

5. **Stefanov V. A., Fedunov B. E.** *Bortovye operativno-sovetujushhie ekspertnye sistemy (BOSJeS) tipovyh situacij funkcionirovanija antropocentricheskikh (tehniceskikh) ob#ektov* (Onboard operational advising expert systems (BOSES) typical situations functioning anthropocentric (technical) facilities), Moscow, Publishing house of MAI, 2006, 192 p. (in Russian).
6. **Fedosov E. A.** ed. *Sistemy upravlenija vooruzheniem istrebitelej: osnovy intellekta mnogofunktional'nogo samoleta* (Weapons control

systems fighters: the basics of intelligence multi-purpose aircraft), Moscow, Mashinostroenie, 2005, 399 p. (in Russian).

7. **Fedunov B. E.** "Jelektronnyj letchik": "Tochka nevozvrata" prodjena ne budet. *Bortovye operativno sovetujushhie ekspertnye sistemy takticheskogo urovnja dlja pilotiruemyh letatel'nyh apparatov* ("Electronic Pilot": "The point of no return" will not be passed. Onboard promptly advising the tactical level of expert systems for manned aircraft), Moscow, Aviapanorama, 2016, no. 1, pp. 9–20 (in Russian).

УДК 681.5

DOI: 10.17587/mau.17.708-715

А. А. Большаков, д-р техн. наук, проф., aabolshakov57@gmail.com,
Санкт-Петербургский государственный технологический институт (технический университет),
А. А. Кулик, канд. техн. наук, инженер-системотехник II кат., kulikalekse@yandex.ru,
Е. Н. Скрипаль, нач. отд. разработки комплексов, гл. конструктор комплексов,
И. В. Сергушов, первый зам. ген. директора, гл. конструктор,
ОАО "Конструкторское бюро промышленной автоматики", г. Саратов

Разработка системы управления безопасностью полета вертолета

Проведено исследование взаимодействия систем автоматического и электродистанционного управления, а также рассмотрены внешние и внутренние воздействующие факторы. Показана необходимость применения в составе комплексной системы управления летательными аппаратами системы управления безопасностью полета. Особенностью предложенной системы является использование и реализация в ее структуре алгоритмов нечеткой логики и экспертной системы. Предложенный подход позволяет создать систему, адаптивную к изменяющимся условиям полета летательного аппарата, повысить быстроту реакции системы при наступлении неблагоприятного события. Получена математическая модель вычислительного ядра системы управления безопасностью полета вертолета, позволяющая исследовать физические процессы, протекающие в системе. Проведен ее анализ на корректность согласно условиям Адамара. Предложена структурная схема системы управления безопасностью полета вертолета, реализация которой осуществляется на базе искусственного интеллекта. Рассматриваются различные аспекты применения экспертных систем и алгоритмов нечеткой логики в системе управления вертолетом. Особое внимание уделяется анализу взаимодействия системы с другими комплексами управления летательным аппаратом.

Ключевые слова: система управления безопасностью полета, электродистанционная система управления, экспертные системы, алгоритмы нечеткой логики

Введение

В современной авиационной технике большое внимание уделяется комплексным системам управления летательными аппаратами (КСУ ЛА) [1], функционирование которых направлено на улучшение пилотирования ЛА в различных режимах управления. Основными подсистемами КСУ являются комплексы электродистанционного и автоматического управления. Системы электродистанционного управления (ЭДСУ) предназначены для передачи управляющих сигналов от рычагов управления на рулевые поверхности по линиям электрической связи. Для реализации режимов автоматического управления ЛА применяются различные системы автоматического управления.

Применение КСУ в ЛА обуславливает высокие требования к ее элементам и устройствам по надежности и безопасности полета, а также к взаимодействию пилота с бортовыми системами управления. Поэтому, например, вероятность наступления отказа системы ЭДСУ должна быть менее 10^{-9} , что соответствует катастрофическому уровню отказо-безопасности для случая катастрофы. Одним из средств обеспечения надежности функционирова-

ния САУ, а также взаимодействия пилота с бортовым оборудованием является использование системы управления безопасностью полета (СУБ).

СУБ полета ЛА представляет комплекс контроля и управления, функционирование которого связано с обнаружением и устранением летных происшествий под воздействием внутренних и внешних факторов на земле и в воздухе.

В конце XX века в авиации стали появляться устройства обнаружения и предупреждения пилота о наступлении летного происшествия с использованием логических элементов, например, речевой информатор, относящийся к средствам голосового оповещения. При наступлении летного происшествия или отказе системы ЛА информатор выдает голосовую информацию с использованием набора правил, реализованных аппаратно в логической форме. Отметим, что предлагаемый подход относится к экспертным системам.

Далее стали появляться более совершенные методы и устройства повышения безопасности пилотирования аппарата. Так, КСУ [2] содержит интеллектуальную систему поддержки экипажа, предназначенную для передачи информации пилоту через

средства бортовой индикации и для коррекции работы систем управления ЛА с применением блока логики, формирующего управляющие сигналы в САУ и ЭДСУ.

Примером интеллектуальной поддержки действий летного экипажа является экспертная система [3], принцип действия которой основан на получении и оценке данных от сопрягаемого оборудования. Экспертная система позволяет провести распознавание наличия или отсутствия аварийной ситуации в процессе пилотирования ЛА, а также прогнозировать варианты ее развития и предотвращения. Другим примером устройств обеспечения безопасности полета ЛА являются системы, направленные на устранение происшествий на взлетно-посадочной полосе (ВПП) [4–5]. Среди зарубежных систем интеллектуальной поддержки принятия решений экипажа можно выделить устройство предупреждения столкновения ЛА с Землей на ВПП "Smart Landing", которое разработано компанией Honeywell Aerospace [6]. Устройство выполняет функции оповещения экипажа звуковыми и световыми средствами при превышении скорости снижения ЛА и неправильной конфигурации полета.

Наряду с разработкой экспертных систем предупреждения экипажа о наличии аварийной ситуации сотрудниками авиационных предприятий активно выполняются работы, направленные на повышение значимости характеристик получения и обработки данных об условиях полета ЛА, например, с использованием методов и алгоритмов нечеткой логики [7].

Следует отметить, что СУБ должна удовлетворять высоким требованиям по быстродействию, надежности, адекватности оценки функционирования систем комплекса бортового оборудования, вероятности наступления летного происшествия и принятия решений по его устранению.

Таким образом, создание высоконадежной и точной системы безопасности полета ЛА является актуальной научно-технической задачей, решение которой связано с использованием средств искусственного интеллекта.

Постановка задачи

Целью работы является создание и исследование структуры системы управления безопасностью полета вертолета (СУБ), а также ее взаимодействия с другими подсистемами КСУ.

Для достижения поставленной цели необходимо выполнить следующие задачи:

1. Исследовать взаимодействие ЭДСУ и САУ, с учетом внешних и внутренних воздействующих факторов.
2. Разработать структурную схему СУБ.
3. Исследовать влияние СУБ на другие системы КСУ по принципу действия и обмена информацией.
4. Построить математическую модель вычислительного ядра СУБ полета вертолета и проанализировать результаты математического моделирования.

Исследование взаимодействия ЭДСУ и САУ с учетом внешних и внутренних воздействующих факторов

Как правило, ЭДСУ и САУ взаимодействуют по линиям цифровой связи. При этом пилот передает управляющие сигналы на вход САУ и ЭДСУ через пульт и рычаги управления. В настоящее время существуют два основных способа передачи информации от устройств управления ЛА к его рулевым поверхностям: последовательное и параллельное. При последовательном управлении информация от рычагов и пульта управления пилота передается на вход электрогидроприводов (ЭГП) через вычислительные модули (ВМ) и блок микроконтроллеров (МК). Модуль реализует законы управления ЛА для обеспечения его устойчивости и управляемости, а также автоматического управления аппаратом. При этом микроконтроллеры передают управляющие сигналы на вход ЭГП в аналоговом виде, а также осуществляют контроль заданных значений параметров отклонения рулевых поверхностей по сигналам обратной связи. В некоторых схемах реализации КСУ возможен резервный способ управления рулевыми поверхностями от рычагов управления по линиям аналоговых (цифровых) сигналов, поступающих на вход микроконтроллеров. Такой способ применяется для управления полетом ЛА при отказе всех ВМ в системе.

Другим методом передачи информации в КСУ является параллельное расположение ВУП в ее структуре по отношению к ЭДСУ (рис. 1). Тогда команды, формируемые пилотом, передаются непосредственно на вход микроконтроллеров через рычаги управления. Блок микроконтроллеров реализует основные режимы пилотирования ЛА при ручном управлении и передает управляющие команды от ВМ на вход ЭГП при автоматическом управлении. Также микроконтроллеры осуществляют контроль и стабилизацию переменных отклонений рулевых поверхностей по отношению к их заданным значениям. Таким образом, микроконтроллеры контролируют и корректируют работу вычислителей, что позволяет своевременно обнару-

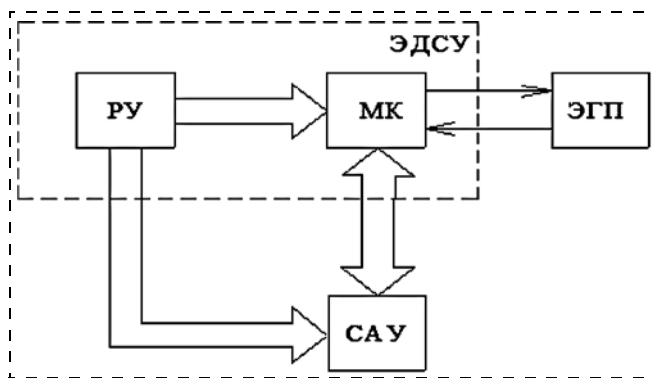


Рис. 1. Общая структурная схема взаимодействия САУ и ЭДСУ: РУ — рычаги управления ЛА; МК — микроконтроллеры; САУ — система автоматического управления; ЭГП — электрогидропривод

жить и устранить ошибку ВМ в режиме автоматического пилотирования ЛА.

Преимуществом параллельной передачи информации в КСУ ЛА является независимость управляющих команд, формируемых пилотом, от функционирования ВМ, что повышает надежность и безопасность пилотирования ЛА.

В процессе эксплуатации летной техники на нее оказывают воздействия внешние и внутренние факторы, превышение числовых и качественных значений которых может привести к нарушению режимов функционирования элементов ЛА и, как следствие, к наступлению летного происшествия. Следует отметить, что уровень числовых значений внешних воздействующих факторов определяется разработчиком элементов летной техники и ЛА согласно требованиям руководства КТ160D (или) ГОСТ РВ 20.39.304—98. Как правило, основными внешними воздействующими факторами являются температура и высота окружающей среды, влажность, вибропрочность и виброустойчивость аппаратуры и ее элементов, взрывобезопасность, водонепроницаемость, устойчивость к пыли, песку, плесени, соляному туману, магнитному воздействию, перепаду электропитания и т.д.

Внутренними воздействующими факторами являются воздействия аппаратуры систем управления, а также пилота, которые могут привести к ее отказу и к ошибке формирования управляющих команд. Для исключения влияния таких воздействий целесообразно разрабатывать архитектуры устройств и систем управления с многократным резервированием, а также разнородным программным и аппаратным обеспечением. При этом разнородность элементов систем управления относится к вычислительным устройствам и интерфейсам передачи информации.

Следует отметить, что разнородность программного обеспечения обуславливается различием навыков разработчиков программ и структур команд библиотек. Например, компания ОАО "МИЭА" предлагает использовать в качестве вычислителей дублированные модули трех уровней, различные по аппаратному обеспечению на уровне производителя и по программному — на уровне разработчиков.

Согласно анализу структурных схем КСУ отказ вычислительных модулей способен привести к катастрофической ситуации, поэтому дополнительное применение системы безопасности управления полетом может значительно снизить вероятность наступления такого события.

Разработка структурной схемы СУБ КСУ для ПСВ

Создание СУБ полета является важной задачей при обеспечении надежности управления ЛА, причем СУБ должна выполнять следующие основные функции: прием, регистрация и обработка информации, получаемой от комплекса бортового обо-

рудования, систем управления воздушным судном; передача информации в сопрягаемое оборудование; распознавание особых ситуаций в полете, формирование их модели и прогнозирование дальнейших развитий; оценка критичности влияния на безопасность полета внешних и внутренних воздействующих факторов; информационное обеспечение действий экипажа в особых ситуациях.

Согласно основному перечню функций СУБ решает задачи, связанные с контролем, прогнозированием и принятием решений о состоянии бортового оборудования и условий полета вертолета. Поэтому ее реализацию целесообразно осуществлять с использованием средств искусственного интеллекта, что позволит создать адаптивную систему с возможностью эксплуатации в недетерминированных и распределенных условиях.

В настоящее время существуют различные методы применения искусственного интеллекта с использованием алгоритмов нечеткой логики, экспертных систем и нейронных сетей. В зависимости от области применения могут использоваться один или несколько методов искусственного интеллекта. Также большое значение имеют средства их физической реализации. Например, практическая реализация нейронных сетей в автономных системах управления связана с разработкой их структуры и алгоритмов обучения на базе нейронных процессоров, что является дорогостоящим и сложным процессом. При этом физические процессы, моделируемые нейронными сетями, в полной мере не изучены, что влияет на быстродействие и качество их функционирования. Поэтому в СУБ полета вертолета целесообразно использовать алгоритмы нечеткой логики и экспертные системы.

Известно, что во время эксплуатации воздушного судна на него воздействуют различные факторы, которые могут привести к наступлению как благоприятных, так и неблагоприятных событий. Следует отметить, что события могут быть единичными и совокупными с пространственно-временным распределением. Учитывая, что числовая оценка наступления события является трудоемким и долговременным процессом, можно отметить, что для оценки события и его последствий целесообразно использовать алгоритмы нечеткой логики. Эти алгоритмы позволяют сформировать совокупность выводов на основе набора правил, в которых переменными являются результаты сравнения с заданными значениями воздействующих факторов (больше, меньше, равно), например, правил следующего вида: "Если $f_{\text{виб}} \leq f_{\text{виб.зад}}$, то $f_{\text{виб}}$ соответствует нормальному режиму эксплуатации", где $f_{\text{виб}}$ — значения частоты вибрации, воздействующей на аппаратуру, $f_{\text{виб.зад}}$ — заданные значения частоты вибрации.

Оперируя сравнительными значениями переменных воздействующих факторов, можно повысить быстродействие формирования выводов о наступле-



Рис. 2 Структурная схема СУБ ПСВ

нии события и адаптировать их к постоянно изменяющимся условиям полета вертолета.

Однако в процессе эксплуатации воздушного судна информация о наступлении событий нередко является недостаточной. Как правило, при пилотировании ЛА необходимо формировать прогноз последствий наступления события и предпринимать меры для его предотвращения. Поэтому в структуре СУБ кроме нечетких алгоритмов целесообразно использовать экспертные системы. На их вход поступает информация, формируемая алгоритмами нечеткой логики. При этом экспертная система на основе набора используемых правил формирует вывод о степени уверенности в наступлении последствий события, а также рекомендации по их предотвращению. Сформированные рекомендации передаются пилоту через информационные индикаторы. Следует отметить, что при положительном заключении о наступлении события для летной техники экспертная система не передает эту информацию пилоту, а также может использоваться непосредственно для управления объектом. Структурная схема СУБ полета перспективного скоростного вертолета с использованием средств искусственного интеллекта представлена на рис. 2.

Из рис. 2 видно, что ядром СУБ полета вертолета являются устройства предварительной обработки данных, поддержки принятия решений и передачи данных. При этом предварительная обработка данных заключается в получении системой информационно-измерительных данных от комплекса бортового оборудования ЛА и формировании электрических сигналов, характеризующих превышение заданных переменных воздействующих факторов на объект управления. Затем на базе информации об изменении условий полета ЛА устройство поддержки принятия решений формирует вывод, характеризующий опасность полетного события и способы его устранения. Полученный вывод передается в устройство передачи данных, которое формирует электрические сигналы, поступающие на вход приборов индикации и оповещения, а также, при необходимости, в системы управления ЛА. Предложенная СУБ полета из-за двухуровневого распознавания изменения условий эксплуатации воздушного судна позволяет исключить ложное формирование данных о летном происшествии и его последствиях. При этом вычислительным ядром системы могут являться программно-логические интегральные схемы, а также преобразующие

устройства, тип которых зависит от вида интерфейсов обмена данными системы с периферийными устройствами комплекса бортового оборудования воздушного судна.

Отметим, что электрические сигналы, поступающие в системы управления ЛА, относятся к ограничивающим и не должны приводить к ухудшению управляемости и устойчивости полета ЛА. Кроме контроля сигналов, формируемых системой, в процессе ее разработки должны быть предусмотрены средства повышения ее надежности. Другой важной особенностью ее проектирования является реализация в программном комплексе средств искусственного интеллекта, что позволит адаптировать ее функционирование к изменению пространственно-временной информации в режиме реального времени. Примерами средств искусственного интеллекта являются алгоритмы нечеткой логики, нейронные сети и экспертные системы, которые реализуются в системе на основе совместного алгоритмического и программного обеспечения [8–10]. Так, устройства предварительной обработки информации реализуют алгоритмы нечеткой логики, при этом устройство поддержки принятия решений содержит модули прогнозирования, характерные для гибридных экспертных систем.

Таким образом, предложенная СУБ полета вертолета достаточно успешно и достоверно может определить угрозу наступления летного происшествия, прогнозировать ее последствия и формировать рекомендации пилоту по ее устранению. Также система передает в СУ ЛА сигналы, которые могут быть учтены в процессе ограничения расходов его управления и реконфигурации оборудования.

Исследование взаимодействия СУБ с ЭДСУ и САУ

Введение дополнительной системы управления приведет к изменению взаимодействия основных подсистем КСУ. На рис. 3 представлена структурная схема взаимодействия САУ, ЭДСУ и СУБ.

Согласно выполняемым функциям СУБ и структурной схеме ее взаимодействия с САУ видно, что обмен информацией между подсистемами КСУ имеет взаимосвязанный характер. Так, СУБ влияет на результат работы алгоритмов функционирования САУ. При этом информация о состоянии этих систем поступает на вход СУБ по линиям обратной связи. Основной функцией СУБ является обнару-

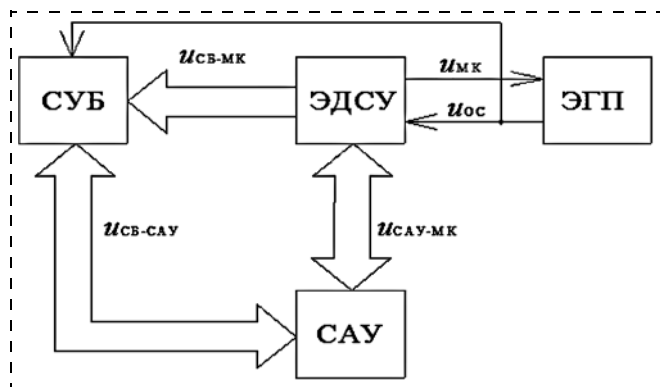


Рис. 3. Структурная схема взаимодействия СУБ с САУ и ЭДСУ: $u_{CB-МК}$ — электрический сигнал обмена информацией между процессорами СУБ и микроконтроллерами ЭДСУ; $u_{CAU-МК}$ — электрический сигнал обмена информацией между процессорами САУ и микроконтроллерами ЭДСУ; u_{CB-CAU} — электрический сигнал обмена информацией между процессорами СУБ и САУ; u_{CB} — управляющий сигнал электрогидроприводом, формируемый СУБ; u_{OC} — сигнал обратной связи электрогидропривода, характеризующий положение и скорость перемещения его выходного штока

жение отказа САУ и реконфигурация ее вычислителей. Формализованная запись взаимодействия СУБ с вычислителями САУ в рассматриваемом случае имеет следующий вид:

$$\begin{aligned} &\text{если } u_{CAU} \neq u_{CAU \text{ зад}}, \\ &\text{то } \Delta u_{CAU} = u_{CAU} - u_{CAU \text{ зад}} \text{ при } u_{CB \text{ упр}} \neq 0; \\ &\text{если } u_{CB \text{ упр}} = 0, \text{ то } \Delta u_{CAU} = 0, \end{aligned}$$

где u_{CAU} — сигнал управления САУ; $u_{CAU \text{ зад}}$ — заданное значение управляющего сигнала САУ; Δu_{CAU} — реконфигурация управляющего сигнала САУ; $u_{CB \text{ упр}}$ — управляющий сигнал СУБ.

Также СУБ должна осуществлять взаимодействие с другими системами и устройствами комплекса бортового оборудования ЛА (рис. 4).

Согласно структурной схеме на вход СУБ поступает информация с руля управления (РУ) и

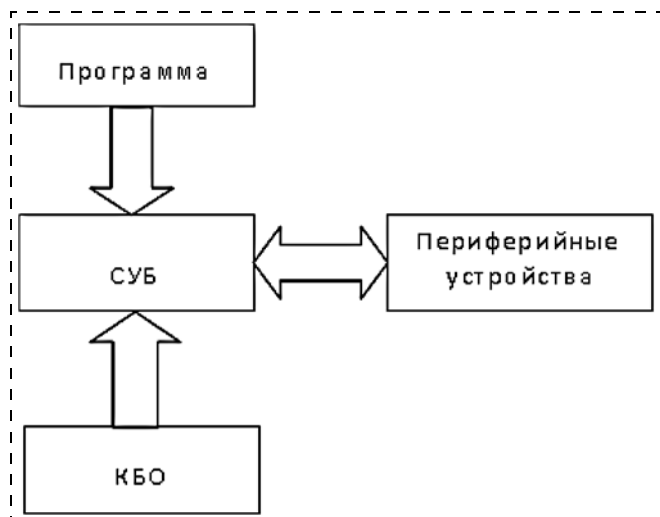


Рис. 4. Структурная схема взаимодействия СУБ с РУ и КБО

комплекса бортового оборудования (КБО), характеризующая состояние воздушного судна под воздействием внешних и внутренних факторов. При этом в системе используются алгоритмы нечеткой логики, набор правил экспертной системы, заданные значения переменных пилотирования ЛА и значения воздействующих факторов. В представленной схеме к периферийным устройствам относятся подсистемы КСУ и ЭГП. При этом взаимодействие СУБ с сопрягаемым оборудованием должно осуществляться по линиям цифровой связи с использованием протоколов стандарта ARINC 825 и RS-485. Эти протоколы обмена данными обладают высоким быстродействием, пропускной способностью, магистральным типом передачи информации.

Таким образом, взаимодействие СУБ с другими системами КСУ и устройствами КБО позволит осуществить контроль и оценку состояния пилотирования ЛА с высокой скоростью обработки входной информации, а также предотвратить наступление летного происшествия.

Построение математической модели вычислительного ядра СУБ вертолета

Согласно структурной схеме системы управления безопасностью полета вертолета (см. рис. 2) математическая модель вычислительного ядра СУБ представляет математический комплекс, описывающий вычислительные процессы, протекающие в ядре системы. Система управления безопасностью полета предназначена для распознавания аварийных ситуаций на борту воздушного судна, вызванных внутренними и внешними воздействующими факторами, а также для прогнозирования развития событий с выдачей информации о состоянии и изменении объекта управления пилоту. В состав модели должны входить переменные, характеризующие изменение условий полета вертолета (скорость, высота, угловые и линейные ускорения, положение объекта управления относительно систем координат, частота вращения несущего винта, погодные условия и т.д.), состояние бортового оборудования и пилота. Выходными переменными модели являются выводы экспертной системы, поступающие на информационные устройства. При этом входные переменные описываются точными числовыми значениями и сравнительными качественными величинами (хорошо, плохо, среднее, высокое, низкое).

Поэтому математическая модель вычислительного ядра системы управления безопасностью полета содержит математические модели нечеткой логики и формирования выводов устройств принятия решений (рис. 5).

Подготовительным этапом математического моделирования является введение нормировки точных значений входных переменных и граничных условий перехода состояния объекта управления.

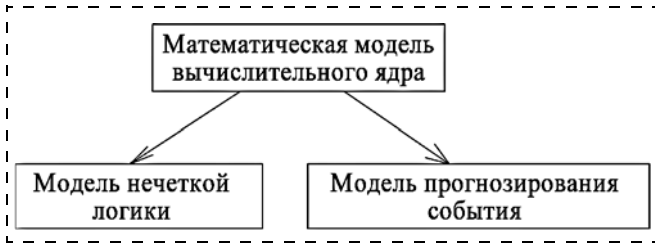


Рис. 5. Структурная схема математической модели СУБ вертолета

Выражение нормировки точных значений входных переменных имеет следующий вид:

$$\tilde{u}_{\text{вх}}(t) = u_{\text{вх}}(t)/u_{\text{вх max}} > 0, \quad (1)$$

где $\tilde{u}_{\text{вх}}(t)$ — безразмерная величина измеряемой переменной; $u_{\text{вх}}(t)$ — значение переменной величины, характеризующей состояние объекта управления; $u_{\text{вх max}}$ — максимальное значение входной величины.

В результате проведения расчетов изменение входных переменных будет находиться в диапазоне $[0; 1]$, при этом в него также войдут граничные значения перехода событий, относительно которых формируется набор правил принятия решений.

Таким образом, математическая модель вычислительного ядра системы управления безопасностью полета вертолета примет следующий вид:

$$\begin{aligned} u_1(t) &= f(\tilde{u}_1(t), \tilde{u}_1^0(t)); \\ u_2(t) &= f(\tilde{u}_2(t), \tilde{u}_2^0(t)); \\ u_3(t) &= f(\tilde{u}_3(t), \tilde{u}_3^0(t)); \\ &\dots\dots\dots \\ u_n(t) &= f(\tilde{u}_n(t), \tilde{u}_n^0(t)); \\ \tilde{Y}(t) &= \langle u_1(t); u_2(t); u_3(t); \dots; u_n(t) \rangle, \end{aligned} \quad (2)$$

где $u_1(t); u_2(t); u_3(t); \dots; u_n(t)$ — переменные, характеризующие соответствие измеряемых переменных заданным требованиям; $\tilde{u}_1(t); \tilde{u}_2(t); \dots; \tilde{u}_n(t)$ — нормированные значения измеряемых переменных; $\tilde{u}_1^0(t); \tilde{u}_2^0(t); \dots; \tilde{u}_n^0(t)$ — заданные значения входных переменных системы, характеризующие изменение граничных значений состояния объекта управления; $\tilde{Y}(t)$ — переменная, характеризующая функцию принятия решения вычислительного ядра СУБ.

Следующим этапом моделирования является математическое описание формирования управляющего информационного сигнала вычислительного ядра, поступающего в сопрягаемое оборудование:

$$\begin{aligned} \langle u_{\text{упр}}(t), u_{\text{инф}}(t) \rangle &= f(Y(t), t); \\ Y(t) &= \tilde{Y}(t)u_{\text{пр}}, \end{aligned} \quad (3)$$

где $u_{\text{упр}}(t), u_{\text{инф}}(t)$ — управляющие и информационные сигналы, выдаваемые системой; $Y(t)$ — переменная функция принятия решения; $u_{\text{пр}}$ — преобразованная в размерную величину переменная, которая зависит от характеристик вычислительного устройства системы.

Из математической модели вычислительного ядра системы (1)—(3) видно, что ее особенностью является формирование переменных состояния условия управления воздушным судном и прогнозирование их развития. Характерной чертой применения математического аппарата нечеткой логики и экспертной системы является формализованная запись событий, влияющих на управление ЛА, а также формирование сигнала системы принятия решений. Кроме формализации записи переменных в аппарате применяется набор правил, характеризующийся процедурой сравнения текущего состояния условий полета с заданными.

В процессе выполнения работы осуществлено исследование математической модели вычислительного ядра СУБ на корректность по Адамару, согласно которому должны выполняться следующие условия: решение уравнений, совокупность которых образует математическую модель, существует, единственное, а также является устойчивым.

Для доказательства справедливости этих условий рассмотрим следующую задачу. Пусть в процессе эксплуатации ЛА в интервале времени $[t_1; t_2]$ произошел явный отказ датчиков воздушных сигналов, углового положения и вычислительного элемента системы автоматического управления вертолета. Тогда разовые команды, характеризующие отказ элементов комплекса бортового оборудования воздушного судна и поступающие на вход СУБ полета, имеют следующий вид:

$$u_{\text{вс}}(t) = 1, u_{\text{ду}}(t) = 1, u_{\text{вм}}(t) = 1, \quad (4)$$

где $t \in [t_1; t_2]$.

Здесь $u_{\text{вс}}(t), u_{\text{ду}}(t), u_{\text{вм}}(t)$ — сигналы, характеризующие отказы датчиков измерения вертикальной скорости и углов отклонения, а также вычислительного модуля системы управления ЛА, соответственно.

Подставляя переменные из выражения (4) в формулы (2), (3), получим

$$\begin{aligned} \tilde{Y}(t_1:t_2) &= \langle u_{\text{вс}} \vee u_{\text{ду}} \vee u_{\text{вм}} \rangle = 1; \\ u_{\text{инф}}(t_1:t_2) &= 5 \text{ В при } u_{\text{пр}} = 5 \text{ В}. \end{aligned} \quad (5)$$

Из решения видно, что система формирует информационный сигнал, характеризующий потерю управляемости ЛА до второго уровня [7]. Тогда, применяя теорему Пикара о существовании и единственности решений к математической модели вычислительного ядра СУБ при заданных начальных условиях, можно доказать, что соотношения (2), (3) имеют единственное решение. Согласно теореме

решение единственное, если оно непрерывно и удовлетворяет условию Липшица.

1. Исследование решения (5) на непрерывность в момент времени t_k :

а) $u_{\text{инф}}(t_k) = 5 \text{ В}$, где $t_k \in [t_1; t_2]$ — решение в точке t_k существует;

$$\text{б) } \lim_{t \rightarrow t_k - 0} u_{\text{инф}}(t) = \lim_{t \rightarrow t_k + 0} u_{\text{инф}}(t) = 1; \quad (6)$$

$$\text{в) } \lim_{t \rightarrow t_k - 0} u_{\text{инф}}(t) = u_{\text{инф}}(t_k) = 1.$$

2. Выполнение условия Липшица:

Пусть $\exists (t_{k1}, t_{k2}) \in [t_1; t_2]$, тогда $u_{\text{инф}}(t_{k1}) = 5 \text{ В}$, $u_{\text{инф}}(t_{k2}) = 5 \text{ В}$ и выполняется условие:

$$|u_{\text{инф}}(t_{k1}) - u_{\text{инф}}(t_{k2})| \leq M|t_{k1} - t_{k2}|. \quad (7)$$

Из соотношений (6), (7) видно, что решение математической модели вычислительного ядра системы является непрерывным и удовлетворяет условию Липшица, что соответствует выполнению требований теоремы Пикара и свидетельствует о единственности решения модели.

Следующим этапом доказательства корректности математической модели является исследование ее решения на устойчивость, что выражается в количественной оценке качества решения математической модели, являющейся величиной, характеризующей отклонение значений экспериментальных исследований объекта моделирования от значений, полученных в процессе математического моделирования.

Известно, что изменение начальных условий моделирования и входных переменных модели не должно приводить к ухудшению качества решения задачи, тогда решение считается устойчивым.

Пусть на вход системы подается сигнал с некоторым приращением $\Delta x_{\text{вх}}$, тогда выходной сигнал не должен превышать значение K , которое определяет из соотношения

$$K = |u_{\text{вых.эксп}} - u_{\text{вых.мод}}|/|u_{\text{вых.эксп}}|, \quad (8)$$

где $u_{\text{вых.эксп}}$, $u_{\text{вых.мод}}$ — экспериментальные и модельные выходные значения объекта моделирования, $K = [0, 0,05]$.

В математической форме записи условие устойчивости решения математической модели (1)—(3) примет следующий вид:

$$\exists \Delta x_{\text{вх}} \in u_{\text{вх}} : \forall u_{\text{вых}} \in [0; T]: |u_{\text{вых.эксп}} - u_{\text{вых.мод}}|/|u_{\text{вых.эксп}}| = K. \quad (9)$$

Если условие (9) выполняется, то решение математической модели является устойчивым.

Известно, что

$$u_{\text{вых.эксп}}(t_1, t_2) = u_{\text{инф.эксп}}(t_1, t_2) = u_{\text{пр.аппар}} \cdot \tilde{Y}(t_1, t_2), \quad (10)$$

где $\tilde{Y}(t_1, t_2) = 1$,

$$u_{\text{пр.аппар}} = 4,99 \text{ В}, \text{ тогда } u_{\text{вых.эксп}}(t_1, t_2) = 4,99,$$

где $u_{\text{инф.эксп}}(t_1, t_2)$ — экспериментальные значения информационного сигнала; $u_{\text{пр.аппар}}$ — аппаратный сигнал преобразования вычисленного сигнала $\tilde{Y}(t_1, t_2)$ в размерную величину.

Согласно выражению (5):

$$u_{\text{вых.мод}}(t_1, t_2) = u_{\text{инф.мод}}(t_1, t_2) = 5 \text{ В}. \quad (11)$$

Подставляя выражения (10), (11) в условие (9), получим $K = 0,01$, следовательно, условие (9) выполняется, и решение является устойчивым.

Таким образом, учитывая, что решение математической модели вычислительного ядра СУБ полета вертолета является единственным и устойчивым, можно заключить, что модель является корректной по Адамару. Полученная математическая модель может быть успешно применена в системах прогнозирования авиационных происшествий и неисправности бортового оборудования, а также в средствах бортовой индикации и информации.

Заключение

В процессе выполнения работы проведены исследования взаимодействия САУ и ЭДСУ с учетом внешних и внутренних воздействующих факторов. Это позволило оценить и показать необходимость применения в составе КСУ СУБ полета. Особенностью предложенной системы является использование и реализация в ее структуре алгоритмов нечеткой логики и экспертной системы. Предложенный подход позволяет создать систему, адаптивную к изменяющимся условиям полета ЛА, повысить быстродействие реакции системы при наступлении неблагоприятного события.

Также проведены исследования по взаимодействию СУБ с подсистемами КСУ и устройствами КБО, что позволило изучить совместную работу этих систем и обмен данными между ними. В процессе выполнения дальнейшей работы по вышеописанному направлению полученные результаты целесообразно использовать при реализации СУБ и КСУ для перспективных ЛА.

В результате выполненной работы получена математическая модель вычислительного ядра СУБ полета вертолета, позволяющая исследовать физические процессы, протекающие в системе. Также проведен анализ модели на корректность согласно критерию Адамара. Полученные результаты целесообразно использовать в процессе проектирования систем для обеспечения безопасности полета ЛА на этапе разработки алгоритмов их взаимодействия с внешним оборудованием и создания программно-математического обеспечения.

Список литературы

1. **Сергушов И. В., Глазков В. П., Кулик А. А.** Перспективы развития систем управления винтокрылыми летательными аппаратами // Тр. IV Междунар. науч. конф. "Проблемы управления, обработки и передачи информации (УОПИ—2015)". 2015. Т. 1. С. 37—41.
2. **Сапогов В. А., Анисимов К. С., Новожилов А. В.** Отказо-безопасная вычислительная система для комплексных систем управления полетом летательных аппаратов // Электронный журнал "Труды МАИ". 2008. № 45.
3. **Система** поддержки экипажа в опасных ситуациях. / Л. М. Берестов, Е. Г. Харин и др. // Патент на изобретение RU 2128854 G05D1/D00 от 10.04.1999.
4. **Глубокая М. Г.** Бортовая система поддержки принятия решений на этапе взлета пассажирского самолета // Техника воздушного флота. 2008. Т. LXXXII, № 1 (690). С. 21—30.
5. **Шевченко А. М., Начинкина Г. Н., Солонников Ю. И.** Моделирование средств информационной поддержки пилота

на этапе взлета самолета // Тр. Московского института электромеханики и автоматики (МИЭА). 2012. № 5. С. 54—64.

6. **Технология** предупреждения выкатывания самолета за пределы ВВП. URL: <http://www.ato.ru/content/tehnologii-dlya-preduprezhdeniya-vykatyvaniya-vozdushnogo-sudna-za-predely-vpp>

7. **Федунов Б. Е., Прохоров М. Д.** Вывод по прецеденту в базах знаний бортовых интеллектуальных систем. URL: <http://www.isa.ru/aidt/documents/2010-03/6372.pdf>.

8. **Интеллектуальные** системы управления организационно-техническими процессами / Под ред. профессора А. А. Большакова. М.: Горячая линия — Телеком, 2016. 160 с.

9. **Большаков А. А., Лачугин Д. В., Лобанов В. В.** Проектирование программного комплекса адаптивной системы управления, сбора и анализа потоковых данных // Программная инженерия. 2015. № 2. С. 13—22.

10. **Большаков А. А., Кулик А. А., Глазков В. П.** Использование нейросетевого компенсатора для стабилизации движения полувинтовой протезируемой системы // Мехатроника, автоматизация, управление. 2014. № 1. С. 18—22.

Designing the Security Control System for Helicopter

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

Saint-Petersburg State Institute of Technology (Technical University),
Saint-Petersburg, 190013, Russian Federation,

A. A. Kulik, kulikalekse@yandex.ru, **E. N. Scripal**, **I. V. Sergushov**,
JSC "Design Bureau of Industrial Automation", Saratov, 41005, Russian Federation

Corresponding author: Bolshakov Alexander A., Professor of the Department "Computer Aided Design and Management", Saint-Petersburg State Institute of Technology (Technical University), Saint-Petersburg, 190013, Russian Federation, e-mail: aabolshakov57@gmail.com

Received on June 06, 2016

Accepted on June 30, 2016

It has been a study of interaction and automatic by-wire control systems, as well as external and internal influencing factors. It was shown the need for application in the complex aircraft control system safety management system. A feature of the proposed system is the use and realization in its structure algorithms, fuzzy logic and expert systems. The proposed approach makes it possible to create a system, adaptive to changing the aircraft flight conditions, increase the speed of reaction of the system upon the occurrence of adverse events. It was the mathematical model of computing the core safety management system of the helicopter, which allows to investigate the physical processes occurring in the system. This analysis was conducted by according to the conditions Hadamard correctness. Was offered a block diagram of the safety management system of the helicopter flight, the implementation of which is carried out on the basis of artificial intelligence. The article considers various aspects of the application of expert systems and fuzzy logic in control helicopter system. Special attention is given to the analysis of the interaction of the system with other complexes of control of the aircraft.

Keywords: the security control system, fly-by-wire control system, expert system, fuzzy logic algorithms

For citation

Bolshakov A. A., Kulik A. A., Scripal E. N., Sergushov I. V. Designing the security control system for helicopter, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2016, vol. no. 10, pp. 708—715.

DOI: 10.17587/mau.17.708-715

References

1. **Sergushov I. V., Glazkov V. P., Kulik A. A.** Prospects for the development of control systems rotorcraft, *Problems of management, processing and transmission of information (UOPI 2015): Proc. tr. IV International. scientific. Conf.*, 2015, vol. 1, pp. 37—41 (in Russian).
2. **Sapogov V. A., Anisimov K. S., Novozhilov A. V.** Fail-safe computer system for complex of aircraft flight control systems, *Electronic journal "Proceedings of the MAI."*, 2008, no. 45 (in Russian).
3. **Crew** support system in dangerous situations, *L. M. Berastau, E. G. Harin et al., Patent for invention RU 2128854 G05D1 / D00 on 10.04.1999* (in Russian).
4. **Глубокая М. Г.** Onboard decision support system on passenger aircraft takeoff stage, *Air Force Technology, that LXXXII, 1 (690)*, 2008, pp. 21—30 (in Russian)

5. **Shevchenko A. M., Nachinkina G. N., Solonnikov Y. I.** Modeling tools to inform the pilot of the aircraft at the stage of take-off, *Proceedings of the Moscow Institute of Electromechanics and Automation (MIEA)*, 2012, no. 5, pp. 54—64 (in Russian).

6. **Prevention** technology rolling out of the aircraft beyond GDP, available at: <http://www.ato.ru/content/tehnologii-dlya-preduprezhdeniya-vykatyvaniya-vozdushnogo-sudna-za-predely-vpp> (in Russian).

7. **Fedunov B. E., Prokhorov M. D.** Conclusion on the precedent knowledge bases airborne intelligence systems, available at: <http://www.isa.ru/aidt/documents/2010-03/6372.pdf> (in Russian).

8. **Bolshakov A. A.** ed. Intelligent organizational and technical process control systems, Moscow, Hotline — Telecom, 2016, 160 p. (in Russian).

9. **Bolshakov A. A., Lachugin D. V., Lobanov V. V.** Designing software system adaptive control system, the collection and analysis of streaming data, *Software Engineering*, 2015, no. 2, pp. 13—22 (in Russian).

10. **Bolshakov A. A., Kulik A. A., Glazkov V. P.** Using neural network compensator to stabilize the movement of semi-bridged system, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2014, no. 1, pp. 18—22 (in Russian).