

Научноёмкие технологии в машиностроении. 2026. №7 (181). С. 37-48.

Science intensive technologies in mechanical engineering. 2026. №7 (181). P. 37-48.

Научная статья

УДК 621.45.0.002.2(0.75.8)

doi: 10.30987/2223-4608-2026-7-37-48

Технологические особенности формирования функционально-ориентированных свойств элементов и структуры вертолетного ГТД на основе системы условий

Дмитрий Александрович Михайлов¹, к.т.н.

Александр Владимирович Хандожко², д.т.н.

Александр Николаевич Михайлов³, д.т.н.

Елена Александровна Шейко⁴, к.т.н.

^{1,4} Донецкий институт ГПС МЧС России, Донецк, Россия

² Брянский государственный технический университет, Брянск, Россия

³ Донецкий национальный технический университет, Донецк, Россия

^{1,4} dmitry.michailov@mail.ru, <https://orcid.org/0000-0000-0000-0000>

² chandosh@yandex.ru, <https://orcid.org/0000-0000-0000-0000>

³ mntk21@mail.ru, <http://orcid.org/0000-0002-6685-7862>

Аннотация. Выполненный анализ особенностей эксплуатации вертолетных газотурбинных двигателей позволил установить, что на элементы их структуры действуют неравномерные эксплуатационные воздействия, которые ведут к возникновению неравномерных износов элементов структуры авиационного двигателя. В работе предложено, в этих условиях, обеспечивать функционально-ориентированные свойства элементов структуры авиационного двигателя. На основе системной модели комплексного процесса создания эксплуатационных свойств, формирования функционально-ориентированных свойств и реализации параметров технологического обеспечения структуры вертолетного газотурбинного двигателя показана система условий формирования необходимых свойств структуры двигателя, которая позволяет комплексно решать вопросы повышения эксплуатационных свойств и технико-экономических показателей авиационных двигателей. При этом разработанный способ распределения функционально-ориентированных свойств структуры элементов вертолетного газотурбинного двигателя в зависимости от системы условий распределения параметров дает возможность обеспечения эксплуатационных свойств и выполнения их необходимых параметров в условиях действия неравномерных эксплуатационных воздействий. Разработанное технологическое обеспечение и алгоритм его формирования позволяет создавать конкретный интегрированный многосвязный технологический процесс формирования функционально-ориентированных свойств структуры вертолетного газотурбинного двигателя как интегрированный многосвязный процесс на основе определенных закономерностей и связей параметров технологического обеспечения. При этом показано, что главной особенностью интегрированного многосвязного технологического процесса обеспечения функционально-ориентированных свойств структуры является реализация многосвязности создаваемых технологических процессов, которая определяется системой условий обеспечения эксплуатационных свойств, функционально-ориентированным подходом и задается на этапе комплексного инжиниринга параметров обеспечения свойств вертолетного газотурбинного двигателя, что определяет его как единый технологический процесс формирования функционально-ориентированных свойств авиационного двигателя с качественно новыми свойствами эксплуатации.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, структура элементов, технологическое обеспечение, функционально-ориентированные свойства, закономерности параметров, система условий, эксплуатация

Благодарности: материал подготовлен в рамках научных исследований по проекту № FRRF-2025-0004, экспериментальные исследования проведены с использованием оборудования центра коллективного пользования ДонНТУ.

Для цитирования: Михайлов Д.А., Хандожко А.В., Михайлов А.Н., Шейко Е.А. Технологические особенности формирования функционально-ориентированных свойств элементов и структуры вертолетного ГТД на основе системы условий // Научно-технические технологии в машиностроении. 2026. № 7 (181). С. 37–48. doi:10.30987/2223-4608-2026-7-37-48

Technological characteristics of the formation of functionally oriented properties for the elements and structure of helicopter shaft turbine engine based on a system of conditions

Dmitry A. Mikhailov¹, D. Eng.

Alexander V. Khandozhko², D. Eng.

Alexander N. Mikhailov³, D. Eng.

Elena A. Sheiko⁴, PhD Eng.

^{1, 4} Donetsk Institute of SFFS SES of the Ministry of Emergency Situations of Russia, Donetsk, Russia

² Bryansk State Technical University, Bryansk, Russia

³ Donetsk National Technical University, Donetsk, Russia

^{1, 4} dmitry.mikhailov@mail.ru

² chandosh@yandex.ru

³ mntk21@mail.ru

Abstract. The analysis of the operating characteristics of helicopter gas turbine engines (GTE) has allowed proving the fact that the elements of their structure are affected by inhomogeneous operational impacts, which result in an uneven wear of the structural elements of an aircraft engine. The paper introduces an apprehension for the conditions when the functionally oriented properties of the structural elements of an aircraft engine are ensured. Based on a system complex process model of serviceability generation, forming functionally oriented properties and implementing the parameters of engineering support for the structure of a helicopter gas turbine engine (GTE), a system of conditions for the necessary properties formation in the engine structure is shown, which makes it possible to address issues of improving the operational properties and technical and economic indicators of aircraft engines in a comprehensive manner. At the same time, the developed method for distributing the functionally oriented properties of the structures of helicopter GTE elements, depending on the system of parameter distribution conditions, makes it possible to ensure operational properties and meet their required parameters under conditions of inhomogeneous operational impacts. The developed engineering support and the algorithm of its formation make it possible to create a specific integrated multi-connected technological process for the FOP (functionally-oriented properties) formation of the helicopter GTE structure as a single integrated multi-connected process based on certain patterns and relationships of engineering support parameters.

Keywords: gas turbine engine, structure of elements, engineering support, functionally oriented properties, parameters patterns, system of conditions, servicing

Acknowledgments: material was prepared as part of research conducted under project No. FRRF-2025-0004; experimental studies were carried out using the equipment of the Don-NTU Shared Research Facility.

For citation: Mikhailov D.A., Khandozhko A.V., Mikhailov A.N., Sheiko E.A. Technological characteristics of the formation of functionally oriented properties for the elements and structure of helicopter shaft turbine engine based on a system of conditions / Science intensive technologies in mechanical engineering. 2026. № 7 (181). P. 37–48. doi: 10.30987/2223-4608-2026-7-37-48

Введение

Современный вертолетный газотурбинный двигатель (ГТД) представляет собой сложную техническую систему, содержащую множество элементов и подсистем, работающих в тяжелых условиях эксплуатации, которые обусловлены особенностями газо-термодинамического цикла Брайтона [1, 2]. Причем в особо сложных условиях эксплуатируются элементы и их

группы, располагающиеся в проточной части авиационного двигателя. Это связано с тем, что именно на них действуют неравномерные эксплуатационные воздействия потоков среды, к которым можно отнести абразивно-эрозионное, температурное, кислотное, солевое и другие действия, а также их комбинация [3]. При этом для повышения качества элементов ГТД необходимы специальные подходы [4, 5].

Выполненные исследования позволили установить [6 – 8], что при эксплуатации вертолетного ГТД на его элементы и всю структуру деталей действуют комплексные неравномерные воздействия, которые приводят к возникновению неравномерных износов и разрушений, как у отдельных его элементов, так и у всей структуры в целом. В качестве примера на рис. 1 представлены некоторые особенности неравномерного износа лопаток компрессора вертолетного ГТД модели ТВ3-117. Проведенный анализ особенностей обеспечения функ-

ционально-ориентированных свойств (ФОС) вертолетного ГТД показал, что дальнейшее повышение эксплуатационных и технико-экономических показателей возможно только на базе комплексного обеспечения ФОС, и элементов, и всей структуры авиационного двигателя в целом.

Вместе с тем, эти исследования позволили установить, что процесс формирования ФОС элементов и структуры вертолетного ГТД должен выполняться на базе системы условий, которые рассматриваются в данной работе.

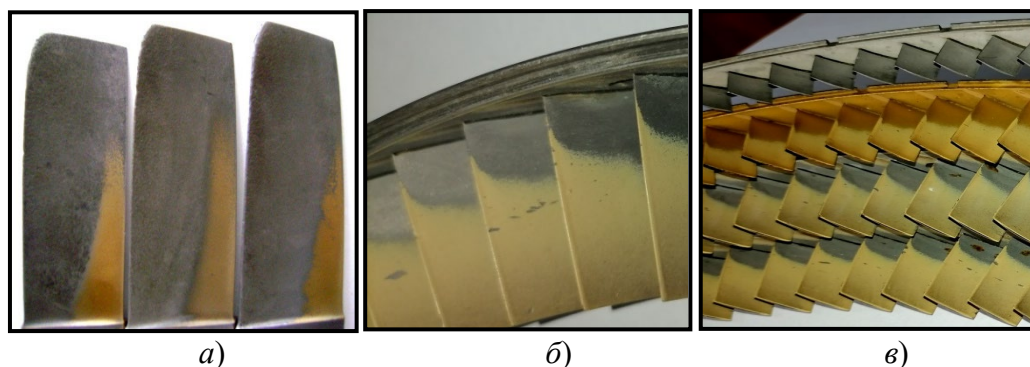


Рис. 1. Особенности неравномерного износа лопаток компрессора вертолетного ГТД модели ТВ3-117:
а – рабочие лопатки; б – лопатки направляющего аппарата; в – группа лопаток направляющего аппарата

Fig. 1. Features of irregular wear of the blades of the helicopter GTE model TV3-117 compressor:
a – working blades; b – outer guide vanes; c – a group of outer guide vanes

В данной работе рассмотрено повышение эксплуатационных свойств вертолетного ГТД на базе функционально-ориентированного подхода, способа распределения параметров свойств и системы условий его эксплуатации, формирования ФОС и реализации технологического обеспечения (ТО) отдельных элементов и структуры системы двигателя, работающего в условиях действия неравномерных эксплуатационных воздействий.

Системная модель процесса создания эксплуатационных, ФОС и параметров ТО структуры вертолетного ГТД

Можно отметить, что системный подход при комплексном формировании эксплуатационных свойств (ЭС), ФОС и ТО структуры авиационного двигателя позволяет создавать процесс обеспечения параметров структуры целостно, с позиций системного подхода. Он обеспечивает требуемое формирование и распределение ФОС в зависимости от ЭС и ТО по

элементам структуры вертолетного ГТД на базе принципов и особенностей реализации функционально-ориентированного подхода (ФОПО) [9, 10].

Системная модель комплексного процесса создания необходимых ЭС, ФОС и параметров ТО структуры вертолетного ГТД представлена на рис. 2. С позиций системного подхода, представлен процесс преобразования входных параметров $V = \{V_1, V_2, V_3, \dots, V_k\}$ в выходные $W = \{W_1, W_2, W_3, \dots, W_n\}$ и комплексное обеспечение ЭС, ФОС и ТО структуры вертолетного ГТД, которые выполняются в нижнем блоке системной модели. Представленный процесс технологических преобразований параметров моделируется посредством технологических воздействий (ТВ) орудий и средств производства, которые реализуются в модели на базе ФОПО [6] посредством потоков материального, энергетического и информационного характеров M_w, E_w, I_w .

Следует отметить, что процесс преобразования входных V параметров в выходные W (см. рис. 2) выполняется за счет действия изменяющихся параметров потоков ТВ M_w, E_w, I_w , в соответствии с особенностями и принципами ФОПО [6], которые имеют входные параметры материального, энергетического и информационного характеров M_v, E_v, I_v . В данном слу-

чае, изменение параметров ТВ производится посредством процесса управления параметрами ТВ на базе ФОПО (верхний блок, рис. 2) на базе системы условий формирования ЭС, ФОС и ТО структуры, состоящей из множества конкретных условий. С помощью этой системы условий обеспечивается процесс управления параметрами ТВ для структуры элементов с ФОС ГТД.

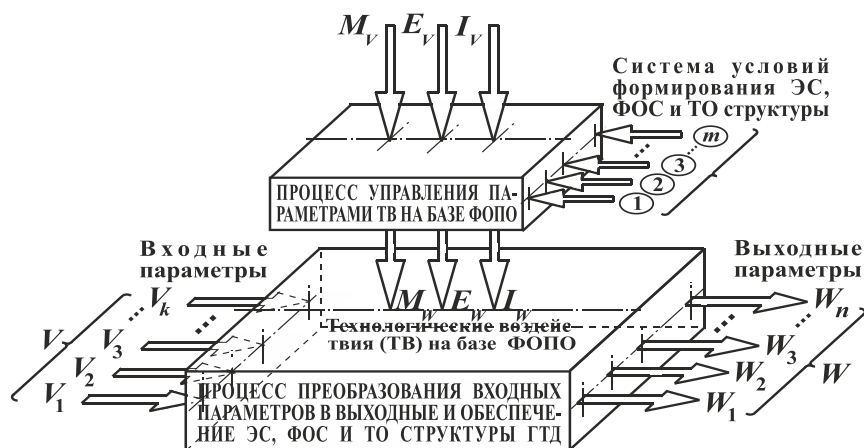


Рис. 2. Системная модель комплексного процесса создания эксплуатационных, ФОС и параметров ТО структуры вертолетного ГТД

Fig. 2. A system model of the complex process of operational parameters, FOP, and maintenance parameters of the helicopter GTE structuring

Процесс формирования структуры и параметров ЭС, ФОС и ТО на базе системной модели (рис. 2) выполняется в соответствии со следующим алгоритмом:

1. Задаются начальные входные параметры процесса V .
2. Задается система условий формирования ЭС, ФОС и ТО структуры, при этом реализуется процесс управления параметрами ТВ на базе ФОПО в соответствии с группой особых принципов обеспечения ФОС и разработанным способом распределения ЭС, ФОС и ТО по структуре элементов вертолетного ГТД (параметры распределения этих свойств определяются на основе комплексного инжиниринга процесса [7]). Эта система условий содержит следующие условия: условие (принцип) обеспечение ЭС для всего ГТД (общее условие), условие обеспечения ЭС по структуре (структурное условие) и так далее.
3. Выполняется процесс управления параметрами ТВ на базе ФОПО. В этом случае, реализуются необходимые ТВ на базе ФОПО,

то есть выполняется группа особых принципов обеспечения ФОС по элементам и реализуется разработанный способ распределения параметров ЭС, ФОС и ТО по структуре элементов ГТД.

4. Происходит процесс преобразования входных параметров V в выходные параметры W под действием ТВ. При этом обеспечиваются необходимые ЭС, ФОС и ТО элементов (деталей) и структуры элементов в целом для авиационного двигателя.

5. Весь процесс формирования параметров ФОС, ТО и ЭС выполняется поэлементно для всей структуры вертолетного ГТД на базе основных этапов системы «эксплуатация – формирование ФОС – создание ТО».

Можно отметить, что при реализации данного алгоритма, одним из главных моментов реализации ЭС, ФОС и ТО для структуры вертолетного ГТД является наличие системы условий их формирования. Поэтому далее, рассмотрим более детально эту систему условий формирования ЭС, ФОС и ТО структуры ГТД.

Система условий для формирования функционально-ориентированных свойств структуры вертолетного ГТД

Для формирования ФОС структуры вертолетного ГТД необходимо комплексное обеспечение ЭС, ФОС и ТО для структуры. Данное комплексное обеспечение формируется на базе

системы условий. Система условий создания вертолетного ГТД с ФОС структуры показана на рис. 3. Она включает следующие группы основных условий: начальные условия для формирования ЭС, ФОС и ТО структуры; условия эксплуатации; условия формирования ФОС структуры; условия синтеза ТО.



Рис. 3. Система условий создания вертолетного ГТД с ФОС структуры

Fig. 3. The system of conditions for a helicopter GTE with the FOP structure

Рассмотрим более детально эти группы условий и особенности их взаимодействия. Заметим, что отдельные группы условий (рис. 3) могут состоять из нескольких вариантов условий. При этом между этими условиями действуют определенные связи, которые можно представить структурой связей параметров системы условий создания вертолетного ГТД с ФОС структуры (рис. 4).

Структура связей элементов системы – групп условий создания вертолетного ГТД с ФОС структуры приведена на рис. 4. Между

элементами этой структуры действуют прямые и обратные связи γ_i^j , где i – номер элемента (оператора) связывающего с j элементом (операндом). Один и тот же элемент может быть и оператором, когда воздействует на соседний элемент, и операндом, когда на него действует соседний элемент. Можно отметить, что позиции 1, 2, 3 – показывают элементы структуры связей системы условий создания вертолетного ГТД с ФОС структуры.

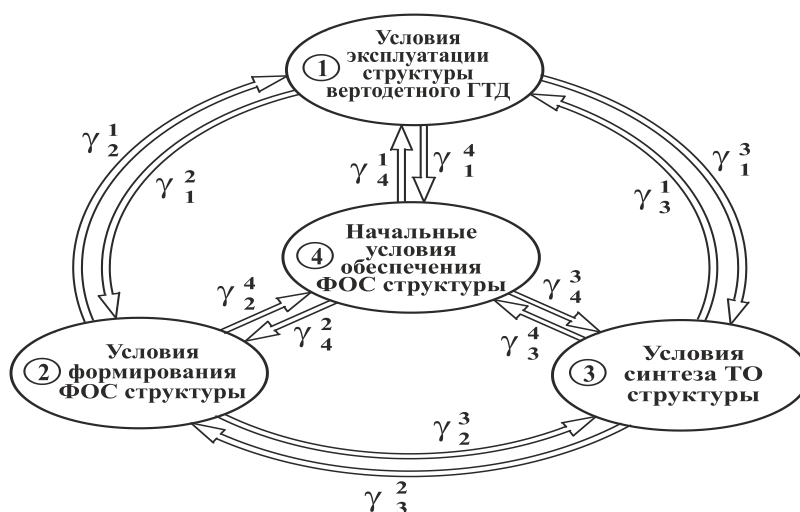


Рис. 4. Структура связей элементов системы условий создания вертолетного ГТД с ФОС структуры

Fig. 4. The structure of the links between the elements of the system of conditions for the helicopter GTE and the FOP structuring

Рассмотрим более детально эти отдельные группы условий. При этом процесс формирования ФОС структуры вертолетного ГТД должен начинаться с определения группы начальных условий формирования ФОС структуры. Это целый комплекс условий, к основным из них можно отнести следующие:

– исходные данные (структура элементов и связей, назначенный ресурс двигателя T_0 , параметры комплексного инжиниринга системы жизненного цикла «эксплуатация, обеспечение ФОС, реализация ТО» и другие параметры);

– производственно-технические параметры структуры и элементов (показатели конструктивной стандартизации и унификации, трудоемкость, материалоемкость, энергоемкость);

– параметры структуры элементов (геометрические, кинематические, энергетические, состав материала и тому подобные);

– физико-механические свойства (ФМС) элементов структуры (твердость, прочность, износостойкость и другие параметры);

– база данных № 1 – зависимость параметров в системе жизненного цикла «эксплуатация-формирование ФОС», база данных № 2 – зависимость параметров в системе жизненного цикла «формирование ФОС-реализация ТО», база данных № 3 – зависимость параметров в системе жизненного цикла «реализация ТО-эксплуатация», бинарные связи параметров [10, 11].

В системе условий создания вертолетного ГТД с ФОС структуры важными является группа условий эксплуатации, которые представлены на рис. 5.

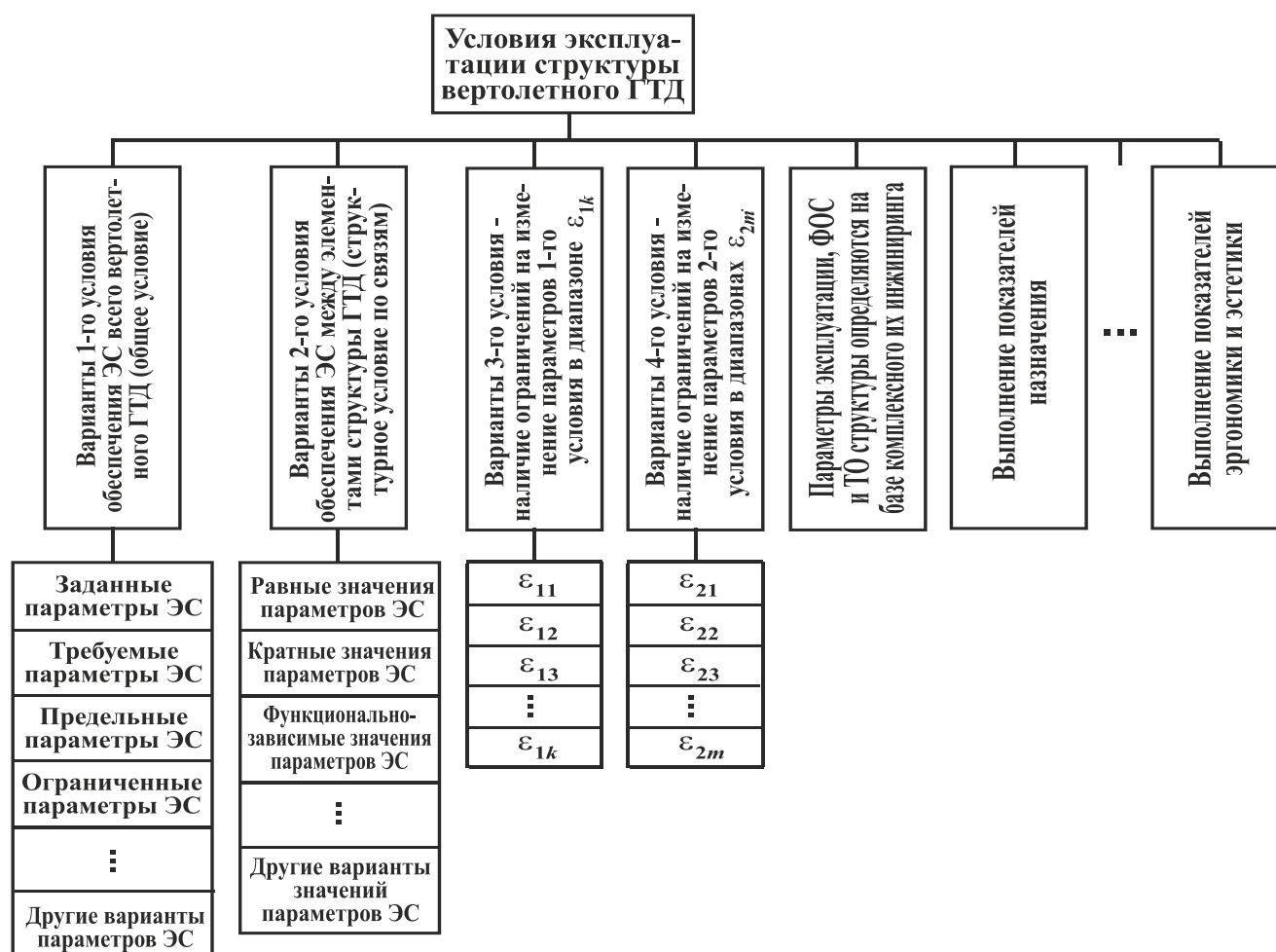


Рис. 5. Условия эксплуатации структуры вертолетного ГТД

Fig. 5. Operating conditions of the helicopter GTE structure

Следует отметить, что для формирования ФОС структуры вертолетного ГТД, основными и обязательными из эксплуатационных условий являются первые два условия (рис. 5).

На базе 1-го условия определяются и назначаются эксплуатационные свойства для всего вертолетного ГТД, например, назначается ресурс всего авиационного двигателя. В этом случае, на основе комплексного инжиниринга [10] обеспечиваются необходимые эксплуатационные свойства самого слабого элемента (звена) вертолетного ГТД (предельного элемента структуры) из всей его структуры, например, обеспечиваются ЭС лопаток 1-й ступени компрессора или 1-й ступени турбины, на который действует предельные эксплуатационные воздействия и происходит максимальный износ или разрушения этого элемента по сравнению с другими элементами. При этом при назначении эксплуатационных свойств этого элемента выбирается один из возможных вариантов 1-го условия обеспечения ЭС (рис. 5), и за счет необходимых физико-механических свойств материала, группы особых принципов ориентации параметров и ФОПО реализуются заданные ЭС этого элемента. Далее, в соответствии с одним из вариантов 2-го условия обеспечения ЭС между элементами структуры (структурное условие по связям) на базе разработанного способа распределения ЭС и физико-механических свойств материала обеспечиваются необходимые свойства структуры элементов вертолетного ГТД.

Можно отметить, что 1-е и 2-е условия связаны между собой определенными зависимостями, а именно на базе 1-го условия обеспечивается ЭС и физико-механические свойства предельного элемента структуры, а затем выполняется последовательное распределение ЭС и физико-механических свойств материала элементов структуры в зависимости от параметров предельного элемента структуры [11]. Этот процесс выполняется на основе определенных закономерностей связей параметров ЭС и физико-механических параметров материала элементов структуры.

Процесс формирования ФОС структуры вертолетного ГТД включает следующую группу условий:

- условие формирования ФОС структуры вертолетного ГТД на базе функционально-ориентированного подхода (ФОПО) [10];
- условие обеспечение ФОС структуры вертолетного ГТД на базе группы особых принципов ориентации свойств и параметров;
- условие распределение параметров ФОС и эксплуатации по структуре элементов ГТД в

соответствии с разработанным способом ФОПО;

– условие реализации ФОС структуры в зависимости от объема ее охвата обеспечением ФОС; объем охвата обеспечением ФОС структуры может иметь следующие варианты: обеспечение ФОС элементов для всех уровней структуры, обеспечение ФОС элементов для части уровней структуры; обеспечение ФОС для всех элементов любого уровня структуры; обеспечение ФОС для части элементов любого уровня структуры, и другие варианты;

– параметры эксплуатации, ФОС и ТО структуры определяются на базе комплексного инжиниринга [10];

– и ряд других условий.

Система условий создания вертолетного ГТД с ФОС структуры (рис. 3) включает следующую группу условий синтеза ТО, которая содержит следующее:

– ТО формирования ФОС структуры вертолетного ГТД определяется параметрами интегрированного многосвязного технологического процесса (ИМТП);

– наличие связей параметров между элементами ИМТП обеспечения ФОС структуры (связи между параметрами функционально-ориентированных операций (ФОО), связи между функционально-ориентированными технологическими процессами (ФОТП));

– число ФОТП в ИМТП изоморфно соответствует количеству элементов структуры ГТД с ФОС;

– структура элементов технологической системы для формирования ФОС структуры ГТД гомоморфно соответствует структуре ИМТП;

– параметры эксплуатации, ФОС и ТО структуры определяются на базе комплексного инжиниринга;

– другие условия.

Таким образом, на базе представленной системы условий выполняется процессы обеспечения эксплуатационных свойств, формирования ФОС и создания ТО структуры вертолетного ГТД на этапах его жизненного цикла «эксплуатация – формирование ФОС - технология».

Способ распределения функционально-ориентированных свойств по структуре элементов ГТД

Можно отметить, что в целом процесс формирования ФОС структуры элементов вертолетного ГТД, работающего в условиях действия неравномерных эксплуатационных воз-

действий R -родов, реализуется в соответствии с уровнями структуры ГТД и имеет следующий состав [11]: структура ФОС 1-го вида; структура ФОС 2-го вида; структура ФОС 3-го вида; структура ФОС r -го вида; структура ФОС R -го вида.

Следует отметить, что процесс формирования ФОС по элементам, в зависимости от особенностей действия эксплуатационных воздействий (ЭВ), выполняется на базе способа реализации ФОС (ФМС) по элементам структуры ГТД [8]. Для структуры элементов процесс распределения ФОС выполняется в соответствии с представленным способом или схемой реализации способа распределения ФОС, представленной на рис. 6.

1. Выполняются исследования особенностей эксплуатации элементов структуры вертолетного ГТД (комплексный инжиниринг процесса [7, 10]). Определяется множество интенсивностей износа (разрушения) для множества элементов структуры (данный процесс реализуется на этапе комплексного инжиниринга параметров:

$$\mu = \{\mu_1, \mu_2, \mu_3, \dots, \mu_i, \dots, \mu_n\}, \quad (1)$$

где μ – множество интенсивностей износа (разрушения) элементов структуры мощностью n ; μ_i – интенсивностей износа (разрушения) i -го элемента структуры. Далее выполняется выбор на множестве интенсивностей износа (разрушения) из выражения (1) критичный i -й элемент множества с предельной интенсивностью его износа (разрушения).

2. Производится выбор одного из вариантов 1-го условия (принципа) обеспечения ЭС для всего вертолетного ГТД (заданные ЭС, требуемые ЭС, предельные ЭС, ограниченные ЭС или другие варианты ЭС) и выполняется назначение параметров ФМС из условия $\text{ЭС} = f_1(\text{ФМС})$, которые могут быть выбраны из базы данных и на основании параметров их интенсивности износа критичного элемента μ_1 . При этом назначаются параметры эксплуатационных свойств, например, параметры назначенного ресурса для всей структуры элементов вертолетного ГТД, то есть параметры для предельного элемента структуры.

3. Производится 1-й структурный переход (рис. 6) с 1-го уровня на 2-й уровень структуры. На 2-м иерархическом уровне структуры выполняется распределение ФМС по элементам всей группы 2-го уровня структуры. При этом этот процесс производится на базе одного из вариантов 2-го условия (принципа) обеспече-

ния ЭС (равные ЭС, кратные ЭС, функционально-зависимые ЭС или другие ЭС). Процесс распределения ФМС выполняется из условия $\text{ЭС} = f_1(\text{ФМС})$, которые могут быть выбраны из базы данных и на основании параметров их интенсивности износа критичного элемента μ_1 . В этом случае, процесс распределения ФМС по элементам структуры данной группы выполняется на основании следующих зависимостей:

– для структуры с равным ресурсом элементов

$$\Delta_i = \frac{\Delta_1 \mu_i}{\mu_1}; \quad (2)$$

– для структуры с кратным ресурсом элементов

$$\Delta_i = \frac{\Delta_1 \mu_i k_1}{\mu_1 k_i}; \quad (3)$$

– для структуры с функционально-зависимым ресурсом элементов

$$\Delta_i = \frac{\Delta_1 \mu_i f_1(x)}{\mu_1 f_i(x)}, \quad (4)$$

где Δ_1 и Δ_i – 1-й и i -й допуск на износ толщины покрытия или допуск на величину износа материала или допуск по количеству циклов нагружения элемента 1-го и i -го элемента структуры, соответственно; μ_1 и μ_i – 1-я и i -я интенсивность на износ толщины покрытия или допуска на величину износа материала или допуска по количеству циклов нагружения элемента 1-го и i -го элемента структуры, соответственно; k_1 и k_i – кратность ресурса 1-го и i -го элемента структуры, соответственно; $f_1(x)$ и $f_i(x)$ – функциональная зависимость ресурса 1-го и i -го элемента структуры, соответственно.

Выполнив анализ выражений (2), (3) и (4) можно отметить, что параметры ФОС элементов структуры ГТД зависимы между собой относительно 1-го или предельного элемента структуры, именно относительно этого элемента формируются ФОС всей структуры авиационного двигателя. Поэтому можно сделать вывод, что параметры ФОС структуры ГТД связаны между собой, а это обеспечивает выполнение необходимых ЭС всей структуры (рис. 6), в соответствии со 2-м условием обеспечения ЭС.

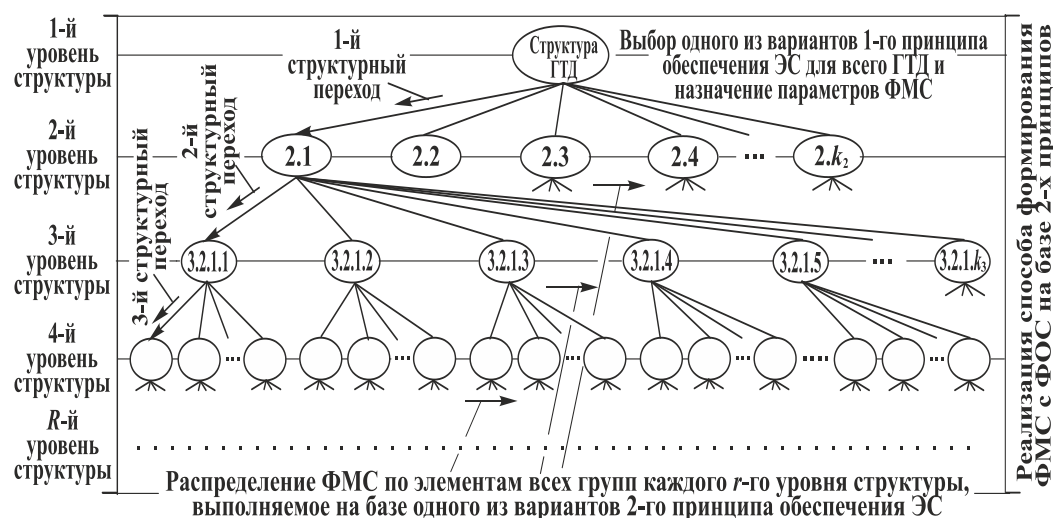


Рис. 6. Схема реализации способа формирования ФМС с ФОС структуры вертолетного ГТД на базе 2-х условий (принципов) выполнения ЭС

Fig. 6. Implementation scheme of the FMP formation method with the FOP of the helicopter GTE structure based on 2 conditions (principles) of SP

Можно также отметить, что в процессе распределения ФМС (ФОС) по элементам группы на этом уровне структуры выполняется выбор ФМС элемента структуры из условия $ЭС = f_1(\text{ФМС})$, которые могут быть выбраны из базы данных и на основании параметров интенсивности износа критичного элемента μ_1 .

4. Выполняется 2-й структурный переход (рис. 6) с 2-го уровня на 3-й уровень структуры. На 3-м иерархическом уровне структуры выполняется распределение ФМС по элементам всех групп 3-го уровня структуры. При этом этот процесс производится на базе одного из вариантов 2-го условия (принципа) обеспечения ЭС (равные ЭС, кратные ЭС, функционально-зависимые ЭС или другие ЭС). Процесс распределения ФМС по группам структуры выполняется из условия $ЭС = f_1(\text{ФМС})$, которые могут быть выбраны из базы данных и на основании параметров их интенсивности износа критичных элементов 2-го уровня структуры. Процесс распределения ФМС по элементам каждой группы выполняется на основании зависимостей (2), (3) и (4). В этом случае, процесс распределения ФМС выполняется из условия $ЭС = f_1(\text{ФМС})$, которые могут быть выбраны из базы данных и на основании параметров их интенсивности износа критичного элемента данной группы 3-го уровня структуры.

5. Далее, выполняется 3-й структурный переход (рис. 6) с 3-го уровня на 4-й уровень структуры. При этом все циклы распределения ФМС по элементам структуры на 4-м уровне повторяются аналогично тому, как они выполня-

ются на 3-м уровне структуры в предыдущем пункте.

6. Процесс распределения ФМС по элементам структуры осуществляется до тех пор, пока не будут выполнены все циклы до уровня R . После этого, производится реализация необходимого технологического обеспечения (ТО) формирования ФОС структуры вертолетного ГТД на базе алгоритма синтеза интегрированного многосвязного технологического процесса.

Таким образом, представленный способ распределения эксплуатационных свойств и ФОС по структуре вертолетного ГТД позволяет решать вопросы создания заданных свойств элементов структуры авиационного двигателя в соответствии с особенностями их эксплуатации и обеспечения ФОС в соответствии с системой условий эксплуатации и формирования ФОС.

Технологическое обеспечение и алгоритм

Процесс создания технологического обеспечения (ТО) формирования ФОС структуры вертолетного ГТД имеет определенные особенности, к которым можно отнести следующее:

1. Задаются начальные параметры процесса синтеза интегрированного многосвязного технологического процесса (ИМТП) формирования ФОС структуры вертолетного ГТД. А также необходимо задать систему условий обеспечения эксплуатационных свойств, к которой относятся следующие условия: 1-е условие обеспечения эксплуатационных свойств (общее условие) вертолетному ГТД; 2-е условие обеспечения эксплуатационных свойств (структурное условие)

структуры двигателя; другие условия обеспечения эксплуатационных свойств структуры вертолетного ГТД (рис. 2).

Следует отметить, что приведенные условия задаются в процессе комплексного инжиниринга параметров в обеспечении ФОС структуры вертолетного ГТД [10].

2. Процесс формирования технологических параметров интегрированного технологического процесса (ИМТП) [11] имеет следующие иерархические циклы формирования элементов связного технологического процесса, а именно:

- цикл проектирования функционально-ориентированных методов (ФОМ) обработки или воздействий орудий и средств обработки на детали, обеспечивающих ФОС детали (изделия) на уровне методов;
- цикл проектирования функционально-ориентированных операций (ФОО), обеспечивающих ФОС детали (изделия) на уровне операций;
- цикл проектирования функционально-ориентированных технологических процессов (ФОТП), обеспечивающих ФОС детали (изделия) на уровне технологических процессов;
- цикл проектирования, интегрированного многосвязного технологического процесса (ИМТП), обеспечивающего ФОС всех деталей

(изделий) вертолетного ГТД на уровне единой связной технологии.

3. Процесс задания связей параметров элементов технологии выполняется по циклам по следующим уровням: на уровне ФОМ обеспечения ФОС структуры авиационного двигателя; на уровне ФОО обеспечения ФОС структуры авиационного двигателя; на уровне ФОТП обеспечения ФОС структуры авиационного двигателя; на уровне ИМТП обеспечения ФОС структуры авиационного двигателя.

4. Следует иметь в виду, что в процессе проектирования ИМТП обеспечения ФОС структуры вертолетного ГТД необходимо решать вопросы технологичности обработки элементов детали, всей детали и всех деталей авиационного двигателя. А также проектируется структура маршрутного и операционного ИМТП обеспечения ФОС деталей вертолетного ГТД.

5. Далее выполняется подготовка необходимой технологической документации ИМТП обеспечения ФОС структуры вертолетного ГТД.

Для пояснения процесса создания ИМТП обеспечения ФОС структуры вертолетного ГТД на рис. 7 представлен алгоритм его формирования, учитывающий описанные технологические особенности синтеза его структуры.

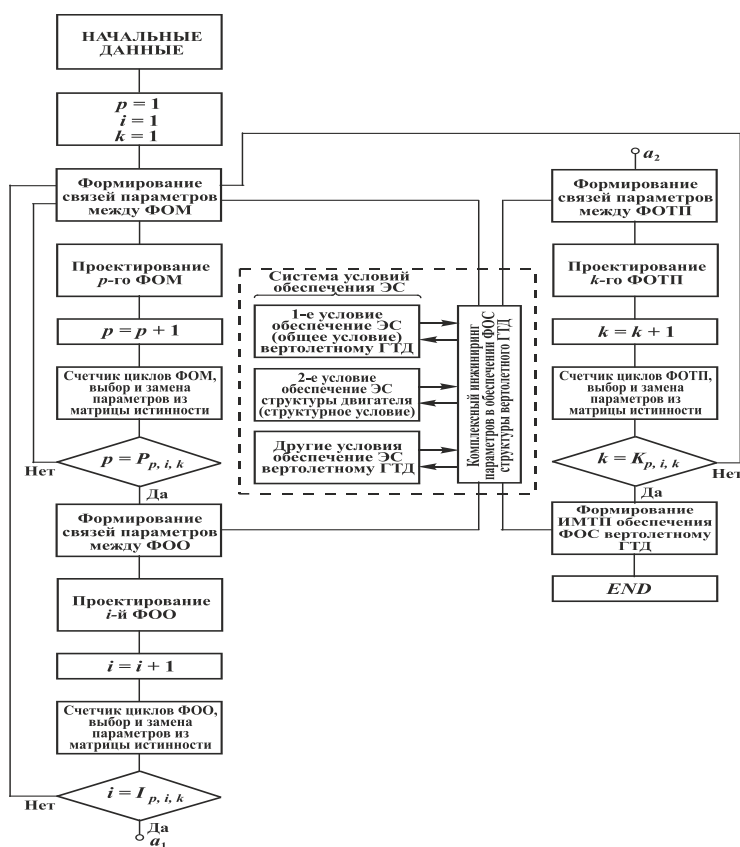


Рис. 7. Алгоритм формирования ИМТП обеспечения ФОС элементов и структуры вертолетного ГТД

Fig. 7. The algorithm for the formation of an IMTP to ensure the FOP of the elements and structure of a helicopter GTE

Таким образом, разработанное ТО и алгоритм формирования технологического процесса обеспечения ФОС позволяет создавать конкретный ИМТП формирования ФОС структуры вертолетного ГТД. Этот алгоритм имеет иерархическую многоуровневую структуру формирования свойств элементов на уровне ФОМ, ФОО, ФОТП и ИМТП. При этом главной особенностью ИМТП обеспечения ФОС структуры является реализация многосвязности создаваемых технологических процессов, которая определяется системой условий обеспечения эксплуатационных свойств, функционально-ориентированным подходом [6] и задается на этапе комплексного инжиниринга параметров обеспечения свойств вертолетного ГТД [11], что определяет его как единый интегрированный многосвязный технологический процесс формирования ФОС авиационного двигателя с качественно новыми свойствами эксплуатации.

Заключение

Таким образом, в данной работе выполнены исследования, направленные на повышение эксплуатационных свойств вертолетного ГТД на базе функционально-ориентированного подхода, способа распределения параметров свойств и системы условий его эксплуатации, формирования ФОС и реализации ТО отдельных элементов и структуры авиационного двигателя.

В целом, проведенные исследования позволили с позиций системного подхода комплексно рассматривать процессы формирования ФОС структуры авиационного двигателя и устанавливать закономерности особенностей реализации ТО. При этом установленная система условий определения, формирования и создания параметров дает возможность учитывать особенности обеспечения ФОС структуры вертолетного ГТД на основных этапах его жизненного цикла «эксплуатация – формирования ФОС – реализация ТО». А также разработанное ТО и алгоритм формирования технологического процесса обеспечения ФОС позволяет создавать конкретный ИМТП формирования ФОС структуры вертолетного ГТД.

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. Григорьев В.А. Вертолетные газотурбинные двигатели. М.: Машиностроение, 2007. 491 с.
2. Богуслаев В.А. Отделочно-упрочняющая обработка деталей. Запорожье: ОАО «Мотор Сич», 2005. 559 с.
3. Демин Ф.И. Технология изготовления основных деталей газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 2002. 328 с.
4. Суслов А.Г. Качество поверхностного слоя деталей машин. М.: Машиностроение, 2000. 320 с.
5. Хандожко А.В., Шешков А.Е., Бизюкина Н.А. Проблемы алмазно-абразивной обработки заготовок из лейкоапатита // Сб. тр. XX междунар. науч.-техн. конф. в г. Севастополе 16–21 сентября 2013 г. Донецк: ДонНТУ, 2013. Т. 3. С. 97–99.
6. Михайлов А.Н. Основы синтеза функционально-ориентированных технологий. Донецк: ДонНТУ, 2009. 346 с.
7. Михайлов Д.А. Общие особенности технологического инжиниринга газотурбинного двигателя с функционально-ориентированными свойствами структуры // Научные технологии в машиностроении. 2021. № 10 (124). С. 28–38. doi: 10.30987/2223-4608-2021-10-28-38.
8. Патент на изобретение № 2718877 RU. Заявка № 2018107164 от 26.02.2018. Способ нанесения функционально-ориентированного износостойкого покрытия на лопатку газотурбинного двигателя. Авторы: А.Н. Михайлов, Д.А. Михайлов, В.А. Михайлов.
9. Михайлов Д.А. Особенности структурирования многослойных функционально-ориентированных покрытий лопаток газотурбинных двигателей // Прогрессивные технологии и системы машиностроения. Междунар. сб. науч. тр. Донецк: ДонНТУ. 2020. Вып. 2 (69). С. 36–49.
10. Михайлов Д.А., Михайлов А.Н., Пичко Н.С., Шейко Е.А. Общие особенности технологического инжиниринга газотурбинного двигателя с функционально-ориентированными свойствами структуры // Научные технологии в машиностроении. 2021. № 10 (124). С. 28–38. doi: 10.30987/2223-4608-2021-10-28-38.
11. Михайлов А.Н., Михайлов Д.А., Пичко Н.С., Шейко Е.А. Методологические и технологические основы обеспечения функционально-ориентированных свойств структуры элементов газотурбинного двигателя // Научные технологии в машиностроении. 2022. № 9 (135). С. 38–48. doi: 10.30987/2223-4608-2022-9-26-37

REFERENCES

1. Grigoriev V.A. Helicopter gas turbine engines. Moscow: Mashinostroyeniye, 2007. p. 491.
2. Boguslaev V.A. Finishing and hardening treatment of gas turbine engine parts. Zaporozhye: JSC «Motor Sich». 2005. 559 p.

3. Demin F.I. Manufacturing technology of the main parts of gas turbine engines. Moscow: Mashinostroenie. 2002. p. 328.

4. Suslov A.G. The quality of the surface layer of machine parts. Moscow: Mashinostroenie. 2000. 320p.

5. Khandozhko A.V., Steshkov A.E., Bizyukina N.A. Problems in grinding leucosapphire products with diamond abrasive disks // Proc. of the XX-th international scientific technical conf. in Sevastopol, September 16–21, 2013 Donetsk: DonNTU, 2013. Vol.3. pp. 97–99.

6. Mikhailov A.N. Fundamentals of synthesis of functionally oriented techniques. Donetsk: DonNTU, 2009. p. 346.

7. Mikhailov D.A. General features of technological engineering of a gas turbine engine with function-based structure properties // Science-intensive technologies in mechanical engineering. 2021. No. 10 (124). P. 28–38. doi: 10.30987/2223-4608-2021-10-28-38.

8. Patent for invention No. 2718877 RU. Application No. 2018107164 dated 02/26/2018. A method of applying a

functionally oriented wear-resistant coating to the blade of a gas turbine engine. Authors: A.N. Mikhailov, D.A. Mikhailov, V.A. Mikhailov.

9. Mikhailov D.A. Features of structuring multi-layered functionally-oriented coverings of blades of gas-turbine engines // Progressive technologies and systems of mechanical engineering. International proc. Donetsk: DonNTU. 2020. Issue 2 (69). pp. 36–49.

10. Mikhailov D.A. Mikhailov A. N., Pichko N.S., Sheiko E.A. General features of technological engineering of a gas turbine engine with function-based structure properties // Science-intensive technologies in mechanical engineering. 2021. No. 10 (124). pp. 28–38. doi: 10.30987/2223-4608-2021-10-28-38.

11. Mikhailov D.A. Mikhailov A. N., Pichko N.S., Sheiko E.A. Methodological and technological foundations of ensuring functionally oriented properties of structures of gas turbine engine elements // Science-intensive technologies in mechanical engineering. 2022. No. 9 (135). pp. 38–48. doi: 10.30987/2223-4608-2022-9-26-37

Вклад авторов: все авторы сделали эквивалентный вклад в подготовку публикации.
Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Contribution of the authors: the authors contributed equally to this article.
The authors declare no conflicts of interests.

Статья поступила в редакцию 06.04.2026; одобрена после рецензирования 30.04.2026; принята к публикации 18.05.2026.

The article was submitted 06.04.2026; approved after reviewing 30.04.2026; assepted for publication 18.05.2026.

Учредитель и издатель: Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Брянский государственный технический университет»

Адрес редакции и издателя: 241035, Брянская область, г. Брянск, бульвар 50 лет Октября, 7
ФГБОУ ВО «Брянский государственный технический университет»

Телефон редакции журнала: 8-903-592-87-39, 8-903-868-85-68.

E-mail: naukatm@yandex.ru, editntm@yandex.ru

Вёрстка Н.А. Лукашов. Редактор А.Ю. Кленичева. Технический редактор Н.А. Лукашов.

Сдано в набор 17.07.2026. Выход в свет 30.07.2026.

Формат 60 × 84 1/8. Бумага офсетная. Усл. печ. л. 5,58.

Тираж 500 экз. Свободная цена.

Отпечатано в лаборатории оперативной полиграфии

Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования
«Брянский государственный технический университет» 241035,
Брянская область, г. Брянск, ул. Институтская, 16

