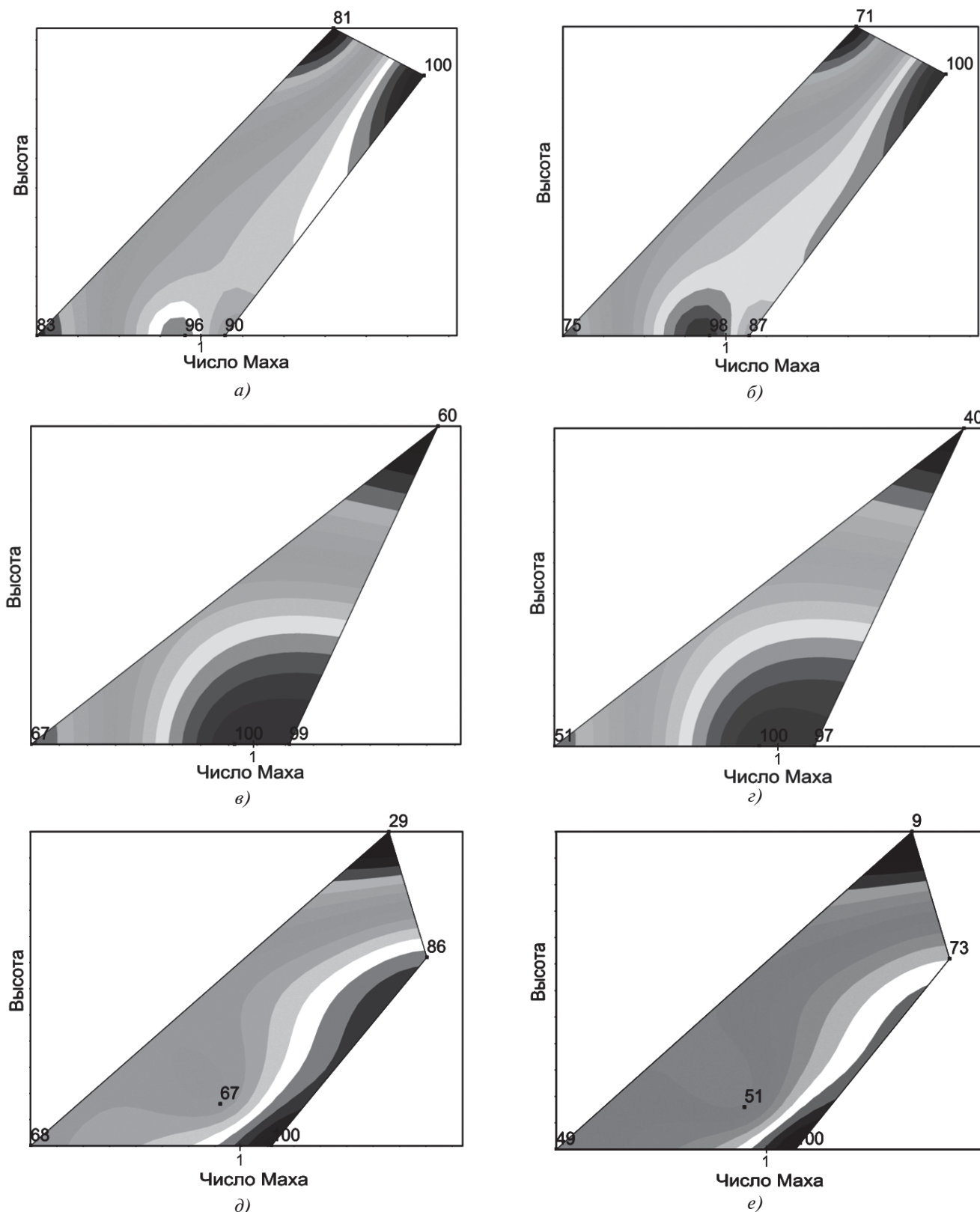


Рис. 6. Влияние полетных условий на значение единичной повреждаемости рассматриваемых типов циклов и классов нагружения; а — цикл 0 – MAX1 – 0; б — цикл МГ – MAX1 – МГ; в — цикл 0 – MAX2 – 0; г — цикл МГ – MAX2 – МГ; д — цикл 0 – MAX3 – 0; е — цикл МГ – MAX3 – МГ

соотношении от максимальных. Полученные результаты показали, что единичная повреждаемость всех типов циклов диска ТВД зависит от полетных условий.

Выводы

Проведенные исследования позволили сделать следующие выводы.

1. Единичная повреждаемость диска ТВД всех типов циклов существенно зависит от полетных условий.

2. Единичная повреждаемость циклов нагружения в зоне, в которой осуществляется 80% времени эксплуатации при отсутствии участия в боевых действиях, ниже значений при максимальных нагрузках для всех типов циклов в среднем на 25%.

3. На примере диска ТВД двигателя 4-го поколения показано, что существующая методика контроля расходования ресурса по МЦУ ОД ГТД двигателей 4-го поколения имеет допущения, которые приводят к снижению достоверности определения накопленной поврежденности и остаточного ресурса двигателя и его ОД, что, в свою очередь, приводит к досрочному съему исправного двигателя и увеличению стоимости жизненного цикла.

4. Для ухода от избыточного консерватизма методики, используемой в настоящее время, необходимо вести накопление циклической поврежденности ОД двигателя с учетом реальных полетных условий.

Результаты работы позволят продвинуться в направлении достижения глобальной цели – организации серийной эксплуатации двигателя по его техническому состоянию.

Библиографический список

1. *Алексеев И.И., Клепиков Д.С., Гогаев Г.П., Исаев А.М.* Управление вторичными течениями в рабочих колесах осевых компрессоров газотурбинных двигателей // Труды МАИ. 2016. №85. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=67488>
2. *Ле Нгок Минь.* Комплексный метод контроля расхода ресурса авиационных газотурбинных двигателей в процессе эксплуатации: Дисс. ... кандидата технических наук. – М.: МАИ, 2005. – 182 с.
3. *Сиротин Н.Н., Новиков А.С., Пайкин А.Г., Сиротин А.Н.* Конструкция и эксплуатация, повреждаемость и работоспособность газотурбинных двигателей (Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок). – М.: РИА “ИМ-Информ”, 2002. – 442 с.
4. *Сиротин Н.Н.* Основы конструирования, производства и эксплуатации авиационных газотурбинных двигателей и энергетических установок в системе

CALS технологий: Учебник для студентов вузов: В 3-х кн. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Наука, 2011-2012. – 1087 с.

5. *Гогаев Г.П., Немцев Д.В.* Совершенствование методики контроля выработки ресурса по малоцикловой усталости основных деталей ГТД высокоманевренных ЛА // Гагаринские чтения – 2018: Сб. тезисов докладов XLIV Международной молодежной научной конференции. – М.: Luxor-print, 2018. Т. 1. С. 124-126.
6. *Авиационные правила. Часть 33. Нормы летной годности двигателей воздушных судов (утв. Постановлением 32-й сессии Совета по авиации и использованию воздушного пространства от 17.02.2012).* – М.: Авиаиздат, 2012. – 33 с.
7. *Кирюхин В.В., Колотников М.Е., Марчуков Е.Ю., Мельник В.И., Чепкин В.М.* Способ эксплуатации авиационного газотурбинного двигателя по его техническому состоянию // Патент РФ №2236671. Бюл. №26, 20.09.2004.
8. *Демьянушко И.В., Биргер И.А.* Расчет на прочность вращающихся дисков. – М.: Машиностроение, 1978. – 247 с.
9. *Биргер И.А., Мавлютов Р.Р.* Сопротивление материалов: Учебное пособие. – М.: Наука, 1986. – 560 с.
10. *Биргер И.А., Шорр Б.Ф., Иосилевич Г.Б.* Расчет на прочность деталей машин: Справочник. – 4-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1993. – 640 с.
11. *Агульник А.Б., Бакулев В.И., Голубев В.А., Кравченко И.В., Крылов Б.А.* Термогазодинамические расчеты и расчет характеристик ГТД: Учебное пособие. / Под. ред. В.И. Бакулева. – М.: Изд-во МАИ, 2002. – 256 с.
12. *Пивоваров В.А.* Эксплуатационная повреждаемость лопаток турбин авиационных силовых установок. – М.: Транспорт, 1977. – 120 с.
13. *Сиротин Н.Н., Марчуков Е.Ю., Новиков А.С.* Повреждаемость и работоспособность авиационных ГТД: Справочник. – М.: Наука, 2015. – 551 с.
14. *Иноземцев А.А., Нихамкин М.Ш., Ильиных А.В., Ратчиев А.М.* Экспериментальная проверка модели суммирования повреждений при циклическом нагружении дисков турбин // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2012. Т. 14. № 4-5, 5 с.
15. *ГОСТ 25.101-83.* Методы схематизации случайных процессов нагружения элементов машин и конструкций и статистического представления результатов. – М.: Издательство стандартов, 1983. – 29 с.
16. *Когаев В.П., Махутов Н.А., Гусенков А.П.* Расчеты деталей машин и конструкций на прочность и долговечность: Справочник. – М.: Машиностроение, 1985. – 224 с.
17. *Шубин И.А., Богданов М.А., Гогаев Г.П.* Эксплуатация v. 1.0 // Программа ЭВМ РФ № 2018618690. Бюл. № 7, 17.07.2018.
18. *Бруяка В.А., Фокин В.Г., Солдусова Е.А., Глазунова Н.А., Адеянов И.Е.* Инженерный анализ в ANSYS

- Workbench: Учебное пособие. — Самара: Самар. гос. техн. ун-т, 2010. Часть 1 — 271 с.
19. Семенова А.С., Гогаев Г.П. Оценка разрушающей частоты вращения дисков турбомашин с использованием деформационного критерия в программном комплексе LS-DyNA // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 3. С. 134-142.
20. Овчинников И.В., Хомяков А.М. Несущая способность рабочего колеса реактивной турбины // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т. 17. № 3. С. 120-128.

THE STUDY OF FLIGHT CONDITIONS IMPACT ON HIGH-PRESSURE TURBINE DISK DAMAGING OF THE HIGHLY MANEUVERABLE AIRCRAFT

Gogaev G.P.,* Nemtsev D.V.**

*A. Lyulka Design Bureau - a branch of the Ufa Engine Industrial Association,
13, Kasatkina str., Moscow, 129301, Russia*

* e-mail: gogaevgeorge@rambler.ru

** e-mail: dmitrij_n@inbox.ru

Abstract

The increase in the GTE life cycle cost brings to the forefront the problem of the full safe use of the aviation engines lifetime, which can be achieved by the transition to operation on a technical condition. This transition is possible with the sufficient product testability ensuring obtaining the objective information required for the reliable technical condition estimating.

The crucial problem herewith consists in methods and algorithms developing for estimation the lifetime depletion, accounting for loading specifics of each engine.

Excessive conservatism is inherent to the currently employed methods for lifetime cycle depreciation control due to the lack of actual operation conditions record keeping. Premature engines exclusion from operation occurs thereby, which is unfavorable and has an adverse effect on supporting the required combat readiness level of the aircraft fleet.

Thus, the trend of control techniques improvement, analysis of loading and GTE lifetime depreciation control, fully accounting for the operation specifics of each engine is relevant enough.

The purpose of this work consists in studying the impact of flight conditions on the high-pressure turbine (HPT) disc damaging of highly maneuverable aircrafts.

The main contribution to the parts damage accumulation of the highly maneuverable aircraft engine is made by the damages, caused by intermittent operation modes (the low-cyclic fatigue mechanism), and operation at the maximum set modes (the mechanism of long-term strength depletion).

As the service experience of the 4th generation engines being a part of highly maneuverable aircraft of the task aircraft fleet shows, the contribution of a

static component to the overall damage of the basic engine parts is significantly less than the cyclic one. Thus, the estimation of the residual engine life is made, as a rule, based only on accounting for the cyclic damages of its basic parts.

The main idea of the 4th generation engine life depreciation accounting for consists in comparing the actual value of the technical condition parameter (the accumulated damage) of the engine basic parts during the operation with its maximum permissible value, accumulated while the endurance tests, with subsequent determination of the residual resource of the engine basic parts according to this comparison.

Currently the number of cycles before the failure (N_{pi}) and the single damage (Π_i) for each cycle type are determined at the extreme loads (engine power rating, speed, and flight altitude) for the given GTE operation range.

However, the performed analysis of the highly maneuverable aircraft operation belonged to the task aircraft fleet, revealed that about 80% of the operation was performed at subsonic speeds and heights up to 10 km (without participation in combat operations), at which the basic part load was much lower than its maximum value. Thus, the existing methodology application leads to the excessive conservatism of the accumulated damage calculation.

To assess the effect of flight conditions on the single damage of the main parts, a complex of calculations for HPT disk of the 4th generation engine were performed. The obtained results demonstrated that the single damage of all cycle types of the HPT disk significantly depends on the flight conditions. Thus, the single damage of the loading cycles in the zone, where 80% of operation time is performed in default of combat operations participation, is on

average 25% below the values at the maximum loads for all cycle types.

In the context of the HPT disk of the 4th generation engine, the article shows that the existing technique for the lifetime depreciation monitoring by low-cycle fatigue of the 4th generation GTE basic parts includes assumptions leading to the accuracy reduction of determining the accumulated damage and the residual life of the engine and its main parts. This, in turn, leads to an early removal of a serviceable engine, and the life cycle cost increasing.

To avoid the excessive conservatism of the currently used technique, it is necessary to accumulate the cyclic damage of the engine basic parts with account for real flight conditions.

Keywords: gas turbine engine, low cycle fatigue, basic parts, damageability, flight conditions

References

1. Alekseev I.I., Klepikov D.S., Gogaev G.P., Isaev A.M. *Trudy MAI*, 2016, no. 85. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=67488>
2. Le Ngok Min' *Kompleksnyi metod kontrolya raskhoda resursa aviatsionnykh gazoturbinykh dvigatelei v protsesse ekspluatatsii* (Complex method of resource consumption control of aviation turbine engines while operation process), Doctor's thesis, Moscow, MAI, 2005, 182 p.
3. Sirotin N.N., Novikov A.S., Paikin A.G., Sirotin A.N. *Konstruktziya i ekspluatatsiya, povrezhdaemost' i rabotosposobnost' gazoturbinykh dvigatelei* (Design and operation, damageability and operability of gas turbine engines), Moscow, IM-Inform, 2002, 442 p.
4. Sirotin N.N. *Osnovy konstruirovaniya, proizvodstva i ekspluatatsii aviatsionnykh gazoturbinykh dvigatelei i energeticheskikh ustanovok v sisteme CALS tekhnologii* (Fundamentals of design, production and operation of aircraft gas turbine engines and power plants in the CALS technology system), Moscow, Nauka, 2011-2012, 1087 p.
5. Gogaev G.P., Nemtsev D.V. *Materialy XLIV Mezhdunarodnoi molodezhnoi nauchnoi konferentsii "Gagarinskije chteniya – 2018"*, *Sbornik tezisev*, Moscow, Luxor-print, 2018, vol. 1, pp. 124-126.
6. *Aviatsionnye pravila. Chast' 33. Normy letnoi godnosti dvigatelei vozdushnykh sudov* (Aviation regulations. Part 33. Airworthiness standards of aircraft engines), Moscow, Aviaizdat, 2012, 33 p.
7. Kiryukhin V.V., Kolotnikov M.E., Marchukov E.Yu., Mel'nik V.I., Chepkin V.M. *Patent RU №2236671*, 20.09.2004.
8. Dem'yanushko I.V., Birger I.A. *Raschet na prochnost' vrashchayushchikh diskov* (Calculation of rotating disks strength), Moscow, Mashinostroenie, 1978, 247 p.
9. Birger I.A., Mavlyutov R.R. *Soprotivlenie materialov* (Resistance of materials), Moscow, Nauka, 1986, 560 p.
10. Birger I.A., Shorr B.F., Iosilevich G.B. *Raschet na prochnost' detalei mashin* (Calculation of machine parts strength), Moscow, Mashinostroenie, 1993, 640 p.
11. Agul'nik A.B., Bakulev V.I., Golubev V.A., Kravchenko I.V., Krylov B.A. *Termogazodinamicheskie raschety i raschet kharakteristik GTD* (Thermodynamic calculations and GTE characteristics calculation computing), Moscow, MAI, 2002, 256 p.
12. Pivovarov V.A. *Ekspluatatsionnaya povrezhdaemost' lopatok turbin aviatsionnykh silovykh ustanovok* (Operational damageability of gas turbine blades of aviation power plants), Moscow, Transport, 1977, 120 p.
13. Sirotin N.N., Marchukov E.Yu., Novikov A.S. *Povrezhdaemost' i rabotosposobnost' aviatsionnykh GTD* (Damage and performance of gas turbine engines), Moscow, Nauka, 2015, 551 p.
14. Inozemtsev A.A., Nikhamkin M.Sh., Il'inykh A.V., Ratchiev A.M. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra Rossiiskoi akademii nauk*, 2012, vol. 14, no. 4-5, 5 p.
15. *Metody skhematizatsii sluchainykh protsessov nagruzheniya elementov mashin i konstruktzii i statisticheskogo predstavleniya rezul'tatov. GOST 25.101-83* (Methods for schematization of random loading processes of machine elements and structures and statistical presentation of the results. State Standard 25.101-83), Moscow, Standarty, 1983, 29 p.
16. Kogaev V.P., Makhutov N.A., Gusenkov A.P. *Raschety detalei mashin i konstruktzii na prochnost' i dolgovechnost'* (Calculations of machine parts and structures on strength and durability), Moscow, Mashinostroenie, 1985, 224 p.
17. Shubin I.A., Bogdanov M.A., Gogaev G.P. *Svidetel'stvo o gosudarstvennoi registratsii programm dlya EVM "Ekspluatatsiya v. 1.0" № 2018618690, 17.07.2018* (Certificate of state registration of computer programs "Operation v. 1.0", no. 2018618690, 17.07.2018).
18. Bruyaka V.A., Fokin V.G., Soldusova E.A., Glazunova N.A., Adeyanov I.E. *Inzhenernyi analiz v ANSYS Workbench* (Engineering analysis in ANSYS Workbench), Samara, Samarckii gosudarstvennyi tekhnicheskii universitet, 2010. Part 1, 271 p.
19. Semenova A.S., Gogaev G.P. Evaluation of destructive rotation frequency of turbo-machine disks applying deformation criterion with LS-DYNA software. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 3, pp. 134-142.
20. Ovchinnikov I.V., Homjakov A.M. Bearing capacity of reaction turbine impeller. *Aerospace MAI Journal*, 2010, vol. 17, no. 3, pp. 120-128.