

УДК 004.65

## СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДОВ КОНТРОЛЯ ВЫРАБОТКИ РЕСУРСА ОСНОВНЫХ ДЕТАЛЕЙ ГТД

Г. П. ГОГАЕВ<sup>1</sup>, Е. Ю. МАРЧУКОВ<sup>2</sup>, М. А. БОГДАНОВ<sup>3</sup>, И. А. ШУБИН<sup>4</sup>

<sup>1</sup>gogaevgeorge@rambler.ru, <sup>2</sup>evgeny.marchukov@okb.umpo.ru, <sup>3</sup>mikhail.bogdanov@okb.umpo.ru, <sup>4</sup>ish13@mail.ru

Опытно-конструкторское бюро им. А. Люльки филиал ПАО ОДК-Уфимского моторостроительного  
производственного объединения

Поступила в редакцию 28.02.2019

**Аннотация.** На примере дисков КВД и 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. Для ухода от избыточного консерватизма методики, используемой в настоящее время, необходимо вести накопление циклической поврежденности ОД двигателя с учетом реальных полетных условий.

**Ключевые слова:** газотурбинный двигатель; малоцикловая усталость; основные детали; повреждаемость; полетные условия; жизненный цикл; ресурс; диски.

### ВВЕДЕНИЕ

В отечественном двигателестроении при проектировании изделия ресурс рассматривается как паритетный показатель наравне с удельным расходом, весом, температурой газа и другими основными параметрами двигателя.

В настоящее время ресурс авиационных двигателей оперативно-тактической авиации ВВС РФ устанавливается в соответствии с первой стратегией управления ресурсом [1], предусматривающей установление и увеличение ресурса на основании положительных результатов испытаний двигателя и его основных деталей, с обязательным съемом двигателя при выработке любого из установленных ресурсных ограничений, определенных для двигателя.

Используемым в настоящее время методам контроля выработки ресурса, в силу отсутствия учета реальных условий эксплуатации, присущ избыточный консерватизм, что может привести к преждевременному отстранению от эксплуатации по формаль-

ным основаниям по сути исправных двигателей, что экономически невыгодно и отрицательно сказывается на поддержании требуемого уровня боеготовности парка летательных аппаратов (ЛА). В связи с этим направление совершенствования методов контроля, анализа нагружения и управления расходом ресурса газотурбинного двигателя (ГТД), наиболее полно учитывающих особенности эксплуатации каждого двигателя является актуальным.

Особое внимание в процессе контроля выработки ресурса традиционно уделяется основным деталям (ОД) двигателя, разрушение которых может привести к аварийным, а в случае гибели человека, – к катастрофическим последствиям.

### СУЩЕСТВУЮЩАЯ МЕТОДИКА

Основной вклад в накопление поврежденности деталей авиационного двигателя высокоманевренного ЛА вносят поврежденности, обусловленные реализацией переменных режимов работы (механизм ма-

лоцикловой усталости) и работой на максимальных установившихся режимах (механизм истощения длительной прочности).

Учет расходования ресурса ОД двигателя по малоцикловой усталости (МЦУ) производится путем сравнения фактического значения параметра технического состояния (накопленной поврежденности) ОД двигателя с его предельно допустимым значением, накопленным в процессе ресурсных испытаний [2].

Для контроля истощения ресурса ОД двигателей предприятием – разработчиком определяются типы циклов нагружения, в наибольшей степени влияющих на повреждаемость ОД. Следует отметить, что для каждого семейства двигателей количество значимых типов циклов является индивидуальным [3].

Алгоритм определения накопленной ОД поврежденности по МЦУ использует закон линейного суммирования. За долю поврежденности, вносимой одним циклом нагружения, принято отношение:

$$\Pi_i = 1/N_{pi},$$

где  $\Pi_i$  – единичная повреждаемость цикла;  $i$  – тип цикла;  $N_p$  – число циклов до разрушения.

Наиболее достоверным методом определения количества циклов нагружения детали до разрушения является использование кривых МЦУ, полученных при испытаниях образцов с различными коэффициентами асимметрии цикла для интересующего диапазона температур.

При отсутствии экспериментальных кривых МЦУ для определения единичной повреждаемости цикла нагружения возможно использование модифицированной Биргером формулы Мэнсона [4]:

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

где  $\Delta\varepsilon$  – размах упругопластических деформаций;  $N_p$  – число циклов до разрушения;

$\sigma_m$  – среднее напряжение цикла;  $E$  – модуль упругости при заданной температуре;  $\psi$  – относительное сужение образца при одноосном разрыве;  $\sigma_{дл}$  – предел длительной прочности (длительности цикла).

В результате проведения расчетов для каждой основной детали и каждого типа цикла нагружения формируется матрица единичных повреждаемостей в (табл. 1).

Таблица 1

Матрица единичных повреждаемостей основных деталей

Наименование основной детали	Типовые циклы нагружения			
	N1	N2	N3	и т.д.
Диск турбины	$\Pi_{N1}$	$\Pi_{N2}$	$\Pi_{N3}$	$\Pi_{Ni}$
Корпус камеры сгорания	$\Pi_{N1}$	$\Pi_{N2}$	$\Pi_{N3}$	$\Pi_{Ni}$
и т.д.	$\Pi_{N1}$	$\Pi_{N2}$	$\Pi_{N3}$	$\Pi_{Ni}$

$N1$  – соответствует изменению частоты вращения  $n_0 - n_{MAX} - n_0$ ;  $N2$  – соответствует изменению частоты вращения  $n_{MG} - n_{MAX} - n_{MG}$ ;  $N3$  – соответствует изменению частоты вращения  $n_{KR} - n_{MAX} - n_{KR}$ , где  $n_0$  – частота вращения, равная нулю (двигатель выключен);  $n_{MG}$  – диапазон частот вращения на режиме малого газа;  $n_{KR}$  – диапазон частот вращения на крейсерском режиме;  $n_{MAX}$  – диапазон частот вращения на максимальном режиме в зависимости от класса режима (ОР, Б, У).

В соответствии с алгоритмами обработки полетной информации [5] выделяются реализующиеся циклы нагружения и определяется накопленная ОД поврежденность как сумма произведений количества выделенных за полет циклов нагружения каждого типа на единичную повреждаемость соответствующего цикла:

$$\Pi_{k\Sigma} = \sum_{i=1}^n (\Pi_{ki} \cdot N_i),$$

где  $N_i$  – количество циклов за полет;  $\Pi_i$  – единичная повреждаемость;  $i$  – тип цикла;  $k$  – рассматриваемая основная деталь.

Затем значение суммарной циклической поврежденности каждой ОД, накопленной за полет, добавляется к поврежденности, соответствующей ОД, накопленной за предыдущий период эксплуатации и сравнивается с предельно допустимым значением, установленным по результатам ресурсных испытаний, после чего принимается решение о возможности дальнейшей эксплуатации.

При исчерпании ресурса какой-либо основной детали формируется предупреждающее информационное сообщение: «Ресурс детали (наименование ОД) исчерпан. Дальнейшая эксплуатация изделия №\*\*\* с этой деталью запрещена!».

#### АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ПОЛЕТНЫХ УСЛОВИЙ НА ПОВРЕЖДАЕМОСТЬ

В настоящее время значение количества циклов до разрушения  $N_{pi}$ , а значит, и единичной повреждаемости  $\Pi_i$ , для каждого типа цикла каждой ОД определяется при экстремальных нагрузках (режим работы изделия, скорость и высота полета) для заданного диапазона эксплуатации авиационного ГТД.

Однако проведенный анализ эксплуатации высокоманевренного ЛА оперативно-тактической авиации с двигателями 4-го поколения с использованием разработанного программного комплекса «Эксплуатация v.1.0» [6] показал, что около 80 % эксплуатации осуществляется на дозвуковых скоростях и высотах до 10 км, при которых нагруженность ОД значительно ниже максимальной (рис. 1). Следовательно, использование существующей методики приводит к избыточному консерватизму при подсчете накопленной поврежденности.

Для количественной оценки влияния полетных условий на единичную повреждаемость ОД выполнены расчеты для «холодной» (узел 1–3 ст. компрессора высокого давления (КВД)) (рис. 2) и «горячей» (диск турбины высокого давления (ТВД) (рис. 3)) части двигателя 4-го поколения высокоманевренного ЛА оперативно-тактической авиации.

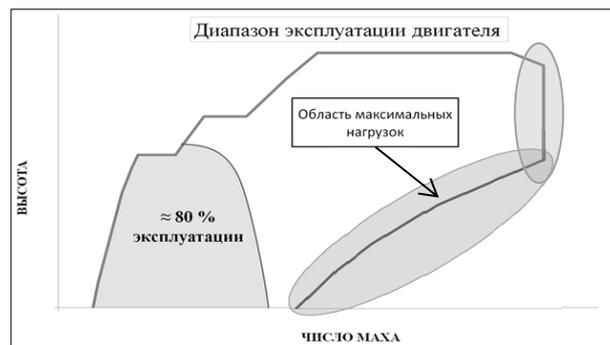


Рис. 1. Анализ данных эксплуатации высокоманевренного ЛА

Полученные результаты показали, что единичная повреждаемость всех типов циклов существенно зависит от полетных условий, а степень влияния внешних условий индивидуальна для каждой ОД и зависит от типа цикла нагружения ( $N1$ ,  $N2$ ,  $N3$ ) и его класса (ОР, Б, У). Так, единичная повреждаемость циклов нагружения в зоне, в которой осуществляется 80 % эксплуатации, ниже значений при максимальных нагрузках для всех типов циклов в среднем на 25 %.

На примере диска 1–3 ступени КВД и диска ТВД двигателя 4-го поколения показано, что существующая методика контроля расходования ресурса по МЦУ ОД ГТД двигателей 4-го поколения базируется на приводящих к избыточной консервативности допущениях, что приводит к досрочному съему по формальным основаниям по сути исправных двигателей и увеличению стоимости жизненного цикла изделий.

#### СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДИКИ

С целью ухода от избыточного консерватизма используемой в настоящее время методики при определении накопления циклической поврежденности ОД двигателя необходимо учитывать реальные полетные условия. Для этого предлагается весь диапазон эксплуатации ГТД разделить на зоны. Рациональным представляется перейти от классических координат (рис. 4, а) скорости (число Маха  $M$ ) и высоты полета  $H$  на полную температуру  $T_{вх}^*$  и полное давление  $P_{вх}^*$  на входе в двигатель (рис. 4, б).

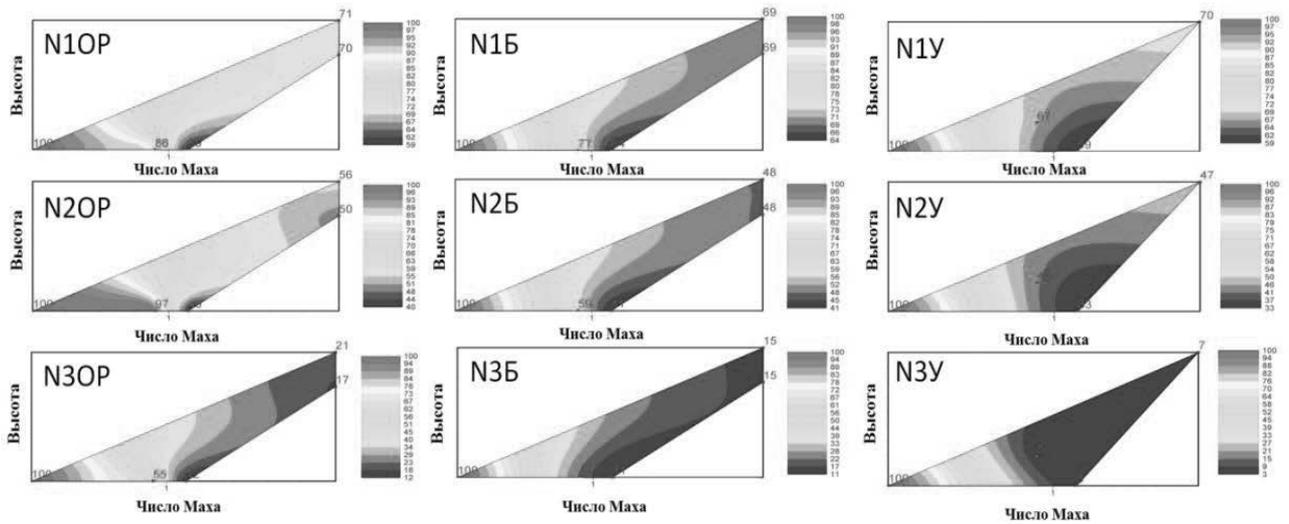


Рис. 2. Влияние полетных условий на единичную повреждаемость узла 1–3 ступени ротора КВД

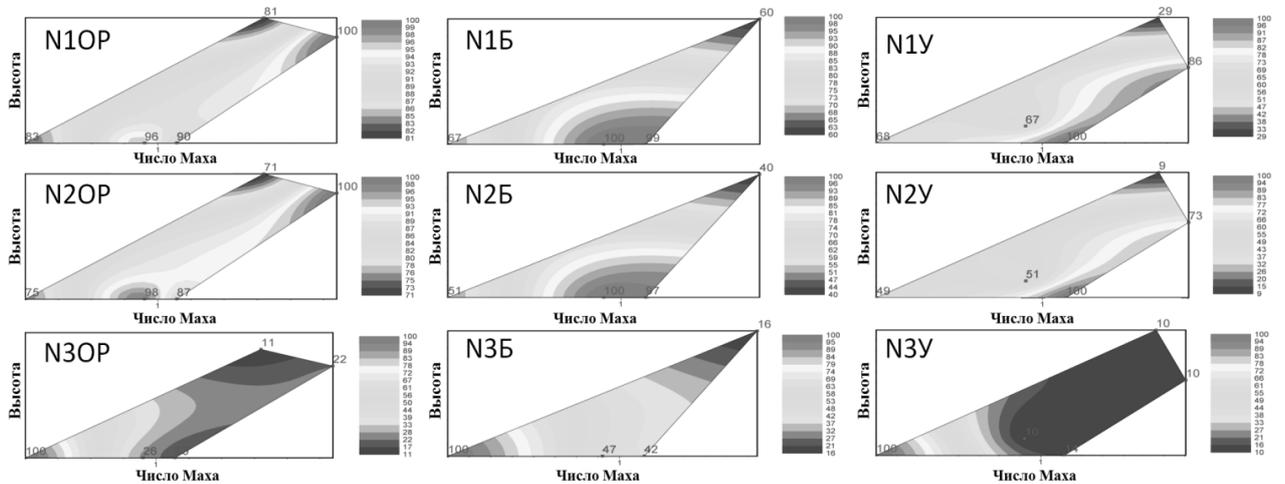
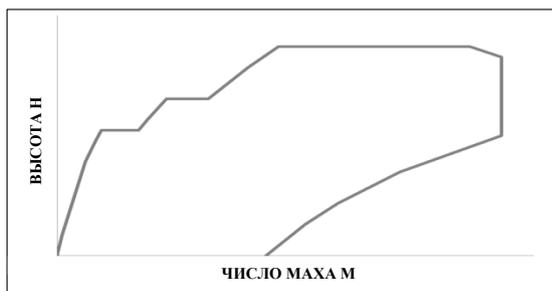
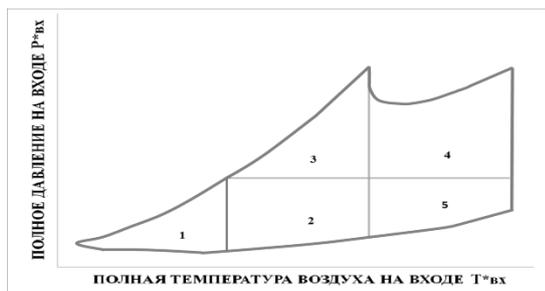


Рис. 3. Влияние полетных условий на единичную повреждаемость диска ТВД



а



б

Рис. 4. Деление всего диапазона эксплуатации на зоны

При различных сочетаниях параметров  $M$  и  $H$  параметры на входе в двигатель  $T^*_{вх}$  и  $P^*_{вх}$  могут быть сходными, кроме того,  $T^*_{вх}$  и  $P^*_{вх}$  – классические возмущающие воздействия теории систем управления авиационных силовых установок, которые совместно с заданным режимом работы двигателя однозначно определяют условия газотермомеханического нагружения узлов и деталей. К тому же, параметры  $T^*_{вх}$  и  $P^*_{вх}$  измеряют непосредственно на двигателе либо рассчитывают по замеряемым непосредственно на двигателе параметрам.

Размеры и количество зон могут быть общими для всех ОД, либо устанавливаться для каждой ОД индивидуально.

После определения типовых циклов нагружения и разделения диапазона эксплуатации двигателя в координатах параметров  $T^*_{вх}$  и  $P^*_{вх}$  проводят расчеты параметров

теплового и напряженно-деформированного состояния всех ОД двигателя.

На основе проведенных расчетов определяют для каждой ОД и каждого типа цикла нагружения во всех выделенных зонах полетных условий количество циклов до разрушения  $N_p$ , обратная величина которой единичная повреждаемость  $\Pi$ :

$$\Pi_{kij} = \frac{1}{N_{pij}},$$

где  $\Pi_{kij}$  – единичная повреждаемость;  $N_{pij}$  – число циклов до разрушения;  $i$  – типовой цикл ( $N1, N2, N3$  и т.д.);  $j$  – рассматриваемая зона (I, II, III, и т.д.);  $k$  – рассматриваемая основная деталь (диск компрессора, диск турбины, корпус камеры сгорания и т.д.).

При определении количества циклов нагружения до разрушения  $N_p$ , и соответственно единичных повреждаемостей  $\Pi_{kij}$  для каждой выделенной зоны диапазона эксплуатации двигателя расчеты проводятся при максимальных значениях параметров  $T_{вх}^*$  и  $P_{вх}^*$  выделенной зоны.

В результате проведения всех необходимых расчетов для каждой ОД формируют матрицу единичных повреждаемостей всех типовых циклов нагружения в каждой зоне диапазона эксплуатации двигателя. Пример матрицы представлен в табл. 2.

Таблица 2

**Матрица единичных повреждаемостей основной детали**

Типовые циклы	Номер зоны					и т.д.
	1	2	3	4	5	
$N1$	$\Pi_{N11}$	$\Pi_{N12}$	$\Pi_{N13}$	$\Pi_{N14}$	$\Pi_{N15}$	$\Pi_{N1j}$
$N2$	$\Pi_{N21}$	$\Pi_{N22}$	$\Pi_{N23}$	$\Pi_{N24}$	$\Pi_{N25}$	$\Pi_{N2j}$
$N3$	$\Pi_{N31}$	$\Pi_{N32}$	$\Pi_{N33}$	$\Pi_{N34}$	$\Pi_{N35}$	$\Pi_{N3j}$
и т.д.	$\Pi_{i1}$	$\Pi_{i2}$	$\Pi_{i3}$	$\Pi_{i4}$	$\Pi_{i5}$	$\Pi_{ij}$

В эксплуатации для определения накопления поврежденности ОД необходимо не только выделять типовые циклы нагружения, но и регистрировать соответствующие пикам выделенных циклов значения параметров  $T_{вх}^*$  и  $P_{вх}^*$ . По принадлежности параметров  $T_{вх}^*$  и  $P_{вх}^*$  к выделенной зоне диапазона эксплуатации двигателя выбирают

соответствующую зоне единичную повреждаемость, которую в дальнейшем используют для подсчета накопленной поврежденности.

Таким образом, накопленная за полет поврежденность каждой ОД определяется как сумма произведений количества типовых циклов нагружения на единичные повреждаемости, соответствующую зонам диапазона эксплуатации двигателя, в которой реализовались пики выделенных циклов нагружения.

$$\Pi_{k\Sigma} = \sum_{i=N1}^n \sum_{j=1}^n (\Pi_{kij} \cdot N_{ij}),$$

где  $\Pi_{k\Sigma}$  – накопленная основной деталью поврежденность;  $\Pi_{kij}$  – единичная повреждаемость;  $N_{ij}$  – число циклов за полет;  $i$  – номер типового цикла ( $N1, N2, N3$  и т.д.);  $j$  – рассматриваемая зона (I, II, III, и т.д.);  $k$  – рассматриваемая основная деталь (диск компрессора, диск турбины, корпус камеры сгорания и т.д.).

Затем, аналогично существующей методике, значение накопленной за полет поврежденности каждой основной детали суммируют с поврежденностью соответствующей основной детали, накопленной за предыдущий период эксплуатации, и сравнивают с предельными значениями.

При достижении предельных значений формируется предупреждающее информационное сообщение о необходимости прекращения эксплуатации.

Аналогичный подход может быть использован и при контроле за истощением длительной прочности деталей авиационного ГТД. В настоящий момент наработка на максимальных режимах ограничена по времени защищенной испытаниями величиной, что гарантирует ограничение накопленной при работе на установившихся режимах поврежденности деталей допустимыми значениями. При учете внешних условий наработки на максимальных режимах могут «списываться» с защищенной величины после пересчета на эквивалентную наработку лимитирующей продолжительность наработки на максимальных режимах детали

в зависимости от зоны диапазона высот и скоростей области эксплуатации изделия, в которой они реализовались.

### ВЫВОДЫ

Проведенные исследования позволили сделать следующие выводы:

1. Существующая методика контроля расходования ресурса по МЦУ ОД ГТД 4-го поколения базируется на приводящих к избыточной консервативности допущениях, что приводит к досрочному съему по формальным основаниям по сути исправных двигателей.

2. Возможное направление развития алгоритмов контроля накопленной поврежденности ОД ГТД – учет зависимости повреждаемости цикла нагружения от полетных условий.

3. Как показывает опыт, отстранение двигателя от эксплуатации зачастую происходит по параметру накопленной поврежденности его ОД, таким образом, применение усовершенствованного механизма подсчета накопленной поврежденности позволит увеличить время эксплуатации двигателя «на крыле» и тем самым снизить стоимость жизненного цикла изделия.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Сиротин Н. Н., Марчуков Е. Ю., Новиков А. С. Повреждаемость и работоспособность авиационных ГТД. Справочник. М.: Наука, 2015. 551 с. [ N. N. Sirotin, E. Yu. Marchukov, A. S. Novikov, *Damage and performance of aviation GTE*, (in Russian). М.: Nauka, 2015. ]

2. Способ эксплуатации авиационного газотурбинного двигателя по его техническому состоянию / В. В. Кирюхин и др. // Патент РФ № 2236671. Оpubл. 20.09.2004 г. Бюл. № 26. [ V. V. Kiryukhin et. al., "Method of operation of aircraft gas turbine engine according to its technical condition", Patent RF 2236671, 2004. ]

3. Гогаев Г. П., Немцев Д. В. Совершенствование методики контроля выработки ресурса по малоцикловой усталости основных деталей ГТД высокоманевренных ЛА // Материалы XLIV Международной молодежной научной конференции «Гагаринские чтения – 2018» Том 1, С. 124–126, Москва 2018 г. [ G. P. Gogaev, D. V. Nemtsev, "Research of influence of flight conditions on damage of high-pressure turbine disc of highly maneuverable aircrafts", in *Proceedings of the XLIV International Youth Scientific Conference "Gagarin Readings -2018"*, Moscow 2018, vol. 1, pp. 124-126. ]

4. Демьянушко И. В., Биргер И. А. Расчет на прочность вращающихся дисков. М.: Машиностроение, 1978. [ I. V. Demyanushko, I. A. Birger, *Calculation on the strength of rotating disks*, (in Russian). Moscow: Mashinostroenie, 1978. ]

5. ГОСТ 25.101-83. Методы схематизации случайных процессов нагружения элементов машин и конструкций и статистического представления результатов. М.: Издательство стандартов, 1983. 29 с. [ *Strength calculation and testing. Representation of random loading of machine elements and structures and statistical evaluation of results*, (in Russian), Federal standart 25.101-83, Moscow, Publishing house of standards, 1983. ]

6. Эксплуатация v.1.0 // Программа ЭВМ РФ № 2018618690, 17.07.2018 г. / Шубин И. А., Богданов М. А., Гогаев Г. П. [ I. A. Shubin, M. A. Bogdanov, G. P. Gogaev, "Operation v.1.0", Computer Program of the Russian Federation No. 2018618690, 2017. ]

### ОБ АВТОРАХ

**ГОГАЕВ Георгий Павлович**, инж-констр. 1-й категории отдела прочности ОКБ им. А. Люльки филиал ОДК-УМПО.

**МАРЧУКОВ Евгений Ювенальевич**, д-р техн. наук, генеральный конструктор – директор ОКБ им. А. Люльки филиал ОДК-УМПО.

**БОГДАНОВ Михаил Анатольевич**, канд. техн. наук, начальник отдела прочности ОКБ им. А. Люльки филиал ОДК-УМПО.

**ШУБИН Игорь Аркадьевич**, канд. техн. наук, начальник бригады анализа и управления ресурса отдела прочности ОКБ им. А. Люльки филиал ОДК-УМПО.

### METADATA

**Title:** Improvement of control methods of resource consumption of gas turbine engine basic parts.

**Authors:** G. P. Gogaev<sup>1</sup>, E. Y. Marchukov<sup>2</sup>, M. M. Bogdanov<sup>3</sup>, I. A. Shubin<sup>4</sup>

**Affiliation:** A. Lyulka design bureau public joint stock company «UEC-Ufa engine industrial association» subsidiary, (Russia, Moscow).

**Email:** <sup>1</sup>gogaevgeorge@rambler.ru,  
<sup>2</sup>evgeny.marchukov@okb.umpo.ru,  
<sup>3</sup>mikhail.bogdanov@okb.umpo.ru,  
<sup>4</sup>ish13@mail.ru

**Language:** Russian.

**Source:** Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 23, no. 2 (84), pp. 10-16, 2019. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

**Abstract:** Owing to the fail in considering actual operation conditions, excess conservatism is inherent in methods of resource monitoring used nowadays. Whereby there comes premature exclusion of engines from operation that is economically unprofitable and has a negative impact on maintenance of required combat readiness level of the aircraft fleet. In the context of the disks compressor and turbine of the 4th generation engine, it is shown that the existing technique for monitoring the resource consumption by low-cycle fatigue of the 4th generation GTE basic parts has assumptions that lead to a decrease in accuracy of determining the accumulated damage and the residual life of the engine and its main parts, which in turn leads to an early removal of a serviceable engine and an increase in the life cycle cost. To avoid the excessive conservatism of the currently used technique, it is necessary

to accumulate the cyclic damage of the engine basic parts taking into account real flight conditions.

**Key words:** gas turbine engine; low cycle fatigue; basic parts; damage; flight conditions; life cycle; resource; disks.

**About authors:**

**GOGAEV, George Pavlovich**, A. Lyulka design bureau public joint stock company «UEC-Ufa engine industrial association» subsidiary, engineer of the first category of the strength department.

**MARCHUKOV, Yevgeny Yuvenalevich**, A. Lyulka design bureau public joint stock company «UEC-Ufa engine industrial association» subsidiary, Chief designer, doctor in Engineering sciences.

**BOGDANOV, Mikhail Anatolyevich**, A. Lyulka design bureau public joint stock company «UEC-Ufa engine industrial association» subsidiary, Head of Strength Department, PhD in Engineering sciences.

**SHUBIN, Igor Arkadyevich**, A. Lyulka design bureau public joint stock company «UEC-Ufa engine industrial association» subsidiary, Head of the team for analysis and resource management of the strength department, PhD in Engineering sciences.