

УДК 621.45.0.002.2(0.75.8)

¹Д. А. Михайлов, канд. техн. наук, доц., ²А. Н. Михайлов, д-р техн. наук, проф.,³В. А. Михайлов, канд. техн. наук, ¹Е. А. Шейко, канд. техн. наук, доц.¹Донецкий институт ГПС МЧС России, г. Донецк, ДНР, Россия²Донецкий национальный технический университет, г. Донецк, ДНР, Россия³Филиал Ухтинского государственного технического университета в г. Воркута, Республика Коми, Россия

Тел.: +7 949 3821135; E-mail: dmitry.michailov@mail.ru

НЕКОТОРЫЕ ОСОБЕННОСТИ КОМПЛЕКСНОГО ИНЖИНИРИНГА ПАРАМЕТРОВ ЭЛЕМЕНТОВ И СТРУКТУРЫ ВЕРТОЛЕТНОГО ГТД

В статье представлены некоторые особенности комплексного инжиниринга эксплуатационных и технологических параметров вертолетного газотурбинного двигателя при обеспечении функционально-ориентированных свойств его структуры. Комплексный инжиниринг позволяет устанавливать закономерности параметров двигателя на различных жизненных циклах системы «эксплуатация-обеспечение свойств-реализация технологического обеспечения» по его элементам и по всей структуре в целом. А также он обеспечивает решение вопросов обеспечения функционально-ориентированных свойств для сложной иерархической структуры ГТД, работающей в условиях действия неравномерных эксплуатационных воздействий потока среды.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, структура, параметры, комплексный инжиниринг, функционально-ориентированные свойства.

D. A. Mikhaylov, A. N. Mikhaylov, V. A. Mikhaylov, E. A. Sheiko

SOME FEATURES OF COMPLEX ENGINEERING OF PARAMETERS OF ELEMENTS AND STRUCTURE OF A HELICOPTER GAS TURBINE ENGINE

The article presents some features of complex engineering of operational and technological parameters of a helicopter gas turbine engine while ensuring the functionally oriented properties of its structure. Integrated engineering makes it possible to establish patterns of engine parameters in various life cycles of the system "operation-providing properties-implementation of technological support" for its elements and for the entire structure as a whole. It also provides a solution to the issues of ensuring function-oriented properties for the complex hierarchical structure of a gas turbine engine operating under conditions of uneven operational influences of the medium flow.

Key words: gas turbine engine, structure, parameters, integrated engineering, function-oriented properties.

1. Введение

Комплексный анализ структуры существующих отечественных [1, 2, 3, 4] и зарубежных [5, 6] авиационных двигателей, которые представлены в современной литературе множеством вариантов конструкций, позволяет классифицировать вертолетные газотурбинные двигатели (ГТД) в зависимости от следующих особенностей [6]:

1. В зависимости от структуры компоновки подсистем двигателя и их кинематических связей с несущим винтом.

2. В зависимости от схем структурных вариантов элементов турбокомпрессора и свободной турбины.

3. В зависимости от схем структуры компоновки элементов (лопаток) в компрессоре, турбине, свободной турбине и других элементов вертолетного ГТД, более низкого иерархического уровня элементов.

Можно отметить, что возможны и другие варианты классификации вертолетных ГТД, которые приведены в различных литературных источниках [7, 8].

Проведенные исследования существующих вариантов схем, известных и перспективных вариантов классификации вертолетных ГТД позволили установить, что их элементную базу можно представлять или классифицировать, как иерархическую структуру R -уровней [9]. При этом выполненный анализ особенностей ее эксплуатации показал, что на эту иерархическую структуру действуют неравномерные и не одинаковые эксплуатационные воздействия R -родов [9], которые приводят к неравномерному и не одинаковому износу элементов структуры. Эти особенности не позволяют производить дальнейшее повышение эксплуатационных свойств (ЭС) (например, ресурс, назначенный ресурс, межремонтный ресурс, долговечность) элементов структуры – как единого целого системы двигателя, при этом обеспечивать его высокие технико-экономические показатели (ТЭП). А также следует отметить, что в процессе проектирования и изготовления элементов структуры вертолетного ГТД не учитываются особенности изменения действий по элементам структуры ГТД эксплуатационных воздействий R -родов (например, изменений абразивно-эрозионных воздействий по ступеням лопаток компрессора), что приводит к неполному и не одинаковому использованию полного эксплуатационного потенциала элементов структуры двигателя. Все это значительно снижает ТЭП вертолетного ГТД на его основных этапах жизненного цикла (ЖЦ) структуры системы «эксплуатация-формирование физико-механических свойств (ФМС)-реализация технологического обеспечения (ТО)».

Для решения вопросов повышения ТЭП и ЭС сложной иерархической структуры вертолетного ГТД R -уровней, работающей в условиях действия неравномерных эксплуатационных воздействий R -родов, предложено выполнять для отдельных элементов функционально-ориентированные свойства (ФОС) [10], а для структуры - обеспечивать ФОС R -классов [9] по уровням структуры на базе функционально-ориентированного подхода (ФОПО). При этом этот подход предусматривает решение вопросов обеспечения ФОС элементов структуры по их уровням с учетом особенностей (закономерностей) параметров ЭС, ФОС и ТО на трех этапах ЖЦ системы «эксплуатация-формирование ФОС-реализация ТО». Причем эти вопросы могут быть решены совместно на базе комплексного инжиниринга параметров, который комплексно устанавливает закономерности параметров ЭС, ФОС и ТО по элементам иерархической структуры двигателя с учетом трех основных этапов ЖЦ системы «эксплуатация-формирование ФОС-реализация ТО». В этом случае, данный процесс выполняется на базе двух условий обеспечения ЭС элементов и структуры ГТД: 1-е условие - общее для всей структуры, устанавливающее особенности параметров ЭС всего двигателя; 2-е условие - структурное, устанавливающее закономерности распределения ЭС по элементам структуры.

Можно отметить, что эти вопросы комплексного инжиниринга, связанные с установлением закономерностей параметров ЭС, ФОС и ТО для элементов структуры вертолетного ГТД в зависимости от этапов ЖЦ системы требуют дальнейшего развития и пояснения.

Целью данной работы является создание механизмов и системы установления и обеспечения необходимых закономерностей параметров ЭС, ФОС и ТО по структуре элементов вертолетного ГТД в зависимости от этапов ЖЦ системы «эксплуатация-формирование ФОС-реализация ТО», ориентированный на комплексное управление и обеспечение высоких ТЭП и ЭС структуры авиационного двигателя.

В соответствии с поставленной целью в данной работе предусматривается решение следующих основных задач: исследовать основные особенности структуры и эксплуатации вертолетного ГТД; выполнить анализ особенностей определения и обеспе-

чения параметров ЭС, ФОС и ТО по элементам и структуре двигателя; разработать механизм процесса комплексного инжиниринга параметров вертолетного ГТД; предложить схему состава комплексного инжиниринга параметров системы; установить особенности реализации комплексного инжиниринга параметров структуры ГТД.

Эти задачи решаются в данной работе.

2. Общие особенности комплексного инжиниринга параметров

Выполненные исследования позволили установить, что главной особенностью вертолетного ГТД является то, что он имеет сложную структуру элементов R -уровней, и в процессе его эксплуатации на всю его систему, подсистемы, группы деталей и другие элементы действуют неравномерные эксплуатационные воздействия R -родов [11, 12]. В этих сложных условиях, вертолетному ГТД необходимо обеспечить требуемые ЭС структуры (например, назначенный ресурс) и реализовать высокие ее ТЭП эксплуатации, выполнить формирование ФОС и реализовать ТО, а также требуется создать возможность управления параметрами ЭС с учетом основных этапов ЖЦ системы «эксплуатация-формирование ФОС-реализация ТО». Эти вопросы решаются в данной работе на основе комплексного инжиниринга параметров ЭС, ФОС и ТО структуры элементов вертолетного ГТД.

Комплексный инжиниринг параметров ЭС, ФОС и ТО структуры вертолетного ГТД, работающего в условиях действия неравномерных эксплуатационных воздействий R -родов, это процесс комплексного определения и/или обеспечения и/или управления параметрами на этапах ЖЦ системы «эксплуатации-формирование ФОС-реализация ТО» на основе установленных закономерностей и связей этих параметров между элементами структуры, который ориентирован на обеспечение высоких ТЭП и ЭС авиационного двигателя.

Можно отметить, что тот процесс может быть обеспечен на базе двух условий совместного формирования ЭС, ФОС и ТО, а также разработанного способа их реализации:

- 1-е условие (общее условие для всего ГТД) - обеспечение ЭС для всего ГТД: заданные, требуемые, предельные, ограниченные или другие ЭС, выполняемые для всей системы или для всего ГТД;

- 2-е условие (структурное условие) – обеспечение ЭС элементов структуры на основе определенных закономерностей (связей) формирования ФОС по структуре ГТД, а именно: равные, кратные, функционально-зависимые (ФЗ) или другие ЭС.

А также данный процесс может выполняться только на базе комплексного определения и/или обеспечения и/или управления параметрами, как по структуре, так и по основным этапам ЖЦ вертолетного ГТД, а именно по этапам его эксплуатации, формирования ФОС и реализации ТО. Его можно рассматривать – как инжиниринговую задачу, связанную с нахождением параметров по этапам ЖЦ системы ГТД, а управление параметрами ЭС, ФОС и ТО на базе разработанного способа и двух условий их выполнения [10, 11].

Инжиниринг параметров свойств технической системы устанавливает, закономерности обеспечения параметров ее свойств между этапами жизненного цикла, например, между этапом ее эксплуатации (интенсивность эрозионного износа) и этапом формирования ФМС (параметры состава материала), которые необходимы для управления этими параметрами и обеспечения необходимых ТЭП данной технической системы. Для вертолетного ГТД этот процесс следует рассматривать по трем этапам жизненного цикла элемента, а именно «эксплуатация-формирование ФОС (ФМС)-

реализация ТО». При этом следует иметь ввиду, что вертолетный ГТД состоит из множества элементов, представляющих собой иерархическую структуру R -уровней. А также при обеспечении ФОС вертолетного ГТД этот процесс должен выполняться на базе ФОПО, то есть с использованием группы особых принципов ориентации [10]. Поэтому, в этом случае, этот инжиниринг параметров нужно рассматривать комплексно, а именно с использованием трех слоев проектирования (рисунок 1):

- 1-й слой – элементы структуры вертолетного ГТД R -уровней;
- 2-й слой – группа особых принципов ориентации параметров ФОПО с общим их количеством (мощностью) s ;
- 3-й слой – этапы ЖЦ системы «эксплуатация-формирование ФОС-реализация ТО».

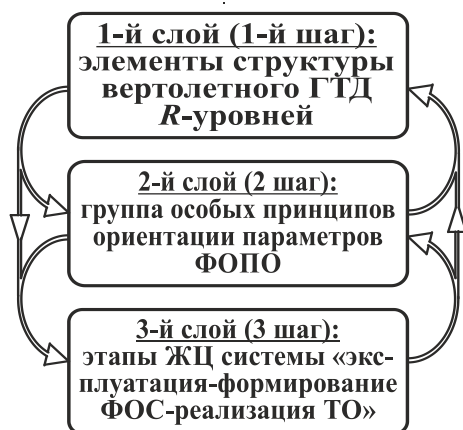


Рисунок 1. Особенности определения и обеспечения параметров в процессе комплексного инжиниринга параметров ЭС, ФОС и ТО

реализации эксплуатационных, функционально-ориентированных (ФМС) и технологических параметров свойств элементов для всей структуры авиационного двигателя. При этом эти параметры свойств элементов структуры обеспечиваются на основе установленных связей и закономерностей изменения их по этапам ЖЦ системы проектирования «эксплуатация-формирование ФОС-реализация ТО», которые определяются на базе двух условий обеспечения ЭС всего двигателя и их распределения по структуре элементов. В этом случае, обеспечивается возможность управления этими параметрами для всей структуры для обеспечения высоких ТЭП вертолетного ГТД.

Комплексный инжиниринг параметров элементов и структуры вертолетного ГТД с ФОС выполняется на базе разработанной структурной модели общего подхода комплексного обеспечения параметров структуры вертолетного ГТД, а также следующих положений:

- группы особых принципов ориентации ЭС, ФОС и ТО в ФОПО [10];
- двух условий обеспечения ЭС всего двигателя и их распределения по структуре элементов вертолетного ГТД [11]
- разработанного способа распределения параметров ЭС, ФОС и ТО по структуре элементов ГТД [11];

В этом случае, связи между этими слоями проектирования должны выполняться итерационно-рекуррентные. Здесь, данный процесс реализуется, сначала для 1-го элемента структуры ГТД, затем для 2-го элемента, ..., далее для i -го элемента, ..., потом для n -го элемента. Процесс реализации ФОС заканчивается тогда, когда все параметры ЭС, ФОС и ТО структурных элементов ГТД будут определены и обеспечены с учетом всех принципов ФОПО и этапов ЖЦ вертолетного ГТД. Еще можно отметить, что процесс определения и обеспечения параметров ЭС, ФОС и ТО структуры должен производиться с учетом разработанного способа распределения параметров по структуре двигателя [11].

Комплексный инжиниринг параметров элементов и структуры вертолетного ГТД с ФОС, работающего в условиях действия неравномерных ЭВ R -родов, предназначен для системного форми-

- установленных связей между параметрами ЭС, ФОС и ТО в системе ЖЦ «эксплуатация-формирование ФОС-реализация ТО» [11];

- баз данных параметров вертолетного ГТД системы «эксплуатация-формирование ФОС (ФМС)-реализация ТО» [11].

Комплексный инжиниринг параметров ЭС, ФОС и ТО вертолетного ГТД направлен на определение, обеспечение и управление параметрами, как отдельных элементов его структуры на этапах ЖЦ «эксплуатация - формирование ФОС – реализация ТО», так и всей структуры в целом.

На рисунке 2 представлены характеристики комплексного инжиниринга параметров ЭС, ФОС и ТО элементов и структуры вертолетного ГТД. Эти характеристики структурируются по следующим параметрам:

- условия применения;
- определение и формирование ЭС, ФОС и ТО на базе ФОПО;
- условия обеспечения ЭС;
- комплексный процесс определения и обеспечения параметров;
- структура комплексного инжиниринга;
- методика формирования параметров.

Можно отметить, что комплексный инжиниринг параметров ЭС, ФОС и ТО элементов и структуры вертолетного ГТД реализуется в том случае, когда имеются следующие условия применения:

- наличие сложной структуры R -уровней;
- наличие неравномерных разрушений структуры R -родов.

При этом процесс определения и формирования параметров ЭС, ФОС и ТО выполняется на базе ФОПО [10]. В этом случае, они обеспечиваются с использованием группы особых принципов ориентации ЭС, ФОС и ТО.

В данной работе, комплексный инжиниринг параметров ЭС, ФОС и ТО выполняется на базе двух условий обеспечения ЭС вертолетного ГТД, а именно общего условия для всего двигателя и структурного условия, устанавливающего закономерности распределения свойств между элементами структуры ГТД.

Следует отметить, что комплексный процесс определения и обеспечения параметров ЭС, ФОС и ТО выполняется следующих составляющих:

- по этапам ЖЦ системы «эксплуатация-формирование ФОС-реализация ТО»;
- по каждому элементу и всей структуре ГТД;
- группы особых принципов ориентации параметров ЭС, ФОС и ТО.

Комплексный инжиниринг параметров имеет следующий состав (рисунок 3):

- инжиниринг параметров в бинарной подсистеме ЖЦ «эксплуатация-формирование ФОС»;
- инжиниринг параметров в бинарной подсистеме ЖЦ «ФОС-реализация ТО»;
- инжиниринг параметров в бинарной подсистеме ЖЦ «ТО-обеспечение новых ЭС».

В целом, последовательность формирования параметров ЭС, ФОС и ТО структуры вертолетного ГТД имеет следующие особенности:

1. Определение начальных данных и задание вариантов условий (два условия) обеспечения ЭС вертолетного ГТД.

2. Установление комплексных связей параметров ЭС, ФОС и ТО по этапам ЖЦ системы «эксплуатация-формирование ФОС-реализация ТО».

3. Создание базы данных параметров бинарной системы «эксплуатация-ФОС».

4. Создание базы данных параметров бинарной системы «ФОС-ТО».

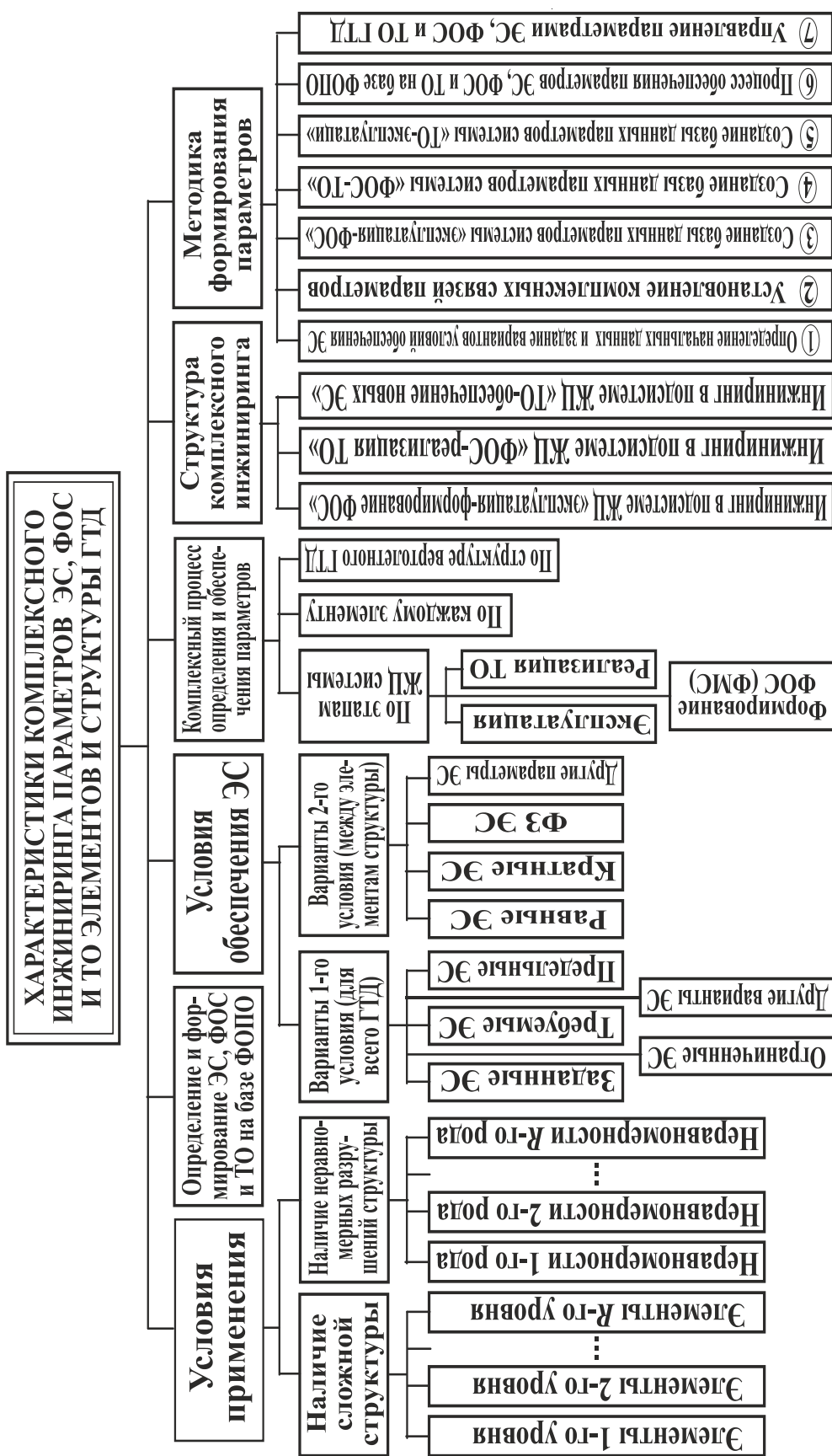


Рисунок 2. Характеристики комплексного инжиниринга параметров ЭС, ФОС и ТО элементов и структуры вертолетного ГТД

5. Создание базы данных параметров бинарной системы «ТО-эксплуатация».
6. Процесс обеспечения параметров ЭС, ФОС и ТО на базе ФОПО.
7. Управление параметрами ЭС, ФОС и ТО вертолетного ГТД.

Процесс определения, обеспечения и управления параметрами ЭС, ФОС и ТО выполняется на базе структурной модели [11] общего подхода комплексного обеспечения параметров ЭС, ФОС и ТО. Рассмотрим более детально этот вопрос.

2. Состав элементов комплексного инжиниринга параметров структуры вертолетного ГТД

Можно отметить, что комплексный инжиниринг параметров ЭС, ФОС и ТО выполняется на базе структурной модели общего подхода, который структурируется из бинарных элементов системы «эксплуатация-формирование ФОС-реализация ТО». В этом случае, элементы модели имеют следующий состав этапов ЖЦ системы «эксплуатация-формирование ФОС-реализация ТО» (рисунок 3):

- бинарные элементы подсистемы «эксплуатация-формирование ФОС» для 1-го шага инжиниринга общей системы;
- бинарные элементы подсистемы «формирование ФОС-реализация ТО» для 2-го шага инжиниринга общей системы;
- бинарные элементы подсистемы «реализация ТО-обеспечение ЭС» для 3-го шага инжиниринга общей системы.

На рисунке 3 представлены бинарные элементы комплексного инжиниринга параметров ЭС, ФОС и ТО: 1-й шаг – инжиниринг в подсистеме «эксплуатация-формирование ФОС»; 2-й шаг – инжиниринг в подсистеме «формирование ФОС-реализация ТО»; 3-й шаг – инжиниринг в подсистеме «реализация ТО-обеспечение ЭС». Здесь, связи бинарных элементов позволяют последовательно устанавливать закономерности параметров двойных элементов, а именно:

- закономерности связей эксплуатационных параметров и ФОС (ФМС) для каждого элемента структуры (простая двойная подсистема);
- закономерности связей ФОС (ФМС) и технологических параметров для каждого элемента структуры (простая двойная подсистема);
- закономерности связей технологических и эксплуатационных параметров для каждого элемента структуры (простая двойная подсистема).

Можно отметить, что на рисунке 3 показаны структурные составляющие трех этапов ЖЦ системы «эксплуатация-формирование ФОС-реализация ТО»:

$$\left. \begin{aligned} Str_1(F, B) &= \{F, B\}, \\ Str_2(C, D) &= \{C, D\}, \\ Str_3(T, E) &= \{T, E\}; \end{aligned} \right\}$$

где $Str_1(F, B)$, $Str_2(C, D)$ и $Str_3(T, E)$ - структура действующих эксплуатационных функций, ФОС и ТО, соответственно;

F , C и T – подмножества элементов соответствующих структур;

B , D и E – подмножества отношений на подмножествах F , C и T , соответственно.

А также структуру вертолетного ГТД определяется следующим выражением:

$$Str_4(X, A) = \{X, A\}, \tag{1}$$

где $Str_4(X, A)$ - структура элементов вертолетного ГТД;

X – подмножество элементов структуры;

A – подмножество отношений на подмножестве X (множество связей).

При этом отметим, что закономерности параметров ЭС, ФОС и ТО должны последовательно определяться для всего множества элементов 1, 2, 3, ..., i , ..., n структуры вертолетного ГТД для всех элементов R -уровней, на базе операции алгоритма $i = i + 1$. На рисунке 3 стрелка показывает переходы от одной бинарной подсистемы инжиниринга к другой, которые выполняются на основе трех шагов процесса проектирования. В этом случае, этот процесс производится с использованием всех принципов s полной группы особых принципов ориентации ЭС, ФОС и ТО, которые определяются системой ЖЦ «эксплуатация-формирование ФОС-реализация ТО».

3. Связи и формирование баз данных параметров

Следует отметить, что в процессе выполнения комплексного инжиниринга на каждом из шагов процесса, главным является установление связей между параметрами элементов бинарной подсистемы:

- на 1-м шаге выполняется установление закономерностей параметров между элементами системы 1 и 2 (рисунок 3), а именно между элементами ЖЦ бинарной системы «эксплуатация-формирование ФОС» для i -го элемента структуры ГТД

$$\Phi MC_i = \varphi_{12}(\mathcal{E}C_i); \tag{2}$$

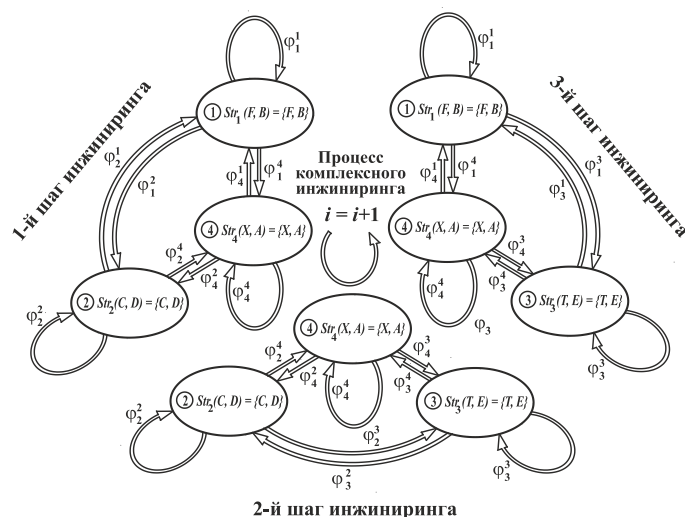


Рисунок 3. Состав элементов комплексного инжиниринга параметров ЭС, ФОС и ТО: 1-й шаг – инжиниринг в бинарной подсистеме «эксплуатация-формирование ФОС»; 2-й шаг – инжиниринг в бинарной подсистеме «формирование ФОС-реализация ТО»; 3-й шаг – инжиниринг в бинарной подсистеме «реализация ТО-управление ЭС»

- на 2-м шаге выполняется установление закономерностей параметров между элементами системы 2 и 3 (рисунок 3), а именно между элементами ЖЦ бинарной системы «формирование ФОС-реализация ТО» для i -го элемента структуры ГТД

$$TO_i = \varphi_{23}(ФМС_i); \quad (3)$$

- на 3-м шаге выполняется установление закономерностей параметров между элементами системы 2 и 3 (рисунок 3), а именно между элементами ЖЦ бинарной системы «формирование ФОС-реализация ТО» для i -го элемента структуры ГТД

$$TO_i = \varphi_{31}(ЭС_i), \quad (4)$$

где $\varphi_{g j}$ - функция перехода, зависимость параметров g -го элемента системы от параметров j -го элемента системы.

Например, для первой зависимости, на 1-м шаге при обеспечении ФОС 1-го элемента структуры ГТД это может быть зависимость ФМС его материала на этапе обеспечения свойств от интенсивности его износа на этапе эксплуатации. На 2-м шаге – зависимость интенсивности выполнения технологических параметров от параметров ФМС (ФОС). На 3-м шаге – зависимость интенсивности износа элемента структуры от параметров интенсивности реализации технологических параметров в замкнутой системе структурной модели общего подхода [11, 12]. На основании этого, можно характеризовать эти шаги процесса следующим образом:

- 1-й шаг – инжиниринг параметров по свойствам (ФМС (ФОС));
- 2-й шаг – технологический инжиниринг параметров (ТО);
- 3-й шаг – инжиниринг параметров по эксплуатационным свойствам (ЭС).

Можно отметить, что эти три шага процесса представляют собой один цикл комплексного процесса проектирования и обеспечения ЭС, ФОС и ТО структуры ГТД, при этом решение вопросов их обеспечения может реализовываться на базе нескольких циклов процесса. Поэтому этот процесс можно организовывать - многоциклическим, при этом обеспечивается возможность улучшения и управления эксплуатационными параметрами структуры ГТД по ЭС. А также данный процесс можно выполнять в обратном порядке, обеспечивая при этом, например, предельные или ограниченные ЭС структуры вертолетного ГТД. Кроме того, процесс инжиниринга параметров ЭС, ФОС и ТО структуры вертолетного ГТД должен выполняться с использованием особенностей определения и обеспечения параметров в процессе комплексного инжиниринга, представленных на рисунке 3, а именно с учетом слоев проектирования:

- по элементам структуры R -уровней;
- на базе группы особых принципов ориентации параметров ФОПО [10];
- на основе трех этапов ЖЦ системы «эксплуатация-формирование ФОС-реализация ТО».

Разработанная структурная модель общего подхода обеспечения ФОС структуры вертолетного ГТД позволяет решать вопросы определения, обеспечения и управления параметрами ЭС, ФОС и ТО на базе комплексного инжиниринга параметров с возможностью их реализации по структуре, по отдельным принципам группы особых принципов их ориентации и по этапам ЖЦ системы. Это обеспечивает возможность устанавливать закономерности параметров ЭС, ФОС и ТО по группе особых принципов ориентации параметров, по этапам ЖЦ системы и по структуре элементов ГТД в

зависимости от вариантов двух условий обеспечения ЭС по структуре вертолетного ГТД. При этом для установления параметров ЭС, ФОС и ТО структуры вертолетного ГТД необходима методика и алгоритм их определения.

4. Заключение

Таким образом, в данной работе представлены механизм и система установления и обеспечения необходимых закономерностей параметров ЭС, ФОС и ТО по структуре элементов вертолетного ГТД в зависимости от этапов ЖЦ системы «эксплуатация-формирование ФОС-реализация ТО», ориентированный на комплексное управление и обеспечение высоких ТЭП и ЭС структуры авиационного двигателя.

В работе исследованы основные особенности структуры и эксплуатации вертолетного ГТД, при этом установлено, что вертолетный ГТД можно моделировать как иерархическую структуру R -уровней, в которой действуют неравномерности эксплуатационных воздействий R -родов. При этом выполнен анализ особенностей определения и обеспечения параметров ЭС, ФОС и ТО по элементам и структуре двигателя. Для установления закономерностей параметров ЭС, ФОС и ТО структуры ГТД разработан механизм процесса комплексного инжиниринга параметров вертолетного ГТД. А также в работе предложена схема состава комплексного инжиниринга параметров системы и установлены особенности реализации комплексного инжиниринга параметров структуры вертолетного ГТД. Решение данных вопросов позволяет системно формировать эксплуатационные, функционально-ориентированные и технологические параметры свойств элементов для всей структуры авиационного двигателя. Разработанный процесс комплексного определения и/или обеспечения и/или управления параметрами на этапах ЖЦ системы «эксплуатации-формирование ФОС-реализация ТО», выполняемый на основе установленных закономерностей и связей параметров между элементами структуры, ориентирован на комплексное обеспечение высоких ТЭП и ЭС вертолетного ГТД.

ЛИТЕРАТУРА:

1. Гарькавый, А. А. Двигатели летательных аппаратов / А. А. Гарькавый, А. В. Чайковский, С. И. Ловинский. – М.: Машиностроение, 1987. – 288 с.
2. Зрелов, В. А. Отечественные ГТД. Основные параметры и конструктивные схемы (Часть 1): Учебное пособие / В. А. Зрелов. – Самара: Самарский гос. аэрокосмический университет, 2002. – Ч. 1. – 210 с.
3. Скубачевский, Г. С. Авиационные газотурбинные двигатели: Учебник для студентов авиационных вузов. – М.: Машиностроение, 1969. – 544 с.
4. Иноземцев, А. А. Газотурбинные двигатели / А. А. Иноземцев, В. Л. Сандрацкий. – Пермь: ОАО «Авиадвигатель», 2006. – 1204 с.
5. Иностранные авиационные двигатели. – М.: ЦИАМ, 1992. – 286 с.
6. Григорьев, В. А. Вертолетные газотурбинные двигатели. / В. А. Григорьев [и др.]. – М.: Машиностроение, 2007. – 491 с.
7. Авиационные двигатели / Под ред. И. Г. Шустова. – М.: ООО ИД «АЭРО-СФЕРА», 2007. – 328 с.
8. Богуслаев, В. А. Технология производства авиационных двигателей. В 3-х ч. Ч. I. Основы технологии. / В.А. Богуслаев [и др.]. – Запорожье: ОАО «Мотор Сич», 2007. – 518 с.
9. Михайлов, Д. А. Основные особенности и условия обеспечения эксплуатационных и функционально-ориентированных свойств газотурбинного двигателя по его

структуре / Д. А. Михайлов // Прогрессивные технологии и системы машиностроения: Международный сб. научных трудов. – Донецк: ДонНТУ, 2022. - Вып. 2 (77). - С. 35 – 49.

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

11. Михайлов, А. Н. Технологический инжиниринг в обеспечении функционально-ориентированных свойств лопаток ГТД / А. Н. Михайлов, Д. А. Михайлов, А. А. Колодяжный, Е. А. Шейко. // Научный симпозиум технологов – машиностроителей: Фундаментальные основы физики, химии и механики наукоёмких технологических систем формообразования и сборки изделий. – Ростов-на-Дону: ДГТУ (Дивноморск), 2021. – С. 99-106.

12. Интегрированный технологический инжиниринг параметров в процессе синтеза функционально-ориентированных свойств структуры лопаток компрессора газотурбинного двигателя / Д. А. Михайлов // Прогрессивные технологии и системы машиностроения: Международный сб. научных трудов. – Донецк: ДонНТУ, 2022. - Вып. 1 (76). - С. 53 - 65.

Поступила в редколлегию 06.02.2024 г.