

УДК 629.7

DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-5-70-89

Основные принципы построения структуры и алгоритмов систем управления конвертопланов

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: Настоящая работа посвящена рассмотрению основных принципов построения структуры и алгоритмов систем управления полетом конвертопланов на примере винтокрылых летательных аппаратов V-22 Osprey и AW609. Приводится краткий обзор летно-технических характеристик конвертопланов. Приведены характерные коридоры конвертации на примере конвертопланов XV-15 и AW609. Рассмотрены принципы построения систем управления конвертопланов V-22 и AW609. Перечислены цели проектирования автоматической системы управления конвертируемого летательного аппарата. Подробно рассмотрена структура системы управления. Рассмотрены принципы построения законов управления для нормального (Normal Mode) и прямого (Direct Mode) режимов работы. Рассмотрены схемы гидравлических систем для привода исполнительных органов управления. Даны примеры построения структур основных систем управления конвертопланов V-22 и AW609 с тройным резервированием. Приведены основные характеристики законов управления конвертопланов. Рассмотрены основные функции автоматических систем управления конвертопланов. Рассмотрены методы обеспечения высокой надежности системы управления полетом, способы снижения нагрузки на экипаж с целью обеспечения соответствия нормативным требованиям пилотажных характеристик конвертоплана V-22. Рассмотрены особенности построения системы управления полетом и требования к законам управления конвертоплана AW609, которые позволяют улучшить пилотажные характеристики, снизить нагрузку на экипаж и повысить надежность системы управления. В качестве примера приведен вариант синтеза алгоритмов автоматической системы управления (автопилота) легкого конвертоплана для всех режимов полета (вертолетного, самолетного и переходного). Показана возможность использования относительно простых алгоритмов и структуры системы автоматического управления в процессе полета и при переходе между режимами вертолетный – самолетный – вертолетный.

Ключевые слова: конвертоплан, законы управления, ЭДСУ, алгоритмы, система управления полетом, система автоматического управления, математическая модель динамики полета, городская аэромобильность.

Для цитирования: 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

Basic principals of the tiltrotors flight control system architecture and algorithms

M.I. Myasnikov¹, I.R. Ilyin²

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

²National Helicopter Center Mil&Kamov, Tomilino, Russia

Abstract: This study describes the main structure and algorithm development principles of flight control systems for tiltrotor aircraft using the example of rotary-wing aircraft V-22 Osprey and AW609. A brief overview of convertiplane performance is provided. Typical conversion corridors are given using the example of convertiplanes XV-15 and AW609. The principles of V-22 and AW609 tiltrotor control system development are described. The design objectives of the automatic control system of the convertible aircraft are listed. The structure of the control system is discussed in detail. The development principles of control laws for Normal and Direct operational modes are described. Hydraulic power supply systems for control actuators are considered.

Examples of the main control system architecture with triple redundancy for V-22 and AW609 convertiplanes are given. Main characteristics of tiltrotor control laws are given. Main functions of tiltrotor automatic control systems are described. Methods for ensuring high reliability of the flight control system, ways to reduce crew workload in order to ensure compliance with the regulatory requirements of V-22 tiltrotor handling qualities are considered. Features of AW609 tiltrotor flight control system development, requirements for control laws which make it possible to reduce crew workload, improve handling qualities and increase the reliability of the control system are considered. As an example, the automatic flight control system (autopilot) algorithm synthesis of a light tiltrotor for all flight modes (helicopter, aircraft and conversion) is given. The possibility of using a relatively simple algorithms and structure of automatic control system during the flight and conversion between the helicopter – aircraft – helicopter modes is shown.

Key words: tiltrotor, control laws, fly-by-wire control, algorithms, flight control system, automatic control system, mathematical model of flight dynamics, urban air mobility.

For citation: 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

Введение

Научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы по преобразуемым в полете винтокрылым летательным аппаратам – конвертопланам, проводимые с начала 50-х гг. прошлого века в ведущих авиационных державах мира (прежде всего в США и Европе), завершились созданием ряда экспериментальных и серийных машин (XV-3, XV-15, Bell/Boeing V-22 Osprey, V-280 Valor, AgustaWestland AW609). В настоящее время конвертопланы применяются в авиации военного назначения (Bell/Boeing V-22 Osprey, V-280 Valor), и вскоре планируется начало их эксплуатации в гражданской авиации (AgustaWestland AW609). Летательные аппараты, построенные по такой схеме, в будущем могут быть использованы как в пилотируемом, так и в беспилотном вариантах, в том числе в качестве аэротакси для перевозки пассажиров или для специализированного применения различными городскими службами, включая полицию, скорую медицинскую помощь и пожарную охрану.

Построение структуры и синтез алгоритмов работы систем управления конвертопланов является сложной многопараметрической задачей в силу сочетания у таких летательных аппаратов режимов полета как вертолетов, так и самолетов. Научные исследования в области конструкции, аэродинамики, динамики полета и систем управления конвертопланов с поворотными на 90° несущими винтами проводятся в России [1–4] и за рубе-

жом [5–24] уже несколько десятилетий. Большой объем научных исследований в области динамики полета и систем управления конвертопланов проводился в США на этапе разработки аппаратов XV-15 [12, 13] и V-22 Osprey [14–16].

Благодаря сочетанию основных качеств вертолета и самолета конвертопланы обладают рядом преимуществ перед этими летательными аппаратами, ключевыми из которых являются:

- возможность выполнения режима висения, вертикального взлета и посадки,
- высокая скорость горизонтального полета,
- большие, чем у вертолетов, продолжительность и дальность полета.

Из недостатков конвертопланов по сравнению с классическими вертолетами следует отметить более высокую скорость снижения на режиме авторотации, обусловленную большей, чем у вертолетов, удельной нагрузкой на диск винта.

Bell/Boeing V-22 и AgustaWestland AW609 являются яркими представителями класса винтокрылых летательных аппаратов с вертикальным/коротким взлетом и посадкой (в англоязычной литературе V/STOL). Благодаря повороту осей вращения своих двух несущих винтов они способны совершать полет в вертолетном или самолетном режиме. В вертолетном режиме оси винтов повернуты на 90° относительно строительной горизонтали летательного аппарата (ЛА). В самолетном режиме полета оси винтов устанавливаются горизонтально (0° относительно фюзеле-

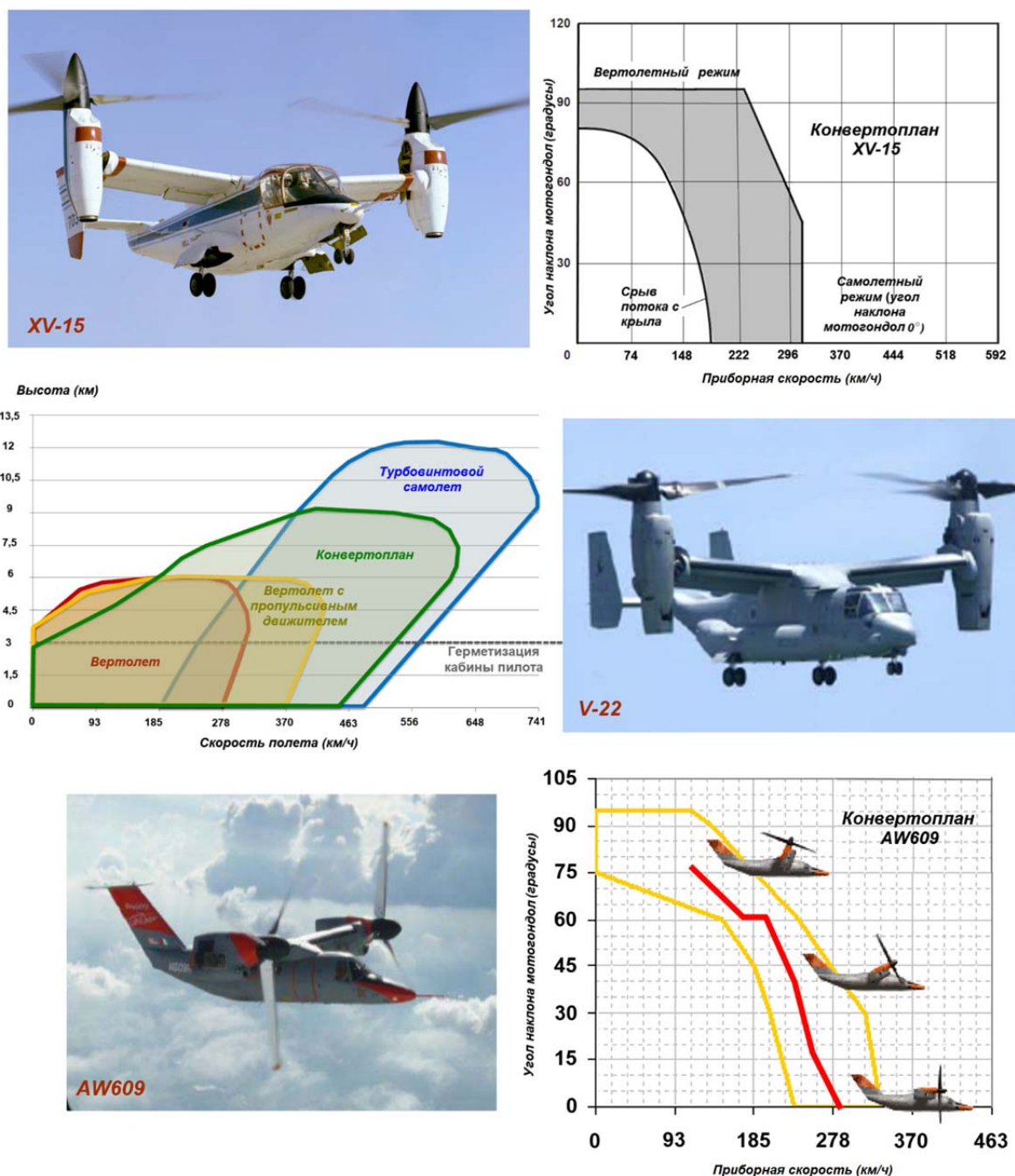


Рис. 1. Общий вид, коридоры конвертации и эксплуатационные режимы полета конвертопланов XV-15, V-22 Osprey и AW609

Fig. 1. General view, conversion corridors and operational flight modes of convertiplanes XV-15, V-22 Osprey and AW609

ляжа). Таким образом, подъемная сила в самолетном режиме создается крылом конвертоплана, а винты создают только пропульсивную силу тяги. Далее летательный аппарат функционирует как обычный самолет с воздушными винтами переменного шага. В самолетном режиме ЛА достигает скоро-

стей полета, которые могут превышать в два раза скорость обычного вертолета, в то же время дальность полета возрастает в 3 раза.

На рис. 1 [13, 17, 18] видно, что эксплуатационные режимы полета этих конвертопланов занимают промежуточное положение между режимами полета самолета и вертолета.

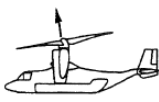
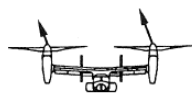
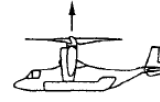

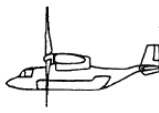
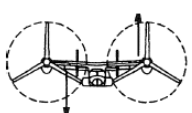
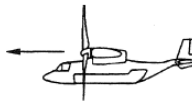
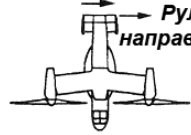
Каналы управления			
Тангаж	Крен	Тяга	Курс
Режим ВКЛА			
Циклический шаг по тангажу 	Дифференциальный общий шаг и циклический шаг по крену 	Управление оборотами/общим шагом винтов 	Дифференциальный циклический шаг по тангажу 
Режим самолета			
Руль высоты 	Флапероны 	Управление оборотами/общим шагом винтов 	Руль направления 

Рис. 2. Управление конвертопланом V-22 Osprey на различных режимах полета
Fig. 2. Control of V-22 Osprey tiltrotor in different flight modes

Конвертоплан военного назначения V-22 Osprey

Boeing/Bell V-22 – многофункциональный военный конвертоплан, который может использоваться для выполнения боевых задач, поисково-спасательных операций, специальных задач и транспортных операций. С максимальной взлетной массой 27,4 т при коротком разбеге и 23,4 т при вертикальном взлете он может перевозить 9 т груза или 6,8 т на внешней подвеске. Максимальная скорость конвертоплана 510 км/ч. Проект создания V-22 был начат в 1983 г. Свой первый полет он совершил в 1989 г., а введен в эксплуатацию лишь спустя 16 лет в 2005 г. Разработка V-22 является наглядным примером сложности создания такого преобразуемого ЛА, который сочетает в себе особенности управления вертолетом и трудности, связанные с управлением переходными режимами, включая взаимодействие в контуре пилот – летательный аппарат. По состоянию на 2019 г. в эксплуатации находились 375 машин, общий налет которых превысил отметку 500 000 летных часов. Главный эксплуатант конверто-

плана – вооруженные силы США, включая ВМФ, Корпус морской пехоты и ВВС. Разработка V-22 опиралась в основном на опыт, приобретенный компанией Bell начиная с 1950-х гг. главным образом при создании экспериментального конвертоплана XV-15, который впервые взлетел в 1977 г. [17].

Конвертоплан V-22 – двухдвигательный высокоплан поперечной схемы. В вертолетном режиме управление ЛА осуществляется изменением общего и циклического шага несущих винтов аналогично тому, как это делается при управлении вертолетом. Так, изменение циклического шага по тангажу управляет тангажом ЛА, управление креном обеспечивается изменением дифференциального общего шага совместно с управлением циклическим шагом по крену. Путьевое управление осуществляется изменением дифференциального циклического шага по тангажу. Управление в канале высоты достигается симметричным изменением общего шага несущих винтов. В самолетном режиме управление производится при помощи руля высоты, флаперонов и руля направления. На рис. 2 [20] показаны способы управления конвертопланом на различных режимах полета. На пере-

ходном режиме задействованы как вертолетные, так и самолетные органы управления. Руль высоты, флапероны и рули направления работают на всех режимах полета и повышают эффективность управления циклическим шагом несущих винтов во время скоростного полета в вертолетном режиме.

При синтезе законов управления V-22 учитывался опыт разработки демонстратора XV-15, а также результаты, полученные в программе ADOCS (перспективная система цифрового/оптического управления). XV-15 создавался как летающая лаборатория для подтверждения концепции преобразуемого ЛА. Опыт моделирования и летных испытаний XV-15 был напрямую применен для улучшения управляемости и устойчивости V-22. Аналогично архитектура законов управления ADOCS была использована в качестве прототипа для синтеза законов управления V-22. Основная особенность этой архитектуры – разделение системы управления на два уровня: основная система управления, PFCS (ОСУП), и автоматическая система управления, AFCS (АСУП). Подобное разделение необходимо для уменьшения влияния последствий отказа АСУП на пилотажные характеристики ЛА при управлении с помощью ОСУП в аварийном режиме [19].

Архитектура системы управления

Структура системы управления полетом V-22 приведена на рис. 3 [21]. В системе управления V-22 применена цифровая электродистанционная система управления (ЭДСУ), состоящая из ОСУП и АСУП. Надежность ОСУП допускает один отказ на 10 000 000 летных часов. Надежность АСУП рассчитана на один отказ на 2 155 летных часов. Система управления полетом имеет тройное резервирование с каналами внутреннего и внешнего контроля и обеспечивает возможность двукратного отказа ОСУП и однократного отказа АСУП.

В процессе выполнения программы разработки V-22 компания Boeing создала архитектуру системы управления, повышающую ее безопасность и надежность путем разделения

законов управления на критические для безопасного завершения полета и критические для выполнения полетного задания (миссии). Как показано на рис. 4 [19], законы управления функционально разделены в ОСУП и АСУП. На физическом уровне каждая система использует свой собственный процессор. ОСУП обеспечивает функционирование критических для безопасности полета законов управления и обладает более высоким уровнем надежности, чем АСУП, необходимая прежде всего для успешного выполнения полетного задания. ОСУП позволяет сохранить минимально требуемый уровень управляемости ЛА в случае множественного отказа системы управления, в то время как АСУП обеспечивает ЛА улучшенными пилотажными свойствами для завершения полетного задания при любых обстоятельствах. Требуемый уровень надежности ОСУП достигается путем распределения аппаратной части и программного обеспечения, минимизации количества датчиков входных сигналов и уменьшения сложности законов управления.

Разделение и ограничение команд АСУП и ОСУП позволяет минимизировать влияние отказа АСУП на пилотажные характеристики ЛА. Компьютер управления полетом задает управляющие команды для режимов полета на автопилоте, которые передаются в качестве управляющих воздействий в АСУП. Структурная схема гидравлической системы управления V-22 представлена на рис. 5 [17].

Цели проектирования ОСУП

Изначальная цель разработки ОСУП – обеспечение минимального 2-го уровня пилотажных характеристик (в соответствии со стандартом ADS-33E [22]) для выполнения всех задач в рамках эксплуатационного режима полета. При назначении минимального 2-го уровня пилотажных свойств для полета с ОСУП предполагалось, что будут обеспечиваться приемлемые пилотажные характеристики для завершения полетного задания при отказе или отключении АСУП. Конструкция ОСУП задумана с использованием минимальной степени улучше-

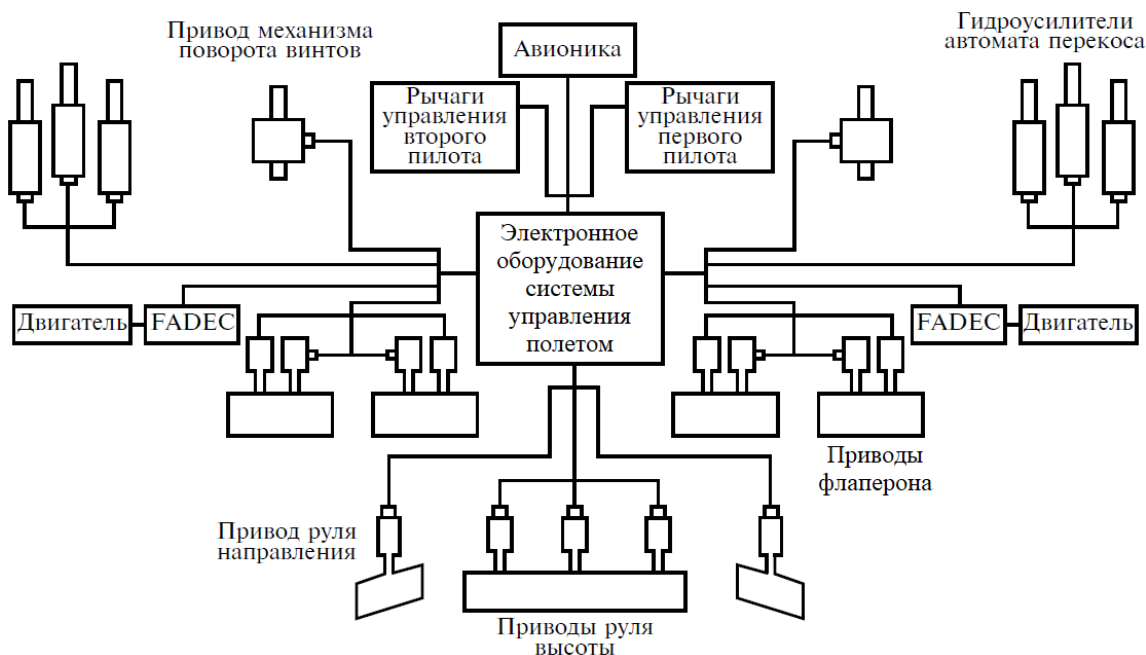


Рис. 3. Структура системы управления полетом V-22
Fig. 3. Structure of V-22 flight control system

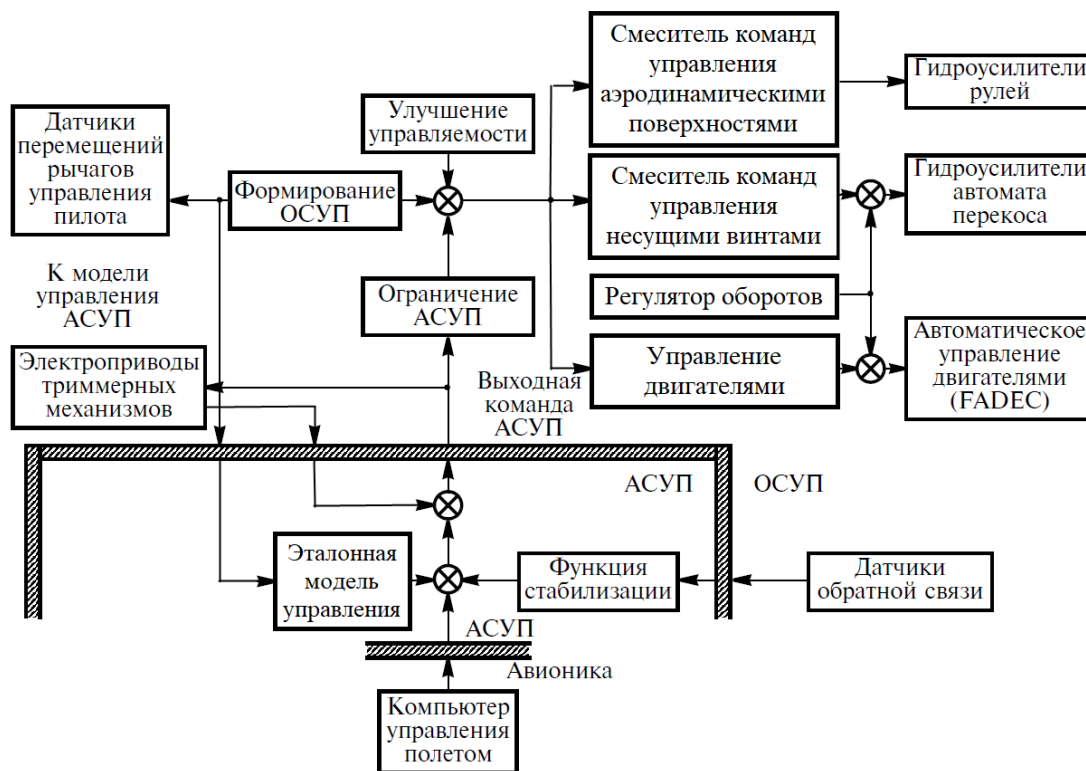


Рис. 4. Разделение системы управления V-22 на ОСУП и АСУП
Fig. 4. Separation of V-22 control system into PFCS and AFCS

ния управляемости для соответствия требованиям пилотажных характеристик и в то же время соответствия описанным выше требова-

ниям надежности системы управления. Схема тройного резервирования системы управления V-22 показана на рис. 6 [17].

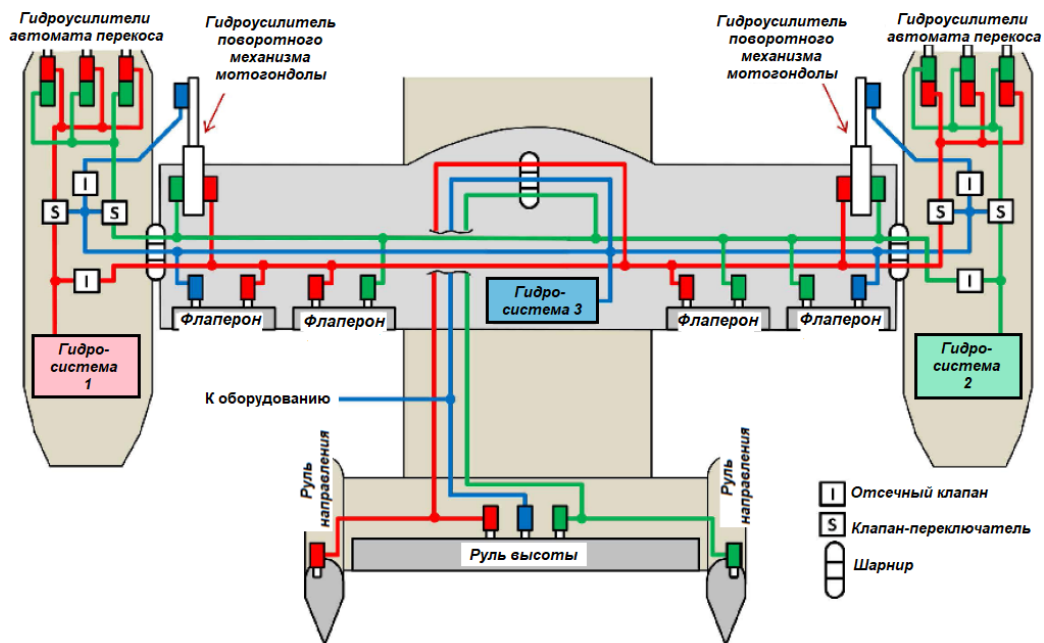


Рис. 5. Структурная схема гидравлической системы управления V-22
Fig. 5. V-22 Hydraulic Control System Block Diagram

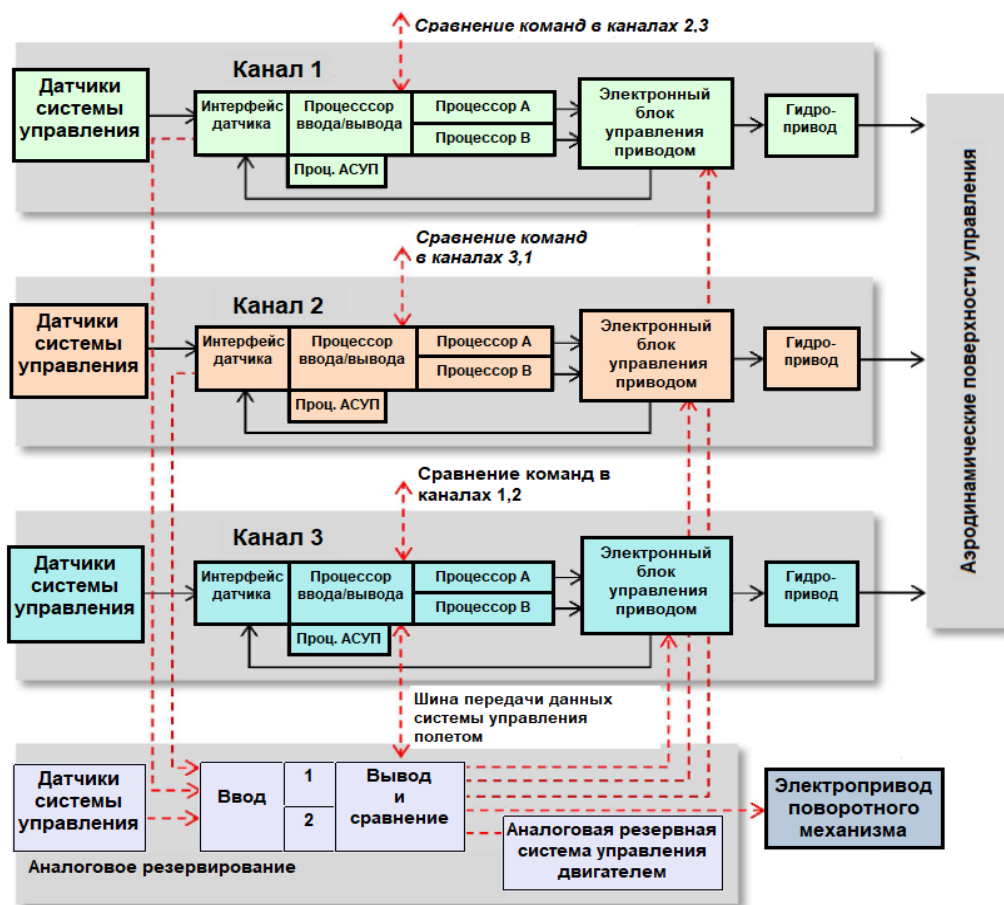


Рис. 6. Схема тройного резервирования основной системы управления V-22
Fig. 6. Triple redundancy scheme of V-22 primary flight control system (PFCS)

Таблица 1
Table 1

Особенности законов управления основной системы управления V-22
Features of V-22 primary flight control system control laws

Особенность	Влияние на пилотажные характеристики
Формирование выходных управляющих команд	Компенсирует медленные ответные реакции на управляющие команды
Изменение передаточного числа в канале руля высоты	Снижает чувствительность к командам по тангажу при скоростном полете в самолетном режиме
Автоматическая работа закрылков / автоматическое управление оборотами	Снижает рабочую нагрузку на пилота при выполнении режимов конвертации
Обратная связь по угловой скорости крена	Повышает устойчивость ЛА к колебаниям типа «голландский шаг» в режиме самолета на больших высотах, снижает различие в крутящих моментах на валах несущих винтов во время маневров с большими угловыми скоростями крена
Управление циклическим шагом по крену	Снижает требования к максимальной величине угла крена для боковых перемещений на малой скорости
Регулирование оборотов несущего винта / мощности двигателей и согласование крутящего момента	Снижает ограничения к точности перемещения штока гидросилителя автомата перекоса
Ограничение взаимодействия между системами АСУП/ОСУП	Минимизирует влияние отказов АСУП на пилотажные свойства ОСУП

Особенности законов управления основной системы управления V-22 показаны в табл. 1 [2].

Цели проектирования АСУП

Главная цель АСУП – достижение уровня 1 пилотажных характеристик (в соответствии со стандартом ADS-33E) для выполнения всех задач полетного задания в рамках эксплуатационных режимов полета. Требование к снижению нагрузки на пилота при полете в вертолетном, переходном и самолетном режимах привело к необходимости обеспечения автоматизации угловой стабилизации ЛА, управления углом поворота мотогондол и скоростью полета. Основные характеристики законов управления автоматической системы управления V-22 представлены в табл. 2 [19].

Гражданский конвертоплан AW609

AW609 – многоцелевой конвертоплан гражданского назначения, способный перевозить до 9 пассажиров и предназначенный для выполнения различных миссий: геологоразведки, оффшорных операций, патрулирования и наблюдения, поисково-спасательных операций, медицинской службы, деловой авиации и т. д. Первые исследования начались в 1996 г., а ввод в эксплуатацию был намечен на 2002 г. Первый полет конвертоплан совершил 6 марта 2003 г. Последующий двадцатилетний период доведения машины до выхода на рынок является яркой иллюстрацией трудностей, сопряженных с доработкой конвертоплана, который должен быть сертифицирован для нужд гражданской авиации. AW609 может лететь с максимальной скоростью 590 км/ч в самолетном режиме и имеет скороподъемность 7,9 м/с при полете в вертолетном режиме. Полезная нагрузка со-

Таблица 2
Table 2

Основные характеристики законов управления автоматической системы управления V-22
Main characteristics of V-22 automatic flight control system control laws

Каналы	Висение / Малая скорость		Поступательный полет	
	Команда	Стабилизация	Команда	Стабилизация
Тангаж	По углу тангажа	Угол тангажа	По углу тангажа	Угол тангажа
Крен	По угловой скорости крена	Угол крена	По угловой скорости крена	Угол крена
Стабилизация нулевого крена	По углу крена	Угол крена	По углу крена	Угол крена
Рыскание	По угловой скорости рыскания	Стабилизация курса	По поперечной перегрузке	Стабилизация курса или координация разворота
Стабилизация курса отключена	По угловой скорости рыскания	Угловая скорость рыскания	По поперечной перегрузке	Координация разворота
Тяга/ Мощность	По величине тяги НВ	Вертикальная скорость	По величине тяги НВ	

ставляет 2 500 кг (вертолетный режим) или 3 050 кг (самолетный режим с коротким разбегом (СКР)). Дальность полета – 1 389 км, максимальная взлетная масса – 7 630 кг (вертолетный режим) или 8 200 кг (СКР). Летательный аппарат более чем в 3 раза легче конвертоплана V-22. Учитывая, что практический потолок летательного аппарата 7 629 м, AW609 будет первым серийным винтокрылым ЛА с герметичной кабиной.

Общая архитектура системы управления

Аналогично конвертоплану V-22 на AW609 используются две поворотные мотогондолы, расположенные на концах крыла. Каждая мотогондола включает в себя газотурбинный двигатель (ГТД), развивающий максимальную мощность 1 447 кВт, редуктор и несущий винт диаметром 7,92 м, имеющий три лопасти с индивидуальным управлением шагом. В случае отказа одного ГТД для продолжения полета может использоваться рабо-

тающий ГТД посредством передачи крутящего момента на несущий винт с помощью синхронизирующего трансмиссионного вала, расположенного в крыле.

Что касается системы управления полетом, то на AW609 она проще, чем на V-22. AW609 имеет всего два флаперона вместо четырех, по одному на каждой консоли крыла, которые занимают 78 % его размаха. На AW609 используется Т-образное оперение вместо двухкилевого вертикального оперения на V-22. Данная конфигурация была принята после оценки аэродинамической эффективности горизонтального стабилизатора при больших углах атаки. Вертикальный стабилизатор AW609 не имеет руля направления. Путь управления осуществляется дифференциальным изменением циклического шага по тангажу (вертолетный режим) или дифференциальным изменением общего шага винтов (самолетный режим). В отличие от V-22 на AW609 не используется управление циклическим шагом в канале крена на режимах висения и малых скоростей полета. Управление по крену осуществляется дифференци-



Рис. 7. Каналы управления конвертопланом AW609
Fig. 7. AW609 Tiltrotor Control Axes

альным изменением общего шага (вертолетный режим) или с помощью отклонения флаперонов (самолетный режим). Для управления AW609 используются три подвижные аэродинамические поверхности (2 флаперона и руль высоты), каждая из них приводится в действие гидроусилителями. Для каждого несущего винта используется один гидроусилитель поворотного механизма мотогондолы и два гидроусилителя автомата перекоса (общий шаг и циклический шаг по тангажу) [17]. Каналы управления конвертопланом AW609 показаны на рис. 7 [23].

Структура построения законов управления AW609 обусловлена главным образом требованиями по безопасности полета. На более ранних этапах программы для определения уровня критичности функциональных отказов системы управления был проведен анализ отказов и надежности системы. Он подтвердил, что архитектура системы управления обеспечивает требуемый уровень надежности. В результате разработки пришли к архитектуре построения ЭДСУ, включающей три отдельных канала управления полетом. Каждый из этих каналов обеспечен отдельной и независимой системой электропитания и использует отдельную и независимую гидросистему, приводящую в действие элементы гидропривода (рис. 8 [17]).

Для упрощения управления ЛА и снижения рабочей нагрузки на пилота законы

управления AW609 в ручном режиме были разделены на два иерархических режима: нормальное управление (Normal Mode) и прямое управление (Direct Mode). Функции каждого режима представлены в табл. 3–5 [24]. Нормальный режим служит для обеспечения «удовлетворительных» пилотажных свойств в различных условиях окружающей среды. При полете в данном режиме система управления использует информацию со всех датчиков, обеспечивая необходимый уровень повышения устойчивости ЛА, снижая рабочую нагрузку на пилота и повышая его осведомленность о потенциально опасных состояниях, таких, например, как приближение к режиму сваливания ЛА. Нормальный режим также обеспечивает возможность обмена информацией между системой управления и компьютером управления полетом. При повторных отказах (например, повторный отказ системы контроля воздушной скорости) автоматически включается прямой режим управления. Он также может быть выбран пилотом вручную. Согласно требованиям «приемлемых» пилотажных характеристик, прямой режим имеет минимальный набор возможностей управления: базовое ручное управление по всем каналам, управление поворотом мотогондол, любые требуемые функции повышения устойчивости, управление оборотами двигателя, функции триммирования, возможности изменения режимов

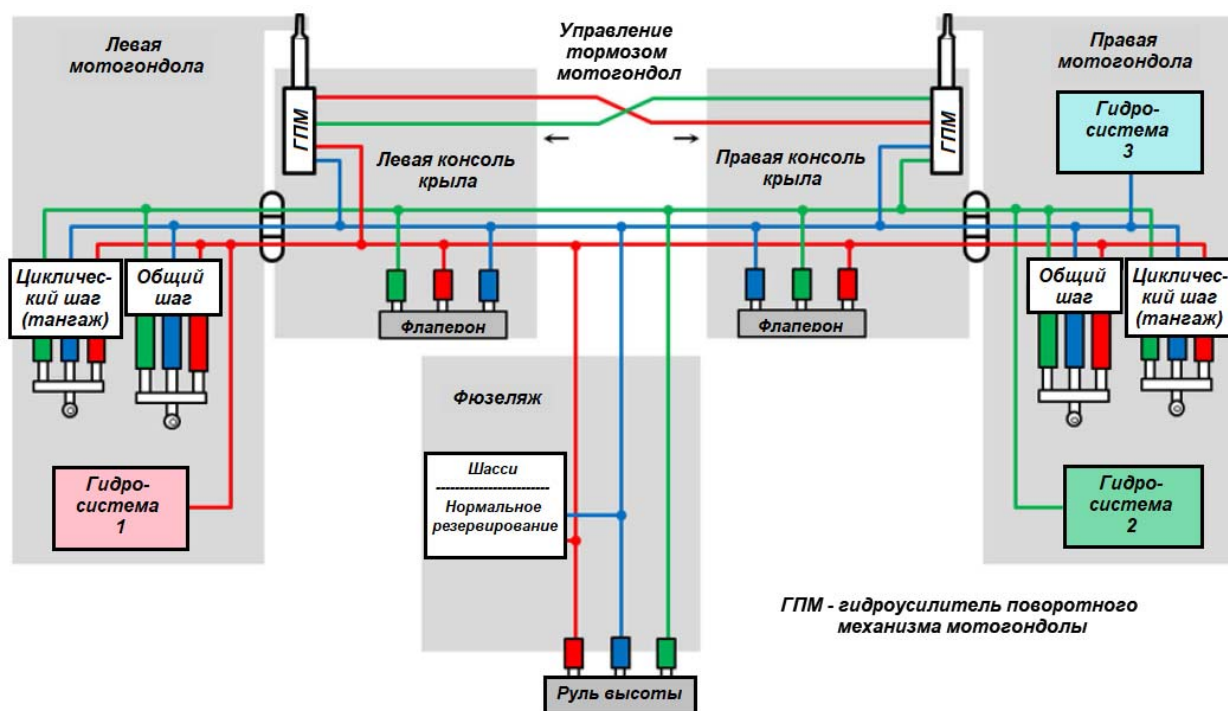


Рис. 8. Схема гидравлической системы управления AW609
Fig. 8. AW609 Hydraulic Control System Diagram

работы двигателя. Данный режим вызывает значительное повышение рабочей нагрузки на пилота в связи с необходимостью применения более традиционного управления летательным аппаратом для предотвращения выхода на опасные режимы полета, такие как сваливание ЛА, превышение приборной скорости и т. д.

Законы управления летательным аппаратом

Характерные особенности законов управления конвертоплана AW609 приведены отдельно для каждого канала управления в табл. 3–5. Такая функция законов управления, как стабилизация углового положения ЛА, позволяет значительно снизить рабочую нагрузку на пилота при выполнении задач, требующих повышенной точности управления ЛА. Управляемость ЛА при выполнении заданий, требующих меньшей точности и большей маневренности, поддерживается на высоком уровне за счет подавления функции

стабилизации углового положения, когда пилот включается в контур управления полетом. Функция автоматической координации разворота устраняет необходимость ввода команд с помощью педалей, за исключением случаев, когда необходимо выполнение некоординированных маневров. В дополнение к этим основным функциям законов управления, назначение которых понятно пилоту, существуют и прочие функции, которые работают в фоновом режиме и снижают нагрузку на экипаж, осуществляя контроль допустимых нагрузок на конструкцию, превышение которых может вызвать различные аэроупругие деформации и колебания, ухудшающие пилотажные характеристики и угрожающие безопасности полета. Некоторые алгоритмы автоматической защиты от превышения допустимых нагрузок, разработанные для V-22, были успешно адаптированы для AW609.

Таблица 3
Table 3

Краткое описание законов управления в канале тангажа
Pitch control laws design summary

<ul style="list-style-type: none">● Общие законы для режимов НОРМАЛЬНОГО и ПРЯМОГО управления➤ Ответная реакция по угловой скорости тангажа.➤ Команда по угловой скорости тангажа.➤ Стабилизация угловой скорости тангажа.➤ Выдерживание заданной траектории полета.➤ Формирование команд для синхронизации работы приводов циклического шага и руля высоты.➤ Изменение значений коэффициентов усиления и формирование управляющих команд для приводов органов управления конвертопланом в зависимости от угла наклона мотогондол.➤ Изменение градиента усилия на ручке управления конвертопланом в зависимости от угла наклона мотогондол
<ul style="list-style-type: none">● Только для режима НОРМАЛЬНОГО управления➤ Стабилизация угла тангажа с ограничениями (отключается при создании пилотом усилия на ручке управления, включается при снятии усилия с ручки).➤ Возможность установления пилотом ограничений по углу тангажа с помощью бип-кнопки или кнопки триммера.➤ Изменение значений коэффициентов усиления и формирование управляющих команд для приводов органов управления конвертопланом в зависимости от угла наклона мотогондол и скорости полета.➤ Передача функций балансировки триммерному механизму ручки управления при отсутствии усилия на ручке (пилот не вмешивается в управление)

Таблица 4
Table 4

Краткое описание законов управления в канале крена
Roll control laws design summary

<ul style="list-style-type: none">● Общие законы для режимов НОРМАЛЬНОГО и ПРЯМОГО управления➤ Ответная реакция по угловой скорости крена.➤ Команда по угловой скорости крена.➤ Стабилизация угловой скорости крена.➤ Выдерживание заданной траектории полета.➤ Формирование отдельных команд для приводов общего, циклического шага и флаперонов.➤ Изменение значений коэффициентов усиления и формирование управляющих команд для приводов органов управления конвертопланом в зависимости от угла наклона мотогондол.➤ Изменение усилия на ручке управления конвертопланом в зависимости от угла наклона мотогондол
<ul style="list-style-type: none">● Только для режима НОРМАЛЬНОГО управления➤ Стабилизация угла крена с ограничениями:<ul style="list-style-type: none">▪ При выключенной функции координации разворота: отключается при усилении на ручке управления, возобновляется при снятии усилия.▪ При включенной функции координации разворота: при отсутствии усилия на ручке стабилизируется достигнутый угол крена (то есть осуществляется режим: стабилизация угла крена, команда по угловой скорости крена), происходит обнуление крена при угле крена меньше $\pm 2^\circ$.➤ Возможность установления пилотом ограничений по углу крена с помощью бип-кнопки или кнопки триммера.➤ Стабилизация курса с включенной функцией координации разворота и значениями угла крена менее $\pm 2^\circ$.➤ Изменение значений коэффициентов усиления и формирование управляющих команд для приводов органов управления конвертопланом в зависимости от угла наклона мотогондол и скорости полета.➤ Передача функций балансировки триммерному механизму ручки управления при отсутствии усилия на ручке (пилот не вмешивается в управление)

Таблица 5
Table 5

Краткое описание законов управления в канале рыскания
Yaw control laws design summary

<ul style="list-style-type: none">• Общие законы для режимов НОРМАЛЬНОГО и ПРЯМОГО управления➤ Ответная реакция по угловой скорости рыскания при выключенной функции координации разворота.➤ Ответная реакция по поперечной перегрузке при включенной функции координации разворота.➤ Команда по угловой скорости рыскания при выключенной функции координации разворота.➤ Команда по поперечной перегрузке при включенной функции координации разворота.➤ Стабилизация угловой скорости рыскания.➤ Обратная связь по поперечной перегрузке при включенной функции координации разворота.➤ Стабилизация заданной траектории в поступательном полете.➤ Формирование отдельных команд для приводов общего и циклического шага.➤ Изменение значений коэффициентов усиления и формирование управляющих команд для приводов органов управления конвертопланом в зависимости от угла наклона мотогондол.➤ Фиксированный градиент усилий на педалях.➤ Функция координации разворота не работает при поддержании нулевой поперечной перегрузки
<ul style="list-style-type: none">• Только для режима НОРМАЛЬНОГО управления➤ Стабилизация курса при выключенной функции координации разворота: режим стабилизации курса, команда по угловой скорости рыскания.➤ Формирование команд по углу крена для стабилизации курса при включенной функции координации разворота.➤ Полная координация разворота: формирование команд по угловой скорости тангажа и рыскания в зависимости от скорости полета, угла крена и угла тангажа.➤ Изменение значений коэффициентов усиления и формирование управляющих команд для приводов органов управления конвертопланом в зависимости от угла наклона мотогондол и скорости полета

Математическая модель конвертоплана с автоматической системой управления

В ряде работ последнего десятилетия для отработки алгоритмов и синтеза законов систем управления винтокрылых летательных аппаратов широко применяется математическое моделирование, основанное на использовании подробных математических моделей динамики полета [2, 4–10].

Для отработки основных принципов построения структуры и алгоритмов систем управления конвертопланов авторами в программном комплексе MATLAB/Simulink (рис. 9) была создана нелинейная математическая модель динамики полета конвертоплана с системой автоматического управления (САУ) [4].

Математическая модель включает в себя следующие основные компоненты:

- модуль расчета динамики летательного аппарата, осуществляющий численное инте-

грирование системы дифференциальных уравнений движения твердого тела совместно с двумя уравнениями махового движения лопастей каждого из несущих винтов – 1,

- внутренний контур автоматической системы стабилизации углового положения ЛА – 2,
- внешний контур автоматической системы стабилизации параметров траекторного движения ЛА – 3.

Для управления конвертопланом по каналам высоты (вертикальной скорости), тангажа (скорости), крена и рыскания в зависимости от режима полета используются следующие органы управления:

- вертолетный режим: тангаж (скорость) – изменение циклического шага несущих винтов через отклонение кольца автомата перекося k , управление рулем высоты δ_v ; крен – дифференциальное изменение общего шага несущих винтов (НВ) $\Delta\varphi$, управ-

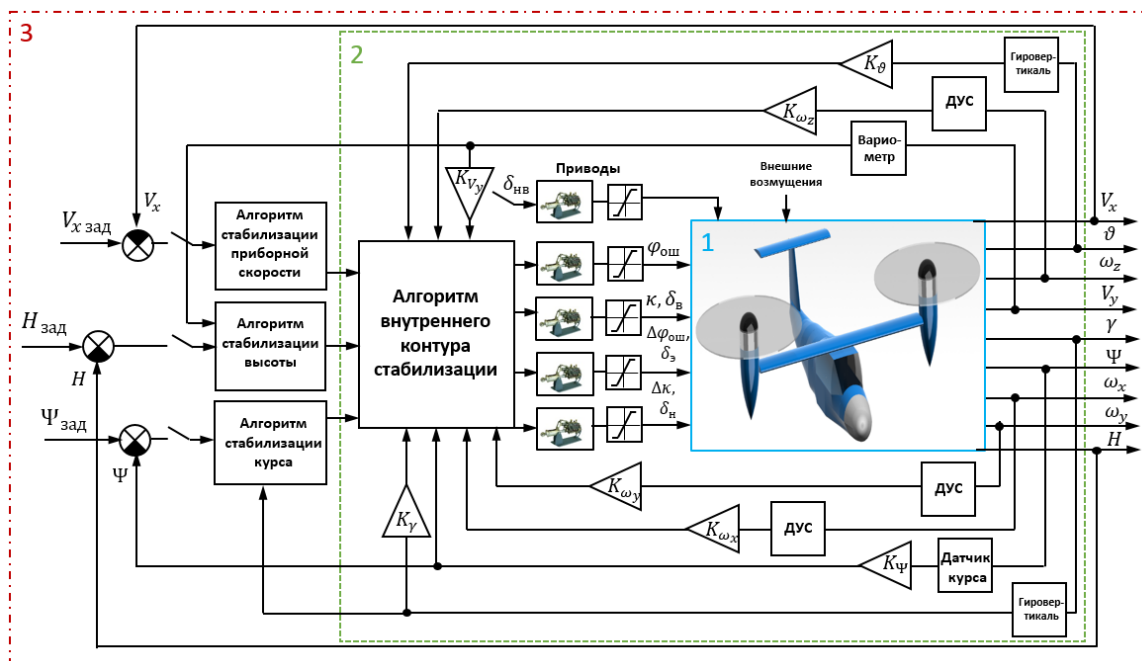


Рис. 9. Математическая модель динамики полета конвертоплана с системой управления
Fig. 9. Mathematical model of flight dynamics of tiltrotor with control system

ление элеронами δ_3 ; рыскание – дифференциальное изменение углов циклического шага НВ путем отклонения колец автомата перекоса $\Delta\kappa$, управление рулем направления δ_n ; высота (вертикальная скорость) – синхронное изменение углов общего шага лопастей НВ $\Delta\varphi$;

- самолетный режим: тангаж – управление рулем высоты δ_b ; крен – управление элеронами δ_3 ; рыскание – управление рулем направления δ_n . При полете в этом режиме вертолетные органы управления отключаются;
- переходный режим из вертолетного в самолетный и обратно – угол поворота осей вращения несущих винтов δ изменяется в диапазоне от 90° до 0° с угловой скоростью до $4,5^\circ/\text{с}$. В переходном режиме возможно использование как вертолетных, так и самолетных органов управления. После завершения конвертации вертолетные органы управления отключаются.

Командные сигналы САУ для исполнительных приводов рулей в контуре стабилизации углового положения летательного аппарата формировались посредством реализации следующих алгоритмов управления:

управление циклическим шагом в канале тангажа в вертолетном режиме:

$$\delta_\kappa = K_\vartheta W_\vartheta(s)\Delta\vartheta + K_{\omega_z} W_{\omega_z}(s)\omega_z; \quad (1)$$

управление рулем высоты в канале тангажа в вертолетном и самолетном режимах:

$$\delta_b = K_\vartheta W_\vartheta(s)\Delta\vartheta + K_{\omega_z} W_{\omega_z}(s)\omega_z; \quad (2)$$

управление дифференциальным общим шагом в канале крена в вертолетном режиме:

$$\delta_{\Delta\varphi_{\text{ош}}} = K_\gamma W_\gamma(s)\Delta\gamma + K_{\omega_x} W_{\omega_x}(s)\omega_x; \quad (3)$$

управление элеронами в канале крена в вертолетном и самолетном режимах:

$$\delta_3 = K_\gamma W_\gamma(s)\Delta\gamma + K_{\omega_x} W_{\omega_x}(s)\omega_x; \quad (4)$$

управление дифференциальным циклическим шагом в канале рыскания в вертолетном режиме:

$$\delta_{\Delta\kappa} = K_\psi W_\psi(s)\Delta\psi + K_{\omega_y} W_{\omega_y}(s)\omega_y; \quad (5)$$

управление рулем направления в канале рыскания в вертолетном и самолетном режимах:

$$\delta_n = K_\psi W_\psi(s)\Delta\psi + K_{\omega_y} W_{\omega_y}(s)\omega_y, \quad (6)$$

где $W_\vartheta(s)$, $W_\gamma(s)$, $W_\psi(s)$, $W_{\omega_z}(s)$, $W_{\omega_x}(s)$, $W_{\omega_y}(s)$ – передаточные функции трактов углов и угловых скоростей тангажа, крена и

$$\delta_{\kappa, \varphi_{\text{ош}}} = -K_\vartheta W_\vartheta(s)\Delta\vartheta - K_{\omega_z} W_{\omega_z}(s)\omega_z + K_{nV_x} \int_0^t (V_x - V_{x \text{ зад}}) dt, \quad (7)$$

где $V_{x \text{ зад}}$ – заданная скорость полета.

В канале высоты сигнал управления общим шагом на вертолетном режиме или рулем высоты на самолетном режиме формировался с использованием следующего интегрального закона управления:

$$\delta_{\varphi_{\text{ош}}, \delta_b} = K_H W_H(s)\Delta H + K_{V_y} W_{V_y}(s)\Delta V_y + K_{ин} \int_0^t (H - H_{\text{зад}}) dt, \quad (8)$$

где $W_H(s)$ – передаточная функция в тракте высоты, $H_{\text{зад}}$ – заданная скорость полета.

В модели динамики полета учитывались динамические характеристики исполнительных приводов органов управления.

Без учета нелинейностей (ограничений по отклонению и скорости отклонения, зон нечувствительности, трения) характеристик исполнительного привода его передаточную функцию можно представить в виде

$$W_{\Pi}(s) = \frac{1}{T_1 T_2 s^2 + T_1 s + 1}, \quad (9)$$

где T_1 и T_2 – постоянные времени внутреннего и внешнего контуров привода. Для современных электрогидравлических приводов можно принять $T_1 = 0,03$ с, $T_2 = 0,02$ с.

В качестве математической модели, описывающей динамические характеристики датчиков обратной связи, формирующих управляющие сигналы, использовалась аппроксимация Падэ передаточной функции звена чистого запаздывания.

$$W_{\text{д}}(s) = e^{-\tau s} \approx \frac{(-\tau/2)s + 1}{(\tau/2)s + 1}, \quad (10)$$

рыскания, $K_\vartheta, K_{\omega_z}, K_\gamma, K_{\omega_x}, K_\psi, K_{\omega_y}$ – соответствующие коэффициенты усиления.

Управление горизонтальной скоростью путем изменения циклического шага НВ в вертолетном режиме или изменения общего шага НВ в самолетном режиме осуществлялось с использованием интегрального алгоритма:

Время запаздывания τ полагалось равным 0,03 с. Подобное упрощение описания датчиков допустимо и позволяет правильно учесть их фазовое запаздывание.

В качестве примера на рис. 10 приведен результат моделирования траектории движения легкого конвертоплана с взлетной массой 2 100 кг для целей городской аэромобильности в полете по прямоугольному маршруту («коробочке») с этапами конвертации из вертолетного в самолетный режим и обратно.

На рис. 11, а показана визуализация перехода между режимами вертолетный – самолетный – вертолетный на скорости 230 км/ч для скорости поворота мотогондол 4,5 °/с. Как следует из графиков изменения параметров полета (рис. 11, б), полученных для скоростей поворота мотогондол 1 °/с и 4,5 °/с, процесс конвертации может выполняться в автоматическом режиме в приемлемом диапазоне изменения параметров (скорости, высоты, угла тангажа) с обеспечением необходимых условий безопасности полета. При скорости поворота мотогондол 1 °/с процесс конвертации занимает 76 с, при скорости 4,5 °/с – около 17 с.

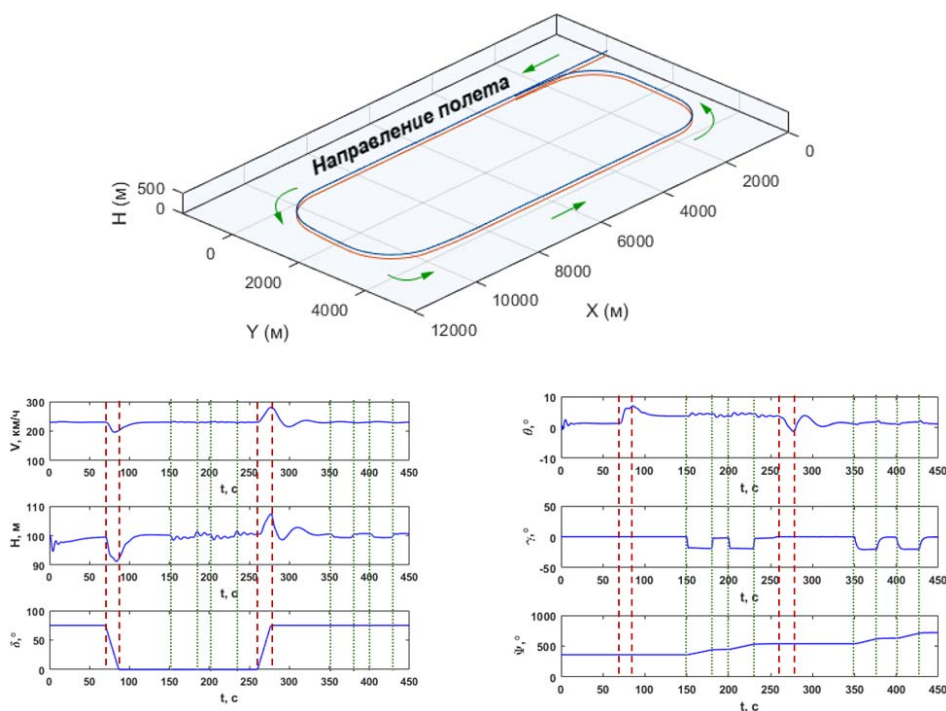


Рис. 10. Визуализация траектории полета конвертоплана по прямоугольному маршруту и графики изменения параметров полета. Красной линией отмечена проекция траектории полета на горизонтальную плоскость (поверхность земли). Красными линиями на графиках показаны моменты начала и завершения конвертации, зелеными линиями – моменты начала и завершения разворотов

Fig. 10. Visualization of tiltrotor flight path along rectangular route and flight parameters change charts. The red line marks the projection of the flight path onto the horizontal plane (ground surface). The red lines on the graphs show the moments of the beginning and completion of the conversion, the green lines show the moments of the beginning and completion of the turns

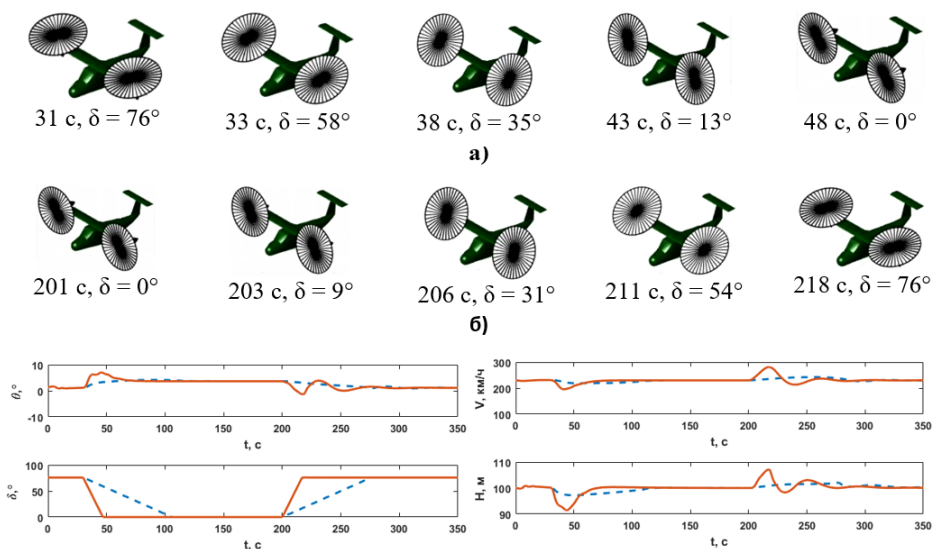


Рис. 11. Покадровая визуализация процесса перехода из вертолетного в самолетный режим (а) и обратно (б) и зависимости от изменения параметров полета (скорости, высоты, угла тангажа и угла поворота НВ) от времени для двух угловых скоростей поворота винтов: 1 °/с (пунктирные синие линии) и 4,5 °/с (сплошные оранжевые линии)

Fig. 11. Frame-by-frame visualization of the process of transition from helicopter to aircraft mode (a) and vice versa (б) and dependence of flight parameters change (speed, altitude, pitch angle and MR angle of rotation) on time for two angular rates of rotor tilt: 1 °/s (dashed blue lines) and 4.5 °/s (solid orange lines)

Заключение

В результате анализа систем управления конвертируемых летательных аппаратов Bell/Boeing V-22 и AgustaWestland AW609 можно выделить характерные особенности построения этих систем. В первую очередь следует отметить разделение системы управления конвертопланов на два уровня. На Bell/Boeing V-22 эти уровни носят название АСУП (AFCS) и ОСУП (PFCS), на AW609 законы управления разделены на два иерархических режима: нормальный (Normal Mode) и прямой (Direct Mode). Такое решение позволило снизить влияние последствий отказа системы верхнего уровня на пилотажные характеристики ЛА за счет переключения управления на систему нижнего уровня в аварийном режиме.

Требования к пилотажным характеристикам конвертопланов также нашли отражение в построении структуры системы управления полетом, которая обеспечивает как вертолетный, так и самолетный режимы полета и облегчает переход от одного режима полета к другому. Необходимый уровень пилотажных характеристик достигается внедрением относительно простой структуры системы управления, применением системы улучшения устойчивости и управляемости, а также улучшением информированности экипажа о состоянии системы управления. Такая важная для конвертоплана задача, как выполнение режима конвертации, была значительно упрощена, в том числе при помощи специальной индикации в кабине пилота и автоматического управления поворотом мотогондол.

Создатели конвертоплана AW609 пошли на упрощение архитектуры системы управления за счет уменьшения количества флаперонов с четырех до двух, использования Т-образного оперения вместо двухкилевого вертикального оперения на V-22, отказа от использования циклического шага в канале крена на режиме висения (малых скоростей) и руля направления в путевом канале.

Использование на конвертопланах V-22 и AW609 ЭДСУ с тройным резервированием облегчает процесс подбора законов управления

для получения требуемых пилотажных характеристик и повышает безопасность полета.

На примере математической модели конвертоплана авторами показана возможность использования относительно простой структуры и законов управления САУ в процессе полета и при переходе между режимами вертолетный – самолетный – вертолетный. Процесс конвертации может выполняться под управлением САУ в приемлемом с точки зрения безопасности диапазоне изменения параметров полета (скорости, высоты, угла тангажа) при угловой скорости поворота несущих винтов до 4,5 °/с и занимает около 17 с.

Список литературы

1. Мясников М.И., Есаулов С.Ю., Ивчин В.А. Возможность создания конвертоплана с электрической и гибридной силовыми установками // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2018. № 2. С. 29–36.
2. Бюшгенс А.Г. Синтез алгоритмов системы управления беспилотного летательного аппарата типа конвертоплан / А.Г. Бюшгенс, А.Ю. Воронин, В.М. Кувшинов, В.А. Леонтьев // Ученые записки ЦАГИ. 2018. Т. 49, № 2. С. 39–61.
3. Артамонов Б.Л., Шайдаков В.И. Алгоритм выполнения конвертопланом переходных режимов полета // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26, № 1. С. 27–40.
4. Мясников М.И., Ильин И.Р. Математическая модель динамики полета конвертируемого винтокрылого летательного аппарата с системой автоматического управления // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30, № 3. С. 187–200.
5. Juhasz O., Celi R., Tischler M.B. Flight dynamics simulation modeling of a large flexible tiltrotor aircraft // Journal of American Helicopter Society. 2022. Vol. 67, no. 2. Pp. 1–16. DOI: 10.4050/JAHS.67.022003
6. Berger T. Tiltrotor flight control design and high-speed handling qualities assessment / T. Berger, C.L. Blanken, J.A. Lusardi,

M.B. Tischler, J.F. Horn // Journal of American Helicopter Society. 2022. Vol. 67, no. 3. Pp. 114–128. DOI: 10.4050/JAHS.67.032009

7. **Saetti U., Bugday B.** Tiltrotor simulations with coupled flight dynamics, state-space aeromechanics, and aeroacoustics // Journal of American Helicopter Society. 2024. Vol. 69, no. 1. Pp. 1–18. DOI: 10.4050/JAHS.69.012003

8. **Yeo H., Saberi H.** Tiltrotor conversion maneuver analysis with RCAS // Journal of American Helicopter Society. 2021. Vol. 66, no. 4. Pp. 1–14. DOI: 10.4050/JAHS.66.042010

9. **Appleton W., Filippone A., Bojdo N.** Interaction effects on the conversion corridor of tiltrotor aircraft // The Aeronautical Journal. 2021. Vol. 125, no. 1294. Pp. 2065–2086. DOI: 10.1017/aer.2021.33

10. **Wen J.** Hybrid adaptive control for tiltrotor aircraft flight control law reconfiguration / J. Wen, Y. Song, H. Wang, D. Han, C. Yang [Электронный ресурс] // Aerospace. 2023. Vol. 10, iss. 12. ID: 1001. DOI: 10.3390/aerospace10121001 (дата обращения: 03.02.2024).

11. **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.

12. **Mehra R.K.** XV-15 tiltrotor flight control system design using model predictive control / R.K. Mehra, K. Ravi, P. Gopaldaswamy, S. Gopaldaswamy // 1998 IEEE Aerospace Conference Proceedings (Cat. No.98TH8339), 1998. Vol. 2. Pp. 139–148. DOI: 10.1109/AERO.1998.687905

13. **Maisel M.D., Giulianetti D.J., Dugan D.C.** XV-15 tilt rotor research aircraft: from concept to flight [Электронный ресурс] // NASA SP-2000-4517, 2000. 222 p. URL: <https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2023/04/sp-4517.pdf> (дата обращения: 03.02.2024).

14. **Goldstein K.W., Dooley L.W.** V-22 control law development // Proceedings of the 42nd Annual Forum of the American Helicopter Society. Washington, 2–4 June 1986. Pp. 1093–1101.

15. **Ballauer W.L., Leet J.R., Mitchell J. et al.** Testing of the V-22 flight control system // Proceedings of the 46th Annual Forum of the American Helicopter Society. Washington, 1990. Pp. 1147–1161.

16. **King D.W., Dabundo C., Kisor R.L. et al.** V-22 load limiting control law development // Proceedings of the American Helicopter Society 49th Annual Forum. Washington, 19–21 May 1993. Pp. 211–225.

17. **Maré J.-C.** Aerospace actuators 3. European commercial aircraft and tiltrotor aircraft. John Wiley & Sons, 2018. 216 p. DOI: 10.1002/9781119505433

18. **Venanzi P., Wells D.** AW609 tilt rotor flight test program overview [Электронный ресурс] // Leonardo. 2013. URL: <https://helicopters.leonardo.com/en/products/aw609> (дата обращения: 03.02.2024).

19. **Goldstein K.W., Dooley L.W.** V-22 control law development // Proceedings of the 42nd Annual Forum of the American Helicopter Society. Washington, 2–4 June 1986. Pp. 673–685.

20. **Tischler M.** Advances in aircraft flight control. London: Routledge, 1996. 442 p.

21. **McManus B.L.** V-22 tiltrotor fly-by-wire flight control system // Proceedings of the 11th European Rotorcraft Forum. England, London, England, 10–13 September 1985. 22 p.

22. **Höfing M.** ADS-33E-PRF – Aeronautical design standard, performance specification, handling qualities requirements for military rotorcraft [Электронный ресурс] // DLR, 2005. 148 p. URL: https://www.researchgate.net/publication/224989801_ADS-33E-PRF_-_Aeronautical_Design_Standard_Performance_Specification_Handling_Qualities_Requirements_for_Military_Rotorcraft (дата обращения: 03.02.2024).

23. **Bianco-Mengotti R.** Technological challenges for the future of rotary wing. the agustawestland path to the new generation tilt-rotor [Электронный ресурс] // Centro Alti Studi per la Difesa Rome, 2012. 36 p. URL: <https://www.aofs.org/wp-content/uploads/2012/11/121122.11-AW-path-to-new-generation-tiltrotor1.pdf> (дата обращения: 03.02.2024).

24. **Fortenbaugh R.L.** Flight control features of the Bell-Agusta (BA) 609 tiltrotor:

a handling qualities perspective / R.L. Fortenbaugh, D.W. King, M.A. Peryea, T. Busi [Электронный ресурс] // Proceedings of the 25th European Rotorcraft Forum, Rome, Italy, 14–16 September 1999. URL: <http://hdl.handle.net/20.500.11881/1399> (дата обращения: 03.02.2024).

References

1. Myasnikov, M.I., Esaulov, S.Yu., Ivchin, V.A. (2018). The possibility of the tilt rotor design with electric and hybrid power plant. *All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, no. 2, pp. 29–36. (in Russian)
2. Byushgens, A.G., Voronin, A.Yu., Kuvshinov, V.M., Leontiev, V.A. (2018). Synthesis of control system algorithms for a Tiltrotor-Type unmanned aerial vehicle. *Uchenye Zapiski TsAGI*, vol. 49, no. 2, pp. 149–174. (in Russian)
3. Artamonov, B.L., Shaidakov, V.I. (2019). Algorithm of transient flight modes performance by convertiplane. *Aerospace MAI Journal*, vol. 26, no. 1, pp. 27–40. (in Russian)
4. Myasnikov, M.I., Il'in, I.R. (2023). Flight dynamics model of convertible rotary-winged aircraft with automatic control system. *Aerospace MAI Journal*, vol. 30, no. 3, pp. 187–200. (in Russian)
5. Juhasz, O., Celi, R., Tischler, M.B. (2022). Flight dynamics simulation modeling of a large flexible tiltrotor aircraft. *Journal of American Helicopter Society*, vol. 67, no. 2, pp. 1–16. DOI: 10.4050/JAHS.67.022003
6. Berger, T., Blanken, C.L., Lusardi, J.A., Tischler, M.B., Horn, J.F. (2022). Tiltrotor flight control design and high-speed handling qualities assessment. *Journal of American Helicopter Society*, vol. 67, no. 3, pp. 114–128. DOI: 10.4050/JAHS.67.032009
7. Saetti, U., Bugday, B. (2024). Tiltrotor simulations with coupled flight dynamics, state-space aeromechanics, and aeroacoustics. *Journal of American Helicopter Society*, vol. 69, no. 1, pp. 1–18. DOI: 10.4050/JAHS.69.012003
8. Yeo, H., Saberi, H. (2021). Tiltrotor conversion maneuver analysis with RCAS. *Journal of American Helicopter Society*, vol. 66, no. 4, pp. 1–14. DOI: 10.4050/JAHS.66.042010
9. Appleton, W., Filippone, A., Bojdo, N. (2021). Interaction effects on the conversion corridor of tiltrotor aircraft. *The Aeronautical Journal*, vol. 125, no. 1294, pp. 2065–2086. DOI: 10.1017/aer.2021.33
10. Wen, J., Song, Y., Wang, H., Han, D., Yang, C. (2023). Hybrid adaptive control for tiltrotor aircraft flight control law reconfiguration. *Aerospace*, vol. 10, iss. 12. ID: 1001. DOI: 10.3390/aerospace10121001 (accessed: 03.02.2024).
11. 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.
12. Mehra, R.K., Ravi, K., Gopalswamy, P., Gopalswamy, S. (1998). XV-15 tiltrotor flight control system design using model predictive control. In: *1998 IEEE Aerospace Conference Proceedings (Cat. No.98TH8339)*, vol. 2, pp. 139–148. DOI: 10.1109/AERO.1998.687905
13. Maisel, M.D., Giulianetti, D.J., Dugan, D.C. (2000). XV-15 tilt rotor research aircraft: from concept to flight. NASA SP-2000-4517, 222 p. Available at: <https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2023/04/sp-4517.pdf> (accessed: 03.02.2024).
14. Goldstein, K.W., Dooley, L.W. (1986). V-22 control law development. In: *Proceedings of the 42nd Annual Forum of the American Helicopter Society*, Washington, June 2–4, pp. 1093–1101.
15. Ballauer, W.L., Leet, J.R., Mitchell, J. et al. (1990). Testing of the V-22 flight control system. In: *Proceedings of the 46th Annual Forum of the American Helicopter Society*. Washington, pp. 1147–1161.
16. King, D.W., Dabundo, C., Kisor, R.L. et al. (1993). V-22 load limiting control law development. In: *Proceedings of the American Helicopter Society 49th Annual Forum*. Washington, May 19–21, pp. 211–225.

17. **Maré, J.-C.** (2018). Aerospace actuators 3. European commercial aircraft and tiltrotor aircraft. John Wiley & Sons, 216 p. DOI: 10.1002/9781119505433

18. **Venanzi, P., Wells, D.** (2013). AW609 tilt rotor flight test program overview. *Leonardo*. Available at: <https://helicopters.leonardo.com/en/products/aw609> (accessed: 03.02.2024).

19. **Goldstein, K.W., Dooley, L.W.** (1986). V-22 control law development. In: *Proceedings of the 42nd Annual Forum of the American Helicopter Society*, Washington, June 2–4, pp. 673–685.

20. **Tischler, M.** (1996). Advances in aircraft flight control. London: Routledge, 442 p.

21. **McManus, B.L.** (1985). V-22 tiltrotor fly-by-wire flight control system. In: *Proceedings of the 11th European Rotorcraft Forum*. London, England, September 10–13, 22 p.

22. **Höfner, M.** (2005). ADS-33E-PRF – Aeronautical design standard, performance specification, handling qualities requirements for military rotorcraft. *DLR*, 148 p. Available at:

https://www.researchgate.net/publication/224989801_ADS-33E-PRF_-_Aeronautical_Design_Standard_Performance_Specification_Handling_Qualities_Requirements_for_Military_Rotorcraft (accessed: 03.02.2024).

23. **Bianco-Mengotti, R.** (2012). Technological challenges for the future of rotary wing. the agustawestland path to the new generation tilt-rotor. Centro Alti Studi per la Difesa Rome, 36 p. Available at: <https://www.aofs.org/wp-content/uploads/2012/11/121122.11-AW-path-to-new-generation-tiltrotor1.pdf> (accessed: 03.02.2024).

24. **Fortenbaugh, R.L., King, D.W., Peryea, M.A., Busi, T.** (1999). Flight control features of the Bell-Agusta (BA) 609 tiltrotor: a handling qualities perspective. In: *Proceedings of the 25th European Rotorcraft Forum*, Rome, Italy, September 14–16. Available at: <http://hdl.handle.net/20.500.11881/1399> (accessed: 03.02.2024).

Сведения об авторах

Мясников Максим Игоревич, кандидат физико-математических наук, доцент кафедры 102 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», irilyin@mi-helicopter.ru.

Information about the authors

Maxim I. Myasnikov, Candidate of Physical and Mathematical Sciences, Associate Professor, Chair 102 Helicopter Design, Moscow Aviation Institute (National Research University), miasnikovmi@mail.ru.

Igor R. Ilyin, Chief Specialist, Research and Development Projects Analysis Department, National Helicopter Center Mil&Kamov, irilyin@mi-helicopter.ru.

Поступила в редакцию	05.06.2024	Received	05.06.2024
Одобрена после рецензирования	07.08.2024	Approved after reviewing	07.08.2024
Принята в печать	26.09.2024	Accepted for publication	26.09.2024