

НАУЧНЫЕ ОБЗОРЫ

УДК 629.7

DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-4-84-104

Развитие автономных систем управления полетом опционально пилотируемых винтокрылых летательных аппаратов

М.И. Мясников¹, И.Р. Ильин²

¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, Россия

²Национальный центр вертолетостроения им. М.Л. Миля и Н.И. Камова, Томилино, Россия

Аннотация: В настоящей статье рассмотрена эволюция электрических дистанционных систем управления полетом (ЭДСУ) винтокрылых летательных аппаратов, начиная от первых аналоговых до современных автономных систем управления полетом. Такие системы управления полетом могут заменить пилота в трудных погодных условиях и экстремальных ситуациях, тем самым повышая безопасность полета. При правильной интеграции автономного полета с ручным управлением появится возможность свести к минимуму критические, связанные с человеческим фактором, причины летных происшествий, таких как столкновение с наземными препятствиями или потеря пространственной ориентации в сложных метеоусловиях. Автономный режим пилотирования подразумевает контроль и проверку поступающих от пилота входных сигналов, их сравнение с целями полетного задания и существующими на данный момент времени погодными условиями (и накладываемыми в связи с этим ограничениями). Система может включать пилота в контур управления и уведомлять его об этом, а в экстремальной ситуации вообще исключать его участие. Современные системы автономного управления рассмотрены на примере летающей лаборатории RASCAL JUH-60A, которая использовалась для отработки элементов системы дистанционного управления вертолета UH-60M Black Hawk при его модернизации.

Ключевые слова: электрическая дистанционная система управления (ЭДСУ), автономная система управления полетом (АСУП), опционально пилотируемый летательный аппарат.

Для цитирования: Мясников М.И., Ильин И.Р. Развитие автономных систем управления полетом опционально пилотируемых винтокрылых летательных аппаратов // Научный вестник МГТУ ГА. 2025. Т. 28, № 4. С. 84–104. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-4-84-104

The development of autonomous flight control systems for optionally manned rotary-wing aircraft

M.I. Myasnikov¹, I.R. Ilyin²

¹Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia

²National Helicopter Center Mil & Kamov, Tomilino, Russia

Abstract: This article examines the evolution of fly-by-wire (FBW) flight control systems for rotary-wing aircraft, from early analogue to modern autonomous flight control systems. Such flight control systems can replace a pilot in case of adverse weather conditions and extreme situations, thereby enhancing flight safety. Proper integration of autonomous flight with manual control will minimize the critical human factor-related causes of flight accidents, such as collision with ground obstacles or loss of spatial

orientation in severe meteorological conditions. Autonomous piloting mode implies monitoring and verification of input signals from the pilot and their comparison with targets of flight mission and current weather conditions (and restrictions imposed in connection with it). The system can include the pilot in the control loop and notify him of this, eliminating his activity in case of emergency. Modern autonomous control systems are considered based on the example of the flying testbed RASCAL JUH-60A, which was used to test elements of the FBW for the UH-60M Black Hawk helicopter during its modernization.

Key words: fly-by-wire (FBW) flight control system, autonomous flight control system (AFCS), optionally manned flight vehicle.

For citation: Myasnikov, M.I., Ilyin, I.R. (2025). The development of autonomous flight control systems for optionally manned rotary-wing aircraft. Civil Aviation High Technologies, vol. 28, no. 4, pp. 84–104. DOI: 10.26467/2079-0619-2025-28-4-84-104

Введение

Внедрение электродистанционных систем управления (ЭДСУ, fly-by-wire) привело к существенному расширению возможностей систем управления винтокрылыми летательными аппаратами (ВКЛА). Замена традиционных механических тяг управления на электрические, оптические или беспроводные линии передачи управляющих сигналов обеспечивает высокую точность управления, улучшает устойчивость и маневренность ВКЛА (рис. 1) [1, 2]. По мере развития аналоговых, а затем и цифровых ЭДСУ в них появились дополнительные функции, повышающие безопасность полета, например система улучшения устойчивости и управляемости, функции, снижающие рабочую нагрузку на экипаж, и функции снижения уровня вибраций летательного аппарата (ЛА). Эти системы значительно улучшили пилотажные характеристики воздушного судна, особенно в сложных условиях полета. Цифровые системы ЭДСУ также позволили использовать расширенные режимы управления полетом, такие как стабилизация пространственного положения, стабилизация высоты и автоматическая стабилизация курса ЛА. Эти возможности систем управления позволили повысить устойчивость летательного аппарата и сделать его более доступным для пилотирования, даже для менее опытных летчиков. За последние 50 лет системы ЭДСУ стали больше интегрироваться с системами навигации и авионики. Эта интеграция позволила реализовать следующие функции: автоматическую навигацию по путевым точкам, огибание рельефа местности и предотвращение столкновения с препят-

ствиями. Усовершенствованные адаптивные ЭДСУ включают в себя механизмы резервирования и отказоустойчивости, которые обеспечивают управление воздушным судном даже в случае частичного отказа элементов системы управления. Кроме того, современные ЭДСУ могут включать адаптивные и прогнозирующие алгоритмы управления, которые регулируют законы управления в режиме реального времени на основе различных факторов, включая изменение условий полета и конфигурации ЛА. Наконец, в последние годы ЭДСУ были объединены с автономными системами, что позволило ВКЛА работать в беспилотном режиме или в режиме опционального пилотирования. Это особенно важно при выполнении полета на малой высоте с огибанием рельефа местности, доставки грузов, воздушной разведки, а также поисково-спасательных операций [3–6].

Развитие систем дистанционного управления

В табл. 1 приведена краткая история развития автоматических систем управления полетом и стабилизации ВКЛА [1]. Ранние реализации ЭДСУ проходили экспериментальную отработку на летающих лабораториях. Для улучшения устойчивости и управляемости ЛА в этих системах использовались аналоговые системы управления и штатные электронные датчики для формирования управляющих сигналов. В первых попытках обеспечить некоторый уровень «искусственной» устойчивости использовались специальные механические устройства. Элементы системы, которую сегодня называют ЭДСУ, впервые были примене-

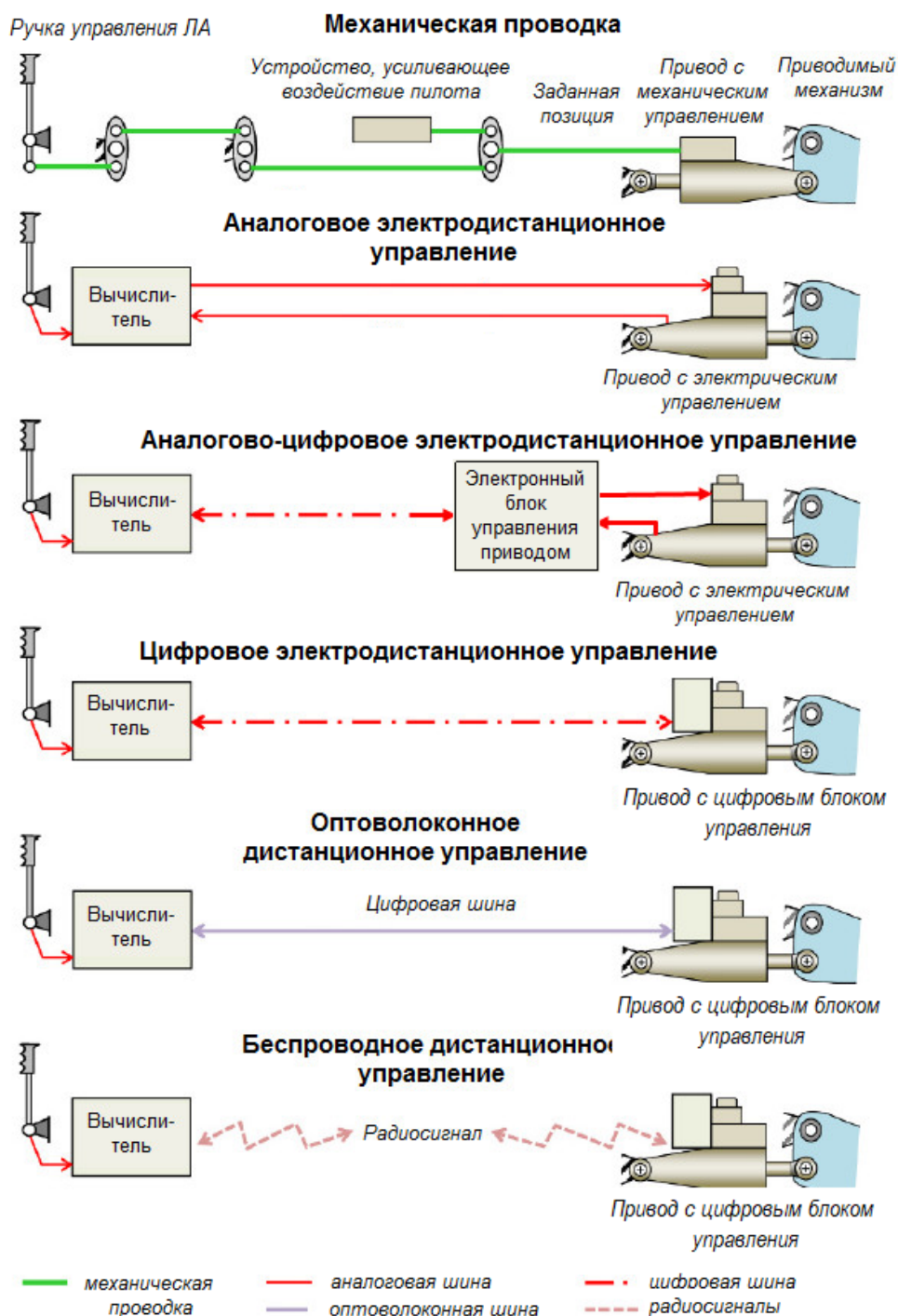


Рис. 1. Эволюция концепций передачи команд авиационным приводам
Fig. 1. Evolution of command transmission concepts to aircraft actuators

ны в автопилоте вертолета Sikorsky S-58, а также реализованы в контроллере боковой ручки управления для рабочего места оператора груза на вертолете Sikorsky CH-54 Skycrane. Автоматические системы управления полетом и стабилизации винтокрылых летательных ап-

паратов стали широко использовать в конце 1980-х и начале 1990-х годов, что привело к созданию современных систем улучшения устойчивости и управляемости с ограниченной ответственностью (SAS), реализованных на вертолетах UH-60A и S-76.

Таблица 1
Table 1

История развития автоматических систем управления и стабилизации ВКЛА
The evolution of automatic flight control systems and stabilization systems for rotary-wing aircraft

Год	Модель ВКЛА	Преимущества (по сравнению с предыдущей моделью)
<i>Механические системы улучшения устойчивости и управляемости</i>		
1941	Патент Янга	Стабилизация на режиме висения при помощи стержня Янга – Белла
1953	Sikorsky/H03-S1	Улучшение продольной устойчивости с помощью изменения угла установки лопастей несущего винта в зависимости от действующих на них аэродинамических нагрузок
1954	Bell/47	Использование двухлопастного несущего винта на кардане со стабилизирующим стержнем Янга
1964	Bell/H13	Механический фильтр первого порядка для улучшения реакции по угловой скорости крена
<i>Первый электрический автопилот</i>		
1950	Piasecki/HUP-1	Применение электрического автопилота
1952	Sikorsky/S-56	Снижение реакции на порывы ветра и улучшение реакции на управляющие сигналы
1960	Sikorsky/S-58	Автоматический режим висения
<i>Исследования в США по улучшению функционала и надежности ЭДСУ</i>		
1973	Boeing/CH47B	Демонстрация цифровой электрической системы с дистанционным управлением (проект TAGS)
1975	Boeing/XCH-62	Изменение параметров системы устойчивости и управляемости в зависимости от режима полета (проект HLH)
1986	Sikorsky/UH-60A	Оптоволоконная / электродистанционная система управления с боковой ручкой управления (программа ADOCS)
1992	Sikorsky/S-76 Shadow	Переключение режимов автопилота на этапах взлета и посадки
<i>Исследования ЭДСУ в Европе и Канаде</i>		
1979	Bell/205	Демонстрационный полет с ЭДСУ, Национальный научно-исследовательский совет (NRC), Канада
1985	BO/105 ATTHes	Летающая лаборатория ЭДСУ, Немецкий аэрокосмический центр, Германия
1991	Aérospatiale/AS 365 Dauphin	Демонстрационный полет с ЭДСУ, «Аэроспасьяль», Франция
2001	Bell/412 ASRA	Демонстрационный полет с ЭДСУ, Национальный научно-исследовательский совет (NRC), Канада
2002	Eurocopter/EC135	Демонстрационный полет с оптоволоконной ДСУ, Немецкий аэрокосмический центр, Германия

Полнофункциональные ЭДСУ в составе цифровых автоматических систем управления полетом (AFCS) появились в середине 1970-х годов (табл. 2) [1]. В 1971 году армия США заключила контракт с Boeing/Vertol на разработку усовершенствованных техниче-

ских компонентов (АТС) для вертолета большой грузоподъемности (HLH) XCH-62 [3].

Данная программа включала в себя разработку системы управления полетом. В рамках этого контракта модифицированный Boeing/Vertol CH-47, получивший обозначе-

Таблица 2
Table 2

Примеры разработанных на сегодняшний день ВКЛА с ЭДСУ
Examples of Up-to-Date Rotary-Wing Aircraft Equipped with Fly-By-Wire Flight Control Systems

Год	Модель ВКЛА	Характеристики
1975* 1984*	Boeing/ AH-64A Apache	Ударный вертолет Механическая проводка с аварийной (нерезервированной) ЭДСУ в каждом канале управления
1989* 2005**	Boeing/ V22 Osprey	Многоцелевой военный конвертоплан с ЭДСУ во всех каналах
1992* 1994**	McDonnell/ MD 900 Explorer	Легкий вертолет Аналоговая ЭДСУ для системы путевого управления
1995* ¹ 2003* ² 2007**	NH Industries/ NH-90	Военный вертолет среднего класса Первый военный вертолет в массовом производстве, оснащенный ЭДСУ (с 4-кратным резервированием)
1996* Прекращена в 2004	Boeing/Sikorsky RAH-66 Comanche	Боевой вертолет с ЭДСУ (3-кратное резервирование) без механической резервной системы управления
2003*	Agusta Westland/ AW609	Гражданский транспортный конвертоплан, оснащенный ЭДСУ (3-кратное резервирование)
2015*	Bell/ 525 Relentless	Многоцелевой гражданский транспортный вертолет. Первый пассажирский вертолет, оснащенный ЭДСУ (3-кратное резервирование) без механической резервной системы управления

* Первый полет. ** Ввод в эксплуатацию. ¹Только с механической СУ. ²С ЭДСУ.

ние Model 347, стал первым вертолетом, совершившим в 1974 году полет с ЭДСУ без механического резервирования. Другим вертолетом, использовавшим в то время технологию ЭДСУ, был Sikorsky S-72. S-72 – экспериментальный вертолет с изменяемым углом установки крыла. Технологии ЭДСУ, использованные на S-72, были только первым шагом по сравнению с современными системами, но ознаменовали важный этап в развитии технологии дистанционных систем управления винтокрылых машин. Программа Sikorsky S-72 была направлена на изучение преимуществ сочетания характеристик несущего винта на вертикальных режимах полета (вертикальные взлет-посадка, висение, полет с малыми скоростями) с высокими аэродинамическими характеристиками крыла на больших скоростях. Система ЭДСУ S-72 стабилизировала вертолет и осуществляла управление при переходе между вертолетным и самолетным режимами полета.

В 1980-х годах технология ЭДСУ начала приобретать все большее значение в разработке винтокрылых летательных аппаратов, хотя она все еще находилась на ранней стадии по сравнению с современными системами дистанционного управления. В течение этого десятилетия несколько программ по созданию винтокрылых летательных аппаратов в разной степени включали в себя технологию ЭДСУ. Важно отметить, что системы ЭДСУ винтокрылых машин 1980-х годов были не такими совершенными, как на современных ЛА. Они в первую очередь были направлены на повышение устойчивости и управляемости, а не на выполнение полного профиля или более сложных режимов полета, входящих в функционал современных систем ЭДСУ.

Тем не менее внедрение технологии ЭДСУ на этих винтокрылых машинах 1980-х годов стало важным шагом на пути к повышению безопасности полетов вертолетов. Для разра-

ботки и демонстрации усовершенствованных законов управления полетом компания Sikorsky модифицировала вертолет S-76, установив дополнительную кабину пилота в его носовой части. Этот проект получил название SHADOW (рис. 2) (The Sikorsky Helicopter Advanced Demonstrator of Operator Workload).



Рис. 2. Летающая лаборатория Sikorsky SHADOW
Fig. 2. Sikorsky SHADOW flying testbed

Модифицированный вертолет имел 4-канальный контроллер боковых ручек – тангажа, крена, рыскания и общего шага – вместо обычных рычагов управления циклическим и общим шагом и педалей путевого управления. Система была полностью электродистанционной со страхующими пилотами на задних креслах, контролировавшими ход испытаний с возможностью перехватить управление вертолетом при необходимости.

В 1990–2000-х годах цифровые системы ЭДСУ начали заменять аналоговые. Этот переход обеспечил ряд преимуществ, включая повышенную точность, децентрализацию и гибкость. Цифровые системы ЭДСУ позволяли применять более сложные алгоритмы управления и интеграцию современных датчиков с бортовыми вычислителями. В течение 1990-х годов технология ЭДСУ продолжала развиваться, и ее внедрение на винтокрылых машинах стало более массовым. В частности, конвертоплан V-22 стал первой серийной винтокрылой машиной, на которой была реализована ЭДСУ с полной ответственностью [2]. К этому времени требования к пилотажным характеристикам были подтверждены многочисленными исследованиями, проведенными Управлением аэродинамики и динамики полета армии США и НАСА. Итогом этого исследования стала

разработка спецификации ADS-33, актуализированной в 2000 году.

В начале 2000-х годов Исследовательский центр Эймса НАСА и Управление аэродинамики и динамики полета Армии США провели летные квалификационные испытания исследовательской системы управления полетом (RFCFS), интегрированной в летающую лабораторию RASCAL, созданную на базе вертолета UH-60A BLACK HAWK, кардинально модифицированного для обеспечения программ летных исследований. В 2007 году лаборатория RASCAL была значительно модифицирована для размещения ключевых аппаратных и программных элементов системы управления полетом вертолета UH-60M Upgrade (UH-60M/U). Первый полет лаборатории состоялся в 2006 году. Исследовательские летные испытания UH-60M/U проводились до 2011 года объединенной группой из специалистов фирмы «Сикорский» и Армии США в Центре исследования полетов компании «Сикорский» в Уэст-Палм-Бич, Флорида. Вертолет показал полное соответствие первому уровню ADS-33 GVE/DVE (рис. 3).



Рис. 3. Вертолет Sikorsky UH-60M/U с ЭДСУ
Fig. 3. Sikorsky UH-60M/U FBW Helicopter

В 2010-х годах технологии ЭДСУ продолжали развиваться, обеспечивая улучшенное управление, безопасность и расширенные эксплуатационные возможности. ЭДСУ оборудованы: вертолет AW189 AgustaWestland, конвертоплан AW-609, Eurocopter EC175, Sikorsky S-97 RAIDER, конвертоплан Bell V-280 Valor и CH-148 Cyclone, военная модификация коммерческого вертолета Sikorsky S-92. Ожидается, что вертолет Bell 525 Relentless (рис. 4), разработка которого началась в 2012 году, а первый полет совершен в 2015 году,

станет первым гражданским вертолетом с ЭДСУ, сертификация которого ожидается в 2025 году [3].



Рис. 4. Вертолет Bell 525 Relentless с ЭДСУ
Fig. 4. Bell 525 Relentless FBW Helicopter

Эволюция автономных систем

Разработка автономных и полуавтономных систем позволила повысить безопасность и универсальность винтокрылых машин. Эти системы могут помочь в навигации, предотвращении столкновений и даже в выполнении дистанционно пилотируемых или автономных миссий. Истоки автономных систем на винтокрылых машинах уходят далеко в 1980-е годы. С 1980-х по середину 2000-х годов «Сикорский» разработал ряд алгоритмов для автономных систем, сформированных с помощью усовершенствованных законов управления полетом (FCLAWS), основанных на достижениях ЭДСУ.

В 2002 году компания «Сикорский» начала участвовать в проекте «Беспилотный ударный военный вертолет» (UCAR) под эгидой агентства DARPA (Defense Advanced Research Projects Agency). Этот ВКЛА должен был раздвинуть границы возможностей автономного полета. Программа UCAR нахо-

дилась на стадии предварительного проектирования, когда в 2004 году была отменена (подобно программе RAN-66 и другим программам развития армейской авиации США) вследствие сокращения бюджетного финансирования. В программе UCAR участвовали две крупные команды разработчиков из компаний Northrop Grumman и Lockheed Martin. В Northrop Grumman использовали планер перспективного концептуального вертолета Sikorsky и несущую систему Kaman, а в Lockheed Martin использовали проект концептуального вертолета Bell (рис. 5).

Большинство катастроф в авиации связаны с ограниченными возможностями человека при обнаружении препятствий в условиях плохой видимости, определении отклонений от курса и реакцией на непредвиденные обстоятельства в сочетании с другими осложняющими восприятие факторами. Представленный в 2013 году проект Sikorsky MATRIX Technology был разработан для решения проблемы аварийности ВКЛА в условиях плохой видимости [7–9]. Технология MATRIX – это комбинация программного и аппаратного обеспечения для автономного полета, которая позволяет пилотируемому воздушному судну выполнять ряд задач без участия человека.

В 2014 году модернизированный вертолет S-76B Sikorsky Autonomous Research Aircraft (SARA) был оборудован ЭДСУ с системой автономности MATRIX. В 2016 DARPA инициировала проект Aircrew Labor In-Cockpit Automation System (ALIAS), а система MATRIX была продемонстрирована как на вертолетах, так и на транспортных самолетах [6].



Рис. 5. UCAR (2002–2004): слева – Northrop Grumman (Sikorsky/Kaman), полномасштабная модель; справа – Lockheed Martin (Bell), концепт

Fig. 5. UCAR (2002–2004): Left – Northrop Grumman (Sikorsky/Kaman) full-scale survivability model; Right – Lockheed Martin (Bell) concept



Рис. 6. Полностью автономный UH-60 DARPA MATRIX
Fig. 6. Fully autonomous UH-60 DARPA MATRIX

В 2018 году пилоты армии США осуществили контролируемый автономный полет с целью отработки управления опционально пилотируемым воздушным судном (ОПВ) через серию миссий SARA. В 2019 году выполнен полет модифицированного UH-60A с обновленной ЭДСУ и программным обеспечением MATRIX. Весной 2021 года на ОПВ UH-60 (рис. 6) система MATRIX была успешно испытана. В октябре 2024 года компания Sikorsky (Lockheed Martin) заключила контракт с агентством DARPA на установку автономной системы управления полетом ALIAS/MATRIX на экспериментальный вертолет UH-60M с ЭДСУ. В настоящее время Sikorsky работает с Федеральным авиационным управлением США (FAA) над сертификацией системы MATRIX, которая использует множество бортовых датчиков, лидаров и камер в сочетании с запатентованным аппаратным и программным обеспечением [3].

От дистанционных к автономным системам управления полетом

С развитием систем дистанционного управления появилась возможность создания автономных систем управления полетом (Autonomous Flight Control System). Автономная система управления полетом позволяет управлять воздушным судном с минимальным вмешательством человека. В зависимости от степени автономности полета его можно выполнять с несколькими членами экипажа, с одним пилотом, а также в беспил-

лотном режиме. Летательные аппараты, оснащенные такими системами управления, получили название опционально пилотируемых (Optionally Piloted Vehicles (OPV)). Они способны выполнять пилотирование в сложных погодных условиях (туман, пыльная буря, шторм), то есть в условиях плохой видимости (Degraded Visual Environment (DVE)). Автономным системам под силу управлять ЛА при полете на малой высоте с огибанием рельефа местности, избегать столкновения с препятствиями и даже самостоятельно выбирать место для безопасной посадки.

Работа винтокрылых машин в дальнейшем неизбежно будет стремиться к более высоким уровням автономности. Полетные задания смогут выполняться либо полностью автономно, либо в совмещенном режиме, где пилот и автономная система управления работают совместно. Достижение высоких уровней автономности, однако, является сложной задачей, потому что полетные задания винтокрылых машин разнообразны и сложны и требуют выполнения ряда сложных алгоритмов. Путь к эффективному использованию автономного пилотирования при выполнении сложных операций, вероятно, потребует совершенствования процесса ручного пилотирования, где автономному полету постепенно отводится главная роль, позволяя таким образом снизить рабочую нагрузку на экипаж [10–12].

Рассмотрим архитектуру автономной системы управления полетом на примере летающей лаборатории RASCAL JUH-60A (рис. 7), которая использовалась для отработки эле-



Рис. 7. Вертолет RASCAL JUH-60A Black Hawk
Fig. 7. RASCAL JUH-60A Black Hawk Helicopter

ментов системы дистанционного управления вертолета UH-60M Black Hawk в рамках его глубокой модернизации [13].

Программное обеспечение для формирования полетного задания

Программное обеспечение для формирования полетного задания состоит из интерфейса управления полетным заданием, программного обеспечения для построения траектории полета (PG), управления вектором скорости (VC), навигации в зоне препятствий (OFN) и определения места безопасной посадки (Safe Landing Area Determination, SLAD) [11].

Пульт/интерфейс управления полетным заданием

Пульт/интерфейс управления полетным заданием (Mission Manager/Operator-Interface) позволяет пилоту взаимодействовать с системой управления и следить за ее работой на уровне принятия решения. Например, пилот может выбрать желаемый пункт назначения на экране с интерактивной картой, затем система управления полетным заданием найдет информацию об этом месте и передаст команду программе навигации в зоне препятствий (Obstacle Field Navigation, OFN) направить вертолет в пункт назначения, избегая препятствий на пути следования.

Построение траектории полетного задания

Для точного позиционирования вертолета интерфейс управления полетным заданием и программа навигации в зоне препятствий OFN

используют программу построения траектории полета (Path Generation (PG)). Программа PG позволяет пилоту уточнять намеченную траекторию путем введения нескольких удаленных друг от друга точек маршрута вместе с параметрами полета (максимальная скорость, скороподъемность и предельные перегрузки). Когда генератор траектории получает набор неуточненных точек маршрута, он разрабатывает их расширенный и уточненный перечень с соответствующим скоростным профилем полета. Этот перечень ограничивается таким образом, чтобы траектория полета оставалась в рамках определенных кинематических ограничений и в ограниченном пространственном коридоре в полете до каждой неуточненной точки маршрута.

Каждая неуточненная точка маршрута имеет определенный радиус, который определяет коридор между двумя последовательными точками; коридор – пространство между диаметрами двух последовательных точек маршрута. Расширенный перечень путевых точек с соответствующими скоростями направляется в блок управления точками маршрута, инициирующий полет по данной траектории. В процессе полета вертолета по определенной траектории генератор траектории может получать новый набор точек маршрута, после чего он автоматически удаляет любую незавершенную часть траектории и прокладывает новую траекторию из текущего положения.

Управление вектором скорости

Управление вектором скорости (Vector Command (VC)) – альтернативный вид программы задания траектории движения воздушного судна. Программа управления вектором скорости получает дискретные изме-

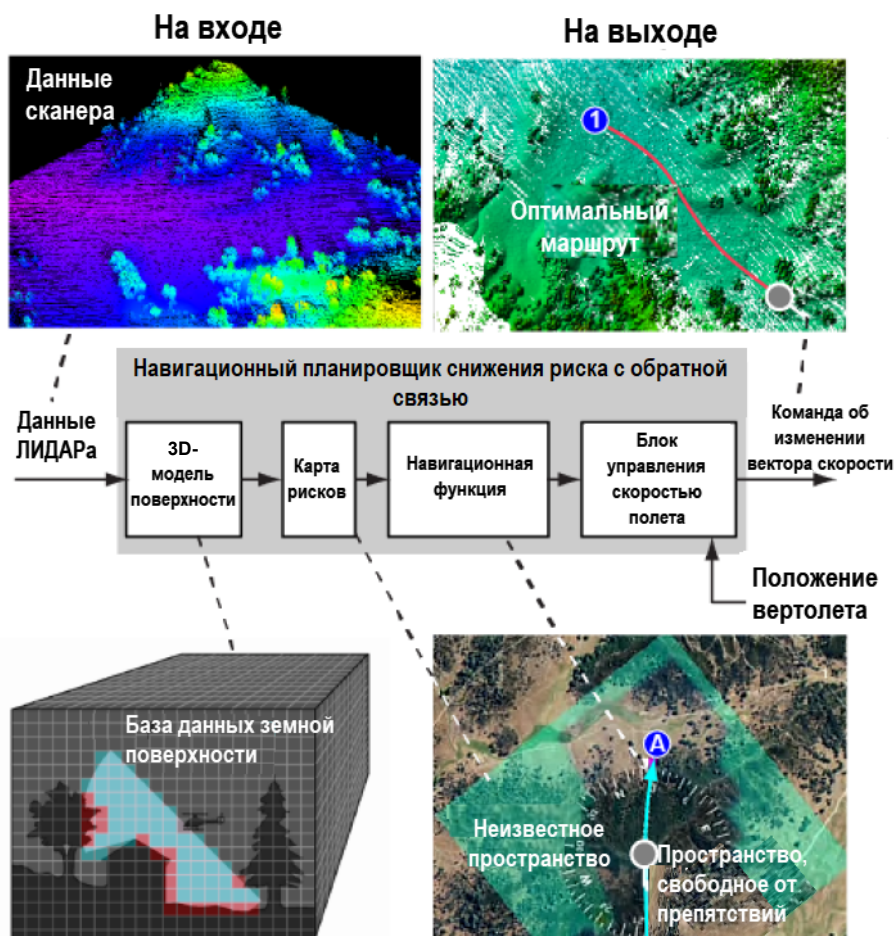


Рис. 8. Компоненты автономного алгоритма минимизации риска OFN
Fig. 8. Components of the risk-minimizing OFN autonomy algorithm

нения желаемой скорости полета. Например, пилот может ввести значения скорости, угла наклона траектории и изменения угловой скорости рыскания, а программа ВС создаст непрерывный поток команд на изменение вектора скорости, который поступит в программу управления точками маршрута. ВС использует тот же интерфейс для управления точками маршрута, что и программное обеспечение для навигации в зоне препятствий.

Навигация в зоне препятствий

Программа навигации в зоне препятствий OFN участвует в обработке данных, поступающих от датчиков, и передает данные о безопасной траектории полета в систему управления. Задача OFN – направлять вертолет в то место, которое выбрал пилот, избегая при этом столкновения с землей и прочими

препятствиями. Алгоритм OFN задает команду системе траекторного управления в виде набора команд об изменении скорости. В программе используется алгоритм минимизации риска столкновения с препятствиями, который создает 3D-карту пространственно изменяющихся факторов риска и прокладывает путь с минимальным риском. Основные компоненты этого планировщика представлены на рис. 8 [14].

Определение безопасного места посадки (SLAD)

Для определения безопасных мест приземления программа определения безопасного места посадки (SLAD) учитывает ряд ограничений для места посадки, исходя из анализа 3D-облака точек, полученного при помощи лазерного дальномера. Типичные

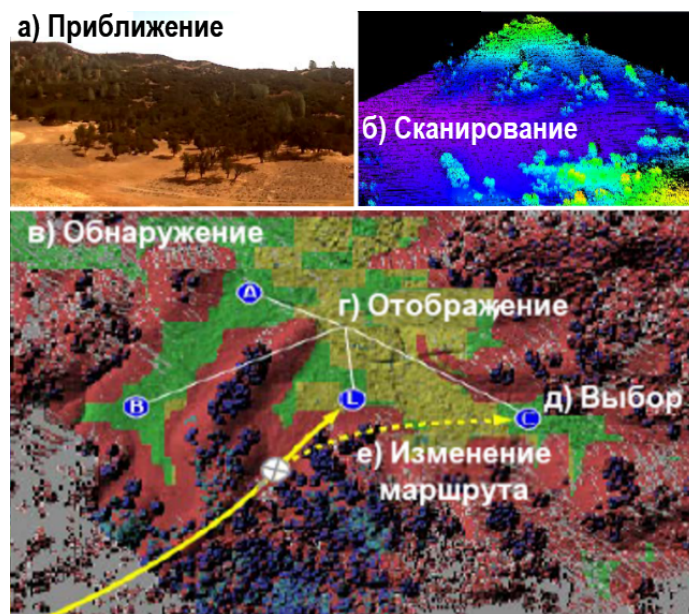


Рис. 9. Решения SLAD при выборе места посадки
Fig. 9. SLAD solutions for landing site

требования представляют собой набор ограничений, которые позволяют подобрать место посадки в пределах допуска по углу наклона поверхности, высоте опасных препятствий и расстоянию до них.

Взаимодействие пилота с программой SLAD происходит в момент приближения к потенциальному месту посадки (рис. 9, а) [15].

Местность сканируется лидаром, и данные поступают в программу SLAD (рис. 9, б). Когда безопасные места и рекомендуемые точки найдены (рис. 9, в), они отображаются для пилота (рис. 9, г) в виде безопасной поверхности зеленого цвета, а рекомендуемые точки посадки – буквами А, В, С и L.

Решение (L) представляет собой последнюю точку маршрута, отправленную в программу OFN из предыдущего решения, поэтому оно сохраняется в каждом цикле решений до тех пор, пока не будет признано недействительным. Пилот может сохранять текущее место посадки (L) либо по желанию может изменить решение и выбрать другое место (рис. 9, д), что повлечет за собой изменение маршрута (рис. 9, е) в виде отправки альтернативной точки маршрута (С) программе OFN. В следующем цикле решений точка (С) будет отмечена как последняя отправленная точка (L).

OFN использует пространственную ячейку размером 20 м и гарантирует посадку вертолета в пределах ближайшей ячейки. Если выбор программы подтвержден в пределах одной ячейки, программа SLAD направляет финальную точку посадки в программу, генерирующую траекторию, которая может более точно посадить вертолет. Если же пилот меняет пункт назначения, то АСУП должна учесть это изменение без значительных переходных процессов. Это особенно важно вблизи конечной точки маршрута, где увеличивается вероятность столкновения с землей или препятствием.

Темп приближения в режиме SLAD определяется скоростью, которая установлена в программе минимизации риска OFN и составляет примерно 20 м/с (40 узлов). Несмотря на то что лазерный дальномер имеет дальность действия около 2 000 м, реальные решения не выдаются программой до тех пор, пока ЛА не будет находиться в 500–700 м от места приземления. Это объясняется тем, что на больших расстояниях и при малых углах наклона траектории область приземления выглядит очень маленькой по сравнению с шириной сканирования и потенциальной областью посадки и, соответственно, очень малое

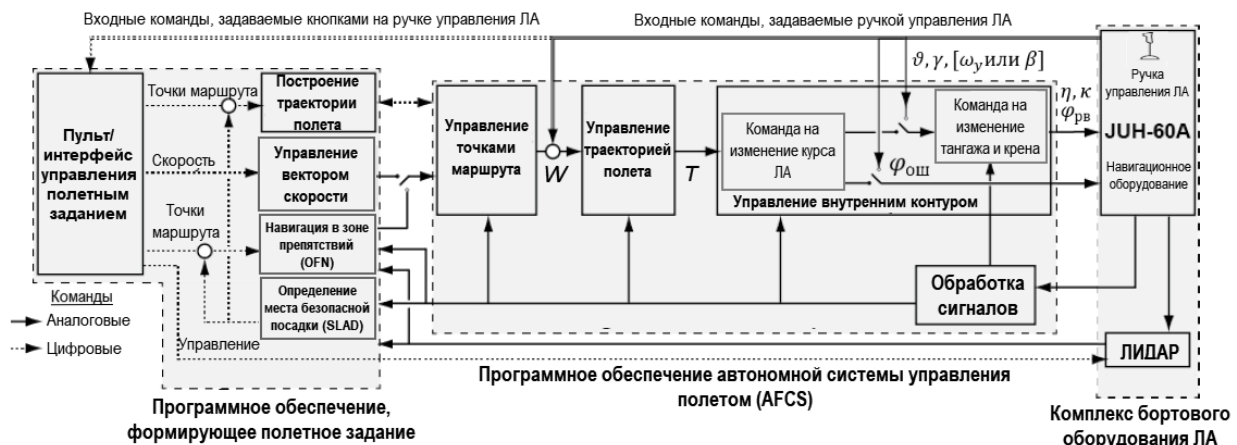


Рис. 10. Архитектура автономной системы управления полетом на примере летающей лаборатории RASCAL JUH-60A
Fig. 10. Architecture of the autonomous RASCAL JUH-60A flying testbed

количество сканируемых точек в действительности попадает в зону посадки до момента приближения. При сближении с поверхностью на скорости 20 м/с время, остающееся пилоту до приземления в конечной точке посадки, составляет примерно 20–40 с, что не так много, учитывая летную нагрузку и обработку постоянно поступающей информации. Получение информации о более благоприятном варианте посадки вынуждает пилота быстро менять место приземления, следовательно, система должна быть способна справляться с этим без длительных или непривычных переходных процессов.

Автономная система управления полетом

Автономная система управления полетом [15] включает в себя две программные и аппаратную части (рис. 10): программное обеспечение, формирующее полетное задание, программное обеспечение автономной системы управления полетом (AFCS) и комплекс бортового оборудования летательного аппарата.

Основные блоки программного обеспечения автономной системы управления полетом (Autonomous Flight Control Software, AFCS) показаны в центральной части рис. 10. AFCS

обеспечивает формирование команд управления вертолетом на основе команд программного обеспечения, формирующего полетное задание. Рассмотрим каждый программный блок системы AFCS более детально [15].

Управление точками маршрута

Программа управления точками маршрута (рис. 10) получает управляющие команды о точках маршрута или векторах скорости, а затем на выходе выдает непрерывное изменение параметров траектории полета W , поступающее в программу управления траекторией полета. Управление точкам маршрута подробно показано на рис. 11, а, где представлены два интерфейса в блоке: интерфейс «построение траектории по точкам маршрута» и интерфейс «построение траектории по вектору скорости».

Интерфейс «построение траектории по точкам маршрута» получает набор заданных точек маршрута из программы построения траектории полета, который включает положение, скорость, значение перегрузки и временную информацию для навигации по определенной траектории. Эти точки сохраняются в памяти и объединяются по мере поступления, а когда получена общая картина всей траектории, они фильтруются и упорядочи-

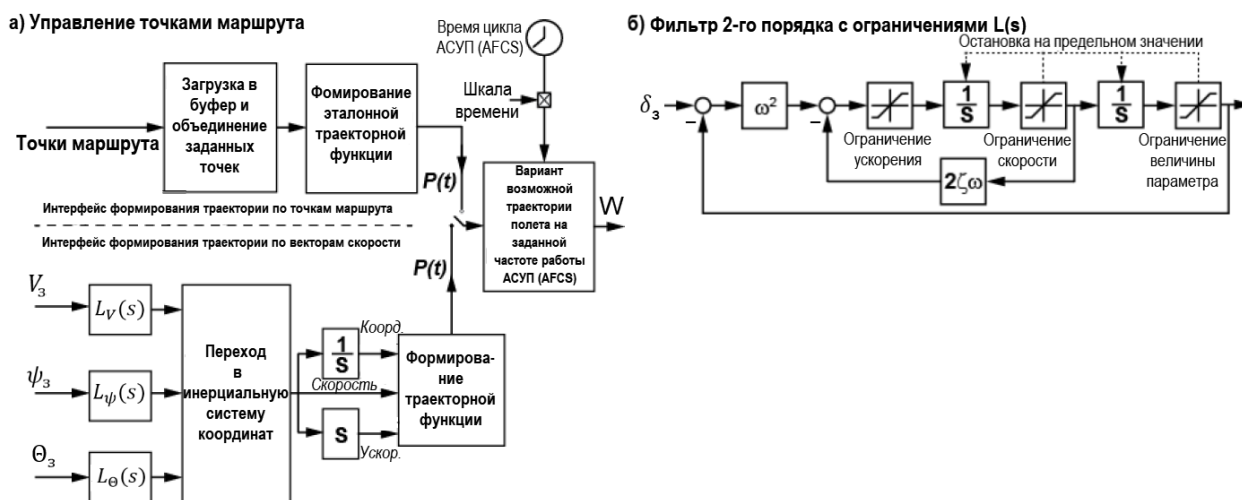


Рис. 11. Управление точками маршрута
Fig. 11. Waypoint Control

ваются для задания траекторной функции $P(t)$, которая может быть вычислена в каждом временном цикле АСУП для создания непрерывного траекторного положения W , направляемого в блок управления траекторией полета.

Интерфейс «построение траектории по вектору скорости» считывает временную последовательность команд задания вектора скорости полета. Поток команд скорости может поступать либо из программы управления вектором скорости, либо из программы OFN.

Величины скорости V_z , угла рыскания ψ_z и угла наклона траектории Θ_z фильтруются с помощью фильтров 2-го порядка $L(s)$, показанных на рис. 11, б. Отфильтрованное значение скорости преобразуется в земную (инерциальную) систему координат и используется для вычисления положения и значений перегрузок. Эти данные затем используются для задания траекторной функции $P(t)$, которая задает параметры траектории a , направляемые в блок управления траекторией полета.

Управление траекторией полета

Блок управления траекторией полета выполняет функции автопилота при задании курса полета и действует как в режиме висения, так и в режиме горизонтального полета. Блок управления траекторией отслеживает отклонение параметров траектории в инерци-

альной системе координат W от значений параметров, задаваемых блоком управления точками маршрута, преобразует их в связанную систему координат T и передает управляющие команды на изменение курса полета во внутренний контур ЛА. Он также обеспечивает необходимое сглаживание возмущений пространственного положения ЛА независимо от того, используется ли алгоритм «построение траектории по точкам маршрута» или алгоритм «построение траектории по вектору скорости» блока управления точками маршрута (рис. 11). При использовании алгоритма «построение траектории по вектору скорости» блок управления траекторией полета будет следовать траектории, полученной в результате интегрирования значений задаваемой скорости. Любое отклонение от траектории в результате накопления погрешностей интегрирования величины задаваемой скорости должно устраняться специальным алгоритмом. Программа управления траекторией полета работает в земной системе координат $X_g Y_g Z_g$ в режиме висения (рис. 12) и в траекторной системе координат $X_K Y_K Z_K$ в режиме горизонтального полета.

В режиме висения команды управления слежением за маршрутом задаются в инерциальной системе координат $W = [X_g, Z_g, Y_g, \psi]$, а команды траектории полета $T = [V_x, V_y, \omega_y, \dot{h}]$ задаются, как показано на рис. 13, а.

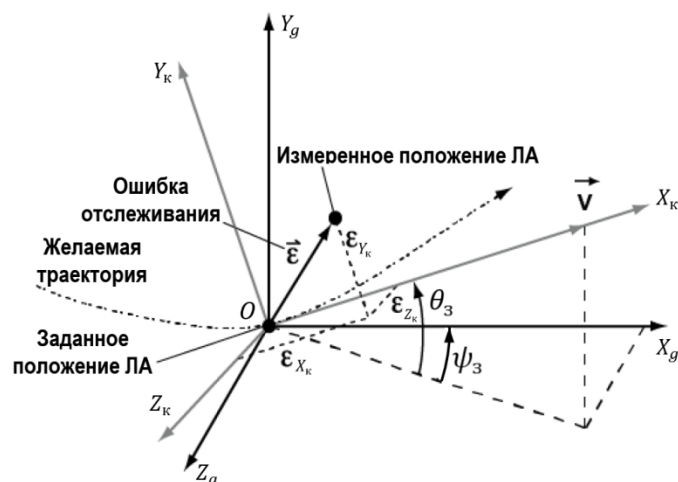


Рис. 12. Траектория полета в нормальной и траекторной системах координат
Fig. 12. Flight Trajectory in Normal and Path Coordinate Systems

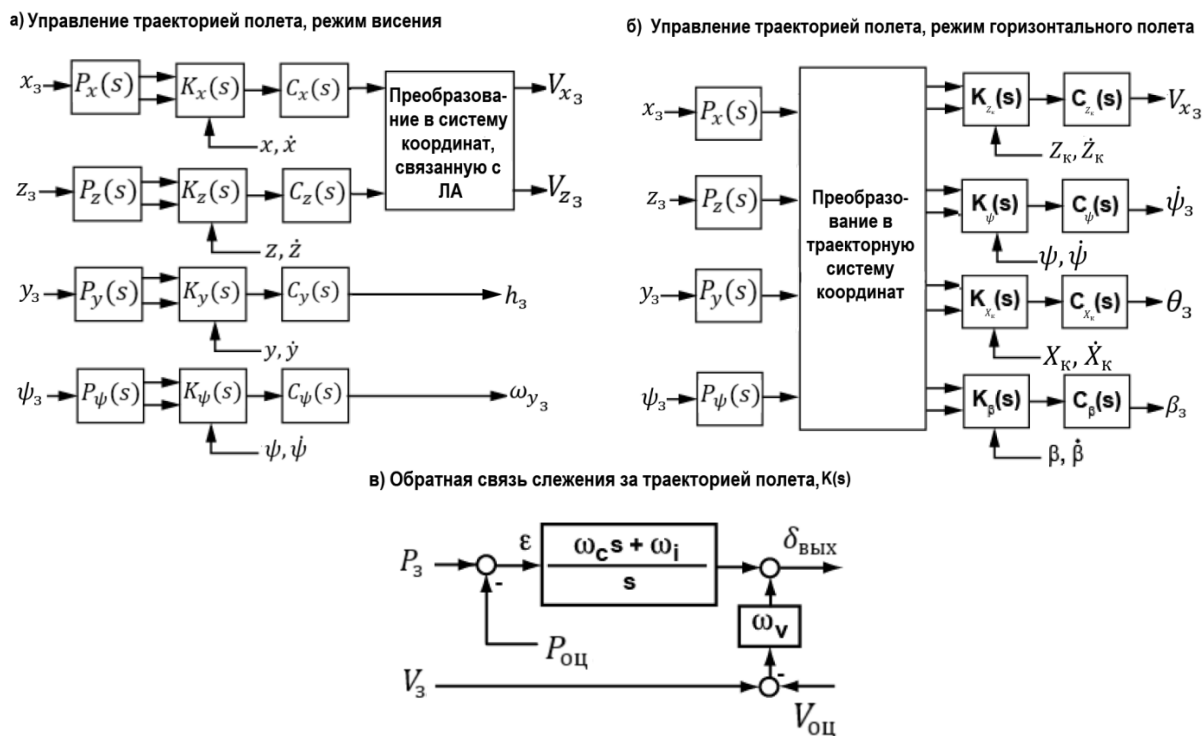


Рис. 13. Управление траекторией полета в режиме висения и в горизонтальном полете
Fig. 13. Tracking Control in Hover and Forward Flight Mode

Предварительный фильтр P используется для формирования сквозного ответа, а компенсационное звено $C(s)$ применяется для настройки переходного процесса пропорционально-интегрально-дифференциального (ПИД) регулятора обратной связи $K(s)$. Преобразование позволяет переходить от X – Y -координат в земных осях к изменению компонент

скорости в связанной с ЛА системе координат.

Блок обратной связи слежения за траекторией полета $K(s)$ имеет структуру, показанную на рис. 13, в, где команда по координате P_3 , сигнал обратной связи по координате $P_{оц}$, команда по скорости V_3 и сигнал обратной связи по скорости $V_{оц}$ объединяются

с ПИД-регулятором. Сигнал невязки ε по координате проходит через пропорциональный и интегральный блоки, в то время как сигнал невязки по скорости масштабируется с помощью величины ω_v и суммируется с выходом ПИД-регулятора для создания выходного сигнала обратной связи $\delta_{\text{вых}}$.

В горизонтальном полете программа управления траекторией полета задает команды в траекторной системе координат X_k, Y_k, Z_k , сонаправленной с желаемой траекторией, показанной на рис. 12. Ось X_k данной системы координат сонаправлена траектории, ось Y_k нормальна к траектории в вертикальной плоскости, а ось Z_k находится в горизонтальной плоскости, перпендикулярной плоскости X_k-Y_k . Ориентация траекторной системы координат относительно инерциальной определяется заданным углом наклона траектории θ и углом рыскания ψ .

В поступательном полете положение ЛА задается в инерциальных координатах $W = [X_g, Z_g, Y_g, \psi]$, а команды на изменение траектории полета $T = [V_x, \dot{\psi}, \beta, \theta]$ формируются, как показано на рис. 13, б. Параметры траектории $W = [X_g, Z_g, Y_g, \psi]$ предварительно отфильтровываются, а затем преобразуются в команды в траекторной системе координат. Как и в режиме висения, ПИД-регулятор используется для управления каждым соответствующим каналом управления с последующей дополнительной компенсацией $C(s)$. В продольном канале пройденное расстояние вдоль траектории X_k регулируется управлением скоростью V_{x3} , в то время как в канале высоты угол наклона траектории θ регулируется при помощи управления углом наклона траектории полета θ_3 . В поперечном канале управления координата Z_k регулируется управлением скоростью рыскания $\dot{\psi}_3$. Наконец, в путевом канале управления боковое скольжение β регулируется управлением углом скольжения β_3 .

Управление внутренним контуром

Блок управления внутренним контуром на рис. 10 состоит из двух основных модулей: модуля управления курсом ЛА и модуля

управления угловым положением ЛА (тангажом, креном и рысканием), которые показаны на рис. 14. Эти два блока устроены так, чтобы они могли взаимно отключаться для обеспечения возможности полета в ручном режиме с помощью блока управления угловым положением ЛА.

Модуль управления курсом ЛА

Модуль управления курсом ЛА в качестве своих входных данных использует выходные данные из блока управления траекторией полета ЛА в связанной системе координат T и генерирует для модуля управления угловым положением ЛА следующие данные: значение общего шага несущего винта $\varphi_{\text{ош}}$, заданный угол крена γ , заданный угол тангажа ϑ и либо заданную угловую скорость рыскания ω_y в режиме висения, либо угол скольжения β при поступательном полете.

В режиме висения модуль управления курсом ЛА формирует отклик на команды по скоростям $V_x, V_z, \dot{h}$ при помощи дополнительных блоков, ограниченных пунктирной линией на рис. 14, а. Управление угловым положением в путевом канале осуществляется изменением угловой скорости рыскания, поэтому не требуется дополнительных замыканий контура. Для формирования заданной ответной реакции по поперечной скорости V_z канал крена имеет форсирующее звено, которое включается последовательно за блоком стабилизации поперечной скорости. Форсирующее звено компенсирует в режиме висения и малых скоростей исчезновение производной Y^{V_z} по боковой скорости, таким образом улучшая работу контура стабилизации поперечной скорости.

Подобным же образом канал тангажа имеет блок управления траекторией в продольной плоскости с форсирующим звеном, расположенным после блока стабилизации продольной скорости, который формирует необходимую ответную реакцию на изменение продольной скорости V_x в этом канале. Форсирующее звено в блоке управления траекторией в продольной плоскости компенси-

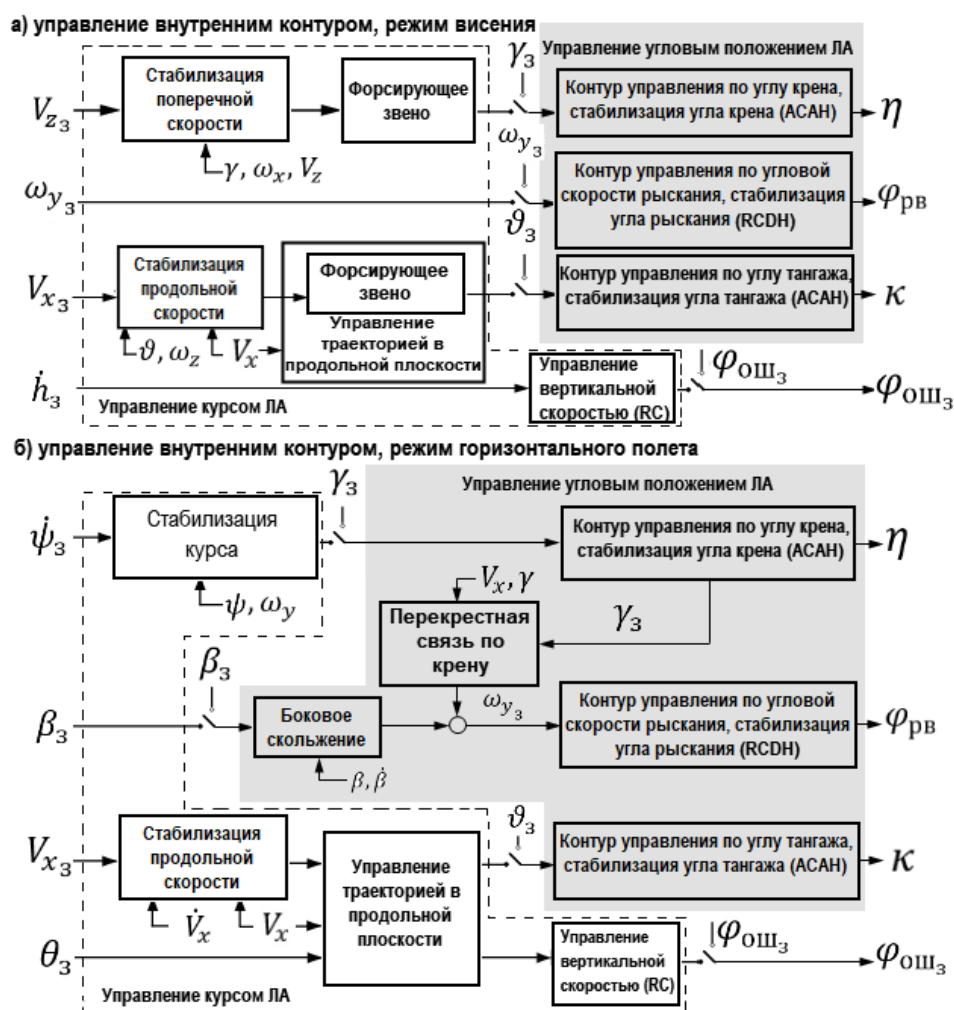


Рис. 14. Блоки управления внутренним контуром:

$\varphi_{\text{ош}}$ – общий шаг несущего винта, η – поперечное отклонение тарелки автомата перекоса (ТАП),
 κ – продольное отклонение ТАП, $\varphi_{\text{РВ}}$ – общий шаг рулевого винта, $\dot{h}$ – вертикальная скорость

Fig. 14. Inner loop control units:

$\varphi_{\text{ош}}$ – collective pitch angle, η – lateral deviation of swashplate, κ – longitudinal deviation of swashplate,
 $\varphi_{\text{РВ}}$ – tail rotor collective pitch, $\dot{h}$ – vertical velocity

рует исчезновение на малых скоростях производной X^{V_x} по скорости горизонтального полета. В режиме висения ответные реакции по скорости задаются в связанной системе координат. Контур вертикальной скорости имеет ПИД-управление вертикальной скоростью и высотой, а передаточные числа изменяются от режима висения до режима горизонтального полета по заданному закону. Заметим, что передаточные числа в режимах висения и горизонтального полета остаются постоянными.

В режиме горизонтального полета (область, ограниченная пунктирной линией на

рис. 14, б), блок стабилизации продольной скорости входит в контур управления и стабилизации угла тангажа, а также в контур управления вертикальной скоростью. Таким образом, задаваемые изменения скорости полета или угла наклона траектории осуществляются посредством комбинации команд на изменение угла тангажа и вертикальной скорости. Контур стабилизации продольной скорости замыкается вокруг блока управления траекторией в продольной плоскости, поэтому ответная реакция на заданное изменение скорости V_x аналогична режиму висения. Блок управления траекторией в продольной

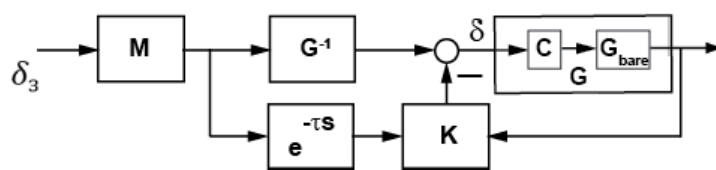


Fig. 15. Application of the explicit model-following for Roll/Pitch ACAH and Yaw RCDH

Управление угловым положением

Эти блоки служат для получения желаемых характеристик управляемости в каждом канале с использованием эталонной модели М. Структура построения блоков универсальна для каждого канала управления и показана на рис. 15. Чтобы сделать переходные процессы ближе к переходным процессам интегрального звена ($1/s$) в каналах тангажа и крена, на входе в каждый соответствующий канал было предварительно помещено компенсирующее звено запаздывания второго порядка C , предваряющее модель «чистого» вертолета G_{bare} .

В горизонтальном полете возможен режим координатии разворота, когда путевой канал используется для формирования сигнала по углу скольжения с применением блоков скольжения и перекрестной связи по крену, показанных на рис. 14, б. Блок скольжения замкнут вокруг контура стабилизации курса, где угол скольжения и угловая скорость скольжения используются как сигналы обратной связи для изменения угла рыскания.

Команда по углу крена γ из контура управления по углу крена (АСАН) передается через блок перекрестной связи по крену в контур стабилизации угла рыскания (RCDH), чтобы обеспечить координированный разворот при введении поперечного управления. Поскольку контур рыскания имеет обратную связь по углу скольжения, введенная перекрестная связь по крену в конечном итоге будет стремиться к нулю по мере входа ЛА в координированный разворот.

Обработка сигнала

Блок обработки сигналов на рис. 10 принимает входные сигналы датчиков и производит необходимую фильтрацию для формирования вектора параметров состояния ЛА. Сигналы углов и угловых скоростей от инерциального навигационного блока (Inertial Navigation Unit (INU)) подвергаются цифровой фильтрации на частоте 256 Гц перед их субдискретизацией до частоты 51,2 Гц, которая является рабочей частотой АСУП.

Инерциальные координаты от встроенного блока GPS/INU фильтруются для уменьшения шума сигналов координат на высоких скоростях полета. Фильтр Калмана 3-го порядка для каждой координаты используется в качестве комплементарного фильтра, получающего сигналы ускорений от блока INU и координат от блока GPS/INU.

Оценки угла атаки α , угла скольжения β , угла наклона траектории Θ и соответствующих угловых скоростей производятся на основе оценок скоростей, ускорений, углов тангажа, крена и угловых скоростей ЛА. При более высоких скоростях (больше 60 узлов) комплементарный фильтр используется для оценки угла скольжения и его производной по боковому ускорению и другим измерениям вектора параметров состояния ЛА.

В горизонтальном полете оценка угла скольжения производится по инерциальной скорости в диапазонах ниже 40 узлов и выше 60 узлов с помощью комплементарного фильтра, описанного выше. В диапазоне от 40 до 60 узлов две оценки суммируются в виде линейной комбинации для создания переходной области между ними.

Заключение

В настоящей работе кратко рассмотрена эволюция зарубежных дистанционных систем управления полетом винтокрылых летательных аппаратов, от первых аналоговых ЭДСУ до современных автономных систем управления. Правильная интеграция автономного полета с ручным управлением позволяет свести к минимуму критические, свя-

занные с человеческим фактором, причины летных происшествий, таких как столкновение с наземными препятствиями или потеря пространственной ориентации в сложных метеоусловиях.

На примере летающей лаборатории RASCAL JUH-60A рассмотрены основные принципы построения структуры и алгоритмов автономных систем управления полетом вертолетов, которые были подтверждены летными испытаниями. Эти законы управления могут быть использованы в пилотажных комплексах для навигации в зоне препятствий и определения безопасного места посадки и для таких режимов полета, как полет по заданной траектории, автономные взлет и посадка, опционально пилотируемый полет, транспортировка груза на внешней подвеске.

Список литературы

1. Maré J.-Ch. Aerospace Actuators 2. Signal-by-wire and power-by-wire. Wiley, 2017. 245 p. DOI: 10.1002/9781119332442
2. Мясников М.И., Ильин И.Р. Основные принципы построения структуры и алгоритмов систем управления конвертопланов // Научный вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 5. С. 70–89. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-5-70-89
3. Strauss M.P., Scott M.W. 50 years of progress in rotorcraft design: a retrospective from the vertical flight society's aircraft design technical committee // Proceedings of the Vertical Flight Society's 6th Decennial Aeromechanics Specialists' Conference. USA, California: Santa Clara, 6–8 February 2024. P. 34.
4. Jayakrishnan S., Harikumar R. Trajectory generation on approach & landing for a RLV using NOC approach // International Journal of Electrical, Electronics and Data Communication. 2013. Vol. 1, iss. 6. Pp. 16–21.
5. Malaek S.M., Kosari A.R. Novel minimum time trajectory planning in terrain following flights // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. 2007. Vol. 43, no. 1. Pp. 2–12. DOI: 10.1109/TAES.2007.357150

6. **Vajda P., Maris J.** A systematic approach to developing paths towards airborne vehicle autonomy [Электронный ресурс] // NASA Report. 2021. 101 p. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20210019878/downloads/NASA-CR-20210019878final.pdf> (дата обращения: 08.10.2024).

7. **Fujizawa B.** UH-60 modernized control laws for improved handling qualities in the degraded visual environment / B. Fujizawa, M. Tischler, C. Ott, C. Blanken [Электронный ресурс] // Proceedings of the American Helicopter Society 70th Annual Forum, May 2014. DOI: 10.4050/F-0070-2014-9516 (дата обращения: 08.10.2024).

8. **Lusardi J., Fujizawa B., Morford Z.** Flight testing of coupled collective toward reducing pilot workload during landing in DVE [Электронный ресурс] // Proceedings of the American Helicopter Society International 73rd Annual Forum & Technology Display, May 2017. DOI: 10.4050/F-0073-2017-12068 (дата обращения: 08.10.2024).

9. **Young S.** Aircrew labor in-cockpit automation system in ALIAS program results [Электронный ресурс] // darpa.mil, 2016. URL: <https://www.darpa.mil/research/programs/aircrew-labor-in-cockpit-automation-system> (дата обращения: 08.10.2024).

10. **Tischler M.B.** Flight control technology advancements and challenges for future rotorcraft 40th A.A. Nikolsky honorary lecture [Электронный ресурс] // Journal of the American Helicopter Society. 2022. Vol. 67. ID: 041001. 39 p. URL: https://www.sjsu.edu/researchfoundation/docs/AHS_2022_Tischler.pdf (дата обращения: 08.10.2024).

11. **Zammali A.** Communication integrity for future helicopters flight control systems / A. Zammali, A. de Bonneval, Y. Crouzet, P. Izzo, J.-M. Massimi // 2015 IEEE/AIAA 34th Digital Avionics Systems Conference (DASC). Czech Republic, Prague, 2015. Pp. 1–20. DOI: 10.1109/DASC.2015.7311616

12. **Wen P.** Autonomous flight control based on neural networks and fuzzy decision / P. Wen, Ch. Zou, Z. Gao, J. Sun [Электронный ресурс] // Presented at the 32nd Congress of the International Council of the Aeronautical

Sciences. China, Shanghai, Pudong Shangri-La, 6–10 September 2021. 6 p. URL: https://www.icas.org/icas_archive/ICAS2020/data/papers/ICAS2020_0591_paper.pdf (дата обращения: 08.10.2024).

13. **Takahashi M.D., Whalley M.S., Fletcher J. et al.** Development and flight testing of a flight control law for autonomous operations research on the RASCAL JUH-60A // Journal of the American Helicopter Society. 2014. Vol. 59, no. 3. Pp. 1–13. DOI: 10.4050/JAHS.59.032007

14. **Whalley M.S., Takahashi M.D., Goerzen C.L. et al.** Autonomous Black Hawk in flight: obstacle field navigation and landing-site selection on the RASCAL JUH-60A // Journal of Field Robotics. 2014. Vol. 31, iss. 4. Pp. 591–616. DOI: 10.1002/rob.21511

15. **Takahashi M.D., Goerzen C.L., Schuelein G.J.** Autonomous rotorcraft flight control with multi-level pilot interaction in hover and forward flight // Journal of the American Helicopter Society. 2017. Vol. 62, no. 3. Pp. 1–13. DOI: 10.4050/JAHS.62.032009

References

1. **Maré, J.-Ch.** (2017). Aerospace Actuators 2. Signal-by-wire and power-by-wire. Wiley, 245 p. DOI: 10.1002/9781119332442

2. **Myasnikov, M.I., Ilyin, I.R.** (2024). Basic principals of the tiltrotors flight control system architecture and algorithms. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 27, no. 5, pp. 70–89. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-5-70-89 (in Russian)

3. **Strauss, M.P., Scott, M.W.** (2024). 50 years of progress in rotorcraft design: a retrospective from the vertical flight society's aircraft design technical committee. In: *Proceedings of the Vertical Flight Society's 6th Decennial Aeromechanics Specialists' Conference*, USA, California, Santa Clara, February 6-8, p. 34.

4. **Jayakrishnan, S., Harikumar, R.** (2013). Trajectory generation on approach & landing for a RLV using NOC approach. *International Journal of Electrical, Electronics and Data Communication*, vol. 1, issue 6, pp. 16–21.

5. **Malaek, S.M., Kosari, A.R.** (2007). Novel minimum time trajectory planning in terrain

following flights. In: *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 43, no. 1, pp. 2–12. DOI: 10.1109/TAES.2007.357150

6. **Vajda, P., Maris, J.** (2021). A systematic approach to developing paths towards airborne vehicle autonomy. *NASA Report*, 101 p. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20210019878/downloads/NASA-CR-20210019878final.pdf> (accessed: 08.10.2024).

7. **Fujizawa, B., Tischler, M., Ott, C., Blanken, C.** (2014). UH-60 modernized control laws for improved handling qualities in the degraded visual environment. In: *Proceedings of the American Helicopter Society 70th Annual Forum*. DOI: 10.4050/F-0070-2014-9516 (accessed: 08.10.2024).

8. **Lusardi, J., Fujizawa, B., Morford, Z.** (2017). Flight testing of coupled collective toward reducing pilot workload during landing in DVE. In: *Proceedings of the American Helicopter Society International 73rd Annual Forum & Technology Display*. DOI: 10.4050/F-0073-2017-12068 (accessed: 08.10.2024).

9. **Young, S.** (2016). Aircrew labor in-cockpit automation system in ALIAS program results. *darpa.mil*. Available at: <https://www.darpa.mil/research/programs/aircrew-labor-in-cockpit-automation-system> (accessed: 08.10.2024).

10. **Tischler, M.B.** (2022). Flight control technology advancements and challenges for future rotorcraft 40th A.A. Nikolsky honorary lecture. *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 67, ID: 041001, 39 p. Available at: https://www.sjsu.edu/researchfoundation/docs/AHS_2022_Tischler.pdf (accessed: 08.10.2024).

11. **Zammali, A., De Bonneval, A., Crouzet, Y., Izzo, P., Massimi, J.-M.** (2015). Communication integrity for future helicopters flight control systems. In: *2015 IEEE/AIAA 34th Digital Avionics Systems Conference (DASC)*. Czech Republic, Prague, pp. 1–20. DOI: 10.1109/DASC.2015.7311616

12. **Wen, P., Zou, Ch., Gao, Z., Sun, J.** (2021). Autonomous flight control based on neural networks and fuzzy decision. In: *Presented at the 32nd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences*. China, Shanghai, Pudong Shangri-La, September 6–10, 6 p. Available at: https://www.icas.org/icas_archive/ICAS2020/data/papers/ICAS2020_0591_paper.pdf (accessed: 08.10.2024).

13. **Takahashi, M.D., Whalley, M.S., Fletcher, J. et al.** (2014). Development and flight testing of a flight control law for autonomous operations research on the RASCAL JUH-60A. *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 59, no. 3, pp. 1–13. DOI: 10.4050/JAHS.59.032007

14. **Whalley, M.S., Takahashi, M.D., Goerzen, C.L. et al.** (2014). Autonomous Black Hawk in flight: obstacle field navigation and landing-site selection on the RASCAL JUH-60A. *Journal of Field Robotics*, vol. 31, issue 4, pp. 591–616. DOI: 10.1002/rob.21511

15. **Takahashi, M.D., Goerzen, C.L., Schulein, G.J.** (2017). Autonomous rotorcraft flight control with multi-level pilot interaction in hover and forward flight. *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 62, no. 3, pp. 1–13. DOI: 10.4050/JAHS.62.032009

Сведения об авторах

Мясников Максим Игоревич, кандидат физико-математических наук, доцент кафедры проектирования вертолетов Московского авиационного института (национального исследовательского университета), miasnikovmi@mail.ru.

Ильин Игорь Римович, главный специалист отдела координации и комплексного анализа НИР и НТЗ АО «Национальный центр вертолетостроения им. М.Л. Миля и Н.И. Камова», i.ilin@nhcmk.ru.

Information about the authors

Maxim I. Myasnikov, Candidate of Physical and Mathematical Sciences, Associate Professor, Chair of Helicopter Design, Moscow Aviation Institute (National Research University), miasnikovmi@mail.ru.

Igor R. Ilyin, Chief Specialist of the Department for Coordination and Comprehensive Analysis of Scientific Research and Technological Development Projects, JSC National Helicopter Center Mil & Kamov, i.ilin@nhcmk.ru.

Поступила в редакцию	21.03.2025	Received	21.03.2025
Одобрена после рецензирования	07.04.2025	Approved after reviewing	07.04.2025
Принята в печать	24.07.2025	Accepted for publication	24.07.2025