

ДИНАМИКА, БАЛЛИСТИКА И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 681.5

DOI: 10.17587/mau.20.568—575

А. А. Большаков, д-р техн. наук, проф., aabolshakov57@gmail.com,

Санкт-Петербургский государственный политехнический университет Петра Великого, г. Санкт-Петербург

А. А. Кулик, канд. техн. наук, инженер-системотехник I кат., kulikalekse@yandex.ru,

ОАО "Конструкторское бюро промышленной автоматики", г. Саратов

Исследование комплексной системы управления летательного аппарата вертолетного типа при отказах бортового оборудования

Рассматривается комплексная система управления летательным аппаратом вертолетного типа, приводится описание ее проектирования в зависимости от требований, предъявляемых к летательному аппарату, и взаимодействия с сопрягаемым бортовым оборудованием. Основными элементами исследуемой системы являются подсистемы дистанционного и автоматического управления вертолетом. В процессе разработки подобной системы большое внимание уделяется обеспечению высокого уровня их надежности и сохранению функций, необходимых для безопасного завершения полета. Поэтому основным требованием, предъявляемым к комплексной системе управления, является вероятность ее отказа при резервном управлении с улучшением устойчивости объекта управления не выше 10^{-9} . Проведен анализ комплексной системы управления на отказобезопасность в условиях отказа элементов, входящих в ее состав. В процессе анализа проведена оценка отказобезопасности подсистем дистанционного и автоматического управления. При этом для каждой системы рассматривалось влияние явных и не явных отказов на изменение управляемости летательного аппарата и на безопасность его полета. Также выполнен анализ системы в условиях отказа бортового оборудования аппарата. Особое внимание в работе уделяется исследованию динамики исполнительного механизма системы в условиях отказа бортовой системы гидравлического питания. Приведены результаты исследований изменения усилия, скорости и добротности электрогидравлического привода при различных отказах линий гидравлического питания на борту летательного аппарата. Полученные результаты могут быть использованы в процессе проектирования комплексных систем управления, при исследовании электрогидравлических приводов и при разработке способов парирования последствий отказов бортового оборудования вертолета относительно комплексной системы управления, в том числе при создании алгоритмов реконфигурации системы и логики контроля функционирования ее элементов.

Ключевые слова: летательный аппарат, комплексная система управления, безопасность полета

Введение

В последние годы активное развитие электроники и вычислительной техники [1] в значительной степени оказало влияние на создание новых систем управления летательными аппаратами. Одной из них является комплексная система управления летательным аппаратом вертолетного типа, предназначенная для снижения рабочей нагрузки пилота, повышения безопасности и эффективности управления аппаратом. Первоначально комплексные системы управления (КСУ) разрабатывались для самолетов военного и гражданского назначения. Однако в настоящее время комплексными и электродистанционными системами управления стали оснащаться летательные аппараты вертолетного типа, такие как RAN-66, NH-90, S-92F, Bell 525, Ансат [2-6].

Как правило, КСУ содержат подсистемы ручного и автоматического управления. Также в КСУ могут использоваться системы ограничивающих сигналов и интеллектуальной поддержки экипажа [7]. Особенностью КСУ является исключение механической проводки управления летательным аппаратом, что достигается передачей электрических сигналов управления на исполнительные механизмы его рулевых поверхностей. Наряду с этим КСУ способна реализовать повышенные требования к устойчивости и управляемости вертолетом, что достигается обеспечением необходимых типов реакций на управляющее воздействие пилота при различных скоростях и режимах полета вертолета.

К основным типам реакций объекта управления относятся:

- управление по поступательной скорости со стабилизацией углов крена и тангла;



Рис. 1. Обобщенная структурная схема комплексной системы управления вертолетом

Fig. 1. The structural scheme of the helicopter's complex control system

- стабилизация продольно-поперечной скорости полета;
- управление по угловой скорости со стабилизацией приборной скорости и углового положения летательного аппарата по продольно-поперечным каналам управления при скоростях полета выше области границ висения.

На рис. 1 представлена структурная схема управления летательным аппаратом вертолетного типа, позволяющая реализовать указанные типы реакций и заданные режимы управления объектом.

Из структурной схемы видно, что первый контур управления летательным аппаратом является основным и обеспечивает улучшение устойчивости объекта управления, а также его управляемость не ниже второго уровня в хорошей среде ориентации пилота. Второй контур системы управления обеспечивает улучшение управляемости объекта до первого уровня в условиях полета с ухудшенной видимостью. В свою очередь, задачи автоматического управления летательным аппаратом решаются третьим контуром.

Таким образом, наличие первого и второго контуров системы управления способно обеспечить высокие характеристики управляемости объекта в различных погодных условиях его полета при ручном управлении. При этом вероятность отказа первого контура не должна превышать 10^{-9} . Учитывая высокие требования надежности и отказобезопасности, предъявляемые к первому контуру, разработка системы должна осуществляться в соответствии с требованиями по гарантии конструирования бортовой электронной аппаратуры (КТ-254), программному обеспечению (КТ-178В), руковод-

ства проектирования бортовых систем (Р4754) по уровню не ниже категории А. Выполнение требований руководств по разработке бортовых систем и их программно-аппаратному обеспечению непосредственно связано с исследованием комплексной системы управления на отказобезопасность, работоспособность и корректность принятых технических решений.

Постановка задачи

Целью настоящей работы является оценка динамических характеристик исполнительного механизма комплексной системы управления в условиях отказа бортового оборудования летательного аппарата, что позволит оценить изменение динамических характеристик объекта управления и разработать способы парирования угрозы авиационного происшествия.

Для достижения поставленной цели необходимо:

- провести анализ системы управления на отказобезопасность;
- исследовать систему управления в условиях отказа бортового оборудования объекта управления.

Анализ комплексной системы управления на отказобезопасность

Исследуется комплексная система управления, состоящая из автоматической и дистанционной подсистем. Архитектура такой системы представлена на рис. 2. Здесь ДОУ — датчики органов управления, ЦВУП — центральный вычислитель управления полетом, ДУС — датчики угловой скорости, ТРМ — триммерный

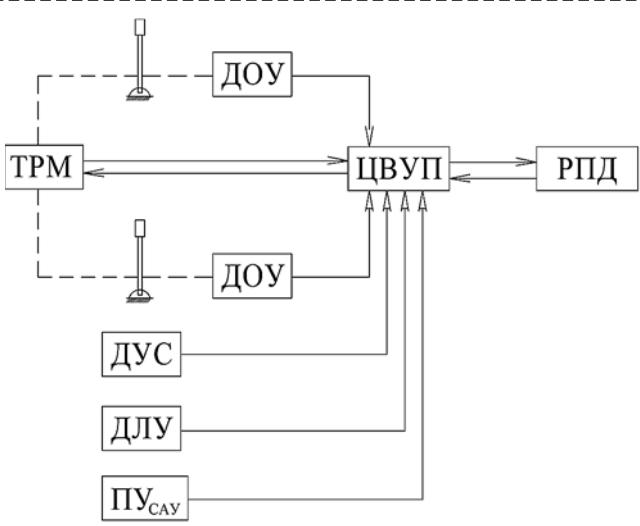


Рис. 2. Архитектура комплексной системы управления
Fig. 2. The architecture of the complex control system

механизм, РПД — рулевой дистанционный привод, ДЛУ — датчик линейных ускорений, ПУ_{САУ} — пульт управления САУ.

Из структурной схемы видно, что основным элементом системы управления является вычислитель управления полетом, реализующий законы автоматического и ручного управления. Вычислитель формирует электрические сигналы, поступающие на вход рулевого дистанционного привода. Также он взаимодействует с ДОУ, ДУС, ДЛУ, ПУ_{САУ} и бортовым оборудованием летательного аппарата по линиям цифровой связи. Наряду с управлением рулевыми приводами летательного аппарата вычислитель осуществляет управление механизмом триммирования и перемещения, который перемещает рычаги управления воздушным судном (ВС) в автоматическом режиме полета.

Учитывая, что ЦВУП реализует режимы автоматического и дистанционного управления ВС, к которым предъявляются различные требования по отказобезопасности и надежности, то расчет вероятностей и анализ последствий отказов элементов системы целесообразно выполнять методом ее разделения на функциональные контуры. Например, простейшая ком-

плексная система состоит из контура системы дистанционного управления (СДУ) и системы автоматического управления (САУ). При этом отказ контура САУ приведет к усложнению условий полета, что не должно превышать вероятности 10^{-3} , в то время как отказ СДУ приведет к катастрофическим последствиям с вероятностью возникновения не более 10^{-9} .

Предположим, что ЦВУП содержит два вычислительных модуля, реализующих задачи САУ, и четыре модуля управления приводами. Контур САУ содержит: вычислительные модули САУ, датчики угловых скоростей и линейных перемещений, механизм триммирования и перемещения, пульт управления САУ. В состав СДУ входят датчики органов управления, модули управления приводом, рулевые дистанционные приводы.

Процедура исследования комплексной системы управления на отказобезопасность определяется расчетом вероятности отказа ее подсистем с учетом резервирования их элементов, а также анализом последствий отказов на условия полета воздушного судна [10, 11].

1. Рассмотрим структурную схему оценки надежности САУ, представленную на рис. 3. Здесь МВ — модуль вычислительный; ЦВИ — цифровой интерфейс; TPM_k, TPM_h, TPM_t, TPM_{osh} — триммерные механизмы, установленные в каналах крена, тангла, направления и общего шага объекта управления соответственно.

Исследования подсистемы автоматического управления на надежность показывают, что вероятность отказа элементов КСУ, выполняющих задачи автоматического управления, не превышает величину 10^{-3} .

Следующим этапом исследования подсистемы автоматического управления является анализ последствий отказов ее элементов на условия выполнения поставленной задачи и полета вертолета. В табл. 1 представлены результаты анализа явных/неявных отказов элементов бортового радиоэлектронного оборудования (БРЭО) и САУ на условия полета ЛА [12].

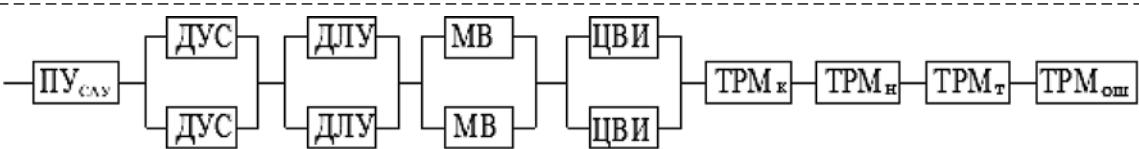


Рис. 3. Структурная схема оценки надежности САУ
Fig. 3. The scheme for estimation reliability of the automatic control system

Таблица 1
Table 1

Уровень управляемости летательного аппарата в зависимости от отказов элементов БРЭО и САУ
The level of controllability of the aircraft, depending on the failure of the elements of avionics and ACS

Вид отказа	Тип отказа	Последствия	Управляемость
Отказ соединения САУ с БРЭО	Явный	Потеря пилотажно-навигационной информации и систем контроля	Снижение управляемости до 2-го уровня
Отказ вычислительного элемента САУ	Явный	Невыполнение пилотажно-траекторных задач САУ	Снижение управляемости до 2-го уровня
	Неявный	Формирование неверного управляющего сигнала при решении задач САУ и пилотирования ЛА	Снижение управляемости до 2-го уровня. Отсутствие управляемости ЛА. Наличие аварийной и катастрофической ситуации
Отказ триммерного механизма	Явный	Потеря функции автотриммирования в режиме автоматического пилотирования ЛА. Усложнение условий перемещения рычагов управления аппаратом	Управляемость соответствует 2-му уровню
	Неявный	Самопроизвольное вращение выходного вала триммерного механизма с превышением заданной скорости. Неконтролируемое перемещение рычагов ЛА. Приведение аппарата в неустойчивое положение	Наличие аварийной и катастрофической ситуации
Отказ датчиков угловой скорости и линейного ускорения ЛА	Явный	Потеря функции улучшения устойчивости и управляемости ЛА	Управляемость соответствует 3-му уровню
	Неявный	Неверные значения по датчикам угловой скорости	Наличие аварийной и катастрофической ситуации
Отказ пульта управления	Явный	Отсутствие включения/отключения функций САУ	Управляемость ЛА не изменяется
	Неявный		

Из табл. 1 видно, что наибольшую опасность представляют неявные отказы вычислительных модулей, триммерных механизмов, датчиков угловой скорости и линейного ускорения. Парирование отказов этих элементов достигается применением дополнительных методов контроля их исправности: сравнением с модельными значениями контролируемого параметра, разнородными программными и аппаратными средствами решения задачи автоматического управления ЛА, сравнением данных с сигналами другой природы; ограничением расходов управления по исполнительным механизмам управления вертолетом. Перечисленные методы позволяют обеспечить своевременное вмешательство пилота в управ-

ление летательным аппаратом и парировать отказные ситуации системы управления.

2. Рассмотрим структурную схему оценки надежности подсистемы дистанционного управления, представленную на рис. 4, где МУП — модуль управления приводом; РИ — резервный интерфейс; РПД_к, РПД_т, РПД_н, РПД_{ош} — рулевые дистанционные приводы, установленные в каналах крена, тангла, направления и общего шага объекта управления соответственно.

Результаты исследований подсистемы дистанционного управления [12] показывают, что элементы КСУ, выполняющие задачи по реализации ручного управления, удовлетворяют предъявляемым к ним требованиям надежно-

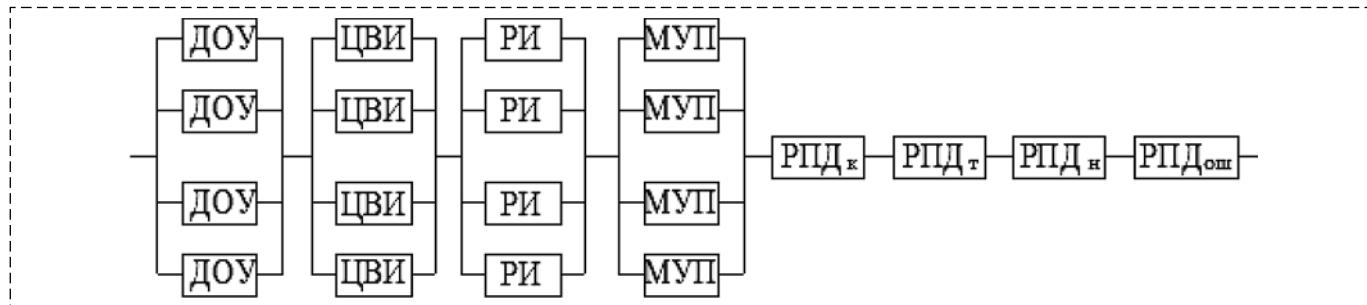


Рис. 4. Структурная схема оценки надежности СДУ
Fig. 4. The scheme for estimation reliability of the fly by wire control system

Способы парирования отказов элементов СДУ
Methods parry bounce elements of the fly by wire control system

Отказавший элемент	Вид отказа	Способ парирования
Датчик органов управления	Явный	Резервирование
	Неявный	Применение разнородных датчиков, средства самоконтроля и кворуммирования
Модуль управления приводом	Явный	Резервирование
	Неявный	Разнородное программное и аппаратное обеспечение. Сравнение с модельными значениями
Рулевой дистанционный привод	Явный	Дублирование основных элементов привода
	Неявный	Сравнение с модельными значениями характеристик привода в МУП. Наземная отработка
Интерфейс передачи данных	Явный	Резервирование, применение разнородных интерфейсов

сти, а именно, вероятность отказа системы не превышает 10^{-9} .

Учитывая, что любой отказ элементов СДУ (явный/неявный) может привести к катастрофической ситуации, то исследование последствий отказов СДУ сводится к анализу их парирования, результаты которого представлены в табл. 2.

Как видно из табл. 2, основными способами парирования отказных ситуаций подсистемы дистанционного управления является их резервирование, применение разнородных аппаратных и программных средств реализации системы, дополнительных видов контроля (сравнение с модельными значениями контролируемых параметров, кворуммирование выходного сигнала элементов).

Таким образом, исследование представленной архитектуры КСУ на отказобезопасность позволило подтвердить ее надежность, определить последствия отказа ее элементов, а также предложить основные способы их парирования. Полученные результаты исследований могут быть использованы в процессе разработки логики контроля КСУ, а также алгоритмов реконфигурации ее работы.

Исследование системы управления в условиях отказа бортового оборудования

Согласно анализу КСУ на отказобезопасность отказ взаимодействия системы управления с информационно-измерительным оборудованием вертолета способен привести к потере функций автоматического управления вертолетом, а также к ухудшению его управляемости

до 3-го уровня зависимости от условий полета вертолета. При этом управление объектом осуществляется резервным контуром системы, который обеспечивает заданное положение рулевых поверхностей в зависимости от угла отклонения рычагов управления с улучшением устойчивости и управляемости.

Наряду с информационно-измерительным оборудованием вертолета комплексная система управления взаимодействует с системой гидравлического питания, которая осуществляет подачу рабочей жидкости в рулевой дистанционный привод [13]. Поэтому в процессе проектирования комплексных и электродистанционных систем управления возникает необходимость в исследовании влияний отказов системы гидравлического питания на динамические характеристики исполнительных механизмов системы. Как правило, к основным отказам системы гидравлического питания следует отнести падение давления в линии напора гидравлического цилиндра привода и уменьшение расхода рабочей жидкости через камеры гидравлического привода.

На рис. 5 представлены характеристики рулевого дистанционного привода при подаче рабочей жидкости по двум гидравлическим линиям питания, где F — усилие, развиваемое на выходном штоке привода, Н; V — скорость перемещения выходного штока привода, см/с; t — время, с.

Предположим, что в процессе выполнения полета летательного аппарата произошел отказ одной линии гидравлического питания привода, тогда зависимости усилия и скорости перемещения выходного штока привода примут вид, представленный на рис. 6.

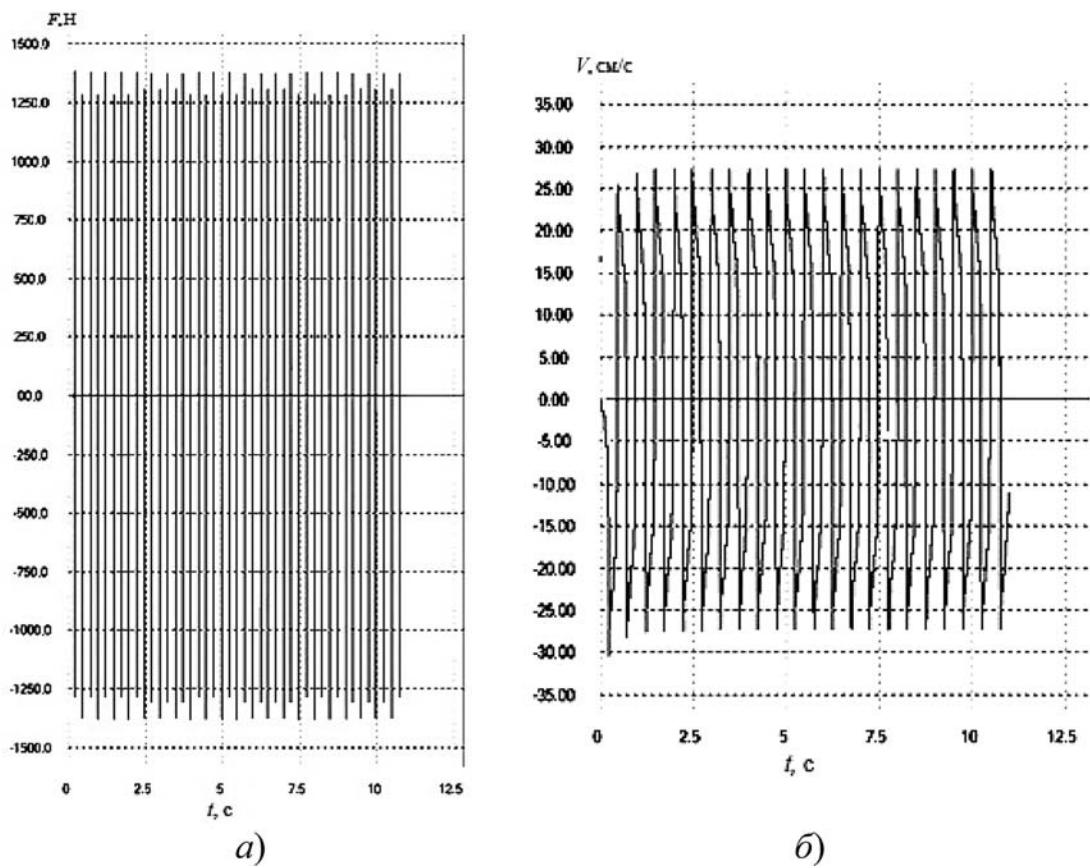


Рис. 5. Усилие, развиваемое на выходном штоке привода (а) и скорость его перемещения (б) при исправной системе гидравлического питания

Fig. 5. The force developed on the output rod of the drive (a) and the speed of its movement (b) with a serviceable hydraulic supply system

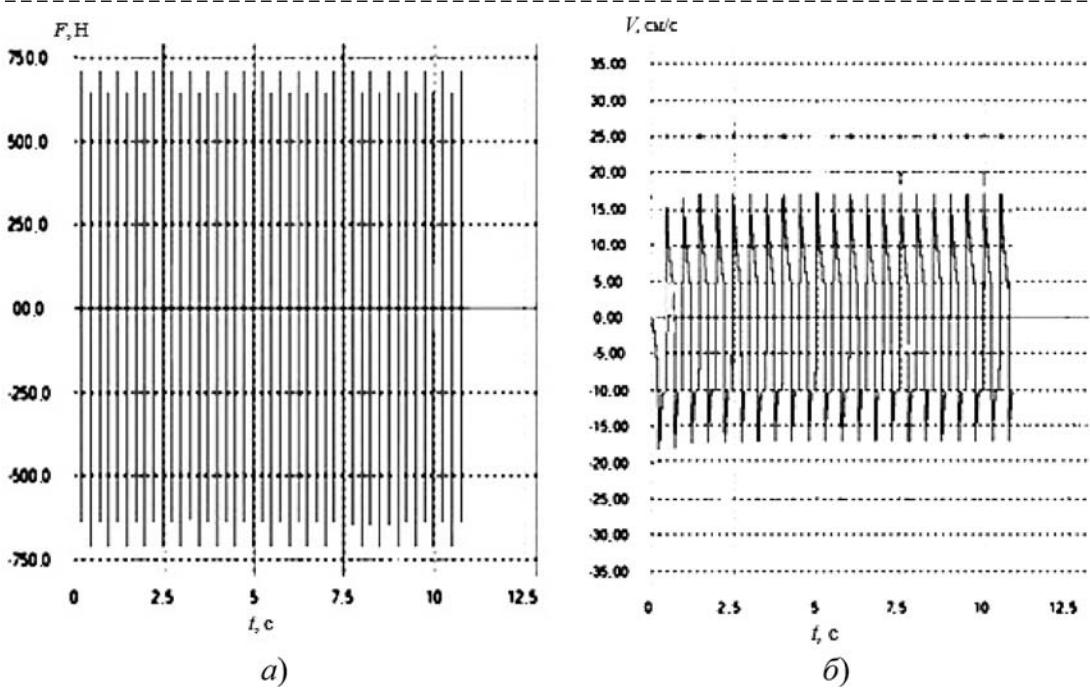


Рис. 6. Усилие, развиваемое на выходном штоке привода (а) и скорость его перемещения (б) при отказе одной линии гидравлического питания

Fig. 6. The force developed on the output rod of the drive (a) and the speed of its movement (b) in case of failure of one hydraulic supply line

Из зависимостей видно, что при отказе одной линии гидравлического питания привода усилие, развиваемое его выходным штоком, уменьшается в 2 раза. При этом уменьшение скорости привода происходит из-за изменения его нагрузочной характеристики, где эффект торможения привода выполняет внешняя нагрузка.

Следует отметить, что уменьшение расхода жидкости через гидравлический цилиндр способно привести к ухудшению скоростных характеристик привода, а также к уменьшению его добротности. Так, при уменьшении расхода рабочей жидкости через гидравлический привод в 2 раза согласно его АЧХ (рис. 7, где S_3 — заданное положение выходного штока, мм; S_p — положение выходного штока, измеренное датчиками обратной связи ЭГРП, мм) добротность системы управления составит 15 с^{-1} , что в 2 раза меньше требуемого значения.

Таким образом, отказ системы гидравлического питания исполнительных механизмов комплексной системы управления способен привести к значительным ухудшениям характеристик управляемости объекта. Для исключения неблагоприятного влияния подобных отказов на борту летательного аппарата целесообразно применять раздельную подачу рабочей жидкости в камеры гидроцилиндра исполнительного механизма от двух систем гидравлического питания. Также в целях сохранения заданных значений параметров исполнительного механизма возможно программное изменение коэффициентов усиления в системе управления, реализуемое при ее реконфигурации.

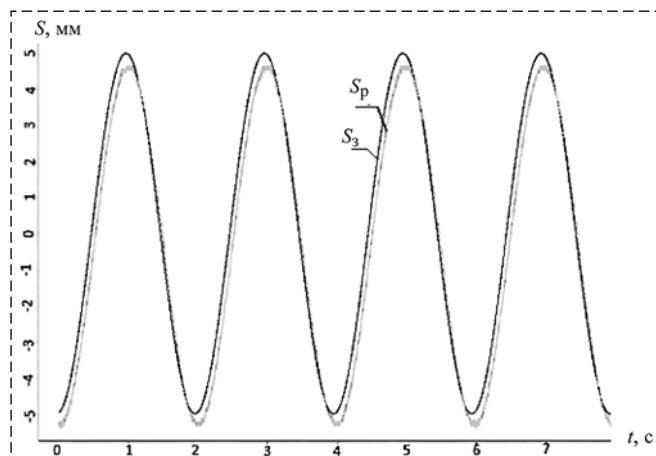


Рис. 7. Амплитудная характеристика ЭГРП при отказе системы гидравлического питания

Fig. 7. Amplitude characteristic of the drive in case of failure of the hydraulic power system

Заключение

В процессе выполнения работы осуществлен анализ влияния отказов бортового оборудования летательного аппарата на комплексную систему управления, выявлены особенности отказных ситуаций гидравлического питания исполнительных механизмов системы.

Полученные результаты могут быть использованы при создании комплексных систем управления летательными аппаратами вертолетного типа. Дальнейшая работа в этом направлении должна быть направлена на разработку способов парирования отказных состояний системы на аппаратном и программном уровнях ее реализации.

Список литературы

1. Оболенский Ю. Г., Ермаков С. А., Карав В. И., Константинов С. В., Селиванов А. М., Сухоруков Р. В. Системы дистанционного управления и рулевые приводы // Труды МАИ. 2013. Т. 20. № 2.
2. Есаулов С. Ю., Вайнпрес А. А., Филенков Е. В., Ильин И. Р. Системы электрического дистанционного управления для вертолетов // Полет. 2015. № 8—9. С. 39—54.
3. Gallot J., Millon G., Clerc C. The Flyby-Wire Concept and Its Application to the NH90 Helicopter // 15th European Rotorcraft Forum. 1989. Amsterdam.
4. Stiles L., Wittmer K. The S-92 Goes Fly By Wire. // 64th Annual Forum of the American Helicopter Society. 2008. Montreal. Canada.
5. Kim S. K., Bothell M., Fortenbaugh R. The Bell 525 Relentless, The World's First "Next Generation" Fly-by-Wire Commercial Helicopter // 70th Annual Forum of the American Helicopter Society. 2014. Montreal. Canada.
6. Вертолет Bell-525 Relentless совершил первый полет. URL: <http://www.ato.ru/conternt/vertollet-bell-525-relentless-sovershil-pervyyu-polet>.
7. Сапогов В. А., Анисимов К. С., Новожилов А. В. Отказобезопасная вычислительная система для комплексных систем управления полетом летательных аппаратов // Труды МАИ. 2008. № 45.
8. Шушпанов Н. А., Линник М. Ю., Ковязин И. О. Перспективные интегрированные вычислительные комплексы вертолетов // Авиакосмическое приборостроение. 2012. № 2. С. 27—32.
9. Жулев В. И., Иванов В. С. Безопасность полетов летательных аппаратов: (Теория и анализ). М.: Транспорт, 1986.
10. Липатов И. Н. Надежность функционирования автоматизированных систем: конспект лекций. Пермь: Изд-во Перм. ГТУ, 1996.
11. Липаев В. В. Надежность и функциональная безопасность комплексов программ реального времени. М.: Изд. Ин-та системного программирования РАН, 2013.
12. Большаков А. А., Кулик А. А., Сергушов И. В. Исследование взаимодействия комплексной системы управления с устройствами и системами бортового радиоэлектронного оборудования летательного аппарата // Вестник Астраханского государственного технического университета. Сер. Управление, информатика и вычислительная техника. 2016. № 1. С. 7—17.
13. Редько П. Г., Амбарников А. В., Ермаков С. А., Карав В. И., Трифонов О. Н. Гидравлические агрегаты и приводы систем управления полетом летательных аппаратов. М.: Олита, 2004. 472 с.

Investigation of the Integrated Control System of a Helicopter Type Aircraft in Case of Onboard Equipment Failures

A. A. Bolshakov, aabolshakov57@gmail.com,

Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University (SPbPU), St. Petersburg, 195251, Russian Federation,

A. A. Kulik, kulikalekse@yandex.ru,

JSC "Design Bureau of Industrial Automation", Saratov, 410005, Russian Federation

Corresponding authors: Bolshakov Alexander A., Professor of the Department "Telematics", Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University (SPbPU), St. Petersburg, 195251, Russian Federation, e-mail: aabolshakov57@gmail.com

Accepted on 06 June, 2019

Abstract

The complex control system of the helicopter-type aircraft is considered, its design is described depending on the requirements for the aircraft and interaction with the interfaced onboard equipment. The main elements of the system are the subsystems of remote and automatic control of the helicopter. In the process of developing such a system, much attention is paid to ensuring a high level of reliability and maintaining the functions necessary for the safe completion of the flight. Therefore, the main requirement for an integrated management system is the probability of its failure in backup management with improved stability of the control object is not higher than 10^{-9} . The authors of the article conducted the analysis of the integrated management system on accutancost in conditions of failure of the elements included in its composition. In the course of the analysis the assessment of fault safety of subsystems of remote and automatic control is carried out. At the same time, for each system, the influence of obvious and not obvious failures on the change in the controllability of the aircraft and the safety of its flight was considered. Also, the analysis of the system in the conditions of failure of the on-Board equipment of the device. Special attention is paid to the study of the dynamics of the Executive mechanism of the system in the conditions of failure of the onboard hydraulic power supply system. The paper presents the results of studies of changes in the force, speed and quality factor of the electrohydraulic drive at various failures of hydraulic power lines on Board the aircraft. The obtained results can be used in the process of designing complex control systems, studies of electrohydraulic drives and development of methods for parrying the consequences of failures of the helicopter's onboard equipment with respect to the complex control system, including the creation of algorithms for reconfiguring the system and the logic of controlling the functioning of its elements.

Keywords: aircraft, integrated control system, flight safety

For citation:

Bolshakov A. A., Kulik A. A. Investigation of the Integrated Control System of a Helicopter Type Aircraft in Case of Onboard Equipment Failures, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2019, vol. 20, no. 9, pp. 568–575.

DOI: 10.17587/mau.20.568-575

References

1. Obolenskiy Yu. G., Ermakov S. A., Karel V. I., Konstantinov S. V., Selivanov A. M., Suhorukov R. V. *Trudy MAI*, 2013, vol. 20, no. 2 (in Russian).
2. Esaulov S. Yu., Vajnres A. A., Filenkov E. V., Il'in I. R. *Polet*, 2015, no. 8-9, pp. 39–54 (in Russian).
3. Gallot J., Millon G., Clerc C. The Flyby-Wire Concept and Its Application to the NH90 Helicopter, *15th European Rotorcraft Forum, Amsterdam, The Hague*. September 1989 (in Russian).
4. Stiles L., Wittmer K. The S-92 Goes Fly By Wire..., *64th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Montreal, Canada, April-May, 2008 (in Russian).
5. Kim S. K., Bothell M., Fortenbaugh R. The Bell 525 Relentless, The World's First "Next Generation" Fly-by-Wire Com-
- mercial Helicopter, *70th Annual Forum of the American Helicopter Society*, Montreal, Quebec, Canada, May 2014.
6. Vertolet Bell-525 Relentless sovershil pervyj polet, available at: <http://www.ato.ru/conternt/vertolet-bell-525-relentless-sovershil-pervyy-polet> (in Russian).
7. Sapogov V. A., Anisimov K. S., Novozhilov A. V. *Proceedings of the MAI*, 2008, no. 45 (in Russian).
8. Shushpanov N. A., Linnik M. Y., Kovayzin I. O. *Aviakosmicheskoe Instrumentation*, 2012, no. 2, pp. 27–32 (in Russian).
9. Zhulev V. I., Ivanov V. S. Theory and analysis, Moscow, Transport, 1986, (in Russian).
10. Lipatov I. N. Reliability of automated systems: lecture notes, Perm, Publishing house Perm.GTU, 1996 (in Russian).
11. Lipaev V. V. Reliability and functional safety of real-time software systems, Moscow, Institute of system programming, RAS, 2013 (in Russian).
12. Bolshakov A. A., Kulik A. A., Surguchov I. V. *Vestnik of Astrakhan state Technical University. Series. Management, computer science and computing*, 2016, no. 1, pp. 7–17 (in Russian).
13. Red'ko P. G., Ambarnikov A. V., Ermakov S. A., Karel V. I., Trifonov O. N. Hydraulic assemblies and drives for flight control systems for aircraft, Moscow, Olita, 2004, 472 p. (in Russian).