

Практические результаты расчетно-экспериментальных исследований по определению диапазонов изменения основных контролируемых параметров перспективных авиационных комплексов

И. Е. Мухин¹, Д. С. Коптев¹ ✉

¹ Юго-Западный государственный университет
ул. 50 лет Октября, д. 94, г. Курск 305040, Российская Федерация

✉ e-mail: d.s.koptev@mail.ru

Резюме

Целью исследования является определение перечня необходимых контролируемых параметров перспективных авиационных комплексов, представляющих сложную систему взаимодействия «пилот – самолет – окружающая среда», а также оценка диапазонов их изменения.

Методы исследования основаны на понятиях теории диагностики и прогностики технического состояния летательных аппаратов, эргономических систем. Используются методы многокритериального анализа, параметрического и структурного синтеза.

Результаты. Показано, что выбор номенклатуры контролируемых агрегатов вертолета определяется их назначением, тяжестью последствий при отказе, контролепригодностью, условиями и режимами работы, прогнозируемым уровнем надежности, а также опытом эксплуатации прототипов и аналогов. Разработан вариант организации параллельной системы диагностики и прогностики технического состояния перспективных авиационных комплексов. В данной статье представлена стохастическая (вероятностная) диагностическая модель повреждения межроторного подшипника авиационного двигателя, предназначенная для исследования корреляционной размерности вибросигнала, которая имитирует спектральный состав реального вибросигнала, с различной формой плотности распределения амплитуд. Представлено решающее правило прогнозирования выхода из строя двигателя за 8-9 полетов до разрушения межроторного подшипника.

Заключение. Для объективного контроля параметров агрегатов тяжелых и легких вертолетов они разбиваются на 10 групп, для каждой из которых определяется состав датчиков диагностического контроля на основе анализа необходимых и достаточных значений параметров в реальном масштабе времени. Диапазон измерений конкретных физических величин назначается на этапе конструирования той или иной жизненно важной системы летательного аппарата. Пределы измерения параметров задаются при проведении штатных измерений, а также на этапах поверки и испытаний государственного контроля. Представлен вариант формирования границы, разделяющей исправное и неисправное состояние, описываемой гиперповерхностью.

Ключевые слова: авиационный комплекс; прогностика и диагностика технического состояния; летательный аппарат; система «пилот – самолет – окружающая среда»; вибродиагностика; корреляционная размерность вибросигнала.

Конфликт интересов: Авторы декларируют отсутствие явных и потенциальных конфликтов интересов, связанных с публикацией настоящей статьи.

Для цитирования: Мухин И. Е., Коптев Д. С. Практические результаты расчетно-экспериментальных исследований по определению диапазонов изменения основных контролируемых параметров перспективных авиационных комплексов // Известия Юго-Западного государственного университета. Серия: Управление, вычислительная техника, информатика. Медицинское приборостроение. 2023. Т. 13, № 1. С. 39–60. <https://doi.org/10.21869/2223-1536-2023-13-1-39-60>.

Поступила в редакцию 02.02.2023

Подписана в печать 28.02.2023

Опубликована 30.03.2023

Practical Results of Computational and Experimental Investigations to Determine the Ranges of Change of the Main Controlled Parameters of Promising Aviation Complexes

Ivan E. Mukhin¹, Dmitry S. Koptev¹ ✉

¹ Southwest State University
50 Let Oktyabrya Str. 94, Kursk 305040, Russian Federation

✉ e-mail: d.s.koptev@mail.ru

Abstract

The purpose of research is to determine the list of necessary controlled parameters of promising aviation systems, which represent a complex system of interaction "pilot - aircraft - environment", as well as to assess the ranges of their change.

Methods. Research methods are based on the concepts of the theory of diagnostics and prognosis of the technical condition of aircraft, ergonomic systems. Methods of multi-criteria analysis, parametric and structural synthesis are used.

Results. It is shown that the choice of the range of controlled helicopter units is determined by their purpose, the severity of consequences in case of failure, testability, operating conditions and modes, the predicted level of reliability, as well as the experience of operating prototypes and analogues. A variant of organizing a parallel system for diagnosing and predicting the technical condition of advanced aviation systems has been developed. This article presents a stochastic (probabilistic) diagnostic model of damage to the inter-rotor bearing of an aircraft engine, designed to study the correlation dimension of a vibration signal, which imitates the spectral composition of a real vibration signal, with a different form of amplitude distribution density. A decisive rule for predicting engine failure 8-9 flights before the destruction of the inter-rotor bearing is presented.

Conclusion. For objective control of the parameters of units of heavy and light helicopters, they are divided into 10 groups, for each of which the composition of diagnostic control sensors is determined based on an analysis of the necessary and sufficient values of the parameters in real time. The range of measurements of specific physical quantities is assigned at the stage of designing one or another vital system of the aircraft. Limits of measurement of parameters are set during regular measurements, as well as at the stages of verification and testing of state control. A variant of the formation of a boundary separating a good and a faulty state, described by a hypersurface, is presented.

Keywords: aviation complex; prognosis and diagnostics of the technical condition; aircraft; "pilot – aircraft – environment" system; vibration diagnostics; correlation dimension of the vibration signal.

Conflict of interest: The Authors declare the absence of obvious and potential conflicts of interest related to the publication of this article.

For citation: Mukhin I. E., Koptev D. S. Practical Results of Computational and Experimental Investigations to Determine the Ranges of Change of the Main Controlled Parameters of Promising Aviation Complexes. *Izvestiya Yugo-Zapadnogo gosudarstvennogo universiteta. Seriya: Upravlenie, vychislitel'naya tekhnika, informatika. Meditsinskoe priborostroenie* = *Proceedings of the Southwest State University. Series: Control, Computer Engineering, Information Science. Medical Instruments Engineering*. 2023; 13(1): 39–60. (In Russ.) <https://doi.org/10.21869/2223-1536-2023-13-1-39-60>.

Received 02.02.2023

Accepted 28.02.2023

Published 30.03.2023

Введение

Для обеспечения эффективного технического обслуживания и принятия превентивных мероприятий по эффективной эксплуатации авиационного комплекса (АК), представляющего сложную систему «пилот – самолет – окружающая среда», необходимо внедрение адекватных по степени сложности интегрированных методов и средств контроля технического состояния системы «человек – машина» как цельнофункционирующего объекта. Указанные методы и средства должны в полной мере осуществлять диагностику технического состояния АК и контролировать функциональное состояние пилота. К средствам измерения относятся датчики или целые измерительные системы, прямым или косвенным образом измеряющие соответствующую физическую величину и передающие выходной сигнал потребителям информации [1; 2].

Материалы и методы

Важной характеристикой датчика как средства измерения являются пределы измерений. Верхним и нижним пределом измерения датчика называются соответственно наибольшее и

наименьшее значения физической величины, которые могут быть измерены с нормированной погрешностью. Диапазон измерений определяется как

$$D_{\text{изм}} = X_{\text{max}} - X_{\text{min}}, \quad (1)$$

где $D_{\text{изм}}$ – диапазон измерений; X_{max} – верхний предел измерения; X_{min} – нижний предел измерения.

С эксплуатационной точки зрения, особенно для цифровых средств измерения с квантованной величиной измерения, представляет интерес понятие полного диапазона измерений:

$$D_{\text{п}} = X_{\text{max}}/X_0, \quad (2)$$

где $D_{\text{п}}$ – полный диапазон измерений; X_0 – порог чувствительности измерения (вес единицы младшего кода для цифровых измерений).

Диапазон измерений конкретной физической величины назначается на этапе конструирования соответствующего объекта контроля (жизненно важной системы вертолёта). Верхний и нижний пределы измерения проверяются при проведении приемосдаточных и государственных испытаний. Таким образом, в эксплуатацию поступают такие контролируемые системы, значения измеряемых параметров которых заведомо

находятся в диапазоне измерения соответствующих датчиков и измерительных систем.

При решении диагностических задач с использованием методов математического моделирования формируемые адекватные модели настраиваются на достоверное отображение свойств объекта контроля не для всего диапазона измерений того или иного параметра, а только на определённый поддиапазон. Поэтому предлагаемая методика адаптивного контроля жизненно важных систем (ЖВС) [3] предусматривает наличие в математической модели так называемого ведущего входного параметра и разбиение диапазона его измерений на узкие поддиапазоны, в которых обеспечивается адекватность модели объекту контроля.

Допустим, что для диагностического контроля параметра y используется математическая модель вида

$$y = f(x_1, x_2, \dots, x_n), \quad (3)$$

где $x_1, x_2, \dots, x_n$, – ведущие параметры диагностического контроля [1].

Пусть для i -го режима объекта с контролируемым параметром y установлены нижняя и верхняя границы поддиапазона ведущего параметра x_1 , соответственно $x_{1 \min}$ и $x_{1 \max}$. Согласно принципу адаптации модели, для её формирования по зарегистрированной информации 1-го полёта собирается $(m_1 \times n)$ -мерная матрица X аргументов функции (3), где m_1 – количество измерений ведущего параметра x_1 , каждое из которых отвечает условию

$$x_{1 \max} \geq x_{1j} \geq x_{1 \min}, j = 1, \dots, m_1. \quad (4)$$

При этом значения других аргументов $x_2, \dots, x_n$ функции (3) в каждой j -й строке матрицы X будут значениями соответствующих параметров в моменты времени измерения значения x_{1j} ведущего параметра. Определив по каждому из аргументов $x_2, \dots, x_n$ минимальные и максимальные значения ($x_{2 \min}, x_{2 \max}, \dots, x_{n \min}, x_{n \max}$) в столбцах от второго до n -го матрицы X , получим диапазоны изменения параметров, используемых для контроля выходного параметра y системы.

Не следует забывать, что для формирования модели (выполнения процедур её структурной и параметрической идентификации) в отдельный массив (вектор) $\vec{Y}$ после выполнения 1-го полёта были также собраны значения контролируемого параметра y , причём в каждый j -й элемент вектора заносилось значение y_j в момент времени измерения значения x_{1j} ведущего параметра. Аналогичным образом определив минимальное и максимальное значения $y_{\min}$ и $y_{\max}$ в векторе $\vec{Y}$, получим диапазон изменения контролируемого параметра y на i -м режиме работы объекта контроля.

Следуя принципу адаптации модели, после 2-го и последующих полётов минимальные и максимальные значения аргументов $x_{2 \min}, x_{2 \max}, \dots, x_{n \min}, x_{n \max}$ функции (3), как и самой функции $y_{\min}$ и $y_{\max}$, будут обновляться в случае выполнения условия:

$$\begin{aligned} &(x_{2j} < x_{2 \min}) \vee (x_{2j} > x_{2 \max}) \vee \dots \vee \\ &\vee (x_{nj} < x_{n \min}) \vee (x_{nj} > x_{n \max}) \vee \\ &\vee (y_j < y_{\min}) \vee (y_j > y_{\max}). \end{aligned} \quad (5)$$

При выполнении этого же условия будет происходить и очередное определение её структуры и параметров, т. е.

процесс адаптации модели к параметрам эксплуатационных режимов объектов контроля.

Таким образом, на этапе самообучения модели при условии неизменного исправного состояния контролируемой системы одновременно будут получены диапазоны изменения как контролируемого параметра, так и параметров, по совокупности которых формируется модель контроля [1].

В качестве примера рассмотрим процесс адаптации модели контроля

вибросостояния узлов левого и правого входного вала главного редуктора ВР-29 вертолёта по информации штатного регистратора. Для контроля вибрации на каждом входном валу главного редуктора установлен пьезоэлектрический датчик МВ-04-01, входящий в систему измерения вибрации ИВ-79П-В-2, с выхода которой преобразованный сигнал в виде виброскорости и виброускорения поступает для регистрации в системе сбора, обработки и регистрации информации (рис. 1).

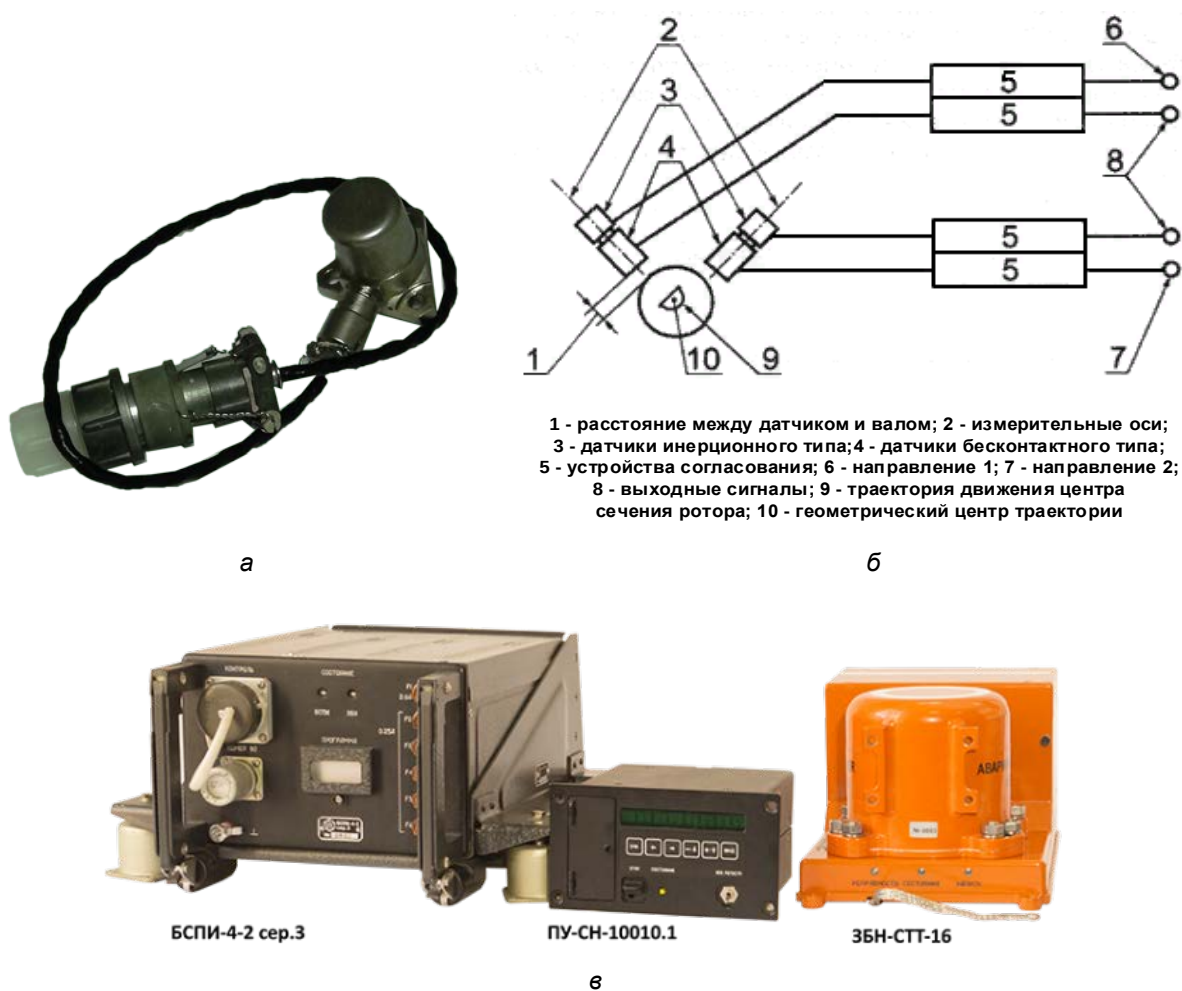


Рис. 1. Составляющие для контроля вибрации: а – пьезоэлектрический датчик МВ-04-01; б – структурно-функциональная схема системы измерения вибрации ИВ-79П-В-2 [4]; в – система сбора, обработки и регистрации информации БУР-1-2 сер. 3

Fig. 1. Vibration Control Components: а – piezoelectric sensor MV-04-01; б – structural and functional diagram of IV-79P-V-2 vibration measurement system [4]; в – system for collecting, processing and registering information BUR-1-2 ser. 3

Математические модели контроля имеют вид:

$$V_{\text{виб}} = f(M_{\text{кр}}, n_{\text{нв}}, t_{\text{м}}, t_{\text{нар}}),$$

и

$$A_{\text{виб}} = f(M_{\text{кр}}, n_{\text{нв}}, t_{\text{м}}, t_{\text{нар}}), \quad (6)$$

где $V_{\text{виб}}$ – виброскорость входного вала; $A_{\text{виб}}$ – виброускорение входного вала; $M_{\text{кр}}$ – крутящий момент на входном валу; $n_{\text{нв}}$ – количество шестеренок в главном редукторе; $t_{\text{м}}$ – температура масла в маслосистеме главного редуктора; $t_{\text{нар}}$ – время работы главного редуктора в полёте [5].

Диагностической обработке подверглась информация, зарегистрированная системой «Кодер» при выполнении 10-ти полётов вертолёта с бортовым номером 50 в период с 17.01.15 г. по 15.02.15 г. [6; 7].

Для полноты имитационного моделирования дефектов механических систем тестирование следует дополнить имитацией изменения такого важного

критерия, используемого в вибродиагностике, как пик-фактор. Последний представляет собой параметр вибросигнала, который нельзя получить путем моделирования спектра этого сигнала. Пик-фактор фактически характеризует степень износа подшипников и валов совместно с подшипником, а также степень развития трещин диска зубчатых колёс. Величина пик-фактора определяется как отношение пикового значения вибросигнала $X_{\text{пик}}$ к его среднеквадратическому значению $X_{\text{скз}}$ [8]:

$$\Pi = X_{\text{пик}}/X_{\text{скз}}. \quad (7)$$

Для диагностирования вибросостояния контролируемых механических систем выполняется периодическое измерение величины пик-фактора и отслеживание изменений этой величины в процессе эксплуатации механической системы. На рисунке 2 показано характерное изменение величины пик-фактора по мере развития дефектов в контролируемой механической системе.

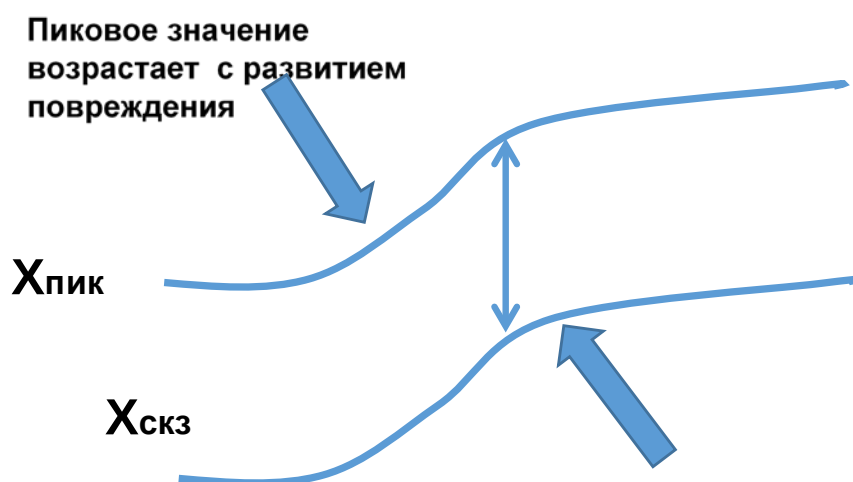


Рис. 2. Изменение значений пик-фактора по мере развития дефектов механической системы

Fig. 2. Change in the values of the crest factor as it develops mechanical system defects

Имитационное моделирование процесса изменения значений пик-фактора для исследования степени ухудшения состояния контролируемой механической системы можно выполнять путём постепенного увеличения средней дисперсии шумовой составляющей вибросигнала. При этом допускается увеличение пиковых значений амплитуд моделируемого сигнала на участках времени, на которых вычисляется среднеквадратическое значение вибросигнала. Повышенный износ зубцов зубчатой передачи в большинстве случаев характеризуется возрастанием по экспоненциальному закону относительно наработки дисперсии шумовой составляющей. Для установления экспоненциального характера возрастанию дисперсии в спектре последняя должна с каждым этапом тестирования бортовой подсистемы соответственно нарастать поддецибельно [9; 10].

Программное обеспечение, решающее задачи диагностирования и прогнозирования, обязано распознавать заметное изменение пик-фактора контролируемого вибросигнала. Задача тестирования заключается в том, чтобы определить пороговый уровень пик-фактора, начиная с которого бортовая подсистема информирует о факте заметного ухудшения вибросостояния контролируемой механической системы [11].

Более сложным является имитационное моделирование вибросигналов, соответствующих наличию дефектов отдельных зубьев, таких как выкрашивание, трещины и излом, в зубчатых передачах. Перечисленные дефекты отдель-

ных зубьев представляют собой дестабилизирующие факторы, приводящие к изменению формы вибросигнала путём его модуляции. В соответствии с этим в процессе проведения имитационного моделирования вибросигналов с учетом таких дефектов необходимо учитывать закон изменения модулирующего (шумового) сигнала, его форму, спектральный состав и энергетические характеристики [1].

Без нарушения общности рассуждений в качестве летательного аппарата (ЛА) рассмотрим вертолет. Для определения типов датчиков и их ориентации на борту необходимо уточнить тип вертолета, подлежащего диагностированию. В зависимости от типа вертолета и схемы его построения будет выбираться конкретная схема диагностирования. В соответствии с требованиями технического задания необходимо определить перечень дополнительных датчиков для возможных типов вертолетов:

- тяжелый вертолет с продольным расположением винтов («классическая» аэродинамическая схема);
- тяжелый вертолет с соосным расположением винтов;
- легкий вертолет (с продольным или соосным расположением винтов).

В общем случае выбор номенклатуры контролируемых механических агрегатов вертолета определен их назначением, тяжестью последствий при отказе, контролепригодностью, условиями и режимами работы, прогнозируемым уровнем надежности, а также опытом эксплуатации прототипов и аналогов.

Таким образом, в качестве объектов технического диагностирования определяются следующие жизненно важные механические агрегаты:

– для вертолетов продольной схемы: несущий винт, рулевой винт, главный редуктор, угловые редукторы, промежуточный редуктор, хвостовой редуктор, валы трансмиссии;

– для вертолётной соосной схемы: верхний несущий винт; нижний несущий винт; колонка несущих винтов; главный редуктор.

Перечни регистрируемых параметров должны формироваться на основании задач объективного контроля в эксплуатирующих организациях. Главными из этих задач являются:

1. Контроль соблюдения экипажем лётно-эксплуатационных ограничений.
2. Контроль правильности и полноты выполнения полётных заданий.
3. Контроль работоспособности систем авиационной техники (АТ) в полёте (в первую очередь жизненно важных систем АТ).
4. Контроль правильности эксплуатации экипажем систем АТ в полёте.

Формирование перечней параметров должно выполняться исходя из основных требований объективного контроля, главным из которых является обеспечение высокой достоверности результатов. Согласно российскому отраслевому (авиационному) стандарту [12], вероятность получения достоверного результата контроля должна быть не ниже 0,999. Это требование относится в первую очередь к бортовым системам

контроля, но также и к наземным системам объективного контроля. Его выполнение возможно только в случае получения для регистрации и обработки аналоговых параметров соответствующей точности и частоты опроса. С этой целью должны неукоснительно соблюдаться следующие основные правила метрологии:

1) частота опроса наблюдаемого параметра $f_{\text{пар}}$ должна быть не менее величины $2/T_{\text{мин. пар}}$:

$$f_{\text{пар}} \geq 2/T_{\text{мин. пар}}, \quad (8)$$

где $T_{\text{мин. пар}}$ – минимальная постоянная времени динамических (переходных) процессов по величине этого параметра;

2) параметры, используемые для контроля соблюдения экипажем лётно-эксплуатационных ограничений ВС и правил эксплуатации систем ВС в полёте, должны иметь точность не хуже точности соответствующих приборов и указателей в кабине экипажа, информацией которых экипаж руководствуется при принятии тех или иных решений;

3) точность регистрации параметров, применяемых для контроля состояния технических систем $\Delta_{\text{пар. тс}}$, должна быть не хуже половины младшего значащего разряда в величине ограничения $\text{ОГР}_{\text{пар. тс}}$, накладываемого на данный параметр.

С целью формирования перечней параметров для объективного контроля тяжёлых и лёгких вертолётной необходимо предварительно разбить их на группы в соответствии с указанными выше задачами объективного контроля.

К первой группе следует отнести параметры, определяющие движение и угловое положение вертолѐта в пространстве. Данная группа является общей для вертолѐта любого типа.

В таблице 1 представлен перечень параметров этой группы с рекомендуемыми диапазонами и точностями регистрации, а также частотами опросов.

Таблица 1. Перечень параметров общей группы, измеряемых датчиками системы воздушных сигналов (СВС), для всех типов вертолетов с рекомендуемыми диапазонами и точностями регистрации, а также частотами опросов [1; 11; 13]

Table 1. List of parameters of the general group, measured by sensors of the air signal system (ASS), for all types of helicopters with recommended ranges and registration accuracies, as well as polling frequencies [1; 11; 13]

Название параметра	Тип датчика	Диапазон измерения	Точность регистрации не хуже	Частота опроса, Гц
Скорость приборная	СВС	50...450 км/час	0,5 км/час	4
Высота барометрическая	СВС	500...7000 м	0,5 м	4
Относительная барометрическая высота	СВС	500...7000 м	0,5 м	4
Вертикальная скорость	СВС	± 50 м/с	0,1 м/с	4

Ко второй группе следует отнести параметры силовой установки. Современные вертолѐты, как продольной, так и соосной схемы, имеют силовую установку, состоящую из двух авиационных реактивных двигателей и вспомогательной силовой установки.

Третья группа включает параметры, по которым должен выполняться контроль трансмиссии, т. е. контроль состояния главного редуктора, угловых редукторов (при наличии), промежуточного редуктора, хвостового редуктора, валов трансмиссии, несущего винта (винтов) и рулевого винта.

Четвёртая группа параметров сформирована для контроля параметров системы управления вертолѐтом, включающих механическую проводку, электрогидроприводы, систему автоматического управления с её автопилотными каналами и каналами демпфирования, служащими для получения высоких характеристик динамической устойчивости полѐта вертолѐта.

Пятая группа включает в себя параметры, используемые для контроля системы электроснабжения вертолѐта. Данная система для вертолѐтов предусматривает наличие генераторов посто-

янного или (и) переменного тока в качестве первичных источников электроэнергии. Аварийным источником электропитания являются, как правило, две аккумуляторные батареи. В случае использования в качестве первичного источника электроэнергии генераторов переменного тока снабжение потребителей постоянным током осуществляется от выпрямительных устройств. Для обеспечения питания определённых потребителей трёхфазным переменным током напряжением 36 В и частотой 400 Гц на вертолёт устанавливаются специальные преобразователи. Исходя из общей для вертолётной структуры формирования системы электроснабжения, перечень параметров пятой группы можно считать единым для вертолётной любой схемы.

Шестую группу образуют параметры, определяющие контроль состояния гидросистемы вертолётной. Конструкция гидросистемы для большинства вертолётных стандартная, состоящая из основной и резервной гидросистем, имеющих свои гидронасосы. Для контроля состояния гидросистемы, как правило, используются измерения двух параметров – давления и температуры рабочей жидкости.

Седьмая группа включает в себя параметры топливной системы, на основании которых можно оценить суммарный запас топлива на вертолётной, остаток топлива в баках. Кроме этого, на основании данных об остатке и массовых характеристиках, размещённых на нём грузов бортовой, вычислитель оценивает текущую

массу вертолётной, информация о которой также поступает на регистрацию.

В группу 8 отнесём параметры, характеризующие работу системы кондиционирования и кислородной системы.

Девятая группа параметров относится к контролю работы противообледенительной системы вертолётной. В большей степени это относится к системе электрообогрева несущего винта или винтов и рулевого винта.

В заключительную – десятую группу входят параметры контроля пневмосистемы вертолётной, которая используется для торможения колёс шасси, герметизации дверей и створок, наддува баков гидравлической системы.

Дополнительные датчики предназначены для решения задачи вибродиагностирования ответственных механических узлов вертолётных – главного редуктора, угловых, промежуточных и хвостовых редукторов, а также валов трансмиссии. Для более детального диагностирования вибросостояния главного редуктора предусматривается установка на каждом ответственном узле дополнительных датчиков виброускорения типа МВ-45Э (рис. 3) с одной осью чувствительности:

- в зоне входных валов, приводимых свободными турбинами соответствующих двигателей;
- в зоне валов, приводящих несущий винт (или винты для вертолётных соосной схемы) и хвостовую трансмиссию;
- в зоне привода жизненно важных агрегатов вертолётной: гидронасосов, электрогенераторов, вентилятора.



Рис. 3. Датчик для определения виброускорения типа MB-45Э [3]

Fig. 3. Sensor for determining vibration acceleration type MV-45E [3]

Кроме того, для вертолётов с рулевым винтом с целью диагностического контроля хвостового вала планируется установка комбинированных датчиков типа MB-45ТЭ, измеряющих виброускорение и температуру в месте установки датчика. Датчики следует устанавливать вблизи подшипников каждой из опор хвостового вала трансмиссии. Измерения от таких комбинированных датчиков позволят выполнять точечное, совместное вибро- и термодиагностирование состояния хвостового вала трансмиссии.

Результаты и их обсуждение

Конструкция ответственных механических агрегатов вертолёта, а также его силовая установка характеризуются высокой динамической нагруженностью

их узлов и агрегатов. Именно динамические напряжения чаще всего становятся причиной различного рода дефектов этих конструкций. Поэтому ответственные механические агрегаты и авиационные двигатели в эксплуатирующих организациях должны быть подвержены регулярному (в каждом полёте) контролю вибросостояния путём обработки измерений вибрационных сигналов, поступающих от датчиков, установленных в различных точках объектов контроля. Результаты такой обработки позволяют получать углубленную (вибрационную) картину о техническом состоянии контролируемых механических систем.

На практике, как правило, механическая система в месте установки вибродатчика возбуждает случайный гармонический сигнал, вид которого представлен ниже (рис. 4).

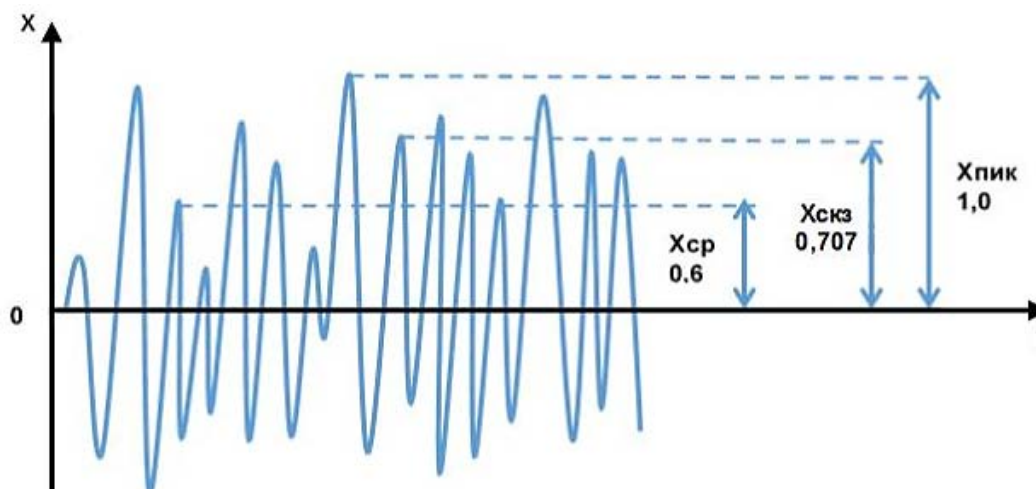


Рис. 4. Случайный сигнал вибрации

Fig. 4. Random vibration signal

Такой случайный процесс обладает неслучайной составляющей, проявляющейся на частотах вращения валов (собственных частотах) механической системы и частотах, кратных собственной частоте, и случайной составляющей, формируемой различными описанными выше случайными колебательными силами в системе:

$$x(t) = \bar{x}(t) + \tilde{x}(t), \quad (9)$$

где $\tilde{x}(t)$ – неслучайная составляющая процесса, может быть описана выражением

$$\bar{x}(t) = A(t) \cdot \cos[\omega(t) \cdot t + \varphi_0(t)], \quad (10)$$

$A(t)$ – амплитуда виброускорения, м/с²;

$\omega(t)$ – изменение величины угла поворота во времени при вращении валов, рад/с;

$\varphi_0(t)$ – начальная фаза.

Одним из перспективных методов диагностики двигателя является метод показателя структуры вибросигнала (рис. 5). Он основан на выявлении зависимости разработанного на основе алгоритма корреляционной размерности показателя структуры вибросигнала (Pstr) от времени задержки при его разложении в многомерном пространстве, позволившей осуществить фильтрацию величины Pstr от влияния 10...15 посторонних факторов и реализовать решающее правило диагностирования межроторного подшипника с высокими качественными характеристиками при ограниченном числе исходных данных.

Таким образом, становится возможным симитировать частотный спектр вибросигнала (рис. 6), наблюдаемый при работе двигателя [14].

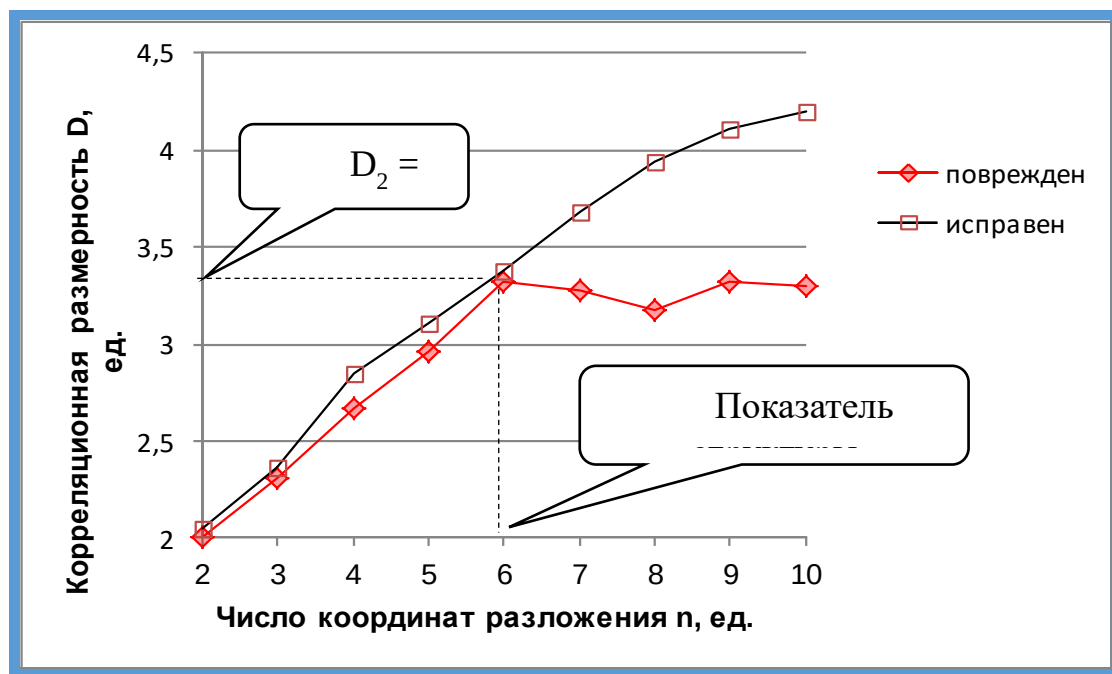


Рис. 5. Показатель структуры вибросигнала и его влияние на прогноз технического состояния двигателя

Fig. 5. An indicator of the structure of the vibration signal and its influence on the forecast of the technical condition of the engine



Рис. 6. Частотный спектр вибросигнала двигателя АЛ-31Ф
(f_1 , f_2 – частоты вращения ротора низкого и высокого давления)

Fig. 6. Frequency spectrum of the vibration signal of the AL-31F engine
(f_1 , f_2 – low and high pressure rotor speeds)

Сгенерировав модельные сигналы, произведём измерение корреляционной размерности и формы закона распределения (S-тестера). Случайные сигналы $\text{gaus}(t)$, $\text{simp}(t)$ и $\text{even}(t)$ генерируются с

использованием пакета «Статиграф_2.1b» (рис. 7). Сведём полученные данные вместе со справочной информацией в таблицу 2.

$$5 * (\sin(2\pi f_1 * t) + \sin(2\pi f_2 * t)) + \begin{matrix} \text{gaus}(t) \\ \text{simp}(t) \\ \text{even}(t) \end{matrix}$$

Рис. 7. Схема моделирования вибросигнала [13]

Fig. 7. Vibration signal modeling scheme [13]

Таблица 2. Корреляционная размерность и значения S-тестера [15]

Table 2. Correlation dimension and S-tester values [15]

Модель сигнала			Характеристики сигналов		
			Формула	Корреляционная размерность, ед. ($\tau=1$, $n=2 \dots 20$)	Значение S-тестера, %
Справочно	Шум	нормальный	$\text{gaus}(t)$	8,1	32
		треугольный	$\text{simp}(t)$		52
		равномерный	$\text{even}(t)$		75
	Синусоидальный		$\sin(\omega t)$	1,0	92
	Сумма двух син-ых		$\sin(\omega t) + \sin(0,7\omega t)$	1,66	65
Sin + шум	нормальный		$5(\sin(\omega t)) + \sin(0,7\omega t) + \text{gaus}(t)$	3,26	53
	треугольный		$5(\sin(\omega t)) + \sin(0,7\omega t) + \text{simp}(t)$	2,2	62
	равномерный		$5(\sin(\omega t)) + \sin(0,7\omega t) + \text{even}(t)$	2,0	68

Полученные результаты свидетельствуют о том, что данный способ моделирования вибросигнала, представляющего сумму двух синусоидальных сигналов на частотах вращения роторов двигателя, амплитуда которых модулируется случайными сигналами с нормальным, треугольным и равномерным законами распределения в зависимости от степени повреждения МРП, изменяет корреляционную размерность с 3,26 до 2,0.

Таким образом, диагностическая модель вибросигнала с роторными гармониками, амплитуда которых модулируется случайными сигналами с различным законом распределения амплитуды при разрушении подшипника в отношении корреляционной размерности, полностью соответствует экспериментальным данным (рис. 8).

На основе этого показателя возможно осуществлять прогноз выхода из строя двигателя за 8-9 полетов (рис. 9).

Современная тенденция развития диагностики технического состояния летательных аппаратов непосредственно в процессе полета – наращивание вычислительных мощностей бортовой части и перенос (часто дублирование) на неё максимальной части функций наземной части с целью повышения оперативности формирования выводов и принятия решений [18].

Наиболее предпочтительной представляется реализация параллелизма на модульном уровне с использованием концепции интегрированной модульной авионики (ИМА). Обобщенная структурно-функциональная схема такой системы показана на рисунке 10.

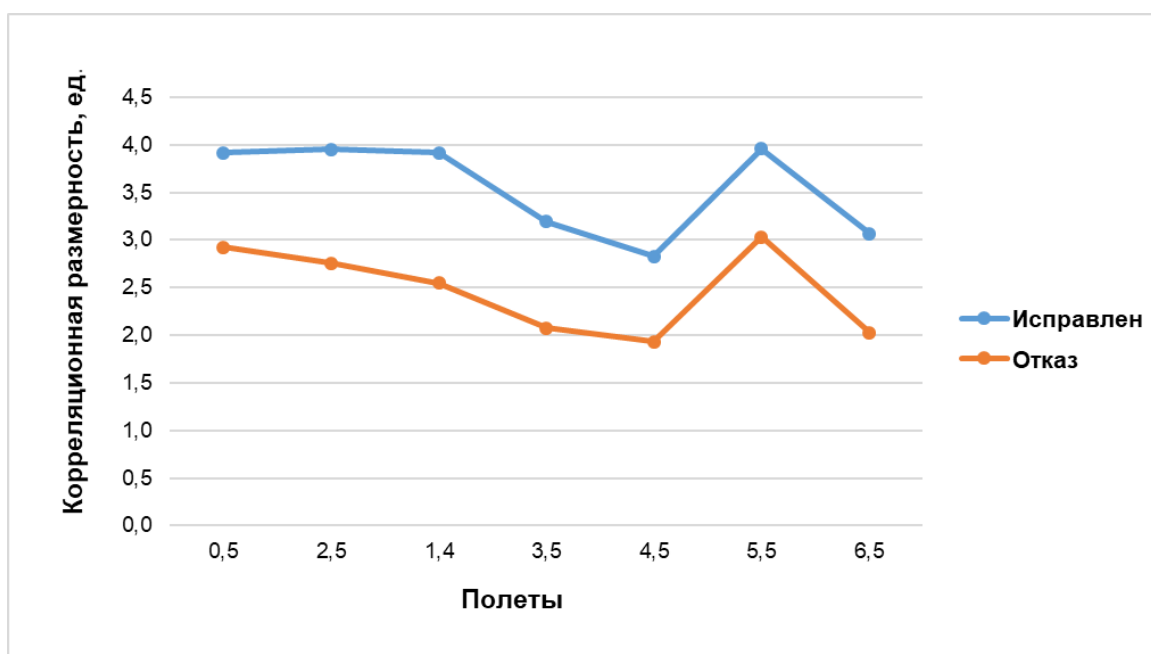


Рис. 8. Корреляционная размерность вибросигнала в серии из 7-ми полётов с разрушением межроторного подшипника [8; 16; 17]

Fig. 8. Correlation dimension of the vibration signal in a series of 7 flights with the destruction of the inter-rotor bearing [8; 16; 17]

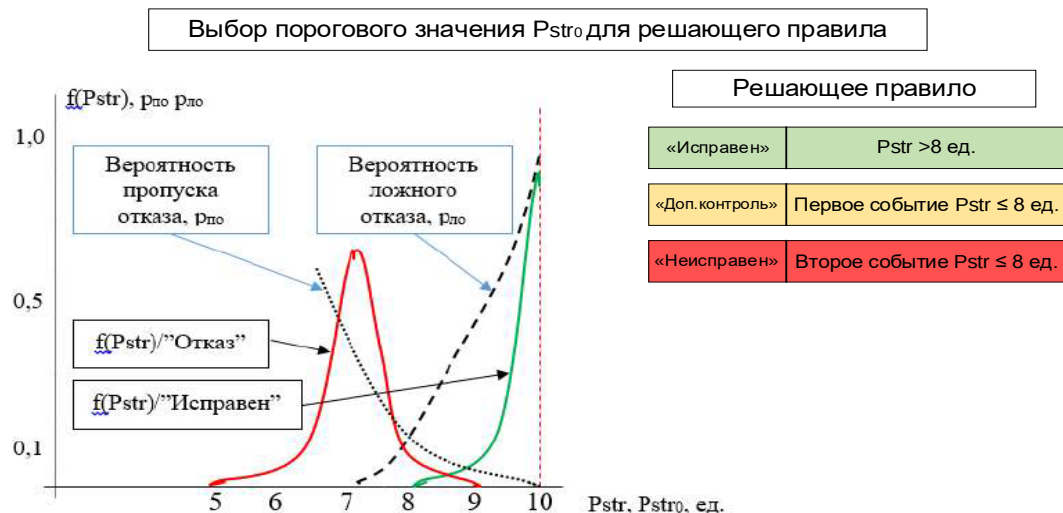


Рис. 9. Решающее правило прогноза выхода из строя двигателя [15]

Fig. 9. Decision rule for predicting engine failure [15]

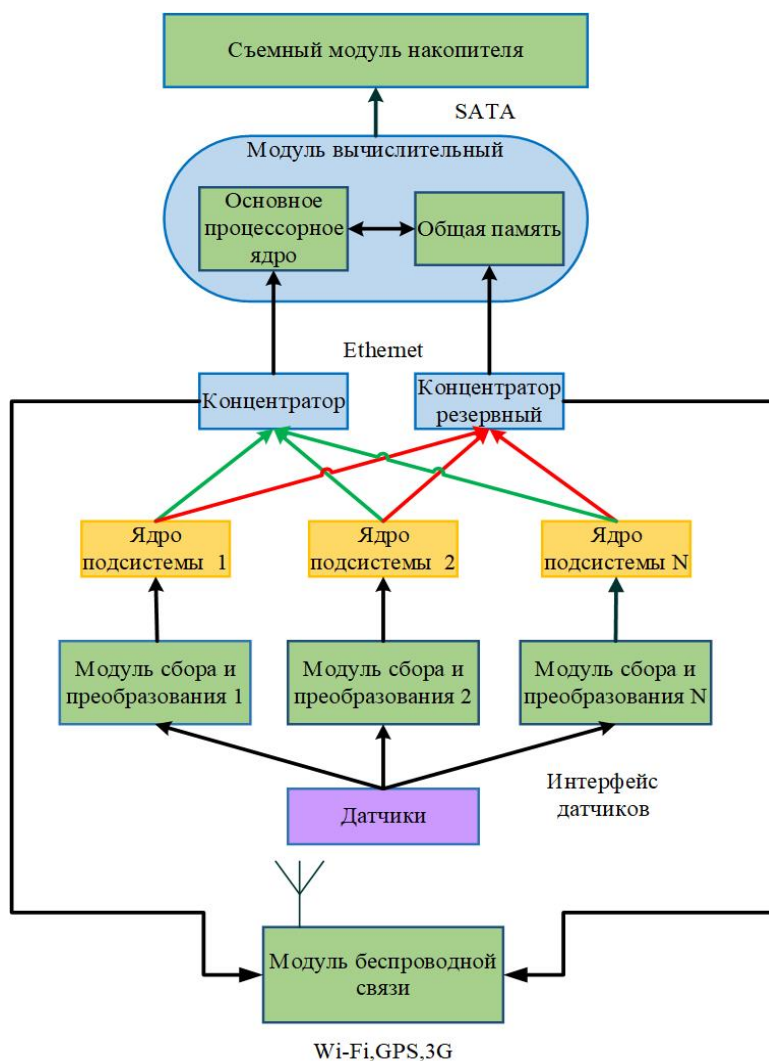


Рис. 10. Схема организации параллельной системы диагностики и прогностики

Fig. 10. Scheme of organization of a parallel system of diagnostics and prognosis

На основе показаний всех датчиков определения технического состояния производится формирование многомерного вектора состояния авиационного комплекса (АК). При этом должна сформироваться многомерная граница Gr_S , разделяющая исправное R_1 и неисправное R_2 состояние АК (рис. 11), где K – многомерное состояние неисправности системы в конкретный момент времени.

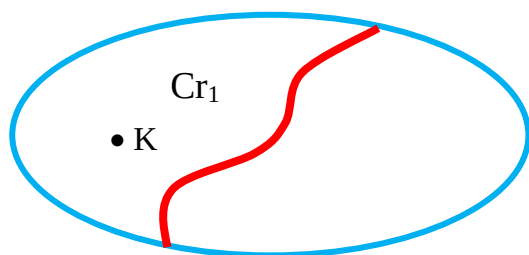


Рис. 11. Граница, разделяющая исправное и неисправное состояние АК

Fig. 11. The boundary separating the serviceable and faulty state of the (AK)

В общем случае можно принять множество $\mathcal{R}\{r_1^1, r_1^2, \dots, r_1^n; r_2^1, r_2^2, \dots, r_2^n\}$ состояний контролируемой системы метрическим. Тогда граница Gr_S будет описываться гиперповерхностью $Gr_S = f(r_1^1, r_1^2, \dots, r_1^n, r_2^1, r_2^2, \dots, r_2^n)$. Задачей диагностирования АК при таком описании (точки K) неисправностей системы является нахождение минимума, отвечающего критерию:

$$\min_{C_{R_2}} \|K - Gr_S\|_{\mathcal{R}}. \quad (11)$$

Иными словами, для решения задач диагностирования системы S должна быть выбрана такая структура K описания её неисправных состояний из множества C_{R_2} , которая была бы наиболее ближе к границе, разделяющей исправные и неисправные состояния этой системы [19; 20].

Выводы

Таким образом, можно сделать следующие выводы:

1. Для объективного контроля параметров агрегатов тяжелых и легких вертолетов они разбиваются на 10 групп, для каждой из которых определяется состав датчиков диагностического контроля на основе анализа необходимых и достаточных значений параметров в реальном масштабе времени.

2. Диапазон измерений конкретных физических величин назначается на этапе конструирования той или иной жизненно важной системы из состава 10 групп. Пределы измерения параметров задаются при проведении штатных измерений, а также на этапах проверки и испытаний государственного контроля.

3. Особую роль в задачах диагностики и прогностики технического состояния перспективных авиационных комплексов играет вибродиагностирование. В данной статье представлена стохастическая (вероятностная) диагностическая модель повреждения межроторного подшипника авиационного двигателя, предназначенная для исследования корреляционной размерности вибросигнала, которая имитирует спектральный состав реального вибросигнала, с различной формой плотности распределения амплитуд.

4. Показано, что признаком повреждения межроторного подшипника является корреляционная размерность вибросигнала, которая, согласно результатам экспериментов, имеет свойство снижаться по величине при изменении

закона распределения шумового сигнала от нормального (3,26) до равномерного (2). Это говорит о том, что изменением размерности вибросигнала является смена формы закона распределения его амплитуды в направлении нормальный $\rightarrow$ равномерный.

Представлено решающее правило прогнозирования выхода из строя двигателя за 8-9 полетов до разрушения межроторного подшипника.

Представлен вариант организации параллельной системы диагностики и прогностики технического состояния авиационного комплекса на основе формирования многомерного вектора состояний, а также формирование границы, разделяющей исправное и неисправное состояние, описываемой гиперповерхностью.

Список литературы

1. Методологические основы синтеза систем диагностики технического состояния космических и летательных аппаратов / И. Е. Мухин, А. И. Мухин, С. Н. Михайлов, Д. С. Коптев; Юго-Западный государственный университет. Курск, 2018. 211 с.
2. Мухин И. Е., Селезнев С. Л., Коптев Д. С. Направления и практические результаты создания методов и средств диагностики, и прогностики состояния авиационного комплекса «человек – машина» // Известия Юго-Западного государственного университета. Серия: Управление, вычислительная техника, информатика. Медицинское приборостроение. 2017. Т. 7, № 3 (24). С. 46–57.
3. Руководство по управлению безопасностью полётов (РУБП): [утверждено генеральным секретарем и опубликовано с его санкции] / Международная организация гражданской авиации. 3-е изд. Монреаль, 2013. URL: [http:// www.urfavt.ru/usr/2015-02-18.pdf](http://www.urfavt.ru/usr/2015-02-18.pdf) (дата обращения: 15.12.2022).
4. ГОСТ ИСО 10817-1-2002. Вибрация. Системы измерений вибрации вращающихся валов. Часть 1. Устройства для снятия сигналов относительной и абсолютной вибрации. М.: Статинформ, 2007. С. 17.
5. ГОСТ Р ИСО 13373-2–2009. Вибрационный контроль состояния машин. Часть 2. Обработка, анализ и представление результатов измерений вибрации. Обработка, анализ и представление результатов измерений вибрации. М.: Статинформ, 2010. С. 36.
6. Направления совершенствования бортового оборудования для повышения безопасности полетов воздушного судна / Г. А. Чуянов, В. В. Косьянчук, Н. И. Сельвесюк, С. В. Кравченко // Известия Южного федерального университета. Технические науки. 2014. № 6. С. 219–229.
7. Программное обеспечение «СКАТ», АО НПП «Топаз». URL: <https://topazlab.ru/products/ckat-system/> (дата обращения: 13.12.2022).

8. О проведении сбора и анализа информационного материала по аналогам зарубежных и отечественных систем, тема Камертон: отчёт / АО «Авиаавтоматика» им. В. В. Тарасова. Курск, 2016. 247 с. Инв. № 3460/14.
9. Дорошко С. М. Контроль и диагностирование технического состояния газотурбинных двигателей по вибрационным параметрам. М.: Транспорт, 1984. 128 с.
10. Пат. 2551447 Российская Федерация, МПК G01M 15/14. Способ вибрационной диагностики технического состояния подшипниковой опоры ротора двухвального газотурбинного двигателя / Герман Г. К., Зубко И. О., Зубко А. И.; заявитель и патентообладатель ПАО ОДК – УМПО (RU). № 2014107283/06; заявл. 27.02.14; опубл. 27.05.15, Бюл. № 15.
11. Мухин И. Е., Дворников М. В., Коптев Д. С. Подсистема контроля физиологического состояния пилота как одного из звеньев биотехнической системы эргатического типа «пилот – самолет – окружающая среда» // Известия Юго-Западного государственного университета. Серия: Управление, вычислительная техника, информатика. Медицинское приборостроение. 2017. Т. 7, № 4 (25). С. 59–69.
12. ГОСТ Р 58849–2020. Национальный стандарт Российской Федерации. Авиационная техника гражданского назначения. Порядок создания. Основные положения. М.: Статинформ, 2020. С. 61.
13. Тяпкин С. А., Мухин И. Е., Коптев Д. С. Анализ существующих методов и возможные пути повышения эффективности системы диагностирования двигателей летательных аппаратов // Известия Юго-Западного государственного университета. Серия: Управление, вычислительная техника, информатика. Медицинское приборостроение. 2020. Т. 10, № 2. С. 40–56.
14. Тяпкин С. А., Мухин И. Е., Коптев Д. С. Метод совместного применения показателя структуры вибросигнала и известных результатов идентификационных измерений в задачах превентивного обнаружения неисправностей авиационных двигателей // Известия Юго-Западного государственного университета. Серия: Управление, вычислительная техника, информатика. Медицинское приборостроение. 2020. Т. 10, № 2. С. 57–67.
15. Тяпкин С. А., Коптев Д. С., Мухин И. Е. Применение показателей нелинейной динамики для вибродиагностирования газотурбинных двигателей // Инфокоммуникации и космические технологии: состояние, проблемы и пути решения: сборник статей по материалам IV Всероссийской научно-практической конференции (17 апреля 2020 г.) / Юго-Западный государственный университет. Курск, 2020. Ч. 2. С. 51–55.
16. Сундуков А. Е., Сундуков Е. В., Плотников С. М. Опыт выявления причин повышенной вибрации газотурбинных двигателей при их стендовых испытаниях // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2015. Т. 14, № 2. С. 184–192.

17. Сенюшкин Н. С., Лобов Д. Д., Губайдуллина Р. Р. Анализ методов вибродиагностики роторных машин // Молодежный вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2016. № 2 (15). С. 70–75.

18. Червонюк В. В., Коровин Б. Б. Обеспечение допустимого уровня динамического нагружения газотурбинных двигателей в эксплуатации штатными средствами управления // Вестник Саратовского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 2. С. 112–120.

19. Назолин А. Л. Мониторинг и диагностика роторных машин по крутильным колебаниям // Необратимые процессы в природе и технике: труды X Всероссийской конференции: в 3 ч. М.: Московский государственный технический университет имени Н. Э. Баумана (Национальный исследовательский университет), 2019. С. 196–199.

20. Поляков Д. М., Рамушев И. И., Тарасов Г. А. Исследование неустановившихся колебаний ротора в режиме набора частоты с учетом возможного контакта ротора о статор // Радиоэлектроника, электротехника и энергетика: тезисы докладов XXII Международной научно-технической конференции студентов и аспирантов: в 3 т. М.: Издательский дом МЭИ, 2016. С. 239.

References

1. Mukhin I. E., Mukhin A. I., Mikhaylov S. N., Koptev D. S. Metodologicheskie osnovy sinteza sistem diagnostiki tekhnicheskogo sostoyaniya kosmicheskikh i letatel'nykh apparatov [Methodological foundations of synthesis of diagnostic systems for the technical condition of spacecraft and aircraft]. Kursk, Southwest State University Publ., 2018. 211 p.

2. Mukhin I. E., Seleznev S. L., Koptev D. S. Napravleniya i prakticheskie rezul'taty sozdaniya metodov i sredstv diagnostiki, i prognostiki sostoyaniya aviatsionnogo kompleksa "chelovek – mashina" [Directions and practical results of creating methods and diagnostic tools, and prognostics of the state of the aviation complex "man – machine"]. *Izvestiya Yugo-Zapadnogo gosudarstvennogo universiteta. Seriya: Upravlenie, vychislitel'naya tekhnika, informatika. Meditsinskoe priborostroenie* = *Proceedings of the Southwest State University. Series: Control, Computer Engineering, Information Science. Medical Instruments Engineering*, 2017, vol. 7, no. 3 (24), pp. 46–57.

3. Rukovodstvo po upravleniyu bezopasnost'yu poletov (RUBP) [Safety Management Manual (RUBP)]. Approved by the Secretary General and published with his approval. 3rd ed. Montreal, International Civil Aviation Organization Publ., 2013. Available at: <http://www.urfavt.ru/usr/2015-02-18.pdf>. (accessed 15.12.2022)

4. GOST ISO 10817-1-2002. Vibratsiya. Sistemy izmerenii vibratsii vrashchayushchikhsya valov. Chast' 1. Ustroystva dlya snyatiya signalov otnositel'noi i absolyutnoi vibratsii [State Standard ISO 10817-1-2002. Vibration. Rotating shaft vibration measurement systems. Part 1. Devices for receiving signals of relative and absolute vibration]. Moscow, Statinform Publ., 2007, p. 17.

5. GOST R ISO 13373-2-2009. Vibratsionnyi kontrol' sostoyaniya mashin. Chast' 2. Obrabotka, analiz i predstavlenie rezul'tatov izmerenii vibratsii. Obrabotka, analiz i predstavlenie rezul'tatov izmerenii vibratsii [State Standard R ISO 13373-2-2009. Vibration control of the condition of machines. Part 2. Processing, analysis and presentation of vibration measurement results. Processing, analysis and presentation of vibration measurement results]. Moscow, Statinform Publ., 2010, p. 36.
6. Chuyanov G. A., Kosyanchuk V. V., Selvesyuk N. I., Kravchenko S. V. Napravleniya sovershenstvovaniya bortovogo oborudovaniya dlya povysheniya bezopasnosti poletov vozdušnogo sudna [Directions for improving on-board equipment to improve aircraft flight safety]. *Izvestiya Yuzhnogo federal'nogo universiteta. Tekhnicheskie nauki = Proceedings of the Southern Federal University. Technical Sciences*, 2014, no. 6, pp. 219–229.
7. Programmnoe obespechenie "SKAT", AO NPP "Topaz" [Software "SCAT", JSC NPP "Topaz"]. Available at: <https://topazlab.ru/products/ckat-system>. (accessed 13.12.2022)
8. O provedenii sbora i analiza informatsionnogo materiala po analogam za-rubezhnykh i otechestvennykh sistem, tema Kamerton [On the collection and analysis of information material on analogues of foreign and domestic systems, topic Tuning fork]. Report N 3460/14. Kursk, 2016. 247 p.
9. Doroshko S. M. Kontrol' i diagnostirovanie tekhnicheskogo sostoyaniya gazoturbinykh dvigatelei po vibratsionnym parametram [Monitoring and diagnosing the technical condition of gas turbine engines according to vibration parameters]. Moscow, Transport Publ., 1984. 128 p.
10. German G. K., Zubko I. O., Zubko A. I. Sposob vibratsion-noi diagnostiki tekhnicheskogo sostoyaniya podshipnikovoi opory rotora dvukhval'nogo gazoturbinnogo dvigatelya [Method of vibration diagnostics of the technical condition of the bearing support of the rotor of a two-shaft gas turbine engine]. Patent RF, no. 2551447, 2015.
11. Mukhin I. E., Dvornikov M. V., Koptev D. S. Podсистема kontrolya fiziologicheskogo sostoyaniya pilota kak odnogo iz zven'ev biotekhnicheskoi sistemy ergaticheskogo tipa "pilot – samolet – okruzhayushchaya sreda" [The subsystem for monitoring the physiological state of the pilot as one of the links of the biotechnical system of the ergatic type "pilot – aircraft – environment"]. *Izvestiya Yugo-Zapadnogo gosudarstvennogo universiteta. Seriya: Upravlenie, vychislitel'naya tekhnika, informatika. Meditsinskoe priborostroenie = Proceedings of the Southwest State University. Series: Control, Computer Engineering, Information Science. Medical Instruments Engineering*, 2017, vol. 7, no. 4 (25), pp. 59–69.
12. GOST R 58849-2020. Analiz sushchestvuyushchikh metodov i vozmozhnye puti povysheniya effektivnosti sistemy diagnostirovaniya dvigatelei letatel'nykh apparatov [State Standard R 58849-2020. National standard of the Russian Federation. Aviation equipment for civil purposes. Creation order. Basic provisions]. Moscow, Statinform Publ., 2020, p. 61.
13. Tyapkin S. A., Mukhin I. E., Koptev D. S. Analiz sushchestvuyushchikh metodov i vozmozhnye puti povysheniya effektivnosti sistemy diagnostirovaniya dvigatelei letatel'nykh apparatov [Analysis of existing methods and possible ways to improve the efficiency of the

system for diagnosing aircraft engines]. *Izvestiya Yugo-Zapadnogo gosudarstvennogo universiteta. Seriya: Upravlenie, vychislitel'naya tekhnika, informatika. Meditsinskoe priborostroenie* = *Proceedings of the Southwest State University. Series: Control, Computer Engineering, Information Science. Medical Instruments Engineering*, 2020, vol. 10, no. 2, pp. 40–56.

14. Tyapkin S. A., Mukhin I. E., Koptev D. S. Metod sovmestnogo primeneniya pokazatelya struktury vibrosignala i izvestnykh rezul'tatov identifikatsionnykh izmerenii v zadachakh preventivnogo obnaruzheniya neispravnostei aviatsionnykh dvigatelei [Method of joint application of the vibration signal structure indicator and known results of identification measurements in the tasks of preventive fault detection of aircraft engines]. *Izvestiya Yugo-Zapadnogo gosudarstvennogo universiteta. Seriya: Upravlenie, vychislitel'naya tekhnika, informatika. Meditsinskoe priborostroenie* = *Proceedings of the Southwest State University. Series: Control, Computer Engineering, Information Science. Medical Instruments Engineering*, 2020, vol. 10, no. 2, pp. 57–67.

15. Tyapkin S. A., Koptev D. S., Mukhin I. E. [Application of non-linear dynamics indicators for vibration diagnostics of gas turbine engines]. *Infokommunikatsii i kosmicheskie tekhnologii: sostoyanie, problemy i puti resheniya. Sbornik statei po materialam IV Vserossiiskoi nauchno-prakticheskoi konferentsii (17 aprelya 2020 g.)* [Infocommunications and space technologies: status, problems and solutions. A collection of articles based on the materials of the IV All-Russian Scientific and Practical Conference (April 17, 2020)]. Kursk, Southwest State University Publ., 2020, pt. 2, pp. 51–55. (In Russ.)

16. Sundukov A. E., Sundukov E. V., Plotnikov S. M. Opyt vyyavleniya prichin povyshennoi vibratsii gazoturbinnnykh dvigatelei pri ikh stendovykh ispytaniyakh [Experience in identifying the causes of increased vibration of gas turbine engines during their bench tests]. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta* = *Bulletin of Samara State Aerospace University*, 2015, vol. 14, no. 2, pp. 184–192.

17. Senyushkin N. S., Lobov D. D., Gubaidullina R. R. Opyt vyyavleniya prichin povyshennoi vibratsii gazoturbinnnykh dvigatelei pri ikh stendovykh ispytaniyakh [Analysis of methods of vibration diagnostics of rotary machines]. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta* = *Youth Bulletin of Ufa State Aviation Technical University*, 2016, no. 2 (15), pp. 70–75.

18. Chervonyuk V. V., Korovin B. B. Obespechenie dopustimogo urovnya dinamicheskogo nagruzheniya gazoturbinnnykh dvigatelei v ekspluatatsii shtatnymi sredstvami upravleniya [Ensuring the permissible level of dynamic loading of gas turbine engines in operation with standard controls]. *Vestnik Saratovskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie* = *Bulletin of the Saratov University. Aerospace Engineering, Technology and Mechanical Engineering*, 2019, vol. 18, no. 2, pp. 112–120.

19. Nazolin A. L. [Monitoring and diagnostics of rotary machines by torsional vibrations]. *Neobratimye protsessy v prirode i tekhnike. Trudy Desyatoi Vserossiiskoi konferentsii* [Irreversible processes in nature and Technology. Proceedings of the XX All-Russian Conference]. Moscow, Moscow State Technical University named after N. E. Bauman (National Research University) Publ., 2019, pp. 196–199. (In Russ.)

20. Polyakov D. M., Ramushev I. I., Tarasov G. A. [Investigation of unsteady rotor oscillations in the frequency set mode, taking into account the possible contact of the rotor with the stator]. *Radioelektronika, elektrotekhnika i energetika. Tezisy dokladov XXII Mezhdunarodnoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii studentov i aspirantov* [Radioelectronics, Electrical Engineering and Energy. Theses reports of the XXII International Scientific and Technical Conference of Students and Postgraduates]. Moscow, MPEI Publishing House, 2016, p. 239. (In Russ.)

Информация об авторах / Information about the Authors

Мухин Иван Ефимович, профессор кафедры космического приборостроения и систем связи, Юго-Западный государственный университет, г. Курск, Российская Федерация, e-mail: okb@aviaavtomatika.ru

Ivan E. Mukhin, Professor of the Department of Space Instrumentation and Communication Systems, Southwest State University, Kursk, Russian Federation, e-mail: okb@aviaavtomatika.ru

Коптев Дмитрий Сергеевич, старший преподаватель кафедры космического приборостроения и систем связи, Юго-Западный государственный университет, г. Курск, Российская Федерация, e-mail: d.s.koptev@mail.ru

Dmitry S. Koptev, Senior Lecturer of the Department of Space Instrumentation and Communication Systems, Southwest State University, Kursk, Russian Federation, e-mail: d.s.koptev@mail.ru