

УДК 621.452

## **ОСНОВЫ МЕТОДОЛОГИИ ОБЕСПЕЧЕНИЯ СИСТЕМЫ БЕЗОПАСНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ВСЕХ ЭТАПАХ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА**

©2011 В. А. Григорьев<sup>1</sup>, С. П. Кузнецов<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва  
(национальный исследовательский университет)

<sup>2</sup>ОАО «НПО САТУРН», г. Рыбинск

Рассмотрены основы методологии управления летной годностью авиационных двигателей посредством воздействий на всех этапах жизненного цикла, что в совокупности с традиционными доводочными и специальными испытаниями создает целостную картину современной доводки ГТД.

*Доводка, авиационный ГТД, управление конфигурацией, поузловая доводка, газодинамические параметры.*

Задачи обеспечения надежности и безопасности летной эксплуатации авиационных двигателей, приобретающие решающее значение, должны решаться на всех этапах жизненного цикла – от того момента, как сформулированы первые требования к будущему двигателю, до момента его утилизации. В этой связи понятие доводки двигателя, традиционно связываемое с доводкой опытного двигателя, приобретает более широкое значение и становится важнейшим управляющим воздействием на двигатель на протяжении всей его жизни (не данного конкретного изделия, а всего семейства). И если вопросы, реализуемые в отечественной практике традиционной доводки, достаточно хорошо проработаны в части постановки задачи, используемых методов и средств, нормативно-технической документации и для каждого конкретного двигателя, обогащаются выработкой уникальных приемов и решений [1], то задачи обеспечения безопасной эксплуатации в условиях все возрастающих требований международных и отечественных стандартов решены пока недостаточно. Нечто аналогичное можно сказать и о взаимосвязи других этапов жизненного цикла (разработка, производство, эксплуатация) с обеспечением безопасности полетов. Все это свидетельствует об отсутствии целостной системы обеспечения и поддержания безопасной эксплуатации двигателя.

Известно, что разработчику и производителю двигателя постоянно требуется принимать разного рода технические и управ-

ленческие решения, которые базируются на проведенных расчетах и испытаниях, на приобретенных научных знаниях, на результатах контроля качества при производстве, испытаниях и эксплуатации компонентов двигателя (деталей, узлов, сборочных единиц, покупных изделий) и двигателя в целом. По большому счету все эти решения имеют конечную цель – обеспечить годность этих компонентов в частности и годность всего двигателя с этими компонентами в целом к летной эксплуатации, а также выполнение условий безопасности полетов.

Для обоснования таких решений обязательно должна анализироваться конфигурация двигателя, складывающаяся при комплектовании и сборке с использованием конкретной, на данный момент времени конструкции детали, узла, которые были изготовлены, прошли контроль или испытания в условиях конкретного производства. Такой анализ выполняется в соответствии с действующими на предприятии процедурами, включающими требования и условия проектирования и конструирования, технические условия и условия контроля при производстве и испытаниях. Эти данные в увязке с результатами и условиями эксплуатации образуют систему управления летной годностью двигателя.

В широком смысле под такой системой понимается методология, предусматривающая учет всех нормативных требований, начиная со стадии проектирования, и последующую проверку их выполнения на стадии

ях доводки, серийного производства и эксплуатации. Важнейшим аспектом такой системы является определение и последующая классификация деталей, узлов и сборочных единиц по степени их влияния на безопасность полетов. А на этой основе – формирование требований к параметрам и конструкции двигателя, требований к мониторингу влияния на летную годность параметрических и конструкторско-технологических изменений, вносимых в конфигурацию двигателя, требований к контролю характеристик качества.

Задачи управления летной годностью двигателя в практике отечественного двигателестроения решаются директивными методами, в основу которых положено «выделение в составе двигателя особо ответственных и основных деталей, которые должны на протяжении назначенного ресурса удовлетворять требованиям, регламентируемым Авиационными правилами АП-33» [2]. Такой подход предъявляет особые директивные требования к используемым при изготовлении двигателя материалам, заготовкам, технологическим процессам, к контролю деталей и процессов, к комплектующим изделиям, к процессу изготовления деталей из новых, ранее не применявшихся материалов, к новым методам изготовления, к применению принципиально новых видов оборудования и оснащения.

Основу системы управления конфигурацией, внедряемой на отдельных отечественных предприятиях, составляют принципы принятия решений на основании результатов анализа критичности конструкции двигателя в целом и отдельных его элементов. Важную роль при реализации такой стратегии играет анализ рисков, которые оцениваются произведением двух составляющих: вероятности возникновения события и коэффициента, характеризующего последствия его возникновения. Из этого следует, что допустимыми, с точки зрения обеспечения летной эксплуатации, являются отказы с высокой вероятностью появления, но с незначительными последствиями, и опасные события со значительными последствиями, но с малой вероятностью появления.

Как правило, при анализе безопасности полетов в соответствии с требованиями АП-

33 рассматривается риск событий по вероятности их появления, но этим решается только часть общей задачи оценки риска.

Так как задачи конструкторского и технологического обеспечения безопасности полетов разнесены и определяются требованиями различных отраслевых стандартов, то, если предусмотреть градацию последствий отказа по степени воздействия на двигатель и летательный аппарат в виде определений «отсутствие влияния на безопасность, слабое и сильное влияние», можно рассматривать и риски, связанные с технологическими факторами.

Отличительной особенностью такого подхода, базирующегося на оценке рисков, является, во-первых, классификация входящих в состав двигателя компонентов (определяющих ту или иную конфигурацию) по степени влияния на безопасность полетов на ключевые и не ключевые и, во-вторых, внесение их в таком качестве в конструкторскую и технологическую документацию.

Таким образом, для объединения преимуществ обеих рассматриваемых стратегий следует дополнить директивную стратегию, используемую в отечественной практике, результатами анализа рисков, свойственных данному двигателю на всех этапах жизненного цикла. При этом целесообразно расширить классификационную градацию деталей (составных частей) двигателя до четырех групп по степени влияния их состояния на безопасность полетов – детали групп А, Б, В, Г.

**Детали группы А** – это детали, разрушение или последствия разрушения которых могут привести к нелокализованному пожару, вылету опасных фрагментов через корпус двигателя, потере возможности выключения двигателя, созданию повышенной концентрации токсичных веществ в воздухе, отбираемом на нужды кабины экипажа и пассажиров, обрыву системы подвески, возникновению тяги в направлении, противоположном требованию пилота, и к другим катастрофическим для ЛА последствиям. Это, как правило, большие вращающиеся элементы (диск, цапфа, колесо лопаточной машины, корпуса высокого давления, кронштейны, подвески двигателя и др.).

**Детали группы Б** – это детали, разрушение или последствия разрушения которых может привести к значительному воздействию на двигатель, такому как контролируемое возгорание, которое может быть локализовано либо выключением двигателя, либо бортовой системой пожаротушения, к уровню вибраций, мешающему работе экипажа, колебаниям тяги и другим. К таким деталям могут быть отнесены рабочая лопатка вентилятора, вал, направляющий аппарат, трубопроводы подвода и отвода масла и т.п.

**Детали группы В** – это такие детали, отказ или разрушение которых может привести к незначительному воздействию на двигатель, такому как потеря тяги двигателя, потеря воздуха и мощности и т.п., но без потери управляемости ЛА в полете. К таким деталям могут быть отнесены трубопроводы основного топливного коллектора, элементы крепежа на роторах контура низкого давления и т.п.

**Детали группы Г** – это такие детали, отказ или разрушение которых не могут оказать значительного воздействия на двигатель, ЛА и безопасность полета. К таким деталям могут быть отнесены элементы и трубопроводы внешнего оборудования двигателя.

Квалификационная градация выполняется разработчиком и согласовывается заказчиком двигателя и разработчиком ЛА [3].

Исходной точкой для методологии управления конфигурацией является согласование требований между заказчиком и поставщиком, из которых ясно следуют обязательства поставщика. Важно подчеркнуть, что по завершении работ заказчику предъявляются не только результат работы на каждом конкретном этапе (технический проект, опытный двигатель, серийный двигатель, двигатель в эксплуатации), но и документированные доказательства того, что изделие и все его компоненты, образующие ту или иную конфигурацию, соответствуют согласованным требованиям.

Для оценки надежности двигателя вводится понятие коэффициента риска или коэффициента критичности двигателя, характеризующего степень риска возникновения отказа с опасными последствиями. Коэффициент критичности двигателя  $R_R$  зависит от

степени уверенности в совершенстве конструкции в части надежности и безопасности, от уровня знания условий эксплуатации, уровня заданных конструкторских и технологических допусков, уровня знаний свойств материалов, состояния производства и качества изготовления:

$$R_R = R_f R_C R_{fp},$$

где  $R_f$  – коэффициент эксплуатационной функциональной критичности;

$R_C$  – коэффициент начальной критичности конструкции;

$R_{fp}$  – коэффициент запаса по функциональным параметрам.

В табл. 1 показаны уровни эксплуатационной функциональной критичности  $R_R$ . Количественно величина  $R_R$  определяется произведением весовых коэффициентов для вероятности возникновения отказа на весовые коэффициенты возникновения отказа.

Таблица 1. Уровни эксплуатационной функциональной критичности  $R_R$

Степень опасного воздействия $P_c$ соответствующим весовым коэффициентом	Вероятность события $F$				
	часто	реально вероятно	маловероятно	крайне маловероятно	совершенно невероятно
катастрофическое	5				
критическое	4	20	16	12	8
большое	3	15	12	9	6
малое	2	10	8	6	4
нет влияния на безопасность	1	5	4	3	2

При этом в качестве приемлемого уровня  $R_R$  принимаются значения меньше или равные 6 (темный фон – граница приемлемости).

Матрица оценок коэффициента начальной критичности  $R_C$  приведена в табл. 2. Из нее видно, что оценки коэффициента критичности  $R_C$  формируют три области: высокого  $R_C=3$ , среднего  $R_C=2$  и малого риска  $R_C=1$ , численные значения которых назначаются нормативными документами.

В табл. 3 даны нормируемые области, определяющие соответствующие зоны категорий качества.

На рис. 1 приведена общая схема управления конфигурацией.

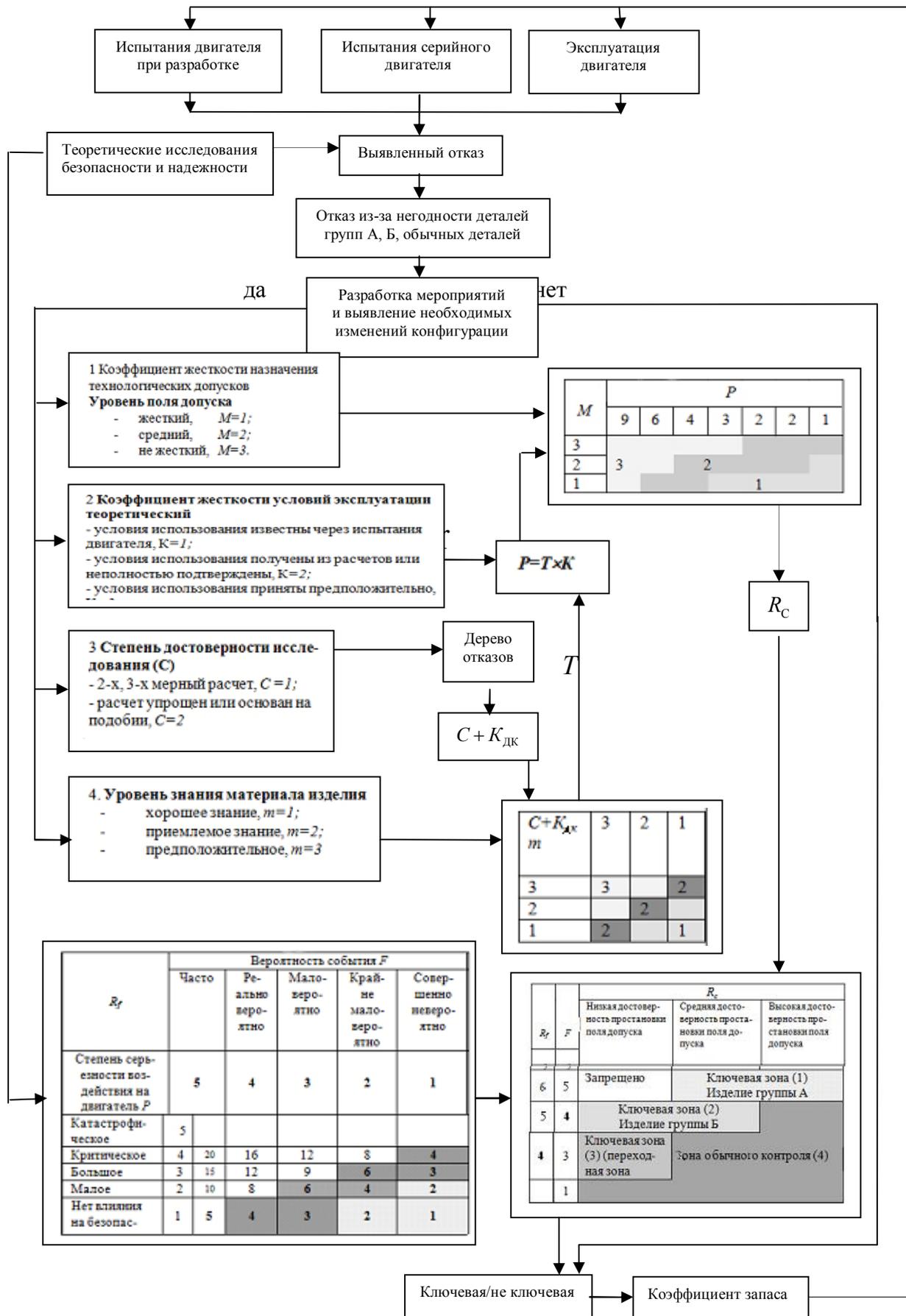


Рис. 1. Общая схема управления конфигурацией

Таблица 2. Коэффициент начальной критичности

Уровни жесткости допусков	Обоснованность уверенности в правильности установки геометрических размеров $T \times K$					
	9	6	4	3	2	1
не жесткий $M=3$						
средний $M=2$		3			2	
жесткий $M=1$						1

Таблица 3. Классификация категорий качества

Коэффициент функциональной критичности $R_f$	Показатели степени воздействия на двигатель $P$	Коэффициент критичности конструкции $R_c$		
		Низкая степень достоверности (высокий риск) 3	Средняя степень достоверности (средний риск) 2	Высокая степень достоверности (миним. риск) 1
6	5	Запрещенная зона		
5	4	Зона ключевого качества		
4	3	Зона не ключевого качества		
3	2			
1-2	1			

Определение критичности двигателя, дополненное элементом обратной связи, определяющей изменения классификации того или иного изделия в составе двигателя по результатам опытной или серийной эксплуатации при выявлении отказа с опасными последствиями, является основой системы управления конфигурацией двигателя. Вносимые изменения оцениваются по степени важности.

Из рис. 1 видно, что если в процессе работы двигателя (при испытании опытного двигателя или узла, серийного двигателя, при эксплуатации) выявится отказ, то вначале определяют, какая из деталей привела к этому отказу и к какой группе по важности она принадлежит. В зависимости от резуль-

татов этого анализа принимается решение о необходимости внесения изменений в конфигурацию. Если такая необходимость определена, то далее следует анализ коэффициента жесткости допусков и коэффициента жесткости условий эксплуатации.

Оба этих коэффициента совместно со степенью достоверности исследований и уровня знания материала определяют величину коэффициента критичности  $R_c$ . Этот коэффициент и коэффициент критичности изделия участвуют в формировании нормируемых зон качества: **запрещенной зоны**, которая исключает возможность дальнейшего использования этой детали; **зоны ключевого качества**, требующей повышенных мер контроля, и **зоны не ключевого качества**, попадание в которую не предъявляет особых требований к контролю, что в конечном итоге требует изменений в технических условиях на эту деталь как при разработке, так и при изготовлении.

### Библиографический список

1. Испытания авиационных двигателей: учебник для вузов [Текст] / Под общ. ред. В.А. Григорьева и А.С. Гишварова. – М.: Машиностроение, 2009. – 504 с.
2. Авиационные правила. Ч. 33. Нормы летной годности двигателей воздушных судов [Текст] – М.: МАК, 1994. – 47 с.
3. Акимов, В.М. Основы надежности газотурбинных двигателей [Текст]: учебник для вузов / В.М. Акимов – М.: Машиностроение, 1981. – 207с.

## BASES OF METHODOLOGY OF MAINTENANCE OF SYSTEM SAFE OPERATION OF ENGINES AT ALL STAGES OF LIFE CYCLE

© 2011 V. A. Grigoriev<sup>1</sup>, S. P. Kuznetsov<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Samara state aerospace university named after academician S. P. Korolyov (National Research University)

<sup>2</sup>JNC «NPO «Saturn»

Ensuring reliable and safe flight operation of the aircraft engines is actually attained by the developers, manufacturers and operators at all stages of the engine life cycle. This necessitates the analysis of the engine configuration, which is formed while making up engine sets and assembling using a specific for the moment design of parts or components, which were manufactured, subjected to inspection and tests under the specific manufacturing conditions. The

results of such analysis in connection with the results and conditions of operation form the engine airworthiness management system.

Such a system implies methodology, which provides for account of all normative requirements beginning with the design stage and their further execution control at stages of development, serial production and operation. One of the main aspects of the system is definition of parts, components and assembly units and further classification thereof depending on the extent of their impact on flight safety.

*Lapping, gas turbine engines, configuration management, pouzlovaya finishing, gas dynamic parameters.*

### **Информация об авторах**

**Григорьев Владимир Алексеевич**, доктор технических наук, профессор, проректор по общим вопросам, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). Тел.: (846) 335-64-32. E-mail: [va\\_grig@ssau.ru](mailto:va_grig@ssau.ru). Область научных интересов: начальное проектирование ГТД авиационного и наземного применения, исследование рабочего процесса газотурбинных двигателей, автоматизированные испытания авиационных двигателей.

**Кузнецов Сергей Павлович**, кандидат технических наук, доцент, главный конструктор ОАО «НПО «Сатурн». Тел.: 8(4855) 29-64-57. E-mail: [sergey.kuznetsov@npo-saturn.ru](mailto:sergey.kuznetsov@npo-saturn.ru). Область научных интересов: разработка, создание и исследование газотурбинных двигателей авиационного и наземного применения.

**Grigoriev Vladimir Alekseevich**, Doctor of technical science, professor, Vice Rector, Samara state aerospace university named after academician S. P. Korolyov (National Research University). Phone: (846) 335-64-32. E-mail: [va\\_grig@ssau.ru](mailto:va_grig@ssau.ru). Area of research: the initial design of aircraft and land use gas turbine engines, research workflow of gas turbine engines, automated testing of aircraft engines.

**Kuznetsov Sergei Pavlovich**, Candidate of technical science, Associate Professor, Chief constructive operator of JNC «NPO «Saturn». Phone: (4855) 29-64-57. E-mail: [sergey.kuznetsov@npo-saturn.ru](mailto:sergey.kuznetsov@npo-saturn.ru). Area of research: development, creation and study of aircraft and land-use gas turbine engines.