

А. С. Гишваров, М. Н. Давыдов, Г. К. Агеев

ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ УСКОРЕННЫХ РЕСУРСНЫХ ИСПЫТАНИЙ ДВИГАТЕЛЕЙ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК

Решается задача повышения эффективности ускоренных ресурсных испытаний двигателей и энергетических установок. *Ускоренные ресурсные испытания; двигатель; энергетическая установка; эффективность; нагрузка; надежность и ресурс; эксплуатация; отказ*

Эффективность ускоренных ресурсных испытаний газотурбинных двигателей (ГТД) и энергетических установок (ЭУ) зависит от многих факторов, основными из которых являются:

- факторы, обусловленные видом нагружения ГТД и ЭУ;
- факторы, обусловленные компоновкой ГТД и ЭУ на объекте и условиями его эксплуатации.

К видам нагружения относятся: статическое, повторно-статическое, длительное статическое, ударное, циклическое, термическое, термоциклическое нагружение, а также воздействие окружающей среды. Результатом воздействия нагружения могут быть: вязкое разрушение (со следами пластической деформации), хрупкое разрушение, повышенная деформация (потеря устойчивости), усталостное разрушение, термические трещины и коробления, контактное выкрашивание и износ, коррозия, эрозия, кавитация.

Для каждого изделия существует свой перечень факторов, определяющих его надежность и ресурс. В качестве примера в табл. 1 приведены основные факторы, определяющие надежность и ресурс авиационного ГТД [1, 2].

Факторы, обусловленные компоновкой изделия на объекте и условиями его эксплуатации разделяются на следующие:

- условия полета (наземной эксплуатации) летательного аппарата (энергетической установки);

- наличие различных этапов полета (циклов наземной эксплуатации);
- компоновка двигателя на самолете и ЭУ на объекте;
- различие объектов, на которые устанавливается ГТД и ЭУ;
- профиль полета (наземной эксплуатации) и др.

Влияние условий полета летательного аппарата и наземной эксплуатации ЭУ обусловлено географическими условиями, временем года эксплуатации, а также длительностью полета (рис. 1, 2). Влияние географических условий характеризуется широким диапазоном внешних воздействий (температуры, давления, влажности, запыленности и т. д.), оказывающих самые неблагоприятные воздействия на ГТД и ЭУ.

Продолжительность полета (эксплуатации) может колебаться в широких пределах, например для двигателя летательного аппарата – от одного до девяти часов и более. Увеличение длительности полета ведет к сокращению времени работы на режимах с высокой повреждаемостью (максимальный, взлетный и др.), числа перемещений ручкой управления двигателем и к увеличению доли малоповреждающих режимов.

Данные эксплуатации показывают, что на коротких авиалиниях число отказов вдвое больше, чем на длинных [3], а сокращение продолжительности полета в 3 раза ведет к увеличению числа досрочных съемов двигателя в 2...3 раза и приводит к перераспределению причин их отказов.

Контактная информация: 8(347)273-79-54

Работа проводилась при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации.

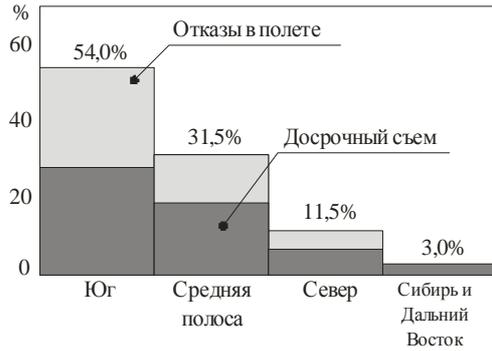


Рис. 1. Распределение по климатическим зонам относительного количества отказов турбовинтового двигателя по причине дефектов опор турбины

Сравнение показателей надежности вспомогательного газотурбинного двигателя на среднем и дальнем магистральном самолетах за се-

милетный период эксплуатации показало, что относительная величина досрочных съёмов двигателей на среднем магистральном самолете больше, чем на дальнем магистральном.

Наибольшее число отказов двигателя в полете приходится на этап набора высоты; наименьшее – на этап захода на посадку (рис. 3) [3].

Влияние компоновки двигателя на самолете может также оказывать значительное влияние, например, у 4-х двигательных самолетов на крайние двигатели действуют полетные нагрузки большей величины, чем на внутренние: крайние двигатели самолета «Боинг-747» имеют более высокие углы атаки за счет меньшего изгиба крыла, и на режимах взлета и посадки восходящий поток от закрылков оказывает на них большее воздействие, чем на внутренние.

Таблица 1

Детали двигателя	Факторы, определяющие надежность и ресурс					
	Длительная прочность	Износ и контактная выносливость	Усталостная прочность	Малоцикловая прочность	Термостойкость	Эррозионная и коррозионная стойкость
1. Рабочие лопатки компрессора	–	+	+	+	–	+
2. Направляющие лопатки компрессора	+	+	+	+	–	+
3. Замки крепления лопаток компрессора	–	+	+	+	–	–
4. Диски компрессора	+	–	+	+	–	–
5. Валы	+	–	+	+	–	–
6. Корпус компрессора	+	–	+	+	–	–
7. Корпус турбины и камеры сгорания	+	–	+	+	+	+
8. Рабочие лопатки турбины	+	–	+	+	+	+
9. Сопловые лопатки турбины	+	–	+	+	+	+
10. Замки крепления лопаток турбины	+	+	+	+	–	–
11. Диски турбины	+	–	+	+	+	–
12. Подшипники, валы, шестерни	–	+	+	+	–	–
13. Опоры	+	–	+	+	–	–
14. Трубки и агрегаты	–	+	+	+	–	–
15. Болтовые соединения	+	–	+	+	+	–
16. Оболочки	+	–	+	+	–	–
17. Реверс	–	–	+	+	+	–

Отказы узла опоры турбовинтового двигателя 4-х двигательного самолета происходят на двигателях крайних силовых установок в 8...10 раз чаще, чем на внутренних, по причине несколько худших условий охлаждения масла в радиаторах крайних установок, поскольку они находятся на 1,5 м дальше от плоскости винтов, чем внутренние. Надежная работа силовых установок самолетов с вертикальным и укороченным взлетом и посадкой также зависит от конструкции и места расположения воздухозаборников и сопел.

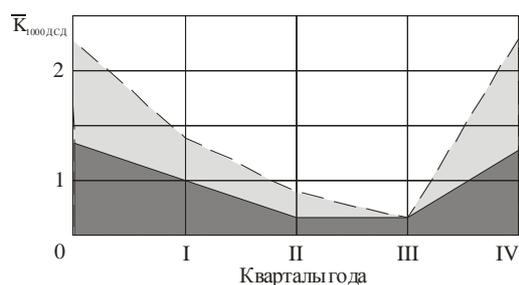


Рис. 2. Зависимость относительной величины коэффициента отказов на 1000 ч наработки по досрочному съему турбовинтового (—) и турбореактивного двухконтурного двигателей (---) от кварталов года

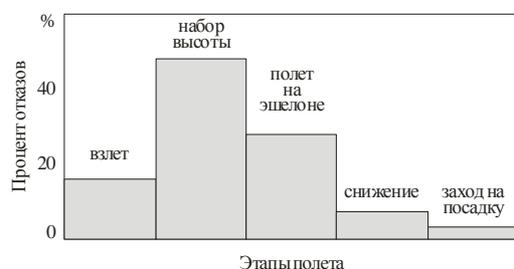


Рис. 3. Распределение отказов газотурбинного двигателя по этапам полета

На практике ГТД и ЭУ могут устанавливаться на нескольких типах объектов, которые, в свою очередь, эксплуатируются в различных климатических зонах и режимах. Так, например:

- вспомогательная газотурбинная силовая установка (ВСУ) ТА-6А устанавливается на самолетах Ту-154, Ил-62М, Ил-76, Ил-86, Ту-22М, Ту-144 и др. При этом известно, что надежность ВСУ на дальнемагистральном самолете выше, чем на среднемагистральном, в то время как число регулировок топливрегулирующей аппаратуры двигателя выше на дальнемагистральном самолете по причине того, что условия ра-

боты в его отсеке тяжелее, чем на среднемагистральном самолете;

- ВСУ ТА-8 устанавливается на самолетах Ту-134, Ан-72 и вертолете Ми-26;

- двигатель TF-34 устанавливается на штурмовике А-10 и противолодочном самолете S-3А;

- вертолетный двигатель Т53-L-13 в ФРГ устанавливается на двух типах вертолетов и эксплуатируется на железнодорожном транспорте.

Многовариантность применения также характерна для авиационных агрегатов. Так, например:

- авиационный турбогенератор ТГ-60/2СМ устанавливается на 8 типах объектов;

- турбонасосная установка ТНУА, предназначенная для питания гидросистемы самолета, устанавливается на самолетах Ту-22М и Ту-160, а установка ТНУ86-3 – на самолетах Ил-86 и Ан-124;

- лопаточный привод-генератор, применяемый для передачи крутящего момента от коробки приводов двигателя к генератору переменного тока, устанавливается на самолетах МиГ-23 и МиГ-29;

- электроцентробежные топливные насосы типа ЭЦН (321М, ЭЦНГ-5-2, ЭЦН-40А2 и др., всего 17 модификаций) устанавливаются на всех типах самолетов и вертолетов, выпускаемых в России и СНГ;

- гидротурбоприводные насосы типа ГТН устанавливаются на самолетах Ту-22М, Як-38, МиГ-23, МиГ-29, МиГ-31;

- струйные насосы типа СН устанавливаются на самолетах Ту-204, БЕ-200, Ил-76, Ил-78, Ил-96, Ил-114, Як-42, Як-141, Ан-74.

При этом, для турбовинтового двигателя, устанавливаемого на двух типах самолетов, при одинаковой продолжительности полета и доле тяжелых режимов, различие в надежности может достигать до 200 %.

Профиль полета в наибольшей мере влияет на надежность двигателей, эксплуатируемых в военной авиации. Известно [3], что полеты в условиях мирного времени, в основном, характеризуются меньшей наработкой двигателя на повреждающих режимах. Наиболее повреждающими профилями полета являются полеты с посадкой на авианосец и боевые маневры в воздухе. Типичный набор профилей для тактического истребителя включает боевые манев-

рирование, атаку наземных целей на дозвуковой скорости, навигацию, ознакомительный полет и атаку цели на сверхзвуковой скорости с разделением по тактическому радиусу от 45 до 550 км. Профили полета и их частота зависят от типа летательного аппарата [4].

Также на надежность двигателей военной авиации влияет вооружение летательного аппарата: от применения конкретного типа вооружения зависит тактика полетов, а, следовательно, и условия работы двигателя в полете.

Разнообразие перечисленных факторов, которыми характеризуется эксплуатация двигателей, приводит к существенному различию расчетных и реальных условий эксплуатации (табл. 2).

Известно, что с увеличением тяговооруженности самолета уменьшается время работы двигателя на режимах от промежуточного и выше (рис. 4).

Таблица 2
Сравнение расчетных и реальных условий эксплуатации двигателя военного самолета

Параметр	Расчетные условия при проектировании изготовления	Реальные условия эксплуатации на самолете
Время работы, ч	4000	4000
Количество основных циклов, включая запуск, выход на промежуточный режим и выше	3530	2300
Количество частичных циклов, включая переходы от малого газа до промежуточного и выше	0	21030
Количество форсажных циклов	2970	15200
Время полетов на сверхзвуковых скоростях, ч	10	35
Время работы на форсаже, ч	106	104
Общее время работы на режимах от промежуточного до максимального, ч	1050	472



Рис. 4. Влияние тяговооруженности самолета на число (n) полных перемещений ручки управления двигателем за полет: 1 – атака наземных целей; 2 – преодоление зоны; 3 – воздушный бой

Перечисленные выше факторы в существенной мере усложняют задачу выбора объема, режимов и длительности ускоренных ресурсных испытаний ГТД и ЭУ.

Отечественный и зарубежный опыт показывают, что существует несколько методов обоснования программ ресурсных испытаний технических изделий.

Метод 1. Каждый из N_3 эксплуатационных вариантов ГТД или ЭУ проверяется по своей индивидуальной программе испытаний [2]:

$$\begin{aligned} [R_3(\tau)]_i &\approx [R_u(\tau)]_i; \tau_{ui} = \text{var}; \\ N_u &= N_3; i = \overline{1, N_3}, \end{aligned} \quad (1)$$

где R_3, R_u – соответственно эксплуатационный и испытательный режимы нагружения; τ_{ui} – длительность испытаний; N_u – объем испытываемых изделий.

Очевидно, что такой метод оправдан в случае, когда число эксплуатационных вариантов и длительность эксплуатации незначительны ($N_3 = 1 \dots 3$). При $N_3 > 3$ и большой длительности испытаний ($\tau > 1000$ ч) такой метод является экономически нецелесообразным, а зачастую просто нереализуемым. В случае перехода на методы ускоренных испытаний:

$$\begin{aligned} [R_y(\tau)]_i &\neq [R_3(\tau)]_i; \tau_{yi} = \text{var} < \tau; \\ R_y(\tau) &\in G_R; N_y = N_3; i = \overline{1, N_3}, \end{aligned} \quad (2)$$

где G_R – область реализации режимов ускоренных ресурсных испытаний; N_y – количество изделий, испытываемых по программе ускоренных испытаний.

Метод 2. В случае, когда повреждаемость элементов изделия в различных вариантах применения отличается незначительно, один из ва-

риантов по определенному правилу выбирается в качестве базового (например, для авиационного двигателя, как правило, выбор проводится по рабочей лопатке 1 ступени турбины), и на его основе разрабатывается программа испытаний:

$$\begin{aligned} R_y(\tau) \in (R_{y1}(\tau), R_{y2}(\tau), \dots, R_{yN}(\tau)); \\ \tau_y = \text{var}; N_y = 1. \end{aligned} \quad (3)$$

Примером является программа испытаний ВСУ, для которой за основу при разработке программы испытаний выбраны наиболее тяжелые для рабочей лопатки первой ступени турбины условия эксплуатации двигателя на самолете [1]. Основные недостатки данной программы испытаний сводятся к следующему:

- эквивалентность испытаний обеспечивается только для одного элемента ВСУ;
- отсутствует анализ нагруженности других важных элементов ВСУ, определяющих ее надежность и ресурс в эксплуатационных условиях, что не позволяет обоснованно оценивать надежность двигателя силовой установки ускоренными испытаниями.

Метод 3. Испытания проводят по среднестатистическому циклу нагружения, полученному осреднением информации по фактической нагруженности изделия в эксплуатации:

$$\begin{aligned} (P_{дв.1}, \dots, P_{дв.N}) \rightarrow \overline{P_{дв.и}}; (\tau_1, \dots, \tau_N) \rightarrow \overline{\tau_и}; \\ R_{эi}(\tau) \neq R_и(\tau); i = \overline{1, N_э}, \end{aligned} \quad (4)$$

где $P_{дв.i}$ – вектор параметров, соответствующий i -м условиям эксплуатации изделия; $\overline{P_{дв.и}}$ – осредненный вектор параметров изделия, на основании которого формируется программа испытаний; $\overline{\tau_и}$ – осредненная длительность испытаний.

Например, для авиационных двигателей проводится полное осреднение всей полетной информации и непосредственное формирование на этой базе среднестатистического полетного цикла (уже в параметрах двигателя).

Недостаток данного метода заключается в суммировании циклов, нагруженность которых может отличаться в несколько раз. При этом формируемая программа испытаний может существенно отличаться от эксплуатационной. Кроме того, это затрудняет формирование программ ресурсных испытаний, поскольку они слишком далеки от реальной эксплуатации.

Метод 4. Испытания проводят по объединенным в группы типовым профилям нагружения, отличающимся по целевому назначению:

$$\begin{aligned} P_{дв.эi1} \rightarrow P_{гр.1}, P_{дв.э2} \rightarrow P_{гр.2}, \dots, P_{дв.эм} \rightarrow P_{гр.m}; \\ (P_{дв} \approx P_{дв.э1} \cup P_{дв.э2} \cup \dots \cup P_{дв}); \\ R_{эi}(\tau) \neq R_и(\tau); i = \overline{1, N_э}, \end{aligned} \quad (5)$$

где $P_{дв.эi}$ – вектор параметров изделия, соответствующий i -м условиям эксплуатации; $P_{гр.i}$ – вектор параметров изделия в i -ой группе, отличающейся от других целевым назначением.

Такой подход не вполне отвечает ресурсной концепции, поскольку типовые эксплуатационные профили нагружения, попавшие в одну группу, могут сильно отличаться по повреждаемости основных элементов. Примером реализации данного подхода является программа АМТ, разработанная для двигателей конкретного типа летательного аппарата: истребителя, штурмовика, учебно-тренировочного, гражданского самолета, вертолета и т. д.

Эксплуатационные варианты применения представлены в виде групп полетных профилей, отличающихся по целевому назначению. Формирование проводится на базе опроса экипажей и данных бортовых самописцев с учетом расчетных типовых профилей. Цикл испытаний формируется путем объединения профилей в обобщенный полетный цикл, условно описывающий осредненное применение самолета по целевому назначению. Различия в климатических условиях в данном случае не учитываются.

Другим примером является программа SMET, основанная на принципах АМТ с некоторыми отличиями. Программа испытаний формируется в виде последовательности циклов, получаемых генерацией случайной последовательности из числа целевых профилей полета, т. е. эксплуатация двигателя моделируется в виде последовательности самолето-вылетов. SMET разрабатывается отдельно для каждого типа летательного аппарата и не учитывает различий в климатических условиях эксплуатации.

Метод 5. Испытания проводят по типовым эксплуатационным профилям, полученным статистической группировкой типовых эксплуатационных профилей по нагруженности изделия. Формирование типовых эксплуатационных профилей проводится на основе статистической обработки эмпирических данных эксплуатации методами «падающего дождя», «полных циклов» или « n -точечной схемы выделения подциклов». Примером данного подхода к обработке эксплуатационных данных является метод, разработанный в ЦИАМ («Метод автоматизированного анализа условий эксплуатации и формирования типовых полетных циклов

авиационных ГТД» [6]). Данный метод, по сравнению с выше рассмотренными, является более обоснованным, поскольку анализ эксплуатационных циклов проводится по параметрам нагруженности, непосредственно определяющих надежность и ресурс двигателя. Однако при этом остается открытым вопрос о процедуре формирования программ ускоренных ресурсных испытаний.

Метод 6. Испытания проводят по циклу, полученному статистическим моделированием [7]. Данный метод применяется при обосновании ускоренных испытаний устройств электронной автоматики. Реализация данного подхода:

- требует большой объем статистических данных о вероятностных значениях параметров окружающей среды;
- не учитывает комплексный характер повреждаемости элементов изделия;
- ориентирована на случайную реализацию внешних факторов в формируемой программе ускоренных испытаний.

Необходимо отметить, что информация о существующих программах ускоренных ресурсных испытаний конкретных изделий, включая оценку их эффективности, крайне ограничена, что в определенной мере свидетельствует о сложности рассматриваемой задачи, в особенности, для таких технических изделий как ГТД и ЭУ (летательные аппараты, ГТД, ДВС, агрегаты и др.). В качестве примера в табл. 3 приведена повреждаемость основных элементов маршевого авиационного ГТД многовариантного применения в эксплуатации и стендовых ресурсных испытаниях. Из таблицы видно, что полная проверка надежности двигателя обеспечивается только по рабочей лопатке компрессора (по остальным элементам различие по повреждаемости составляет до 100 %), что характеризует о крайне низкой эффективности таких испытаний. Это еще раз подтверждает актуальность разработки научно-обоснованного метода выбора оптимальных значений объема, режимов и длительности ускоренных ресурсных испытаний изделий многовариантного применения, которые обеспечивали бы проверку их надежности при возможно минимальных временных и материальных затратах на проведение испытаний.

Таким образом, проведенный анализ состояния проблемы повышения эффективности ускоренных ресурсных испытаний ГТД и ЭУ позволяет сделать следующие выводы.

Таблица 3

Элементы двигателя	Повреждаемость		Различие по повреждаемости, %
	максимальная в эксплуатации, %	в совмещенных испытаниях, %	
Рабочая лопатка турбины	100,0	16,6	85,4
Лопатка соплового аппарата	100,0	6,0	94,0
Рабочая лопатка компрессора	100,0	100,0	0,0
Лопатка направляющего аппарата первой ступени компрессора	100,0	0,0	100,0
Лопатка направляющего аппарата последней ступени компрессора	100,0	0,0	100,0
Корпус камеры сгорания	100,0	4,3	95,8
Радиально-упорный подшипник ротора	100,0	0,2	99,8
Шестерня привода агрегатов	100,0	51,8	48,2

Многовариантность применения изделий в эксплуатации обусловлена особенностями объекта, на который устанавливается изделие, и различиями в климатических зонах и режимах эксплуатации, что в существенной мере ограничивает возможность проверки надежности и ресурса изделий в стендовых испытаниях.

Существующие методы разработки программ ускоренных ресурсных испытаний, как ориентированные на обеспечение эквивалентности испытаний типовому эксплуатационному, не учитывают многовариантности применения изделий при формировании программ испытаний, что естественно снижает достоверность оценки их надежности и ресурса.

Существующие методы разработки программ ускоренных ресурсных испытаний, обладая своими преимуществами и недостатками, не позволяют в полной мере обоснованно определять объем, режимы и длительность испытаний изделий многовариантного применения.

Очевидно, что полный учет и воспроизведение в испытаниях всех эксплуатационных особенностей применения изделий невозможен, и всегда требуется дополнительная проверка надежности в эксплуатационных условиях. Исходя из цели экономии материальных и временных затрат на проведение испытаний целесообразным является совмещение эксплуатационных программ ресурсных испытаний в меньшем числе программ ускоренных испытаний.

Для изделий многовариантного применения наиболее сложным является выбор обобщенного эксплуатационного профиля (или нескольких обобщенных эксплуатационных профилей), являющихся основой для формирования программы (или программ) ресурсных испытаний.

Актуальным является создание научно-обоснованного метода выбора оптимальных значений объема, режимов и длительности ускоренных ресурсных испытаний, который учитывал бы все основные элементы изделия и характеристики расходования ресурса, обеспечивая проверку их надежности с учетом всех эксплуатационных вариантов применения. При этом очевидно, что материальные и временные затраты на разработку и проведение таких испытаний должны быть по возможности минимальными.

В этом плане первоочередным является решение следующих задач:

- обоснование основных критериев эффективности ускоренных ресурсных испытаний, целевых функций, а также методологии выбора оптимальных значений объема, режимов и длительности испытаний для случаев детерминированного и стохастического описания процессов расходования ресурса изделий;

- исследование оптимальной области ускоренных ресурсных испытаний, включая исследования по влиянию различных факторов, учитываемых при оптимизации испытаний, на их эффективность;

- разработка методики выбора оптимальных значений объема, режимов и длительности ускоренных ресурсных испытаний с учетом основных критериев, характеризующих их эффективность;

- оценка эффективности методики на примере конкретных изделий многовариантного применения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Гишваров А. С.** Теория ускоренных ресурсных испытаний технических систем. Уфа: Гилем, 2000. 338 с.
2. **Кузнецов Н. Д., Цейтлин В. И.** Эквивалентные испытания газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1976. 216 с.
3. **Идрисов Р. Т., Гишваров А. С.** Анализ факторов, влияющих на формирование обобщенного цикла испытаний авиационных ГТД // Испытания авиационных двигателей: Межвуз. науч. сб. Уфа, 1986. № 14. С. 24–31.
4. **Troha W., Stabrylla R.** Low cycle fatigue testing, a necessary part of advanced development. AIAA Paper. 1986. № 1453.
5. **Stein Thomas A.** Engine durability testing. Aerospace safety. 1988.
6. **Демьянушко И. В., Кувва В. К.** Метод автоматизированного анализа условий эксплуатации и формирования типовых полетных циклов авиационных ГТД. М.: ЦИАМ, 1987.
7. **Майоров А. В., Патюков Н. П.** Планирование и проведение ускоренных испытаний на надежность устройств электронной автоматики. М.: Радио и связь, 1989. 144 с.

ОБ АВТОРАХ

Гишваров Анас Саидович, проф., зав. каф. авиац. двигателей. Дипл. инженер-механик (УАИ, 1973). Д-р техн. наук по тепловым двигателям летательн. аппаратов (УГАТУ, 1993), Засл. деятель науки Респ. Башкортостан. Иссл. в обл. ускоренных испытаний техн. систем.

Давыдов Марсель Николаевич, доц. той же каф. Дипл. инженер-механик (УГАТУ, 2002). Канд. техн. наук по тепловым и электроракетным двигателям летательн. аппаратов (УГАТУ, 2006). Иссл. в обл. ускоренных испытаний техн. систем.

Агеев Георгий Константинович, асс. той же каф. Дипл. инженер-механик (УГАТУ, 2007). Иссл. в обл. ускоренных испытаний техн. систем.