

УДК 621.438

DOI: 10.12737/article\_5a8ef9cf16dbd8.65103997

А.Н. Михайлов, д.т.н., В.А. Михайлов, аспирант,  
Д.А. Михайлов, к.т.н., А.П. Пичко, аспирант,  
Е.А. Шейко, к.т.н.  
(Донецкий национальный технический университет,  
Академия гражданской защиты, г. Донецк)  
E-mail: mntk21@mail.ru

## Структурная надежность и методы повышения ресурса газотурбинных двигателей на основе обеспечения функционально-ориентированных свойств

*В представленной работе выполнен анализ особенностей эксплуатации структурных элементов и подсистем газотурбинного двигателя (ГТД). Исследована структурная надежность ГТД, которая определяется на этапе проектирования авиационного двигателя. Приведены структурно-логические формулы надежности авиационного двигателя. В работе предложен общий подход в повышении ресурса структурных элементов ГТД на основе обеспечения функционально-ориентированных свойств. Представлены основные принципы обеспечения функционально-ориентированных свойств элементной базы ГТД. Показаны пути обеспечения заданного, номинального или предельного ресурса ГТД на основе функционально-ориентированных свойств элементов.*

**Ключевые слова:** газотурбинный двигатель; структура двигателя; структурно-логические формулы надежности; функционально-ориентированные свойства; технология; ресурс.

A.N. Mikhailov, D. Eng., V.A. Mikhailov, Post graduate student,  
D.A. Mikhailov, Can. Eng., A.P. Pichko, Post graduate student,  
E.A. Sheiko, Can. Eng.  
(Donetsk National Technical University, Academy of Civil Defense, Donetsk)

## Structural reliability and methods for gas turbine engine life increase based on support of functionally-directed properties

*In the paper presented there is carried out an analysis of peculiarities in the operation of structural elements and subsystems of gas turbine engine (GTE). A GTE structural reliability is investigated which is defined at the stage of aircraft engine design. There are shown structural logistic formulae of aircraft engine reliability. In the work there is offered a general approach to the life increase of GTE structural elements on the basis of functionally-directed properties. Basic principles for the support of functionally-directed properties of the GTE element base are shown. The ways to ensure a specified rated or limit GTE life on the basis of functionally-directed properties of elements are shown.*

**Keywords:** gas turbine engine; engine structure; structural logistic formulae of reliability; functionally-directed properties; technology; life.

### Введение

Газотурбинные двигатели (ГТД) широко используются в народном хозяйстве благодаря стабильности их основных характеристик и параметров работы во времени, характеризующихся качественными техническими показателями и степенью совершенства этих систем, к которым можно отнести следующие:

тягу двигателя, удельную массу двигателя, габаритные размеры, удельный расход топлива, коэффициент полезного действия, ресурс двигателя и других показатели. Это обусловлено также тем, что ГТД обладают и другим рядом качественных характеристик, а именно: модульностью конструкции двигателя; стабильностью его показателей качества во времени при эксплуатации двигателя в различных

климатических условиях и при воздействиях разных агрессивных сред; удобством обслуживания и ремонта двигателя в процессе эксплуатации; возможностью своевременного восстановления разрушенных или изношенных деталей двигателя и др.

Вместе с тем, можно отметить, что ГТД относятся к сложным техническим системам, которые состоят из множества структурных элементов, соединенных в определенные подсистемы. Здесь главными элементами являются лопатки, которые структурированы по устройствам ГТД. Например, в двигателе серии ТВЗ-117, имеются следующие устройства с лопатками: входной направляющий аппарат (ВНА), устройство осевого компрессора, устройство с лопатками турбины компрессора, устройство с лопатками свободной турбины. В частности, осевой компрессор имеет 4-е группы различных лопаток: поворотные лопатки направляющего аппарата (НА) на статоре, лопатки НА на статоре, лопатки спрямляющего аппарата (СА) на статоре, рабочие лопатки ротора (12 ступеней).

В целом процесс работы ГТД можно характеризовать следующими основными особенностями:

1. Наличие сложной структуры подсистем лопаток в ГТД.

2. Сложная структура подсистем лопаток в ГТД формируется из системы групп и подгрупп лопаток (ступеней).

3. В процессе эксплуатации ГТД на сложную структуру подсистем лопаток действует система неравномерных эксплуатационных воздействий (система неравномерных функций), которая возникает из-за следующих факторов: конструктивных особенностей лопатки, ее расположения в ГТД, кинематической структуры лопатки, особенностей движения газо-воздушного потока по тракту двигателя, температуры среды в соответствующей подсистеме двигателя, структуры абразивно-пылевой среды и тому подобного.

4. В результате действия неравномерных эксплуатационных воздействий (абразивно-эрозионные, коррозионные, солевые, щелочные, кислотные, температурные и другие) на лопатки ГТД происходит неравномерный износ или разрушение рабочих поверхностей лопаток.

5. Возникающие неравномерности износа можно свести к неравномерностям 3-х родов, а именно: 1-го рода – возникающие по поверхности лопатки; 2-го рода – возникающие по группе лопаток; 3-го рода – возникающие

между группами лопаток.

Эти особенности работы ГТД снижают ресурс лопаток различных групп и требуют дальнейшего анализа их работы, создания методов повышения ресурса элементов, подсистем и всего ГТД в целом.

В настоящее время для повышения ресурса элементной базы ГТД разработано множество различных методов повышения работоспособности авиационных двигателей [1–3]. Однако, в ряде случаев, эти методы не позволяют обеспечивать дальнейшее повышение ресурса ГТД, особенно в условиях действия неравномерных эксплуатационных воздействий. Поэтому данная работа ориентирована на дальнейшее повышение ресурса лопаток ГТД в условиях действия неравномерных эксплуатационных функций [5].

Целью данной работы является повышение ресурса ГТД путем обеспечения функционально-ориентированных свойств (ФОС) его структурных элементов на основе повышения их межремонтного ресурса и количества восстановлений, работающих в условиях действия неравномерных эксплуатационных функций на поверхности лопаток, по группам лопаток и между их группами, за счет разработки технологических методов и средств их реализации.

В соответствии с поставленной целью определены следующие задачи работы: выполнить анализ особенностей эксплуатации структурных элементов и подсистем ГТД; исследовать особенности структуры ГТД; разработать структурно-логические формулы надежности ГТД для этапа его проектирования; разработать общий подход повышения ресурса ГТД на основе обеспечения ФОС его элементов и подсистем; предложить принципы обеспечения ФОС элементной базы; разработать основные пути обеспечения заданного, номинального или предельного ресурса ГТД на основе ФОС.

### Структура и эксплуатационные особенности ГТД

ГТД – это сложная система, состоящая из множества структурных элементов. Структура – это совокупность элементов и отношений между ними. Укрупненно структуру ГТД можно представить следующим выражением:

$$Str = \{X, A\},$$

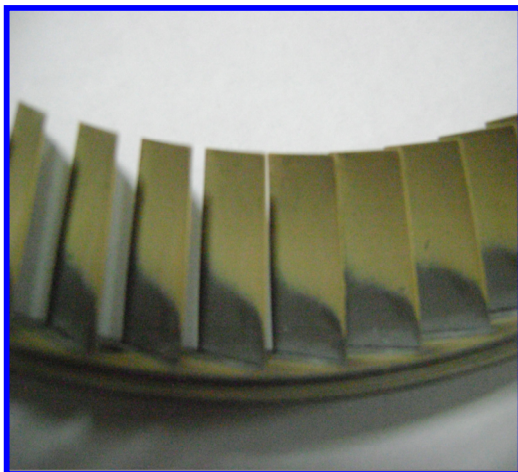
где  $X$  – множество структурных элементов системы (ГТД);  $A$  – множество отношений на множестве  $X$ .



чения, растяжения и сжатия, смятия и среза;  
 – пар, жидкости, вода, льдинки, снег;  
 – кислотные, щелочные, солевые и другие  
 виды воздействий;  
 – температурные и другие воздействия;  
 – комбинированные воздействия.



а)



б)



в)

Рис. 3. Общий вид эрозионных разрушений лопаток компрессора ГТД модели ТВ3-117:

а – лопатки направляющего аппарата статора;  
 б – лопатки статора; в – лопатки ротора

Следует отметить, что рабочий процесс вертолетного турбовального двигателя (рис. 4) гипотетически соответствует идеальному термодинамическому циклу Брайтона [3] с подводом  $Q_1$  и отводом  $Q_2$  теплоты при постоянных давлениях и изэнтропическом сжатии (кривая  $A-B$ ) и расширении (кривая  $C-D$ ). Здесь, в качестве рабочего тела рассматривается воздух с удельной теплоемкостью  $c_p$  и показателем изэнтропы  $k$ , молекулярный состав которого не меняется.

На рис. 4 показана диаграмма идеального цикла Брайтона. Здесь, приведены данные для степени повышения давления  $\pi_{сж} = p_b / p_a = 12$ , максимальной температуры цикла  $T_c = 1600$  °С, температуры начала сжатия  $T_a$  и степени повышения температуры  $Q_{ц} = 1,73$ . Для ГТД модели ТВ3-117 значение  $\pi_{сж} = 9,9$ . Получаемая при этом работа  $L_{уд}$  является удельной, поскольку цикл рассматривается для 1 кг массы рабочего тела. Она соответствует заштрихованной площади (см. рис. 4), которая равна разности работ в турбине и сжатия в компрессоре.

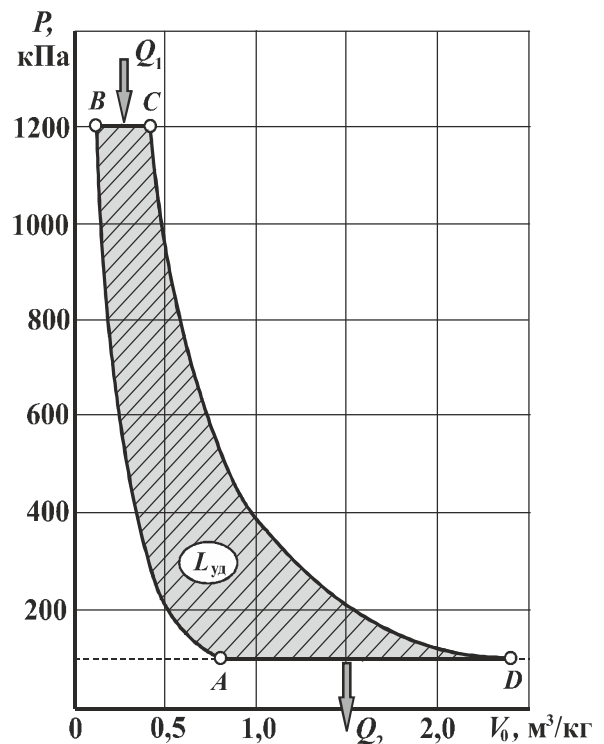


Рис. 4. Диаграмма идеального цикла Брайтона

На основании диаграммы рис. 4, для осевого компрессора важнейшим является обеспечение параметров сжатия газовоздушного потока проточной части в соответствии с кривой  $A-B$ . Однако на практике идеальный цикл всегда отличается от реального термодинамического цикла. На это оказывает влияние целый



комплекс различных параметров. Важнейшие из них – это постоянно увеличивающиеся зазоры между лопатками ротора и статора, лопатками ротора и корпусом компрессора и лопатками статора и ротором.

С увеличение зазоров проточной части компрессора снижаются все параметры термодинамического цикла. Увеличение зазоров между лопатками и элементами проточной части компрессора происходит в основном из-за эрозионно-абразивного их износа и действия целого комплекса других эксплуатационных воздействий. Особенно это усиливается в условиях действия различных видов эксплуа-

тационных неравномерностей по структурным элементам и подсистемам ГТД, которые дополнительно снижают его ресурс.

### Структурная надежность ГТД

Надежность ГТД – свойство технологической системы выполнять или сохранять во времени требуемые функции в заданных режимах и условиях применения. ГТД (рис. 5) структурируется на базе подсистем, которые в свою очередь состоят из определенных групп элементов и ступеней лопаток (рис. 6).

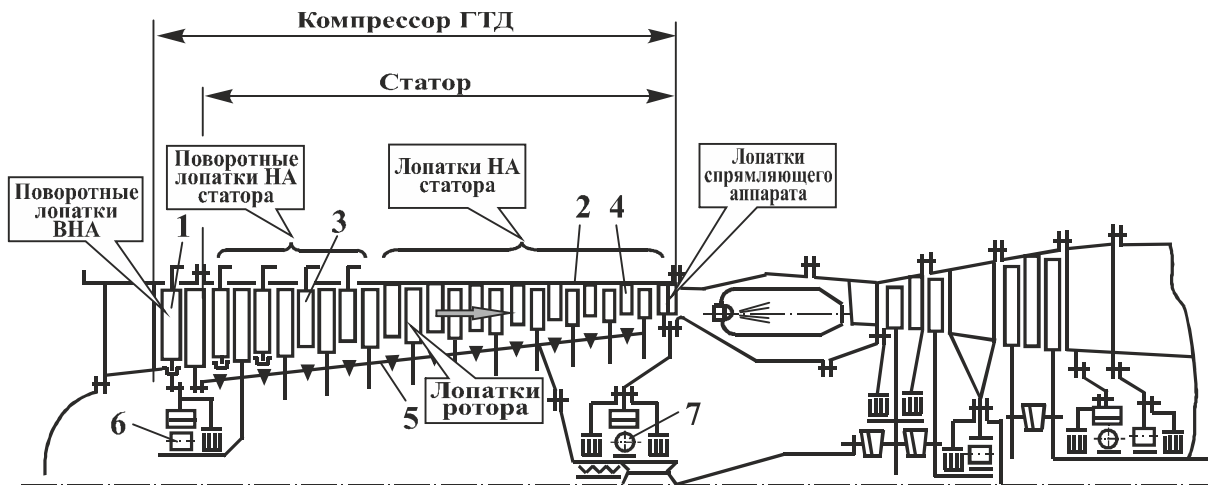


Рис. 5. Схема вертолетного ГТД со свободной турбиной и одновальным газогенератором: 1 – входное устройство; 2 – осевой компрессор; 3 – камера сгорания; 4 – турбина компрессора; 5 – переходник; 6 – свободная турбина; 7 – выпускной канал; 8 – вал отбора мощности

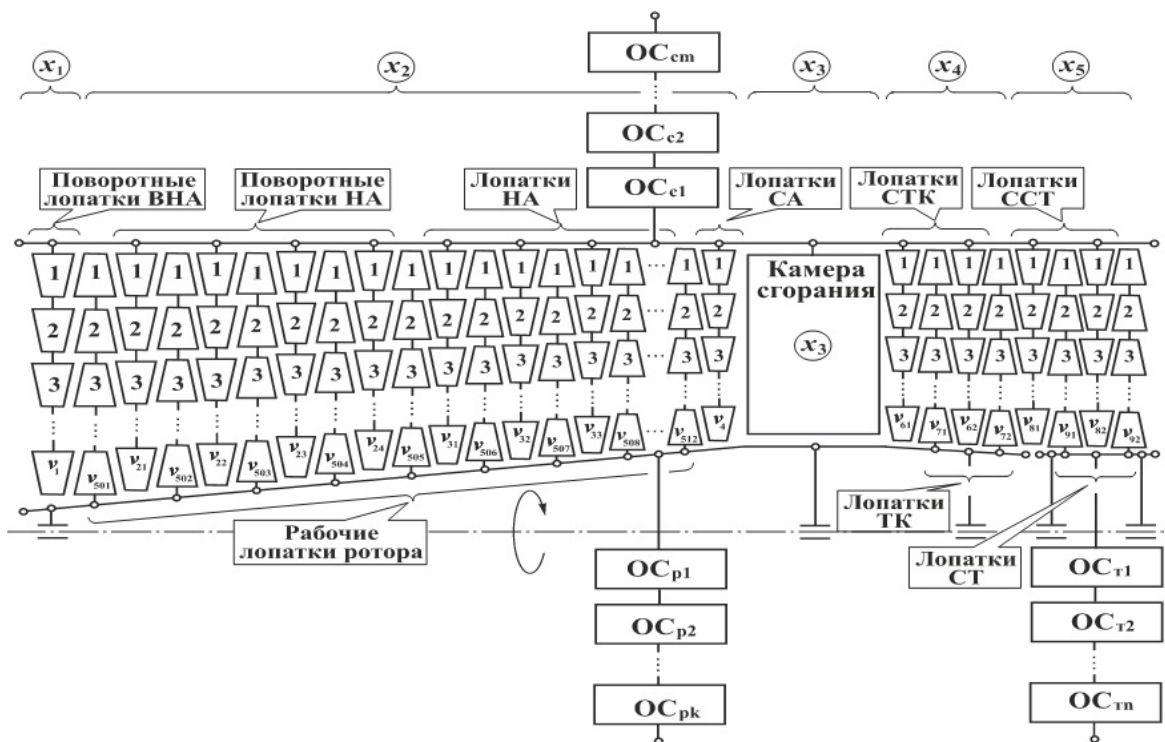


Рис. 6. Структурная схема газотурбинного двигателя

В качестве примера на рис. 5 представлена схема вертолетного ГТД со свободной турбиной и одновальным газогенератором. Здесь показаны различные подсистемы, имеющие множество различных элементов (лопаток) и подсистем, структурированных в группы. К этим группам лопаток можно отнести следующие виды:

- поворотные лопатки входного направляющего аппарата (ВНА) (1 ступень);
- поворотные лопатки направляющего аппарата (НА) статора (4 ступени);
- лопатки направляющего аппарата (НА) статора (8 ступеней);
- лопатки спрямляющего аппарата (СА) (1 ступень);
- лопатки ротора (12 ступеней).

На рис. 6 представлена структурная схема ГТД. Эта схема построена в соответствии со схемой рис. 1, в, для вертолетного турбовального двигателя. Здесь показаны подсистемы  $x_1, x_2, x_3, x_4, x_5$ , состоящие из групп лопаток, скомпонованных на определенных ступенях двигателя. На структурной схеме рис. 6 представлены ступени статора ВНА, НА, СА, камера сгорания, ступени статора турбины компрессора (СТК), статора свободной турбины (ССТ). Они объединены в единую систему оболочкой двигателя, условно показанной на рис. 6 вертикальной прямой, которая имеет отношения с обслуживаемыми подсистемами  $OC_{o1}, OC_{o2}, \dots, OC_{om}$ . При этом лопатки роторов турбокомпрессора также в своей структуре имеют обслуживаемые подсистемы  $OC_{p1}, OC_{p2}, \dots, OC_{pk}$ . Лопатки ротора свободной турбины обслуживаются подсистемами  $OC_{T1}, OC_{T2}, \dots, OC_{Tn}$ . К обслуживаемым подсистемам можно отнести следующие узлы, подсистемы

и механизмы: наружная оболочка двигателя, различные корпуса, диски, лабиринтные уплотнения, кожух и жаровая труба, валы, подшипники, выхлопное устройство, шестерни, трубопроводы, компенсаторы, крепежные элементы, топливную, масляную и другие системы и агрегаты.

Вероятность сохранения работоспособности ГТД, состоящего из структурных элементов, представленных на рис. 6, за наработку  $t$ , определяется по следующей структурно-логической формуле надежности:

$$P(t) = P_1(t) P_2(t) P_3(t), \quad (1)$$

$P(t)$  – вероятность сохранения работоспособности ГТД;  $P_1(t)$  – вероятность сохранения работоспособности первой подсистемы ГТД;  $P_2(t)$  – вероятность сохранения работоспособности второй подсистемы ГТД;  $P_3(t)$  – вероятность сохранения работоспособности третьей подсистемы ГТД (рис. 6);

В соответствии со структурной схемой рис. 6, составляющие выражения (1) определяются следующими выражениями:

$$\left. \begin{aligned} P_1(t) &= P_{11}(t) P_{12}(t); \\ P_2(t) &= P_{21}(t) P_{22}(t); \\ P_3(t) &= P_{31}(t) P_{32}(t), \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

$P_{11}(t), P_{21}(t), P_{31}(t)$  – вероятность сохранения работоспособности основных подсистем, состоящих из групп элементов (лопаток) для первой, второй, третьей систем, соответственно;  $P_{12}(t), P_{22}(t), P_{32}(t)$  – вероятность сохранения работоспособности обслуживаемых подсистем для первой, второй, третьей систем, соответственно.

Первые составляющие выражения (2) определяются на основании выражения:

$$\left. \begin{aligned} P_{11}(t) &= \prod_{i_1=1}^{v_1} P_{1i_1} \cdot \left[ \prod_{i_{21}=1}^{v_{21}} P_{2i_{21}} \cdot \prod_{i_{22}=1}^{v_{22}} P_{2i_{22}} \cdot \dots \cdot \prod_{i_{24}=1}^{v_{24}} P_{2i_{24}} \right] \cdot \left[ \prod_{i_{31}=1}^{v_{31}} P_{3i_{31}} \cdot \prod_{i_{32}=1}^{v_{32}} P_{3i_{32}} \cdot \dots \cdot \prod_{i_{37}=1}^{v_{37}} P_{3i_{37}} \right] \times \\ &\quad \times \prod_{i_4=1}^{v_4} P_{4i_4} \cdot P_{x_3} \cdot \left[ \prod_{i_{61}=1}^{v_{61}} P_{6i_{61}} \cdot \prod_{i_{62}=1}^{v_{62}} P_{6i_{62}} \right] \cdot \left[ \prod_{i_{81}=1}^{v_{81}} P_{8i_{81}} \cdot \prod_{i_{82}=1}^{v_{82}} P_{8i_{82}} \right]; \\ P_{21}(t) &= \left[ \prod_{i_{5011}=1}^{v_{5011}} P_{501i_{5011}} \cdot \prod_{i_{5012}=1}^{v_{5012}} P_{501i_{5012}} \cdot \dots \cdot \prod_{i_{50112}=1}^{v_{50112}} P_{501i_{50112}} \right] \cdot \left[ \prod_{i_{71}=1}^{v_{71}} P_{71i_{71}} \cdot \prod_{i_{72}=1}^{v_{72}} P_{72i_{72}} \right], \\ P_{31}(t) &= \prod_{i_{91}=1}^{v_{91}} P_{91i_{91}} \cdot \prod_{i_{92}=1}^{v_{92}} P_{92i_{92}}, \end{aligned} \right\}$$

где  $P_{\tau\mu}$  – вероятность сохранения работоспособности любой лопатки  $\tau$ -ой группы  $\mu$ -й подгруппы;  $v_{\tau\mu}$  – количество лопаток  $\tau$ -й группы  $\mu$ -й подгруппы;  $P_{x_3}$  – вероятность сохранения работоспособности камеры сгорания, системы  $x_3$ .

Надежность обслуживающих подсистем ГТД, структура которых определяется выражением (2), составленным в соответствии со структурой рис. 6, определяются на основании выражений:

$$\left. \begin{aligned} P_{12}(t) &= P_{c1} P_{c2} \cdots P_{cm}; \\ P_{22}(t) &= P_{p1} P_{p2} \cdots P_{pk}; \\ P_{32}(t) &= P_{T1} P_{T2} \cdots P_{Tn}, \end{aligned} \right\}$$

где  $P_{ce}$ ,  $P_{p\delta}$ ,  $P_{T\omega}$  – вероятность сохранения работоспособности  $\varepsilon$ ,  $\delta$ ,  $\omega$  – подсистем обслуживающих систем ГТД, соответственно;  $m$ ,  $k$ ,  $n$  – мощность или общее количество обслуживающих подсистем ГТД.

Представленные структурно-логические формулы надежности позволяют на этапе проектирования ГТД определять требуемую структурную надежность и рациональный структурный состав элементов и подсистем для различных вариантов авиационных двигателей.

**Общий подход в повышении ресурса ГТД.** Выполненные исследования особенностей эксплуатации ГТД показывают, что структурные элементы двигателя разрушаются неравномерно, при этом действуют неравномерности нескольких родов [5]. Это обусловлено тем, что структура ГТД состоит из групп элементов (лопаток), которые составляют другие группы (ступени), входящие в свою очередь в следующие группы подсистем (турбокомпрессор, газогенератор, свободная турбина и др.). Поэтому из-за сложной, и по сути дела, многомерной структуры элементов ГТД возникают многомерные неравномерные разрушения лопаток нескольких родов [5]. Эти неравномерности разрушений лопаток не позволяют традиционными методами обеспечивать заданные их свойства и вести повышение ресурса ГТД.

В условиях действия неравномерных многомерных разрушений элементов ГТД целесообразно обеспечивать для них ФОС на базе различных функционально-ориентированных технологий [5]. Эти технологии обеспечивают реализацию следующих вариантов свойств:

1. ФОС, ориентированные в соответствие с группой особых принципов функционально-ориентированных технологий [5 – 9].

2. ФОС, изменяющиеся в пространстве (например, поверхность или объем детали) функционального элемента (лопатки), функциональных элементов ступени и группы ступеней лопаток. Изменяющиеся свойства могут

выполняться за счет изменяющихся физико-механических свойств, за счет изменяющейся толщины покрытия и других параметров [5].

3. ФОС, изменяющиеся во времени по функциональному элементу, функциональным элементам ступени и группам ступеней лопаток. Эти свойства можно реализовывать за счет специальных, градиентных, модульных, функционально-ориентированных покрытий [9].

4. ФОС, изменяющиеся в зависимости от особенностей эксплуатации структурных элементов, узлов, групп и подсистем ГТД [5].

5. ФОС, выполняемые в соответствии с другими особенностями эксплуатации ГТД [5].

ФОС структурных элементов ГТД позволяют в условиях действия неравномерных эксплуатационных воздействий реализовывать следующие особенности:

- равномерное (одинаковое) разрушение всех структурных элементов ГТД (например, поверхностей, поверхностных слоев, объемных элементов, геометрических размеров и формы), что позволяет решать вопросы регулировки, восстановления и повышения их ресурса в ГТД;

- обеспечивается возможность полного одновременного исчерпания ресурса каждого элемента ГТД по всему комплексу параметров разрушений, например, эрозионному износу; пределу выносливости по изгибным, растягивающим, касательным и другим напряжениям. Это позволяет выработать весь потенциал ресурса всех деталей ГТД до их полного разрушения по всем видам разрушений, что в целом повышает технико-экономические параметры эксплуатации ГТД;

- обеспечивается возможность реализации кратного ресурса по одним видам разрушений элементов ГТД (например, по эрозионному износу) относительно других видов разрушений (например, по выносливости); это позволяет вести работы по многократному восстановлению ресурса элементов ГТД сначала в зависимости от одного вида разрушений, потом по другому виду разрушений и так далее;

- единовременное полное разрушение покрытий (при восстановлении лопаток с помощью покрытий), наносимых на структурные элементы ГТД при не разрушении (износе) основного материала, например, тела пера лопатки. Это позволяет увеличить число возможных восстановлений элементов ГТД;

- единовременное полное разрушение сразу всех структурных элементов ГТД, что обеспечивает полную выработку ресурса всех структурных элементов ГТД в целом и повышение

технико-экономических параметров эксплуатации авиационных двигателей;

– обеспечивать кратный ресурс одних элементов относительно других структурных элементов ГТД и другие особенности; это обеспечивает возможность в повышении общего эксплуатационного потенциала ГТД за счет рационального или оптимального использования запасных частей.

Все это позволяет повысить общий ресурс ГТД за счет увеличения его межремонтного ресурса и количества восстановлений его структурных элементов. Также можно отметить, что при реализации ФОС на базе функционально-ориентированных технологий обеспечивает дополнительно следующее:

1. Возможность повышения ресурса ГТД за счет комплексного увеличения его межремонтного ресурса и количества восстановлений элементной базы.

2. Повышение общего эксплуатационного потенциала всех структурных элементов ГТД.

3. Создание условия реализации полной адаптации физико-механических свойств структурных элементов ГТД при изготовлении к особенностям их эксплуатации в двигателе.

4. Возможность реализации заданного ресурса элементов, подсистем и всего ГТД.

5. Возможность управления свойствами элементов ГТД при их изготовлении для обеспечения требуемых свойств двигателя в условиях эксплуатации, что в ряде случаев диктуется конъюнктурой рынка или производителя ГТД.

6. Качественно новую совокупность свойств ГТД.

На рис. 7 представлена гипотетическая схема общего подхода в обеспечении ФОС ГТД с взаимосвязями  $\varphi_i^j$  объектов системы: эксплуатационные функции  $F$ , технологические воздействия  $TB$  и свойства  $C$ . На базе этих связей реализуются функционально-ориентированные свойства [5 - 9]. Здесь можно отметить, что структура связей между элементами модели имеет замкнутую форму, которая позволяет определять параметры технологических воздействий и свойств детали в зависимости от особенностей действия эксплуатационных функций на элементы детали.

Петли модели  $\varphi_i^i$  обозначают внутренние процессы в  $i$ -м объекте системы.

**Основные принципы обеспечения функционально-ориентированных свойств элементной базы.** В соответствии с гипотетиче-

ской схемой общего подхода, представленной на рис. 7, функционально-ориентированные свойства ( $C$ ) должны реализовываться на базе группы особых принципов ориентации свойств и технологических воздействий [9]:

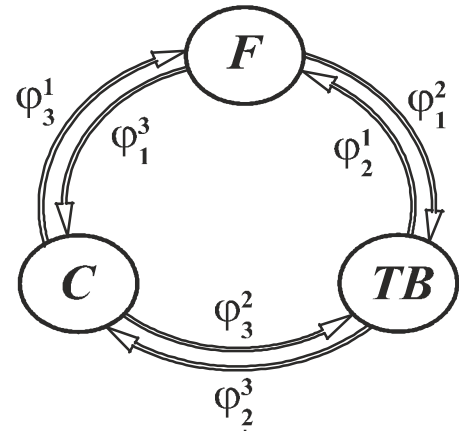


Рис. 7. Гипотетическая схема общего подхода в обеспечении ФОС ГТД с взаимосвязями  $\varphi_i^j$  объектов системы: эксплуатационные функции  $F$ , технологические воздействия  $TB$  и свойства  $C$  (ФОС)

1. Функционального соответствия особенностей действия эксплуатационных функций, характеристик реализации технологических воздействий и параметров обеспечения необходимых свойств.

2. Топологического соответствия геометрических параметров функционального элемента детали, в котором действует элементарная функция при эксплуатации, геометрическим параметрам зоны реализации технологических воздействий на деталь и геометрических параметров зонного обеспечения необходимых свойств.

3. Количественного соответствия множества функциональных элементов, в которых действует множество различных элементарных функций при эксплуатации, множеству реализации технологических воздействий и множеству элементов обеспечения необходимых свойств в функциональных элементах детали.

4. Адекватной зависимости пространственных особенностей действия элементарной функции при эксплуатации, технологических воздействий и эксплуатационных свойств в пространстве каждого элемента детали.

5. Адекватной зависимости временных особенностей действия элементарной функции при эксплуатации, временных или пространственных особенностей реализации технологических воздействий и временных эксплуатационных свойств в каждом функциональном элементе детали.



6. Структурного соответствия действия множества элементарных функций, реализации множества технологических воздействий и выполнения множества свойств в функциональных элементах детали из условия обеспечения заданных, требуемых или предельных свойств всей детали.

7. Адекватного структурно-функционального соответствия свойств в пространстве и во времени каждого функционального элемента заданному или предельному потенциалу общих свойств всей детали в целом.

8. Адекватного структурно-функционального соответствия свойств в окрестностях каждого функционального элемента в пространстве и во времени заданному, требуемому или предельному потенциалу общих свойств всей детали в целом.

ФОС лопаток и подсистем ГТД формируются на базе этой группы особых принципов ориентации технологических воздействий и свойств деталей в зависимости от особенности их эксплуатации в авиационном двигателе. В частности, при восстановлении работоспособности лопаток ГТД с помощью различных покрытий, на базе принципов 1, 2, 3 формируются ФОС лопатки компрессора при послойном обеспечении этих свойств при условии одновременного разрушения всего покрытия лопатки [8]. При этом с использованием принципа 6 обеспечиваются свойства различных структурных групп ГТД в соответствии со структурно-логической формулой надежности (1) и структурой рис. 6 и т.д. Причем необходимо учитывать неравномерности действия эксплуатационных функций на лопатки ГТД, которые отображаются как неравномерности трех родов [5].

**Некоторые особенности обеспечения ФОС элементов и подсистемам ГТД.** ФОС лопаток и элементов ГТД позволяют обеспечить следующее:

1. Повышать ресурс ГТД.
2. Выполнять многократное восстановление элементов и подсистем ГТД.
3. Повышать межремонтный ресурс ГТД, увеличивать количество восстановлений элементов и подсистем, а также повышать общий ресурс авиационного двигателя:

$$R_o = \sum_{j=1}^t R_j ;$$

где  $R_o$  – общий ресурс ГТД;  $R_j$  – межремонтный ресурс ГТД;  $t$  – количество восстановлений ГТД при ремонтах.

4. За счет многократного восстановления работоспособности элемента ГТД, ресурс которого ограничивается одним видом разрушения, например абразивно-эрозионным износом, ресурс может ограничиваться другим видом разрушений, например по напряжениям выносливости. Это позволяет вести создание ГТД с учетом увеличения ресурса.

5. Создавать ГТД на базе принципа равенства ресурсов всех элементов и подсистем:

$$R_1 = R_2 = \dots = R_j = \dots = R_n = R_o ;$$

где  $n$  – общее количество элементов системы ГТД.

Здесь возможно три варианта значений ресурса, а именно, максимальный, номинальный или заданный:

$$R_o \rightarrow \max \vee R_o \rightarrow \text{nom} \vee R_o = A .$$

6. Создавать ГТД на базе принципа кратности ресурсов всех элементов и подсистем:

$$s_1 R_1 = s_2 R_2 = \dots = s_j R_j = \dots = s_n R_n ;$$

где  $s_j$  – целое число, определяющее количество восстановления для  $j$ -го элемента ГТД.

7. Увеличивать полный потенциал использования всех элементов ГТД, например по величине ресурса.

В качестве примера обеспечения ФОС рабочих лопаток ротора компрессора ГТД серии ТВЗ-117 на рис. 8 приведены данные по обеспечению свойств с помощью многослойного функционально-ориентированного нитрида титанового покрытия. Данное покрытие выполняется неравномерной толщины в соответствии с особенностями эксплуатации лопатки. В этом случае неравномерная толщина функционально-ориентированного многослойного покрытия выполняется посредством покрытий постоянной толщины, что позволяет формировать ФОС.

### Заключение

Выполненные исследования направлены на повышение ресурса ГТД путем обеспечения ФОС его структурных элементов на основе повышения их межремонтного ресурса и количества восстановлений, работающих в условиях действия неравномерных эксплуатационных функций на поверхности лопаток, по группам лопаток и между их группами, за счет разработки технологических методов и средств их реализации.

Выполненный анализ особенностей эксплуатации структурных элементов и подсистем ГТД позволил разработать структурно-логические формулы надежности ГТД для

этапа его проектирования. А также в работе предложен общий подход повышения ресурса ГТД на основе обеспечения ФОС его элементов и подсистем. Этот подход базируется на основе группы особых принципов обеспечения ФОС элементной базы. В работе показаны основные пути обеспечения заданного, номинального или предельного ресурса ГТД на основе ФОС.

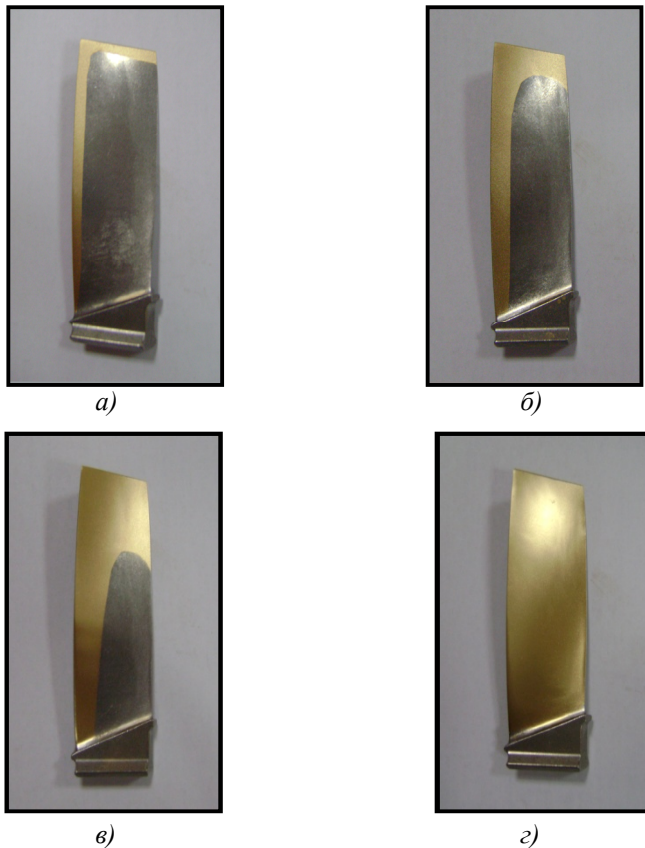


Рис. 8. Общий вид лопатки с функционально-ориентированным покрытием:  
а – с одним слоем; б – двумя слоями; в – тремя слоями; з – четырьмя слоями

### БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Богуслаев, В.А. Отделочно-упрочняющая обработка деталей ГТД. / В.А. Богуслаев, В.К. Яценко, П.Д. Жеманюк и др. – Запорожье: ОАО «Мотор Сич». 2005. – 559 с.
2. **Авиаинформ** // Ежемесячный информационно-аналитический журнал. – М.: Международная ассоциация «Союз авиационного двигателестроения», 2016. – Вып. № 4 (145). – 182 с.
3. Григорьев, В.А. Вертолетные газотурбинные двигатели. / В.А. Григорьев, В.А. Зрелов, Ю.М. Игнаткин и др. – М.: Машиностроение, 2007. – 491 с.
4. Сулов, А.Г. Технологическое обеспечение параметров состояния поверхностного слоя деталей. – М.: Машиностроение, 1987. – 208 с.
5. Михайлов, В.А., Пичко, А.П., Чугункин, А.В., Хавлин, Т.В., Лукичев, А.В., Михайлов, Д.А., Михайлов, А.Н. Общие основы и принципы повышения ресурса га-

зотурбинных двигателей на базе функционально-ориентированного подхода // Прогрессивные технологии и системы машиностроения: Международный сб. научных трудов. – Донецк: ДонНТУ, – 2017. – Вып. 3 (58). – С. 32–43.

6. Михайлов, В.А., Михайлов, А.Н., Байков, А.В. Комплексное повышение ресурса всех групп лопаток компрессора турбовального ГТД на основе функционально-ориентированного подхода // Научно-технические технологии в машиностроении. – 2017. – № 9(75). – С. 42–48.

7. Михайлов, А.Н., Хавлин, Т.В. Особенности технологического процесса повышения ресурса лопаток турбины авиационного двигателя на базе функционально-ориентированной технологии // Прогрессивные технологии и системы машиностроения: Междунар. сб. научн. тр. – Донецк: ДонНТУ, 2017. – Вып. 1 (56). – С. 101–114.

8. Толстых, С.О., Михайлов, А.Н., Михайлов, Д.А. Повышение работоспособности лопаток компрессора ГТД на базе многослойных ионно-плазменных функционально-ориентированных покрытий // Инженер. Междунар. студ. науч.-техн. журнал. – Донецк: ДонНТУ. 2016. – № 21. – С. 62–66.

9. Михайлов, А.Н. Основы синтеза функционально-ориентированных технологий. – Донецк: ДонНТУ, 2009. – 346 с.

### REFERENCES

1. Boguslayev, V.A. *Finishing-Strengthening of GTE Parts.* / V.A. Boguslayev, V.K. Yatsenko, P.D. Zhemanjuk et al. – Zaporozhie: PC “Motor Sich”. 2005. – pp. 559.
2. **Aviainform** // Monthly Information-Analytical Journal. – M.: International Association “Union of Aircraft Engine Manufacturing”, 2016. – Ed. No. 4(145). – pp. 182.
3. Grigoriev, V.A. *Helicopter Gas Turbine Engines.* / V.A. Grigoriev, V.A. Zrelov, Yu.M. Ignatkin et al. – M.: Mechanical Engineering, 2007. – pp. 491.
4. Suslov, A.G. *Technological Support of Parameter State in Parts Surface Layer.* – M.: Mechanical Engineering, 1987. – pp. 208.
5. Mikhailov, V.A. Pichko, A.P., Chugunkin, A.V., Khavlin, T.V., Lukichev, A.V., Mikhailov, D.A., Mikhailov, A.N. General fundamentals and principles of gas turbine engine life increase based on functionally-directed approach // *Efficient Technologies and Systems of Mechanical Engineering: Inter. Proceedings.* – Donetsk: DonNTU, - 2017. Ed. 3(58). – pp. 32-43.
6. Mikhailov, V.A., Mikhailov, A.N., Baikov, A.V. Life complex life increase for all blade groups of compressor of turbine-shaft GTE based on functionally-directed approach // *Science Intensive Technologies in Mechanical Engineering.* – 2017. – No. 9(75). – pp. 42-48.
7. Mikhailov, A.N., Khavlin, T.V. Peculiarities in engineering procedure of turbine blade life increase for aircraft engine based on functionally-directed technology // *Efficient Technologies and Systems of Mechanical Engineering: Inter. Proceedings.* – Donetsk: DonNTU, 2017. – Ed. 1.(56). – pp. 101-114.
8. Tolstykh, S.O., Mikhailov, A.N., Mikhailov, D.A. Working capacity increase of compressor blades for GTE based on multi-layer ion-plasma functionally-directed coatings // *Engineer. Inter. Scientif.-Tech. Journal.* – Donetsk: DonNTU. 2016. – No.21. – pp. 62-66.
9. Mikhailov, A.N. *Synthesis Fundamentals of Functionally-Directed Technologies.* Donetsk: DonNTU, 2009. – pp. 346.

Рецензент д.т.н. Д.И. Петрешин