

От редакции	3
-------------------	---

Б. С. Алешин, А. В. Дутов, А. В. Кан, В. В. Клочков, В. С. Шапкин

Обеспечение безопасного и эффективного развития Российской гражданской авиации в современных условиях: технологические вызовы и решения	5
---	---

А. В. Дутов, В. В. Гласов, А. В. Шапкин, В. В. Косьянчук, Е. Ю. Зыбин, М. А. Леликов

Основные цели, задачи, этапы и технологии интеллектуализации комплексов бортового оборудования перспективных воздушных судов гражданской авиации	11
--	----

Е. Б. Скворцов, Н. П. Бузовера, Т. Ф. Имаев, Г. Н. Лаврухин, Д. Е. Лопаницин, Ю. С. Михайлов, М. Н. Чанов, А. Ф. Чевагин, Ю. Н. Чернавских, С. В. Шелехова

Исследование особенностей дальнего магистрального самолета с проточным крылом	21
---	----

А. А. Кулешов, А. В. Филимонов, В. С. Шапкин

Вопросы использования данных мониторинга технического состояния авиационного двигателя в системе управления безопасностью полетов разработчика	36
--	----

И. Н. Шивков

Выполнение авиационно-химических работ при помощи беспилотных авиационных систем	42
--	----

С. К. Колпаков

Обновленная стратегия США в области развития авиационной науки и технологий	51
---	----

ИЗ ИСТОРИИ АВИАЦИОННОЙ НАУКИ И ТЕХНИКИ

А. А. Пухов

Значение работ А. Ф. Можайского в истории мирового авиастроения	59
---	----

С. В. Захаров, А. Н. Почтарёв

Триумф и трагедия первого «аэробуса» (к 65-летию первого полета Ан-10)	71
--	----



From the editors	3
<i>B. S. Aleshin, A. V. Dutov, A. V. Kan, I. S. Mikhailin, V. S. Shapkin</i>	
Ensuring the safe and effective development of Russian civil aviation in modern conditions: technological challenges and solutions	5
<i>A. V. Dutov, V. V. Glasov, A. V. Shakun, V. V. Kosyanchuk, E. Y. Zybin, M. A. Lelikov</i>	
The main purposes, tasks, stages and technologies of intellectualization of avionics complexes of advanced civil aviation aircraft	11
<i>E. B. Skvortsov, N. P. Buzoverya, T. F. Imaev, G. N. Lavrukhin, D. E. Lopanitsyn, Yu. S. Mikhailov, M. N. Chanov, A. F. Chevagin, Yu. N. Chernavskikh, S. V. Shelekhova</i>	
Investigation of the features of a long-range mainline aircraft with a flowing-through wing	21
<i>A. A. Kuleshov, A. V. Filimonov, V. S. Shapkin</i>	
Issues of using engine health monitoring data in the safety design organizations's safety management system	36
<i>I. N. Shivkov</i>	
Performing avia-chemical works by Unmanned Aviation System	42
<i>S. K. Kolpakov</i>	
Updated US strategy in aeronautics science & technology	51
FROM THE HISTORY OF AVIATION SCIENCE TECHNIQUE	
<i>A. A. Poukhov</i>	
The significance of A. F. Mozhaisky's works in the history of the world aircraft industry	59
<i>S. V. Zahkarov, A. N. Pochtarev</i>	
Triumph and tragedy of the first «airbus» (Dedicated to the 65th anniversary of the first flight of the AN-10 aircraft)	71

ОТ РЕДАКЦИИ

Инициатором создания журнала «Техника воздушного флота» была группа ученых ЦАГИ: В. Л. Александров, В. С. Ведров, Н. Р. Бриллинг, А. А. Горяинов, Б. С. Стечкин. Первым председателем редколлегии стал один из организаторов отечественного самолетостроения, член Реввоенсовета СССР, начальник ВВС РККА П. И. Баранов. Общее редактирование осуществлял Н. М. Харламов, заместитель председателя научно-технического комитета управления ВВС. Первым председателем редколлегии стал один из организаторов отечественного самолетостроения, член Реввоенсовета СССР, начальник ВВС РККА П. И. Баранов. Общее редактирование журнала осуществлял Н. М. Харламов, заместитель председателя научно-технического комитета управления ВВС.

Программа журнала была определена в первом же номере:

- оригинальные и переводные научно-технические статьи, являющиеся результатом работ исследовательских учреждений, опытных аэродромов, вузовских лабораторий, промышленных предприятий и лабораторий, конструкторских бюро;
- научно-технические обзоры по вопросам самолетостроения, дирижаблестроения, авиационного и воздухоплавательного моторостроения, создания систем и оборудования.

В соответствии с программой спектр статей был достаточно широк: перспективы развития различных направлений, конкретные научно-технические результаты, методы расчета. Во время Великой Отечественной войны публиковались материалы, помогающие непосредственной деятельности авиационных специалистов на фронте, например о ремонте самолетов в полевых условиях, помещались подробные описания конструкции и особенностей самолетов союзников и противников.

В журнале печатались статьи крупнейших ученых и конструкторов: В. Н. Беляева, М. Л. Миля, Г. П. Свищева, Г. В. Новожилова, Г. С. Бюшгенса, М. П. Симонова, И. А. Биргера, Н. Д. Кузнецова, И. В. Остославского, Р. А. Белякова, А. А. Иноземцева. Следует специально отметить прогностические статьи Б. С. Стечкина по теории воздушно-реактивных двигателей и С. П. Королева о крылатых ракетах.

С 1947 по 1989 годы журнал имел гриф «секретно». В 1990 г. гриф был снят, и на журнал открыта подписка.

В настоящее время журнал «Техника воздушного флота» — старейшее отраслевое научно-техническое издание, тематика которого включает следующие направления: аэродинамика, динамика, прочность, силовые установки и управление, летательные аппараты. Последние годы журнал освещает проблемы экологии, аэроакустики и автоматизации проектирования.

Большое внимание журнал уделяет информации о научных трудах и монографиях научно-исследовательских институтов. В рубрике «В мире книг» приводятся данные о вышедших из печати изданиях по авиационной тематике.

В год празднования 100-летия отечественной гражданской авиации планируется открыть в журнале новый, еще более широкий спектр тематик, связанных с аэронавигацией и эксплуатацией авиационной техники, созданием интеллектуальных транспортных систем, системным анализом, управлением и обработкой информации, информатикой и информационными процессами.

Учредителем журнала стало ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н. Е. Жуковского», объединившее ядро отечественной авиационной науки.

При этом редакционный совет и редакционная коллегия журнала ближайшей своей целью видят издание специализированного научно-технического журнала авиационной отрасли, достойного для включения в перечень рецензируемых научных изданий, что позволит сделать его действенным инструментом подготовки высококвалифицированных ученых и специалистов и трибуной для широкого обсуждения перспективных направлений развития авиационной науки, авиационной промышленности и воздушного транспорта страны.

Председатель наблюдательного совета ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н. Е. Жуковского»	Б. С. Алешин
--	--------------

Генеральный директор ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н. Е. Жуковского»	А. В. Дутов
---	-------------

Главный редактор журнала «Техника воздушного флота»	В. С. Шапкин
--	--------------

Б. С. АЛЕШИН, А. В. ДУТОВ, А. В. КАН, В. В. КЛОЧКОВ,
В. С. ШАПКИН (ФГБУ «НИЦ «Ин-т им. Жуковского»)

ОБЕСПЕЧЕНИЕ БЕЗОПАСНОГО И ЭФФЕКТИВНОГО РАЗВИТИЯ РОССИЙСКОЙ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ В СОВРЕМЕННЫХ УСЛОВИЯХ: ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ВЫЗОВЫ И РЕШЕНИЯ

В статье представлен анализ текущей ситуации и проблем в гражданской авиации и авиастроении. В настоящее время перед авиатранспортной системой Российской Федерации очень остро встали проблемы выживания, обеспечения приемлемой транспортной связанности страны в чрезвычайных условиях. Новые, более жесткие условия развития, требуют четкой ориентации на научные технологии в реализации национальных интересов Российской Федерации. Главное — выделить приоритеты и поставить задачи создания новых технологий для обеспечения доступного, качественного и безопасного авиасообщения на магистральных, межрегиональных, местных воздушных линиях в российской транспортной системе, эффективного выполнения авиационных работ. Следует учесть, что разработка новых технологий должна обеспечивать качество и доступность услуг, но при этом оказывать минимальный ущерб окружающей среде, особенно экосистемам Крайнего Севера.

Большое внимание следует уделить требованиям по обеспечению безопасности авиационной деятельности, начиная от разработки перспективных воздушных судов и заканчивая их эксплуатацией. Поддержание летной годности изолированного парка авиационной техники в отсутствие поддержки со стороны разработчиков и производителей ставит ряд первоочередных задач перед российской прикладной наукой — от мониторинга и прогнозирования технического состояния текущего парка авиационной техники до испытаний и сертификации импортозамещающих аналогов различных компонентов.

Ключевые слова: авиатранспортная система, воздушное судно, летательный аппарат, безопасность воздушной деятельности, научно-исследовательские работы, комплексные научно-технологические проекты, безопасность полетов, система управления безопасностью полетов.

The article presents an analysis of the current situation and problems in civil aviation and aircraft industry. Currently, the air transport system of the Russian Federation is very much faced with the problems of survival, ensuring acceptable transport connectivity of the country in emergency conditions. New, more stringent development conditions require a clear orientation of scientific and technological development to the realization of the national interests of the Russian Federation. The main thing is to identify priorities and set tasks for the creation of new technologies to ensure affordable, high-quality and safe air traffic on main, interregional, local air lines in the Russian transport system, effective performance of aviation work. It should be taken into account that the development of new technologies should ensure the quality and availability of services, but at the same time provide minimal damage to the environment, especially for particularly vulnerable ecosystems of the Far North.

Great attention should also be paid to the requirements for ensuring the safety of aviation activities: starting from the development of promising aircraft, ending with their operation. By itself, maintaining the airworthiness of an isolated fleet of aircraft, in the absence of support from developers and manufacturers, poses a number of priority tasks for Russian applied science — from monitoring and forecasting the technical condition of the current fleet of aircraft to testing and certification of import-substituting analogues of various components.

Key words: air transport system, aircraft, aircraft, safety of air activity, scientific research, complex scientific and technological projects, flight safety, flight safety management system.

ВВЕДЕНИЕ

К началу 2020-х годов авиастроительной промышленности России удалось добиться значительного прогресса в реализации ряда проектов по созданию современных образцов авиационной техники — SSJ-100 и MC-21, которые могут составить конкуренцию признанным лидерам на международном рынке гражданской пассажирской авиатехники транснациональным корпорациям Boeing и Airbus.

Правительства европейских и североамериканских государств предприняли ряд шагов, призванных затормозить или остановить развитие российской авиационной промышленности и отечественных авиакомпаний с целью устранения потенциальных конкурентов компаний Boeing и Airbus и лоббирования национальных авиаперевозчиков, нарушения транспортной связности регионов России в ближне- и среднесрочной перспективе.

Основной упор при выборе способа борьбы за международные рынки сделан на введение санкций, целью которых стали российские авиастроительные предприятия и авиакомпании. Санкции в авиационной отрасли затронули следующие основные направления:

- информационное обеспечение поддержания летной годности существующего парка ВС иностранного производства;

- материальное обеспечение поддержания летной годности существующего парка ВС иностранного производства;

- научно-техническое сопровождение разработки нового поколения отечественных гражданских пассажирских ВС;

- технологическое обеспечение разработки нового поколения отечественных гражданских пассажирских ВС.

В условиях массированного противодействия иностранных государств развитию отечественной авиатранспортной системы остро встала проблема обеспечения технологической независимости в авиационной сфере и транспортной связности регионов России в условиях вероятных ресурсных ограничений.

Системная импортозависимость российской гражданской авиации и авиастроения, сложившаяся в постсоветскую эпоху, не могла быть полностью преодолена к нынешнему моменту, даже с учетом политики импортозамещения, проводившейся в течение нескольких лет.

Таким образом, в настоящее время условия функционирования и развития гражданской

авиации и авиастроения характеризуются следующими особенностями:

- преобладанием в парке гражданской авиации России воздушных судов зарубежного производства;

- наличием в составе всех современных образцов гражданской авиационной техники российской разработки и производства высокой доли высокотехнологичных компонентов зарубежного производства (в том числе критически важных) при практическом отсутствии отечественных аналогов;

- санкционными ограничениями со стороны недружественных стран на поставку гражданской авиационной техники, комплектующих изделий, сырья и материалов, услуг послепродажной поддержки, в том числе информационной, производственного оборудования и программного обеспечения, направленные на блокирование или существенное затруднение разработки, производства, эксплуатации гражданской авиационной техники, выполнение авиационных работ и услуг.

В сложившихся условиях сохранение и развитие в России гражданской авиации и авиастроения, реализация с их помощью национальных интересов страны требуют:

- в краткосрочной перспективе обеспечения безопасной и эффективной (т. е. с минимальными затратами ресурсов при решении целевых задач с заданным качеством) эксплуатации имеющегося в наличии и потенциально доступного (с учетом производства, возврата из-за рубежа, восстановления летной годности и т. п.) парка гражданской авиационной техники, необходимого для обеспечения приемлемой транспортной связанности территории страны и выполнения важнейших авиационных работ [1, 2];

- в средне- и долгосрочной перспективе самостоятельного освоения разработки, серийного производства и эксплуатации в России гражданской авиационной техники, необходимой для эффективного решения национальных задач;

- создания научно-технического задела для разработки перспективных образцов гражданской авиационной техники, удовлетворяющих специфическим требованиям применения в России и на доступных российскому авиастроению рынках, позволяющего гражданской авиации и авиастроению адаптироваться к ожидаемым (весьма жестким) условиям развития этих отраслей для реализации национальных интересов страны [2].

В настоящее время эксплуатация, разработка и производство гражданской авиационной техники в России становятся уже однозначно не рыночными сферами (до 2022 г. были дискуссионными коммерческие перспективы российского гражданского авиастроения, как и многих секторов гражданской авиации — местных, межрегиональных перевозок). В условиях крайне ограниченных материальных, кадровых и временных ресурсов следует рассматривать авиастроение и гражданскую авиацию как составные части единого комплекса, централизованно планировать их работу и развитие по единым общегосударственным критериям, и это уже не рентабельность проектов или капитализация компаний. Авиационный комплекс страны должен с приемлемыми затратами обеспечить гарантированную транспортную связанность территории по определенным стандартам качества обслуживания (дополняя другие виды транспорта в Единой транспортной системе). Также, помимо транспорта, необходимо выполнение широкого спектра авиационных работ в интересах национальной экономики.

ПРИОРИТЕТЫ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО РАЗВИТИЯ РОССИЙСКОГО АВИАСТРОЕНИЯ В СОВРЕМЕННЫХ УСЛОВИЯХ

Перед российской гражданской авиацией и авиастроением встали проблемы выживания, обеспечения транспортной связанности страны в чрезвычайных условиях. Новые, более жесткие, условия развития требуют четкой ориентации научных технологий на реализацию национальных интересов Российской Федерации. Еще более актуальны задачи создания новых технологий для обеспечения доступного, качественного и безопасного авиасообщения на магистральных, межрегиональных, местных воздушных линиях в российской транспортной системе, эффективного выполнения авиационных работ. Причем доступность и качество услуг должны сочетаться с минимальным ущербом окружающей среде, в том числе уязвимым экосистемам российского Севера.

Особое значение в новых условиях приобретают требования обеспечения безопасности авиационной деятельности — от безопасности полетов до безопасности на всех стадиях жизненного цикла авиационной техники. Поддержание летной годности изолированного парка авиационной техники в отсутствие поддержки со стороны разработчиков и производителей ставит ряд срочных задач перед нашей при-

кладной наукой — от мониторинга и прогнозирования технического состояния нынешнего парка авиационной техники до испытаний и сертификации импортозамещающих аналогов различных компонентов.

Развитие сети аэропортов нельзя планировать без увязки с характеристиками парка воздушных судов — их взлетно-посадочными характеристиками, вместимостью, дальностью полета и т. д., а проектирование новых ВС возможно без увязки с характеристиками сети аэропортов, инфраструктуры УВД и др.

Аналогично, формируя новые принципы управления воздушным движением как на борту воздушного судна, так и на земле в системе ОрВД с применением технологий искусственного интеллекта, необходимо увязывать их с требованиями к подготовке авиационного персонала и поставщиков услуг, включая специалистов разработчика, изготовителя и эксплуатанта. При создании новой модели авиатранспортной системы страны, работая в том числе над Транспортной стратегией России [2], в настоящий момент требуется решать единую задачу как для авиатранспортной отрасли, так и для авиастроения. Уже сегодня становится понятна необходимость назначения единого координатора со стороны государства (правительства РФ), который бы управлял процессами формирования авиационной отрасли и в части авиастроения, и в авиатранспортной составляющей.

Современная практика обеспечения безопасности полетов, помимо реагирования на авиационные события, предписывает проактивное (упреждающее) управление рисками. Согласно современным требованиям нормативных документов ИКАО [4—7], основными инструментами упреждающей стратегии в сфере безопасности полетов являются государственные программы (ГосПП) и системы управления безопасностью полетов (СУБП) поставщиков авиационных услуг [6, 7]. Они, каждая на своем уровне, способствуют созданию и осуществлению процесса управления факторами риска, включающего формирование модели угроз, оценку рисков и принятия мер для их снижения до приемлемого уровня. Задачей такой деятельности является нейтрализация систематических источников опасности, имеющих место при функционировании самого поставщика обслуживания и взаимодействующих с ним организаций. Для государства задача состоит в выявлении систематических опасностей, охватывающих всю авиационную систему, которые

не могут быть выявлены на уровне отдельных элементов.

Все государства — члены ИКАО к 2035-у г. должны внедрить вышеупомянутые программы с целью проактивного управления безопасностью полетов, включая механизмы упреждающего управления рисками и опасностями для всех объектов авиатранспортной системы. К сожалению, следует отметить, что в РФ отсутствует Государственная программа обеспечения безопасности полетов.

Анализ требований к формированию перспективной авиатранспортной системы, основанный на новых принципах проактивного управления, свидетельствует о необходимости создания цифровой платформы для выявления и анализа факторов опасности и риска, объединяющей и определяющей влияние всех поставщиков услуг на уровень безопасности полетов Российской Федерации [9, 10]. При этом объединение разнородных информационных потоков, разработка единого алгоритма управления безопасностью полетов также должны найти свое отражение в Государственной программе обеспечения безопасности полетов и Государственном плане ее реализации.

При планировании технологического развития российского гражданского авиастроения, с одной стороны, необходимо учитывать следующие глобальные тенденции, обусловленные объективной логикой технологической динамики и развития крупномасштабных организационно-технических систем:

определяющее влияние облика авиатранспортной системы страны (включая систему управления воздушным движением), ее особенностей и трендов развития на облик воздушных судов и требования к их характеристикам;

интеллектуализация управления воздушными судами на всех уровнях, в том числе частичное замещение функций экипажа уже в среднесрочной перспективе (2030—2035 гг.);

расширение сферы эффективного применения беспилотных, в том числе автономных авиационных систем гражданского назначения (включая решение задач пилотируемой авиации с новым качеством и принципиально новых задач);

перераспределение функций управления между бортом воздушных судов и наземной управляющей инфраструктурой в зависимости от специфики воздушного движения в различных регионах и авиатранспортных системах.

С другой стороны, в современных условиях развития авиационного комплекса России

нельзя игнорировать следующие специфические факторы:

наличие значительного по размерам парка постепенно стареющей авиационной техники зарубежной разработки и производства, оставшейся без авторизованного сопровождения со стороны изначальных разработчиков и производителей;

относительно малые по меркам мирового авиастроения масштабы парков однотипных изделий (как в настоящее время, так и в обозримой перспективе), что определяет малую серийность выпуска, высокие и некупаемые удельные затраты на разработку, производство и эксплуатацию авиационной техники;

практическое отсутствие типовых конструкций и устойчивых статистических закономерностей в парках авиационной техники ввиду малой серийности большинства типов изделий, иногда фактическое отсутствие типов изделий, необходимость обеспечения эффективной и безопасной эксплуатации единичных экземпляров воздушных судов.

Упомянутое выше избыточное разнообразие типов изделий авиационной техники, в том числе беспилотной, при отсутствии объективно обоснованной потребности в них, оценок их технологического уровня и эффективности в составе систем более высокого уровня сложилось по ряду институциональных причин (фактически разнообразные типы изделий конкурировали не за рынки и потребителей, а за ограниченные ресурсы государственной поддержки). В новых условиях настоятельной становится необходимость критического пересмотра продуктовой линейки российского гражданского авиастроения в сторону реализма и соблюдения национальных, государственных, а не корпоративных интересов.

Но даже после оптимизации производственных программ авиастроительных корпораций автономное, автаркическое производство гражданской авиационной техники в России вынужденным образом становится малосерийным, численность однотипных парков ВС будет достигать нескольких десятков или сотен за весь ЖЦ. При этом само понятие типа АТ и традиционные подходы к его сертификации, обеспечению надежности и безопасности (основанные на статистике больших чисел) теряют актуальность и применимость. Обеспечить приемлемый уровень безопасности в этих условиях позволят только комплексные системы управления безопасностью полетов [10], которые реализуют функции индивидуального мониторинга

и прогнозирования технического состояния изделий АТ, глубокой интеллектуальной диагностики, причем, предиктивной, в перспективе — активного управления техническим состоянием АТ в реальном масштабе времени.

Кроме того, активизация производства в России импортонезависимых образцов авиационной техники в условиях дефицита современной электронной компонентной базы (ЭКБ) ставит специфические задачи обеспечения безопасности полетов. Если глобальный тренд в этой области — максимальная автоматизация управления, исключение человека как ненадежного звена из контуров управления, то для российского авиастроения такой путь в ближайшие годы может стать ограниченно применимым. Это связано с недопоставкой современной миниатюрной ЭКБ, и весьма вероятно, что в кратко- и среднесрочной перспективе вынужденное отставание от глобального тренда на дальнейшую и все более полную автоматизацию борта воздушных судов приведет к возврату использования менее автоматизированной техники. Это, в свою очередь, означает возрастание роли человеческого фактора (притом, что глобальная тенденция предусматривает сокращение его роли благодаря автоматизации управления). В отечественной авиации роль человеческого фактора, которую в современной авиации стремятся минимизировать, в ближайшие годы вынужденно возрастет. Следовательно, для обеспечения безопасной и приемлемо эффективной эксплуатации авиационной техники необходимо активное управление человеческим фактором, состоянием авиационного персонала (причем, как в летной эксплуатации АТ, так и в технической, ремонте, производстве и разработке). В рамках организационно-технических систем управления безопасностью полетов (СУБП) должны быть реализованы функции мониторинга и прогнозирования не только технического состояния изделий АТ и объектов авиационной инфраструктуры, но также психофизиологического состояния экипажей, качества пилотирования, качества работы ремонтного персонала, операторов системы УВД, производителей и разработчиков.

Следовательно, ключевыми направлениями технологического развития российского авиастроения с учетом специфических условий и национальных интересов России в обозримой перспективе являются:

технологии, направленные на расширение допустимых условий безопасной эксплуатации

гражданской авиационной техники, в том числе по условиям базирования, метеоусловиям и т. п.;

технологии, направленные на повышение автономности технической эксплуатации авиационной техники, обеспечивающие безопасное проведение большей доли операций и форм технического обслуживания и ремонта на аэродромах базирования парков, и даже на отдаленных аэродромах (при необходимости — силами экипажа);

технологии интеллектуальной информационной поддержки авиационного персонала, направленные на обеспечение безопасной и эффективной эксплуатации авиационной техники;

интеллектуальные технологии управления групповым движением и выполнением миссий воздушных судов, их взаимодействия с объектами инфраструктуры;

интеллектуальные технологии индивидуального мониторинга, диагностики и прогнозирования состояния элементов авиатранспортных систем (включая как изделия авиационной техники и инфраструктурные объекты, так и авиационный персонал);

интеллектуальные технологии автоматизированного анализа больших массивов данных о состоянии элементов авиатранспортных систем и о событиях, имеющих отношение к безопасности полетов с целью выявления скрытых взаимосвязей и системных проблем и последующего их устранения.

Большая часть задач интеллектуального анализа данных и выработки управленческих решений в распределенных СУБП может решаться на земле, что снижает остроту проблемы дефицита миниатюрной высокопроизводительной ЭКБ для комплектации борта. Это не отменяет задач разработки интеллектуальных помощников экипажа, интеллектуальной автоматизации управления движением ВС, функционированием их систем и выполнением миссий, поскольку в перспективе беспилотные системы должны выполнять большие объемы авиационных работ, грузовых и почтовых перевозок с учетом крайне специфических требований нашей страны.

Особое внимание следует уделить вопросам нормативно-правовой базы. Ее нельзя готовить отдельно для ВС, не работая одновременно над ФАП и МОС, связанными, например, с решением проблем приаэродромных территорий аэропортов, формированием единых требований по шуму и эмиссии в зоне аэропорта, создавать

новейшие системы ОрВД без привязки к оборудованию воздушных судов. Нельзя планировать развитие сети аэропортов без увязки с характеристиками парка воздушных судов — их взлетно-посадочными параметрами, вместимостью, дальностью полета и т.д. Также невозможно проектировать новые ВС без увязки с характеристиками сети аэропортов, инфраструктуры УВД и др.

Таким образом, на сложный вызов, с которым столкнулась российская авиация, возможен технологический ответ на основе ряда новых, прежде всего, интеллектуальных авиационных технологий. Причем научно-технический задел для разработки новых образцов гражданской авиационной техники в средне- и долгосрочной перспективе должен создаваться не разрозненно, а в рамках комплексных научно-технологических проектов, предусматривающих интеграцию технологий для снижения рисков.

В части формирования научно-технических решений данная задача может быть реализована созданием единого межотраслевого центра управления прикладной наукой — ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н. Е. Жуковского», который координирует работу и интегрирует результаты своих подведомственных институтов (ФАУ «ЦАГИ», ФАУ «ЦИАМ им. П. И. Баранова», ФАУ «СибНИА им. С. А. Чаплыгина», ФАУ «ГосНИИАС», ФКП «ГкНИПАС»).

Необходимо подчеркнуть, что научно-технический задел должен создаваться централизованно в государственном секторе прикладной науки в целях минимизации рисков и затрат промышленных организаций. Государственное финансирование прикладных НИР и обязательная организация производства объектов АТ на территории Российской Федерации с применением разработанных за государственный счет технологий — наиболее эффективный инструмент промышленной политики, направленной на укрепление технологического суверенитета Российской Федерации.

ЛИТЕРАТУРА

1. Транспортная стратегия РФ до 2030 г. с прогнозом на период до 2035 г. (Утверждена распоряжением Правительства Российской Федерации от 27 ноября 2021 г. № 3363-р) // СПС «Консультант Плюс».
2. Комплексная программа развития авиатранспортной отрасли РФ до 2030 г. (Утверждена распоряжением Правительства Российской Федерации от 25 июня 2022 г. № 1693-р) // СПС «Консультант Плюс».
3. Фридлянд А. А., Чубуков А. П. Развитие пассажирских авиаперевозок и динамика макроэкономических процессов // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2019. № 28.
4. Doc 10004. Глобальный план обеспечения безопасности полетов. [Электронный ресурс]. URL: https://www.icao.int/safety/Documents/10004_ru.pdf (дата обращения: 13.06.2020).
5. Приложение 19 к Конвенции о международной гражданской авиации «Управление безопасностью полетов» [Электронный ресурс]. URL: http://www.scac.ru/ru/wp-content/uploads/2016/DOC_9859_3.pdf (дата обращения: 13.06.2020).
6. Постановление Правительства РФ от 12.04.2022 № 642 «Об утверждении Правил разработки и применения систем управления безопасностью полетов воздушных судов, а также сбора и анализа данных о факторах опасности и риска, создающих угрозу безопасности полетов гражданских воздушных судов, хранения этих данных и обмена ими в соответствии с международными стандартами Международной организации гражданской авиации и признании утратившими силу некоторых актов Правительства Российской Федерации» [Электронный ресурс]. URL: <http://publication.pravo.gov.ru/Document/View/0001202204130011?index=0&rangeSize=1&ysclid=le2qdljtfy833665915> (дата обращения: 13.02.2023).
7. Состояние безопасности полетов в гражданской авиации государств-участников соглашения о гражданской авиации и об использовании воздушного пространства в 2021 г. [Электронный ресурс]. URL: <https://mak-iac.org/upload/iblock/448/cvhy5ylxegg5ghcxr6icz0irccnj2ge/bp-21.pdf> (дата обращения: 13.02.2023).
8. Ассамблея — 40-я сессия. Государственно-отраслевые инициативы в области сбора и анализа данных, а также совместного использования информации с целью обеспечения безопасности полетов. [Электронный ресурс]. URL: https://www.icao.int/Meetings/a40/Documents/WP/wp_213_ru.pdf (дата обращения: 02.02.2023).
9. Будзко В. И., Волков М. В., Годиков Д. А., Кан А. В., Михайлин И. С., Шапкин В. С. Технологии искусственного интеллекта в системе управления безопасностью авиационной деятельности // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2021. № 37.
10. Будзко В. И., Демин С. С., Дутов А. В., Кан А. В., Михайлин И. С., Шапкин В. С. Система управления безопасностью авиационной деятельности — основной элемент перспективной авиатранспортной системы // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2020. № 32.

А. В. ДУТОВ, В. В. ГЛАСОВ, А. В. ШАКУН (ФГБУ «НИЦ «Ин-т им. Н. Е. ЖУКОВСКОГО»),
В. В. КОСЬЯНЧУК, М. А. ЛЕЛИКОВ (ФАУ «ГосНИИАС»)

ОСНОВНЫЕ ЦЕЛИ, ЗАДАЧИ, ЭТАПЫ И ТЕХНОЛОГИИ ИНТЕЛЛЕКТУАЛИЗАЦИИ КОМПЛЕКСОВ БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

В связи с растущей актуальностью рассматриваемой тематики приводятся основные цели и задачи интеллектуализации комплексов бортового оборудования перспективных воздушных судов гражданской авиации, реализовать которые предполагается путем повышения функциональности бортового оборудования и снижения нагрузки на пилота воздушного судна. Представлены этапы интеллектуализации бортового оборудования и обзор теоретических, алгоритмических и технологических способов ее реализации от этапа внедрения виртуальных помощников пилота до создания автономного виртуального пилота.

Ключевые слова: интеллектуализация комплексов бортового оборудования, искусственный интеллект, виртуальный помощник пилота, виртуальный второй пилот.

The relevance of research topics is substantiated. The main goals and objectives of the intellectualization of on-board equipment complexes of advanced civil aviation aircraft are given. Implementation is expected by increasing the functionality of on-board equipment and reducing the workload on the aircraft pilot. The stages of intellectualization of on-board equipment and an overview of theoretical, algorithmic and technological ways of its implementation are presented from the stage of implementation of virtual assistants to the pilot, to the creation of an autonomous virtual pilot.

Key words: intellectualization of on-board equipment systems, artificial intelligence, virtual assistant of pilot, virtual co-pilot.

1. ЦЕЛИ И ЗАДАЧИ ИНТЕЛЛЕКТУАЛИЗАЦИИ

К перспективным воздушным судам (ВС) гражданской авиации (ГА) будут предъявляться все более жесткие требования, вызванные необходимостью повышения точности траекторного управления в зонах аэродромных узлов вследствие увеличения интенсивности воздушного движения, использования новых технологий и процедур для повышения безопасности, эффективности, пропускной способности, доступности, гибкости, предсказуемости и устойчивости при одновременном снижении воздействия авиации на окружающую среду [1—3].

Для удовлетворения данных требований перед разработчиками стоит цель по увеличению функциональности перспективного комплекса бортового оборудования (КБО) путем решения задач по повышению уровня автоматизации его функций.

Однако текущий процесс автоматизации, направленный на увеличение количества функ-

ций, с которыми пилот вынужден взаимодействовать, в некоторых ситуациях приводит к его высокой загрузке за счет существенного увеличения объема информации, так как ее необходимо представить и обработать в определенный период времени.

В результате этого в период с 2010 по 2015 гг. сформировалось устойчивое превышение уровня загрузки пилотов ВС ГА относительно усредненной нормальной на этапах взлета, набора высоты, снижения и посадки. Анализ статистики авиационных инцидентов, аварий и катастроф показывает, что уже сейчас более 80% всех авиационных происшествий происходит по причине человеческого фактора, в основном из-за ошибочной оценки ситуации, неверных прогнозов и расчетов, а также отсутствия требуемой и своевременной реакции на внезапные ухудшения условий полета. Высокая степень актуальности данной проблемы со временем будет только нарастать.

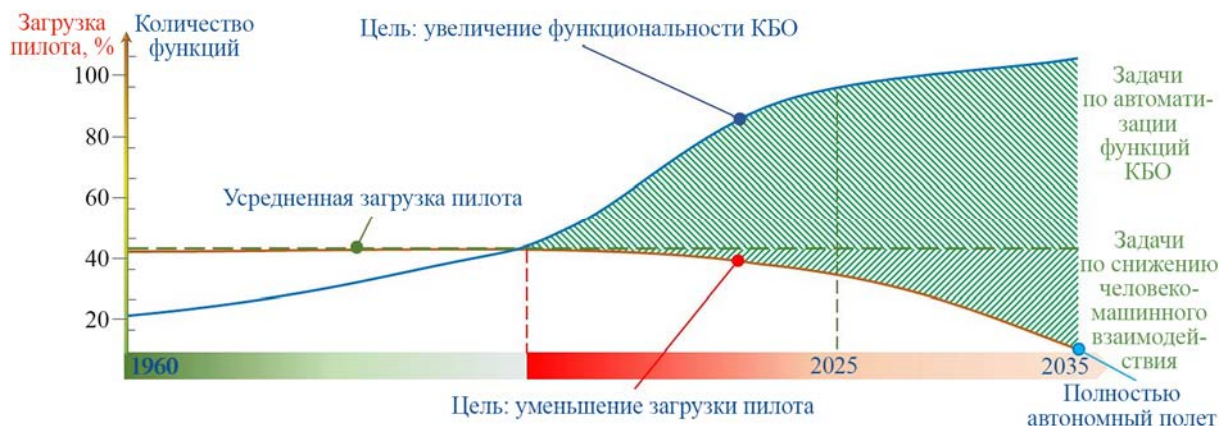


Рис. 1. Цели и задачи интеллектуализации КБО ВС ГА

Совокупность представленных выше обстоятельств сформировала вторую основную цель при разработке перспективных КБО ВС ГА — уменьшение загрузки пилота. Однако, как показано на рис. 1, обе цели имеют противоположную направленность.

Решение проблемы достижения целей увеличения функциональности КБО перспективного ВС при одновременном уменьшении загрузки пилота видится в решении задач поэтапного повышения уровня автоматизации функций и применения технологий, направленных на снижение уровня человеко-машинного взаимодействия пилота и КБО. Такой подход позволит найти компромисс между ограниченными возможностями пилота и автоматизацией КБО, в том числе, с применением технологий искусственного интеллекта (ИИ).

1.1. Повышение функциональности и уровня автоматизации

Эволюция кабины экипажа самолетов транспортной категории показана на рис. 2. Как видно из рисунка, число членов экипажа в гражданской коммерческой авиации постоянно сокращается за счет автоматизации.

Так, отдельные роли штурмана и радиста в 1960-х гг. стали излишними и бортинженер смог взять часть их задач на себя. После 1970 г. должность третьего члена экипажа — бортинженера — то же была упразднена, а его обязанности стала выполнять бортовая автоматика и оставшиеся два пилота — командир ВС и второй пилот. В результате в конце 1970 — начале 80-х гг. двухместная кабина экипажа стала международным стандартом в современной коммерческой авиации, несмотря на то, что произ-

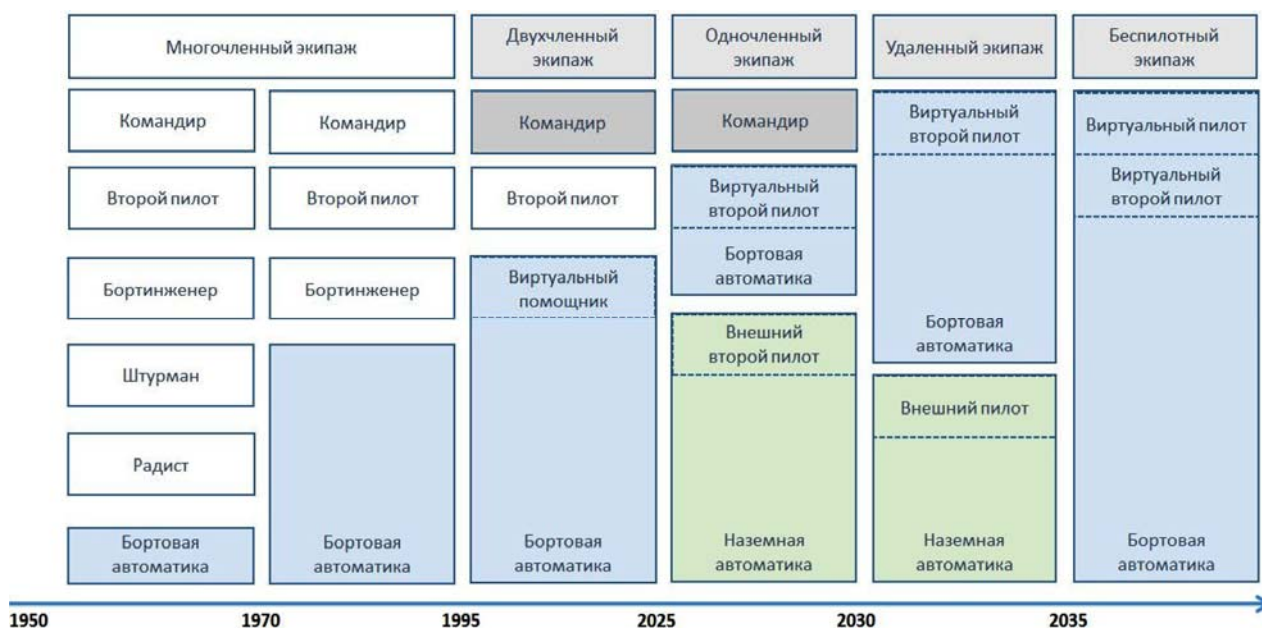


Рис. 2. Эволюция кабины экипажа самолетов транспортной категории

водители столкнулись с большим сопротивлением общества [4]. Дальнейшее повышение уровня автоматизации и внедрение на борту технологий ИИ позволит в обозримой перспективе полностью передать функции второго пилота внешнему пилоту и бортовой или наземной автоматике, а в конечном счете, при достаточном уровне развития технологий ИИ, перейти на беспилотный экипаж и обеспечить полную автономизацию полетов ВС ГА.

В рамках программы SESAR для классификации и сравнения различных видов автоматизации разработана таксономия уровней автоматизации (LOAT — Level Of Automation Taxonomy), приведенная в таблице.

Классификация уровней автоматизации дается в соответствии с когнитивными функциями человека. Это означает, что определенная технология может иметь различные уровни автоматизации в зависимости от того, рассматриваем ли мы области получения информации (А), анализа информации (В), принятия решений (С) или реализации действия (D). Автоматизация – это не только вопрос полного или частичного автоматического решения задачи, это, в большей степени, принятие решения о том, какую задачу автоматизировать и в какой степени ее следует автоматизировать.

Таксономия уровней автоматизации LOAT

От информации к действию →				
Рост автоматизации ↓	А Сбор информации	В Анализ информации	С Решение и выбор действия	Д Исполнение действия
	A0 Сбор информации вручную	B0 Анализ информации на основе оперативной памяти	C0 Принятие решения человеком	D0 Ручное исполнение и контроль
	A1 Получение информации с помощью артефактов	B1 Анализ информации на основе артефактов	C1 Принятие решения на основе артефактов	D1 Исполнение действия с поддержкой артефактов
	A2 Низкоавтоматизированный сбор информации	B2 Низкоавтоматизированный анализ информации	C2 Автоматизированная поддержка принятия решений	D2 Пошаговая поддержка исполнения действий
	A3 Среднеавтоматизированный сбор информации	B3 Среднеавтоматизированный анализ информации	C3 Жесткая автоматизированная поддержка принятия решений	D3 Низкоуровневая поддержка выполнения последовательности действий
	A4 Высокоавтоматизированный сбор информации	B4 Высокоавтоматизированный анализ информации	C4 Автоматическое принятие решений низкого уровня	D4 Высокоуровневая поддержка выполнения последовательности действий
	A5 Полностью автоматизированный сбор информации	B5 Полностью автоматизированный анализ информации	C5 Автоматическое принятие решений высокого уровня	D5 Низкоуровневая автоматизация выполнения последовательности действий
			C6 Полностью автоматическое принятие решений	D6 Среднеуровневая автоматизация выполнения последовательности действий
				D7 Высокоуровневая автоматизация выполнения последовательности действий
				D8 Полная автоматизация выполнения последовательности действий

1.2. Снижение нагрузки на пилота и человеко-машинное взаимодействие

Простое добавление дополнительных средств автоматизации в кабине экипажа для снижения рабочей нагрузки пилота, как это предлагается во многих исследованиях, не решает проблемы, связанной с человеческим фактором, но может привести к обратному эффекту, а также вызвать новые типы ошибок, сопряженные с предвзятостью и недоверием к автоматизации [5—8].

Исследования в авиации показывают уменьшение рабочей нагрузки пилота при повышенной автоматизации в «нормальных» условиях, но при «аномальных» условиях рабочая нагрузка мгновенно возрастает и зачастую пилот оказывается морально и физически не готов к подобному резкому изменению деятельности и росту нагрузки.

В 2019 г. были изучены различные типы помощи водителю автомобиля с учетом таких параметров, как уровень автоматизации, режим и интенсивность человеко-машинного взаимодействия (рис. 3), где точки показывают относительное положение различных средств автоматизации [9].

Из данного рисунка следует далеко не очевидный факт, что до определенного уровня автоматизации нагрузка на человека на самом деле возрастает. Далее, по мере увеличения уровня автоматизации, она не растет линейно, а следует перевернутой U-образной кривой. При

этом технологии с высоким уровнем автоматизации, позволяющие полностью изменить управление ВС и устранить человека из контура контроля, находятся в настоящее время на низкой стадии технологической готовности. Поэтому одной из основных задач, которая должна быть решена при внедрении технологий ИИ, является соблюдение правильного баланса между уровнем автоматизации и интенсивностью человеко-машинного взаимодействия.

2. ЭТАПЫ И ТЕХНОЛОГИИ ИНТЕЛЛЕКТУАЛИЗАЦИИ

Европейское агентство по авиационной безопасности (EASA) в 2020 г. выпустило программный документ «Дорожная карта искусственного интеллекта. Человеко-центрический подход к искусственному интеллекту в авиации», в котором представлена концепция трех уровней бортовых систем ИИ, расположенных в порядке увеличения их автономности (рис. 4) [10].

Согласно этой дорожной карте применение систем ИИ первого уровня, реализуемых с использованием интеллектуальных виртуальных помощников пилота, планируется начать с 2025 г., систем ИИ второго уровня, в том числе ВС с одночленным экипажем и виртуальным вторым пилотом — с 2030 г., а к 2035 г. планируется появление первых беспилотных магистральных самолетов гражданской авиации, управляемых полностью автономными интеллектуальными виртуальными пилотами.



Рис. 3. Зависимость человеко-машинного взаимодействия от уровня автоматизации

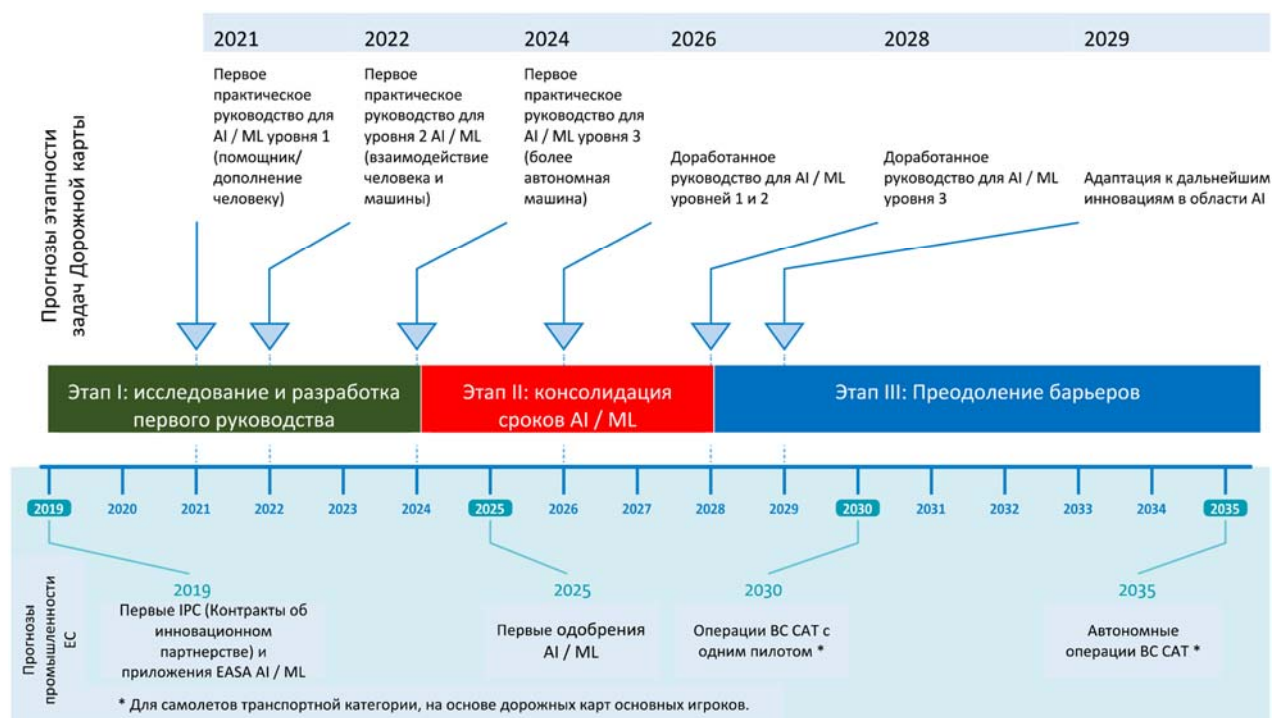


Рис. 4. Дорожная карта EASA применения ИИ в гражданской авиации

2.1. Виртуальный помощник пилота

Внедрение виртуальных помощников пилота, обеспечивающих комплексную интеллектуальную информационную поддержку экипажа, позволит существенно повысить эффективность эксплуатации и уровень безопасности полета перспективных ВС за счет минимизации ошибок пилотирования, в том числе экипажа с относительно низким уровнем подготовки (рис. 5).

Реализация виртуальных помощников пилота может осуществляться как путем их интеграции с существующим КБО без изменения его штатной структуры, что уже сейчас позволит повысить уровень безопасности полетов отечественных ВС в условиях их малой серийности, так и путем разработки новой программно-аппаратной архитектуры КБО.

Традиционный подход к проектированию КБО ВС оперирует понятиями «аппаратура» и



Рис. 5. Результаты внедрения интеллектуального виртуального помощника

«функции». При этом автоматизация в настоящее время осуществляется на уровне функций, как правило, предполагающих участие пилота в инициализации их работы и контроле их функционирования [5—8]. В результате наблюдаемое в последнее время внедрение большого количества новых функциональных приложений, в том числе обеспечивающих автоматизацию, неизбежно приводит к недопустимому повышению загрузки пилота в нестандартных условиях полета.

Для повышения уровня ситуационной осведомленности и одновременного уменьшения загрузки пилота за счет снижения интенсивности человеко-машинного взаимодействия и времени на обработку контекстно-зависимой информации, виртуализации и автоматизации необходимо отделить функции пилота путем введения дополнительного операционного уровня взаимодействия функциональных приложений и пилота, а также организации взаимодействия функциональных приложений и приложений операционного уровня через единую систему принятия решений, как показано на рис. 6.

Такой подход позволит обеспечить обмен информацией с функциями принятия решений операционного контура и направить поток информации на информационно-управляющее поле кабины экипажа, адаптированное под текущую полетную ситуацию с использованием интеллектуальных мультимодальных человеко-машинных интерфейсов.

Для этого активно изучаются способы жестового управления (движением пальцев, рук, головы пилота), взглядом и мимикой лица, основанные на интеллектуальных технологиях распознавания изображений. Для реализации голосового управления ВС ведутся исследования по разработке технологии распознавания речи, способной адаптироваться к физиологическим воздействиям полета на голосовой тракт пилота. Разрабатываются также пространственные звуковые интерфейсы, создающие акустический эффект присутствия в заданном пространстве и используемые как в качестве дополнительного («звуковой» авиагоризонт), так и в роли альтернативного («звуковое» зрение) источника информации для направленного привлечения внимания пилота к событиям.

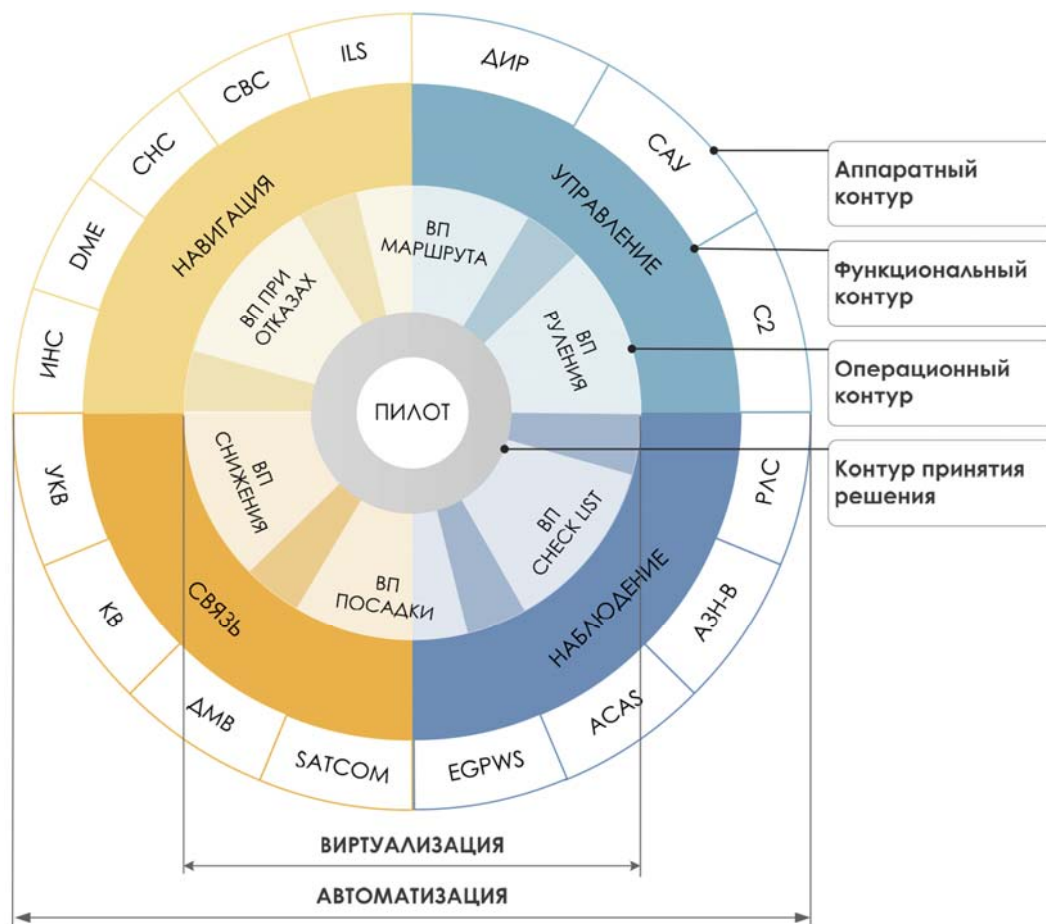


Рис. 6. Схематичное представление операционного, функционального и аппаратного контуров ВС с виртуальными помощниками пилота

2.2. Виртуальный второй пилот

Концепции виртуального второго пилота (ВВП), встречающиеся в литературе, сильно различаются, но в основе их реализации всегда лежат два подхода [11], направленные на замену второго пилота автоматикой (бортовой/наземной) либо другим человеком (в воздухе/на земле).

Классификация существующих концепций одночленного экипажа ВС ГА, основанная на различном сочетании подходов к реализации ВВП и состоящая из семи основных категорий, помеченных буквами А—G [12] показана на рис. 7.

Самой простой концепцией, предполагающей присутствие только одного пилота на борту ВС, является концепция А. Концепции В—G включают несколько агентов, однако не все агенты постоянно поддерживают пилота. Концепции А—Е предполагают автономное функционирование экипажа; С—G формируют пространственно-распределенный экипаж, некоторые члены которого могут находиться за пределами ВС как в воздухе, так и на земле.

Каждый из подходов и концепций имеет свои уникальные преимущества и недостатки, что затрудняет научное обоснование того, какой подход и концепция являются «лучшими» или «наиболее реализуемыми». Такой технико-экономический анализ должен представлять собой многомерное решение, связанное с обеспечением требуемого уровня безопасности, а также социальными (отношение пилотов и общества), экономическими (расходы на разработку, установку и эксплуатацию, страхование, обучение пилотов и т. д.) и юридическими (сертификация, ответственность) факторами, которые необходимо принимать во внимание.

Однако уже сейчас, не проводя точного анализа из-за недостаточности исходных данных, можно утверждать, что ВВП в ближайшем будущем с высокой степенью вероятности реализуется в соответствии с концепцией G, основанной на эффективном совместном функционировании четырех агентов, включая пилота одночленного экипажа, внешнего второго пилота, бортовую и наземную автоматику. Только такое комплексное решение, объединяющее в себе элементы всех концепций, несмотря на технологическую сложность, может обеспечить тот высокий уровень безопасности полетов ВС в штатных и нештатных ситуациях, которого требует коммерческая авиация.

Техническое состояние. Повышение уровня автоматизации дает возможность осуществлять мониторинг и предиктивную диагностику технического состояния ВС непосредственно на борту с использованием цифровых двойников и статистических данных. Это также позволяет выполнять в процессе полета реконфигурацию бортового оборудования методами аппаратной, программной и функциональной избыточностей на основании текущих и прогнозируемых значений диагностических параметров, оперативно формировать задания на техобслуживание и ремонт по прилету оборудования, находящегося в отказном или предотказном состоянии.

Современное ВС с применением систем встроенного контроля и интеллектуальных датчиков, построенных с использованием микроэлектромеханических систем и бортовых беспроводных сенсорных сетей, уже сейчас может собирать данные о более чем 300 000 различных параметров, характеризующих техническое состояние его бортового оборудования, силовой

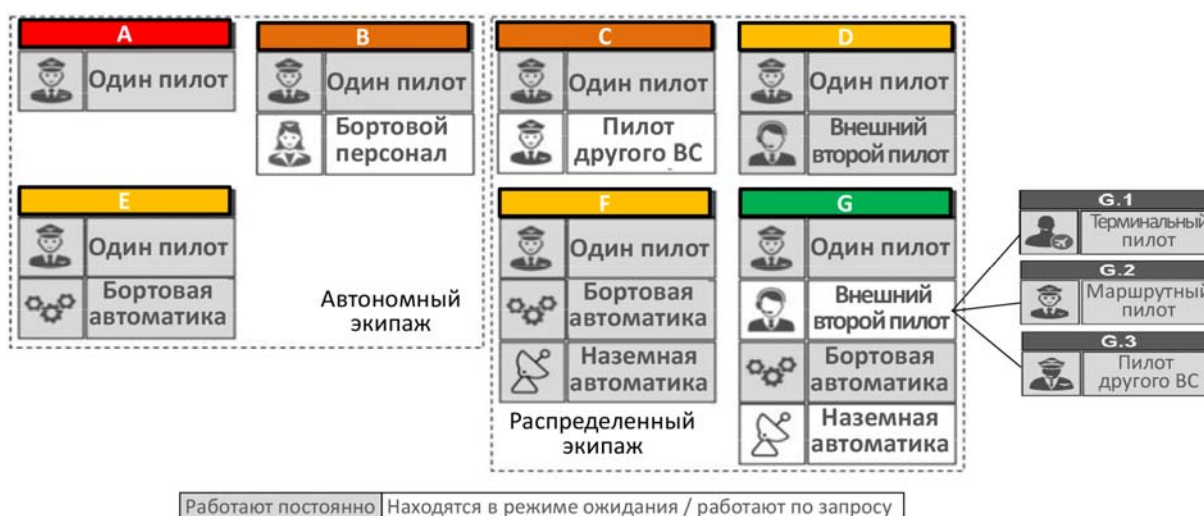


Рис. 7. Классификация концепций одночленного экипажа

установки и конструкций. Такие объемы данных, помимо развития надежных и быстродействующих алгоритмов их сбора, передачи, агрегации, сжатия и хранения, требуют применения интеллектуальных технологий аналитики больших данных для обнаружения в них аномалий и извлечения знаний.

Состояние и действия пилота. Отсутствие на борту второго пилота приведет к необходимости внедрения технологий объективного контроля психофизиологического (функционального) состояния и действий единственного пилота в кабине экипажа с целью анализа и прогнозирования рисков, обеспечения требуемого уровня информационной и эмоциональной поддержки, соответствующей адаптации информационно-управляющего поля, поддержки контролируемого сна пилота при необходимости или перехвата управления в случае его недееспособности.

Для решения данных задач возможно применение широкого спектра интеллектуальных методов физиологической и поведенческой биометрии, основанных на когнитивных вычислениях и комплексной обработке данных, полученных с помощью различных, преимущественно неинвазивных, технологий измерения (рис. 8) [13].

Закабинная обстановка. Повышение уровня ситуационной осведомленности о закабинной обстановке будет обеспечиваться за счет применения многоспектральных систем техни-

ческого зрения, основанных на интеллектуальной комплексной обработке информации от телевизионных, инфракрасных и лазерных датчиков, а также систем трехмерного комбинированного (синтезированного и улучшенного) видения, отображающих комплексную пилотажно-навигационную информацию, карты движения по аэродрому, трафик ВС, интерактивные планы полета, облачность, опасные метеоявления и турбулентности, искусственные препятствия, оповещения об опасном приближении к земле, прогнозируемой траектории столкновения, возможном выезде за пределы ВПП и т. д.

Для вывода комбинированного изображения могут использоваться: многоцветные индикаторы на лобовом стекле с автоматическим обнаружением и распознаванием опасностей на фоне закабинной обстановки; очки или шлемы дополненной реальности, реализующие «бесконечное» информационно-управляющее поле кабины экипажа; ретинальные дисплеи, проецирующие изображение непосредственно на сетчатку глаза пилота; автостереоскопические и голографические 3D-дисплеи, способные обеспечить бинокулярное восприятие глубины изображения без использования специализированных головных приборов.

Разрабатываются также технологии внешнего видения, кругового обзора и виртуального остекления безоконных кабин экипажа и пассажиров, позволяющие «видеть» сквозь обшивку фюзеляжа и представлять информацию о зака-



Рис. 8. Методы и средства контроля состояния и действий пилота



Рис. 9. Система внешнего видения SkyLens ClearVision на основе очков дополненной реальности с функцией управления взглядом

бинной обстановке, эквивалентную информации в кабине с оптическим остеклением с учетом изменения перспективы при движении наблюдателя за счет автоматического панорамирования, наклона и масштабирования движущихся изображений (рис. 9).

В перспективе на борту ВС возможно применение всего спектра технологий, включающих физическую и расширенную (дополненную, виртуальную, смешанную) реальности, а также реальную виртуальность в качестве конечной технологической точки полного совмещения ощущений реальности и виртуальности в реальном масштабе времени.

Управление ресурсами экипажа. Внедрение виртуального второго пилота и появление внешних пилотов фактически сводит на нет межличностное общение между людьми и превращает традиционный экипаж в распределенный. Это обстоятельство ставит новые задачи интеллектуального управления ресурсами эки-

пажа как сложной распределенной человеко-машинной системой, в которой должны быть тщательно проработаны протоколы распределения и делегирования полномочий не только между человеком и машиной, но и между пилотами, находящимися на борту ВС и на земле. При этом уровни автоматизации/автономности управления определяются состоянием пилота одночленного экипажа и условиями полета, которые зависят от технического состояния ВС и каabinной обстановки (рис. 10).

Виртуальный пилот. Дальнейшая интеллектуализация КБО ВС ГА будет осуществляться в направлении обеспечения автономного беспилотного управления с виртуальным пилотом на борту. Интеллектуальный виртуальный пилот должен, как минимум, выполнять все функции обычного пилота. При этом широко будут применяться технологии ИИ, способные выявлять закономерности в процессах, которые сложно определить при помощи человеческого

		Условия полета	
		Нормальные	Ненормальные
Состояние пилота	Нормальное	1 Командует пилот с помощью бортовой автоматики 	2 Командует пилот с помощью бортовой автоматики  
		Внешний пилот поддерживает несколько ВС с помощью наземной автоматики  	Внешний пилот поддерживает одно ВС как внешний второй пилот  
	Недееспособное	3 Бортовая автоматика выполняет команды управления 	4 Бортовая автоматика выполняет команды управления 
		Командует внешний пилот с помощью наземной автоматики  	Командует внешний пилот  

Рис. 10. Уровни автоматизации/автономности в зависимости от состояния пилота и условий полета

или даже обычного компьютерного анализа, в том числе путем интеллектуального онлайн анализа электронных потоков больших данных между перспективными воздушными и наземными системами.

Для снижения вероятности возникновения катастрофических ситуаций вследствие столкновения с воздушными объектами, земной поверхностью и искусственными препятствиями необходимо разработать системы наблюдения следующего поколения, основанные на принципиально новых интеллектуальных алгоритмах прогнозирования конфликтных ситуаций и их разрешения. Стоят также задачи разработки автономных комбинированных систем навигации, основанных на интеллектуальной комплексной обработке измерений систем технического зрения, инерциальных, в том числе микроэлектромеханических навигационных систем, много-частотной мультисистемной спутниковой навигации, систем навигации, основанных на измерении данных от низкоорбитальных спутников и т. д.

Функционирование интеллектуального ВВП должно быть основано на технологиях машинного обучения для выполнения функций без явного программирования, что позволит ВВП изменять и адаптировать свое поведение в ответ на внешнюю среду и условия. Для этого будут разрабатываться принципиально новые отказоустойчивые и самомасштабируемые программно-аппаратные архитектуры интеллектуального КБО беспилотного ВС ГА, частично основывающиеся на бионической аналогии с живыми организмами.

ЛИТЕРАТУРА

1. Дутов А. В. Международное регулирование в гражданской авиации и стратегия развития российского авиастроения / А. В. Дутов, В. В. Клочков // Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества: Сборник тезисов докладов Международной научно-технической конференции, посвященной 50-летию МГТУ ГА, Москва, 25—26 мая 2021 г. — М.: ИД Академии Жуковского, 2021.
2. Основные направления научно-исследовательской деятельности в интересах развития авиатранспортной системы Российской Федерации / А. В. Дутов, А. В. Кан, В. В. Клочков и др. // — 2019. № 29.
3. Форсайт развития авиационной науки и технологий до 2030 года и на дальнейшую перспективу / Б. С. Алешин, Г. А. Амирьянц, С. Г. Баженов и др. — М.: ЦАГИ им. Н. Е. Жуковского, 2014. 280 с.
4. Schmid D., Korn B. A tripartite concept of a remote-copilot center for commercial single-pilot operations. In AIAA Information Systems — AIAA Infotech@ Aerospace, 2017.
5. Косьянчук В. В., Сельвесюк Н. И., Желтов С. Ю., Зыбин Е. Ю., Гласов В. В. Интеллектуальные технологии построения бортовых комплексов воздушных судов // Труды первой научно-практической конференции «Технологическое развитие авиастроения: глобальные тенденции и национальные интересы России». — М.: НИЦ «Институт им. Н. Е. Жуковского», 2021.
6. Зыбин Е. Ю., Косьянчук В. В., Сельвесюк Н. И. Электрификация и интеллектуализация — основные тенденции развития энергокомплекса воздушных судов // Авиационные системы. 2016. № 5.
7. Косьянчук В. В., Сельвесюк Н. И., Зыбин Е. Ю., Енютин В. В. Направления интеллектуализации воздушных судов гражданской авиации // Перспективные направления развития бортового оборудования гражданских воздушных судов: Материалы докладов 6-й Международной научно-практической конференции, Москва, 22 июля 2021 г. — М.: ГНИИАС, 2021.
8. Сельвесюк Н. И., Зыбин Е. Ю., Новиков В. М., Федоров В. Л. Перспективные направления интеллектуализации воздушных судов гражданской авиации // Авиационные системы в XXI веке: Тезисы докладов юбилейной Всероссийской научно-технической конференции, Москва, 21—22 апреля 2022 г. — М.: ГНИИАС, 2022.
9. Navarro J. A state of science on highly automated driving. Theoretical Issues in Ergonomics Science, 2019, 20(3).
10. Artificial Intelligence Roadmap. A human-centric approach to AI in aviation // EASA, 2020.
11. Schmid D., Stanton N. A. Progressing toward airliners' reduced-crew operations: A systematic literature review // The International Journal of Aerospace Psychology. 30(1-2), 2020.
12. Neis S. M., Klingauf U., Schiefele J. Classification and review of conceptual frameworks for commercial single pilot operations // 2018 IEEE/AIAA 37th Digital Avionics Systems Conference (DASC).
13. Wingelaar-Jagt Y. Q. et al. Fatigue in aviation: safety risks, preventive strategies and pharmacological interventions // Frontiers in physiology. 2021.

Е. Б. СКВОРЦОВ, Н. П. БУЗОВЕРЯ, Т. Ф. ИМАЕВ, Г. Н. ЛАВРУХИН,
Д. Е. ЛОПАНИЦИН, Ю. С. МИХАЙЛОВ, М. Н. ЧАНОВ, А. Ф. ЧЕВАГИН,
Ю. Н. ЧЕРНАВСКИХ, С. В. ШЕЛЕХОВА (ЦАГИ)

ИССЛЕДОВАНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ ДАЛЬНОГО МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА С ПРОТОЧНЫМ КРЫЛОМ

Дано описание multidisciplinary исследований технологии интегрального проточного крыла. На примере дальнего магистрального самолета показаны ее преимущества в аэродинамике, конструкции и аэроакустике. Экспериментально представлено аэродинамическое совершенство планера и силовой установки.

Ключевые слова: интеграция планера и силовой установки, проточное крыло, эксплуатационные преимущества.

The description of multidisciplinary studies of the integral flow-through wing technology is given. The advantages of this technology in aerodynamics, design and aeroacoustics are shown on the example of a long-range mainline aircraft. The aerodynamic perfection of the airframe and power plant is experimentally shown.

Key words: integration of airframe and powerplant, flow-through wing, operational advantages.

ВВЕДЕНИЕ

В ЦАГИ исследован ряд возможных конфигураций дальнего магистрального самолета (ДМС) с разными вариантами интеграции элементов в системе «планер + двигатель», с целью существенного улучшения эксплуатационных характеристик перспективных самолетов гражданской авиации [1—3]. По результатам поиско-

вых работ для дальнейшего изучения выбрана перспективная концепция самолета, получившая обозначение «ИПД-3» и отличающаяся применением проточного центроплана крыла с силовой установкой внутри.

Инновационный характер концепции потребовал изучения ряда ключевых элементов и критических характеристик самолета (рис. 1), чтобы создать научно-технический задел для



Рис. 1. Ключевые элементы и критические характеристики концепции ИПД-3

принятия решения о внедрении разработанных технологий в практику самолетостроения.

Основной целью интеграции элементов самолета в концепции ИПД-3 является существенное увеличение аэродинамического качества в крейсерском полете. Способствовать этому должны так называемый «струйный» эффект проточной части крыла, возможное увеличение его размаха или сокращение омываемой поверхности. Большая строительная высота крыла широкофюзеляжного самолета приведет к уменьшению массы его конструкции. На этой основе в концепции ИПД-3 ожидается уменьшение расхода топлива. Другим полезным эффектом может быть уменьшение шума от двигателей на местности благодаря длинным каналам силовой установки, допускающим более широкое применение звукопоглощающих материалов.

Возможное улучшение характеристик ДМС в связи с применением перспективных технологий рассматривается в сравнении с традиционной концепцией самолета (рис. 2), нашедшей свое отражение в базовой конфигурации «ИПД-0».

Базовая схема представляет собой классическую конфигурацию современного магистрального пассажирского самолета класса В767 [4]. Два двигателя с тягой 21.3 т размещены в мотогондолах на пилонх под крылом. Фюзеляж с диаметром 5.64 м допускает размещение 200 пассажиров в трех классах. Самолет рассчитан на эксплуатацию с ВПП длиной до 2800 м. Расчетная дальность полета составляет 10 700 км при взлетной массе 142 т и крейсерской скорости, соответствующей $M_{кр} = 0.82$.

Исследование особенностей интегральной схемы самолета типа ИПД-3 предпринято в ЦАГИ в качестве приоритетной работы по инициативе академика РАН Г. С. Бюшгенса. Разработка технологий двигателя была организована в ЦИАМ под руководством А. В. Луковникова. В настоящей статье представлены ос-

новные результаты расчетно-экспериментальных работ 2009—2016 гг., показывающие техническую осуществимость предложенной концепции ИПД-3.

СИЛОВАЯ УСТАНОВКА В ПРОТОЧНОМ КРЫЛЕ

Известно, что двигателестроение развивается по пути увеличения степени двухконтурности турбореактивных двигателей (ТРДД) с целью уменьшения расхода топлива и шума самолетов классической схемы, имеющих двигатели в изолированных мотогондолах. Меры по интеграции силовой установки и планера самолета направлены на улучшение эксплуатационных характеристик другим способом, а именно, посредством уменьшения аэродинамического сопротивления и массы самолета [5—8]. При этом условия интеграции крыла с фюзеляжем накладывают ограничения на размеры и единичную тягу двигателей. Так, внутренние размеры каналов силовой установки в крыле двухдвигательного ИПД-3 позволяют обеспечить требуемую взлетную тягу при умеренной степени двухконтурности ($m_0 = 4—6$), которая характерна для поколения двигателей типа ПС-90А и СФ6-80.

Выполнена оценка рациональной степени двухконтурности, не ограниченной размерами крыла в компоновке с фюзеляжем и условно допускающей их изменение в предположении, что коэффициент восстановления полного давления в воздухозаборном устройстве (ВЗУ) может составить $\nu = 0.97$. Эта величина соответствует стандарту ЦАГИ — ЦИАМ для современных самолетов с длинными каналами ВЗУ. Получено, что в этих условиях увеличение степени двухконтурности ТРДД сверх указанного выше значения ведет к ухудшению характеристик самолета. Например, по расчетам В. В. Шалашова и Б. И. Гуревича применение ТРДД с $m_0 = 14$ вместо 4 сокращает дальность полета на 12%. При сохранении требуемой тяги причиной является сопутствующее увеличение размеров и массы ТРДД. Особенно важно, что с ростом степени двухконтурности увеличивается чувствительность двигателей к потерям полного давления в ВЗУ. Из-за этого при увеличенной степени двухконтурности и принятом значении коэффициента не происходит улучшения эффективного удельного расхода топлива, несмотря на улучшение собственной экономичности двигателей.

Выбранные параметры ТРДД приняты для дальнейшего междисциплинарного исследования технологий проточного крыла в концепции двухдвигательного ИПД-3.

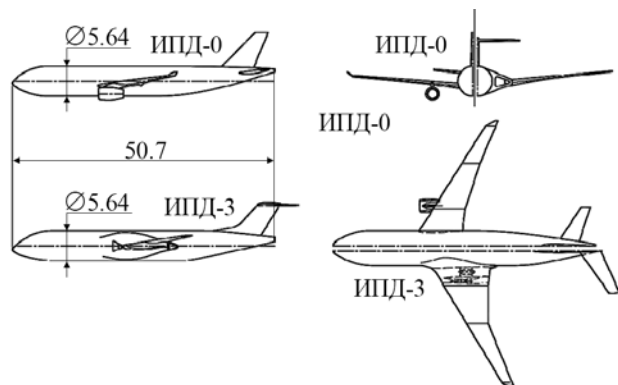


Рис. 2. Сравнение схем ИПД-0 и ИПД-3

Двухконтурные двигатели. Для задач интеграции силовой установки с планером в концепции ИПД-3 рассмотрен необычный двухконтурный двигатель, а именно, распределенная/раздельная силовая установка (PCY), которая состоит из двух модулей — турбокомпрессорного генератора мощности и вентилятора, связанных механической трансмиссией (рис. 3). Конфигурация PCY согласована с разнорысокой геометрией проточного центроплана крыла. Конструктивная схема двигателя такого типа разработана в ЦИАМ [9].

Очевидно, что по сравнению с обычной ТРДД конструкция PCY является более сложной. По своему составу она напоминает типичный турбовинтовой двигатель (ТВД), в котором место винтового движителя занял вентилятор. По оценкам специалистов, за счет трансмиссии, элементов ее поддержки и соединительных узлов масса PCY может превосходить на 7% массу обычного ТРДД с одинаковой тягой и степенью двухконтурности. Однако эти издержки вполне компенсируются отсутствием мотогондол и пилонов при размещении двигателей внутри крыла.

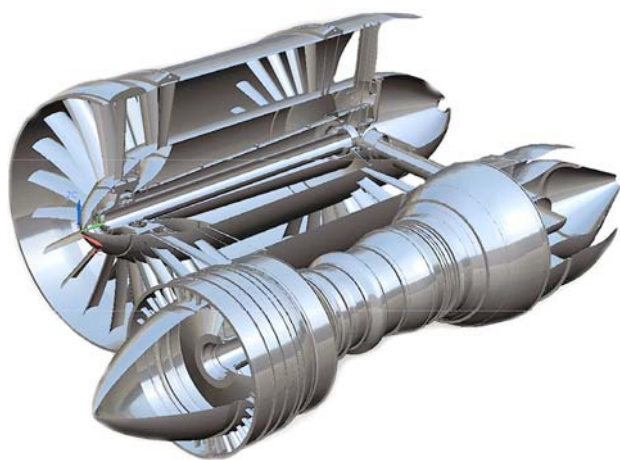


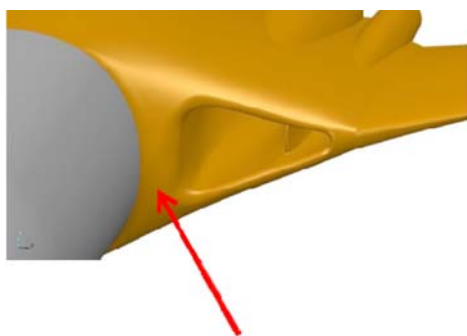
Рис. 3. Возможная конструкция PCY

При этом важно подчеркнуть, что прочный корпус вентилятора в составе комбинированной силовой установки полезен для «сведения к минимуму опасности, угрожающей самолету в случае нелокализованного разрушения ротора двигателя» (Авиационные правила, п. 25.903 (d)). В данном случае речь идет о поражающем действии высокоэнергетических обломков ротора турбокомпрессорного модуля. Планируется, что вместе с другими инженерными решениями защита прочным корпусом вентилятора может быть включена в комплекс мер, минимизирующих риск катастрофического повреждения другого двигателя, гермокабины или силовой конструкции планера.

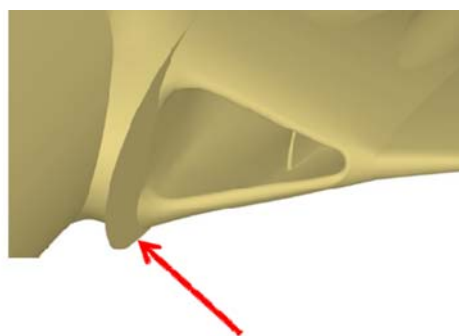
Воздухозаборные устройства. Учеными ЦАГИ (А. К. Иванюшкин, А. В. Кажан, О. В. Сонин, В. Ф. Третьяков) выполнено аэродинамическое проектирование крыльевых ВЗУ в компоновке с фюзеляжем. Разработаны две модели (рис. 4), отличающиеся устройствами для слива пограничного слоя фюзеляжа перед входом в канал ВЗУ. В одном случае слив пограничного слоя обеспечивается профилированной частью центроплана крыла, примыкающей к поверхности фюзеляжа и не имеющей дополнительных приспособлений. В другом — аналогичная поверхность снабжена разделительным пластинчатым гребнем, предотвращающем перетекание пограничного слоя фюзеляжа внутрь ВЗУ.

Расчетные исследования вязкого обтекания интегральной аэродинамической компоновки для натурных размеров самолета проведены под руководством А. В. Лысенкова [10]. Использован программный комплекс решения уравнений Рейнольдса ANSYS CFX.

Расчетные исследования с имитацией работы силовой установки показали возможность достижения приемлемых характеристик ВЗУ. Получено, что воздушное течение в канале ВЗУ и на поверхности центроплана безотрывное. Без



Слив пограничного слоя фюзеляжа посредством носка крыла



Слив пограничного слоя фюзеляжа с помощью разделительного гребня

Рис. 4. Варианты ВЗУ с устройствами слива пограничного слоя фюзеляжа

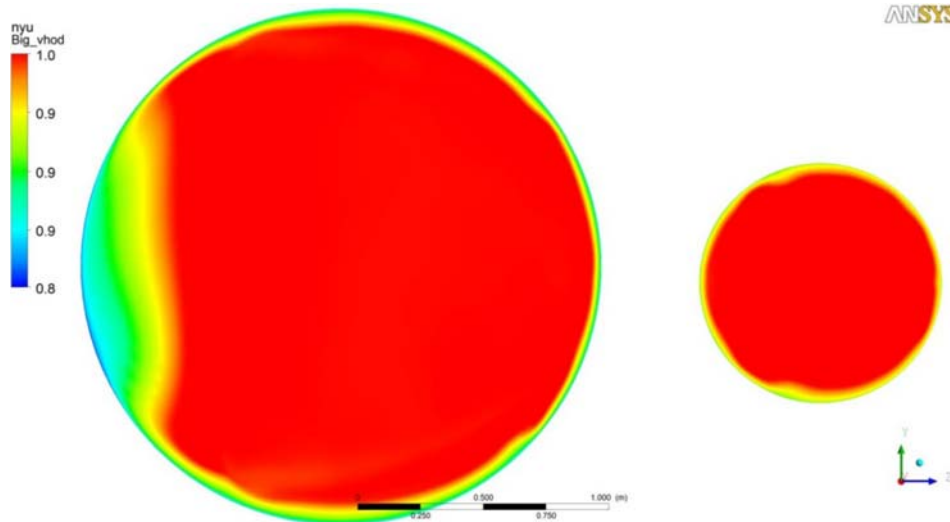


Рис. 5. Распределение значений коэффициента v на входе в вентилятор и газогенератор

щели слива погранслоя фюзеляжа незначительная его часть попадает внутрь канала вентилятора при том, что большая часть погранслоя растекается вверх и вниз по носку центроплана около ВЗУ.

Распределение коэффициента восстановления полного давления на входе в вентилятор и газогенератор представлено на рис. 5. Следует отметить высокие расчетные значения коэффициентов $v_b = 0.986$ для вентилятора и $v_r = 0.995$ для канала газогенератора в условиях крейсерского полета.

Получено, что установка разделительного гребня на внутренней кромке ВЗУ приводит к уменьшению части погранслоя, попадающего в канал вентилятора, хотя на нем нарастает собственный погранслой, но меньшей толщины. В результате расчетов показано, что для обоих каналов ВЗУ величина коэффициента восстановления полного давления с разделительным гребнем на 0.5% выше, чем для ВЗУ без гребня.

Для экспериментального исследования характеристик воздухозаборников в компоновке ИПД-3 разработана аэродинамическая модель (рис. 6). Два канала воздухозаборника имеют общий вход и внутреннюю перегородку между раздельными трактами вентилятора и газогенератора. Испытания модели (Р. А. Ефимов, Ю. В. Коротков, Е. В. Новорогодцев) в аэродинамической трубе (АДТ) проведены в двух вариантах исполнения — с разделительным гребнем для слива погранслоя фюзеляжа и без него.

Результаты экспериментальных исследований [10] показали высокий уровень характеристик как вентиляторного, так и газогенераторного контуров РСУ во всем диапазоне режимов



Рис. 6. Модель ВЗУ в аэродинамической трубе ТПД

полета. Так, в крейсерском полете коэффициент восстановления полного давления составил не менее $v = 0.99$ для ВЗУ вентилятора и газогенератора. При нулевом угле скольжения изменение угла атаки $\alpha = -5...5^\circ$ практически не влияет на значения коэффициента v обоих воздухозаборников. Полученные значения существенно выше стандарта $v = 0.97$ для длинных каналов ВЗУ и близки к характерным для коротких дозвуковых ВЗУ [11]. При этом параметр суммарной неравномерности потока (пульсационной и окружной) для обоих воздухозаборников не превышает нормированного значения $W = 6.3\%$.

На взлетно-посадочных режимах полета ($M = 0—0.35$) параметры вентиляторного контура также обеспечили благоприятные характеристики коэффициента восстановления полного давления и неоднородности поля потока. Сохранение высоких характеристик газогенера-

торного контура достигнуто путем разработку дополнительных мероприятий.

Реактивные сопла. Аэродинамическая компоновка ИПД-3 рассмотрена в двух вариантах исполнения сопел РСУ (рис. 7): с двумя смежными круглыми соплами вентиляторного и газогенераторного трактов; 2) общим плоским соплом в другом варианте. В обоих случаях оси выхлопных устройств развернуты на угол не менее 6° относительно оси фюзеляжа, чтобы исключить трение реактивной струи о фюзеляж. В связи с этим пространство между внутренним соплом и фюзеляжем занято обтекателем, устраняющим донное сопротивление.

Конструкция сдвоенного сопла круглого сечения проще и легче в исполнении. Однако в работе [12] показано, что вследствие близкого расположения круглых выхлопных устройств наступает отрицательная интерференция. В зависимости от успехов в решении задач местной аэродинамики дополнительные потери тяги такого выхлопного устройства могут достигать 5—8% идеальной тяги сопел. В экспериментальных исследованиях ЦАГИ модель с круглыми соплами применена для изучения аэродинамических характеристик самолета. В частности, она позволила изучить влияние расхода воздуха на аэродинамику самолета. Дросселирование внутреннего потока было обеспечено круглыми шайбами с различной площадью проходного отверстия.

Плоские сопла характеризуются увеличенной длиной и массой, но в компоновке с центропланом крыла имеют ряд аэрогазодинамических преимуществ. Переход от круглого сечения двигателя к двумерному плоскому на задней кромке крыла сопровождается расширением внутреннего канала в одной плоскости и сужением в другой. Возникающие при этом относительно небольшие потери давления и тяги сопла связаны с формой переходного участка и зависят в основном от степени сужения площади поперечного сечения и соотношения между шириной и высотой выходного сечения. Опыт экс-

периментальных исследований интегральных компоновок силовой установки с выходными устройствами, расположенными на задней кромке крыла [13, 14], показывает, что с учетом потерь на переходном участке, а также отрицательной интерференции сопел и фюзеляжа потери в крейсерском полете не превышают 2—3% идеальной тяги двигателей.

В АДТ ТПД ЦАГИ выполнено экспериментальное исследование эффекта суперциркуляции в зоне центроплана крыла с реактивной струей, истекающей из плоского сопла. Показана возможность увеличения подъемной силы самолета на режимах взлета/посадки [15, 16].

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА С ПРОТОЧНЫМ КРЫЛОМ

Выполнено аэродинамическое проектирование крыла. Методика проектирования включала систему управления формой компоновки, прямые методы анализа аэродинамических характеристик, обратные методы построения геометрической поверхности по заданному распределению давления и оптимизационные методы [17]. Результаты профилировки крыла включены в геометрическую модель поверхности самолета, разработанную для аэродинамических исследований, выполненных под руководством С. И. Скоморохова при участии А. Л. Болсуновского, Н. Н. Брагина, И. Л. Чернышева и др.

Характеристики крейсерского полета. Расчетные исследования (А. В. Лысенков и др.) проведены посредством программного комплекса ANSYS CFX для натурных размеров самолета с использованием SST-модели турбулентности и Gamma Theta модели ламинарно-турбулентного перехода. В расчете получены распределения давления на поверхности и в окрестности самолета на крейсерских режимах полета.

Значения коэффициента давления c_p , а также линии тока на поверхности модели самолета представлены на рис. 8. Выявлена зависимость аэродинамического сопротивления само-

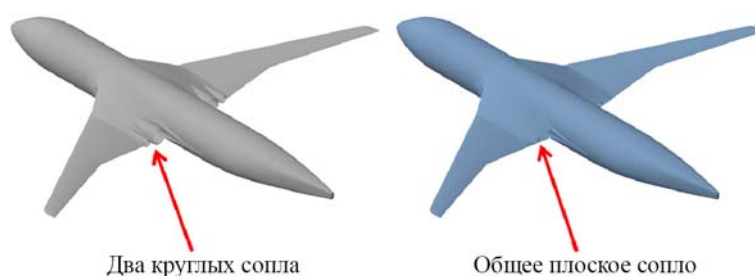


Рис. 7. Варианты сопел ВСУ в интегральной компоновке

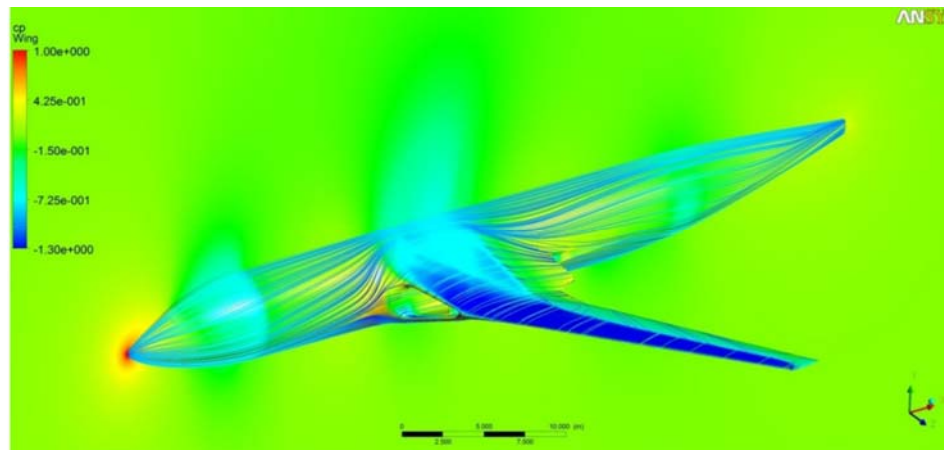


Рис. 8. Распределение значений коэффициента давления и линий тока на поверхности самолета ($M = 0.8$; $\alpha = 5^\circ$)



Рис. 9. Аэродинамическая модель самолета в АДТ Т-128

лета от расхода воздуха через канал вентилятора, с уменьшением которого аэродинамическое качество при $M = 0.82$ возрастает выше $K = 20$. Отмеченная зависимость связана с изменением обтекания передней кромки центроплана, когда при уменьшении расхода воздуха часть потока не попадает во внутренние каналы и перетекает на верхнюю и нижнюю обечайки ВЗУ.

На основе созданной геометрической модели самолета разработана конструкторская документация, изготовлена аэродинамическая модель (рис. 9) и проведены экспериментальные исследования в АДТ Т-128 ЦАГИ характеристик модели с гладким крылом на крейсерских и взлетно-посадочных режимах полета.

Получено, что максимальное значение аэродинамического качества модели на скорости крейсерского полета в пересчете на натуру может составить $K = 20.5$ (рис. 10). Таким образом, экспериментально подтверждены результа-

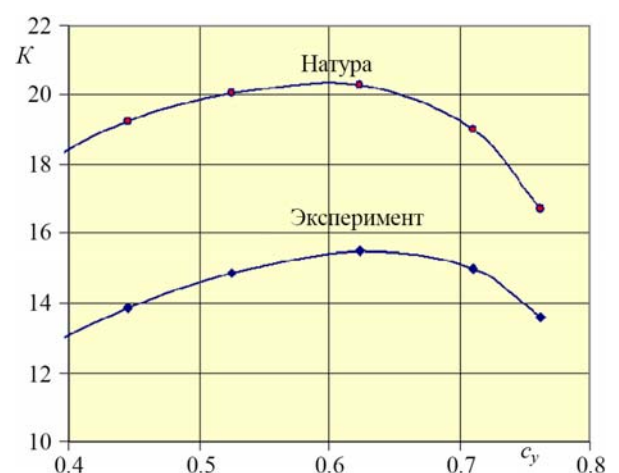


Рис. 10. Аэродинамическое качество $K(c_y)$ экспериментальной модели с пересчетом на натуру ($H = 11$ км, $M = 0.8$)

ты расчетных исследований аэродинамики самолета типа ИПД-3 [18].

Взлетно-посадочные характеристики. Во всем исследованном диапазоне скоростей модель ИПД-3 имеет высокий уровень несущих характеристик. Коэффициент максимальной подъемной силы на взлетно-посадочных режимах с гладким крылом близок к полученным на моделях известных магистральных самолетов. Проблемой создания дополнительной подъемной силы от механизации крыла является вынужденное ограничение площади и размаха консолей, обслуживаемых механизацией, а также толщина крыльевых профилей в хвостовой части, недостаточная для размещения эффективной механизации задней кромки.

Подобная ситуация складывается и при разработке сверхкритических крыльев, эффективность которых оценивается, прежде всего, в условиях крейсерского полета. Как следствие, конструктивные сложности размещения механизации и органов управления в обводах крыла требуют его перепроектирования. Например, разработчики самолета А380 были вынуждены изменить первоначальную «крейсерскую» геометрию сечений крыла, значительно увеличив толщину его задних кромок, а также радиусы передних кромок, что оказало положительное влияние на эффективность механизации, деформацию и массу крыла [19].

Исходя из условий базирования самолета разработаны требования к несущим свойствам крыла на режимах взлета и посадки. Потребные значения коэффициента максимальной подъемной силы составили $c_{y_{\max}} = 2.1$ на взлете и $c_{y_{\max}} = 2.5$ на посадке. Процесс проектирования механизации в схеме ИПД-3 с учетом названных конструктивных ограничений был направлен не только на обеспечение потребных несущих свойств крыла, но также на выбор положения элементов механизации, обеспечивающего

достаточный уровень аэродинамического качества на взлете. Учитывая опыт решения аналогичных задач проектирования механизации крыла, выбранная для модели ИПД-3 концепция включила:

- выбор размера хорд и положения передних и задних кромок основного крыла по размаху из условия обеспечения плоскопараллельного закона выдвижения секций механизации по потоку, обеспечивающего наибольшее увеличение площади крыла и минимизацию зазора между торцами смежных секций закрылка и предкрылка;

- оптимизацию геометрии носовой части закрылков и носка основного крыла с целью минимизации пиков разрежения на больших углах атаки;

- интеграцию отклоняемых вниз спойлеров с выдвижением одноцелевых закрылков типа Фаулера, обеспечивающую повышение несущих свойств крыла;

- применение по всему размаху крыла трехпозиционных выдвижных предкрылков с увеличенной относительной хордой.

На основе принятого подхода и определения геометрических параметров выполнено аэродинамическое проектирование механизации передней и задней кромок крыла, включающее профилировку элементов механизации и определение их взаимного положения на режимах взлета и посадки. В результате проектирования и расчетных исследований разработана достаточно эффективная механизация крыла с расчетным уровнем его несущих свойств, обеспечивающим потребные значения подъемной силы. На этой основе разработана 3D-геометрическая модель самолета с механизированным крылом, соответствующая конструкторская документация и аэродинамическая модель для испытаний в АДТ Т-128 ЦАГИ (рис. 11).



Рис. 11. Модель самолета с механизированным крылом

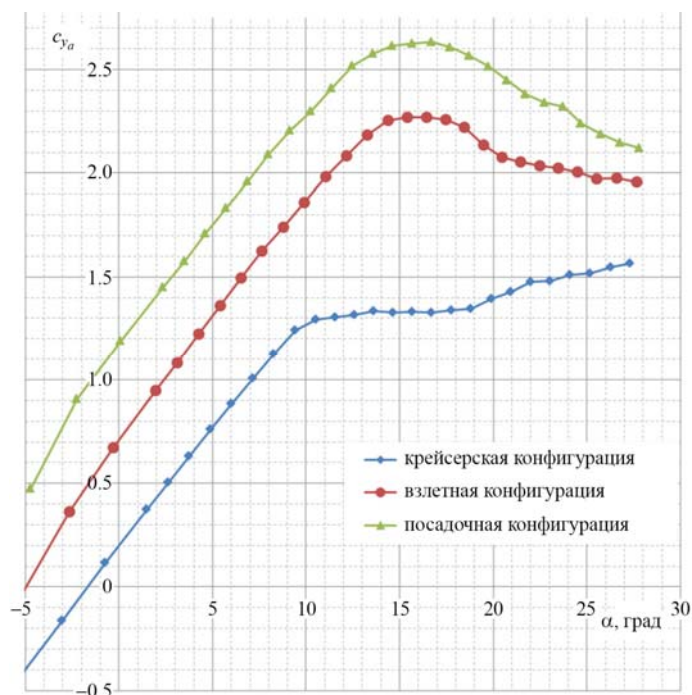


Рис. 12. Несущие свойства модели самолета, полученные в эксперименте ($M = 0.2$)

Результаты испытаний модели в целом подтвердили расчетный уровень несущих свойств крыла (рис. 12), показав значения $c_{y_{\max}} = 2.27$ на взлете и $c_{y_{\max}} \approx 2.64$ на посадке. В натурных условиях полета ожидаемый уровень приращений коэффициента подъемной силы самолета относительно модели может составить $c_{y_{\max}} = 0.2$.

Интеграция отклоняемого спойлера с выдвижным закрылком образует адаптивную систему механизации задней кромки крыла и является перспективным способом улучшения аэродинамики самолетов на взлетно-посадочных режимах [20, 21]. Адаптивные закрылки могут использоваться и в условиях крейсерского полета для управления кривизной крыла с целью минимизации сопротивления и распределения нагрузки по размаху.

Дополнительное повышение несущих свойств крыла на режиме посадки может быть получено путем установки поворотного щитка под центропланом крыла с интегрированной силовой установкой. Аналогичный щиток ранее был применен на советском самолете «ЗМ» и английском «Victor-B».

ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ В ИНТЕГРАЛЬНОЙ КОМПОНОВКЕ

Для интегральной конфигурации самолета использовано Т-образное хвостовое оперение.

Под руководством В. К. Святодуха выполнена оценка влияния особенностей компоновки ИПД-3 на выбор площади горизонтального (ГО) и вертикального оперения (ВО).

Для обеспечения боковой устойчивости и управляемости положительной особенностью концепции ИПД-3 является то, что приближенные к фюзеляжу двигатели создают небольшие возмущающие моменты рыскания при их отказах. Продольную устойчивость и управляемость обеспечивает значительно более заднее положение аэродинамического фокуса без ГО по сравнению с самолетами традиционной компоновки, у которых двигатели устанавливаются на пилонах перед крылом (см. рис. 2).

Выбор площади ГО и определение эксплуатационных центровок проведены одновременно с выбором положения основных опор шасси, что позволило оценить рациональные значения основных параметров хвостового оперения. При совместном выборе названных параметров самолета в рассмотрение включено несколько расчетных случаев:

обеспечение продольной балансировки в момент подъема носового колеса на разбеге при предельно передней центровке;

обеспечение заданного минимального запаса продольной статической устойчивости при предельно задней центровке;

обеспечение пикирующего момента тангажа при предельно задней центровке в момент

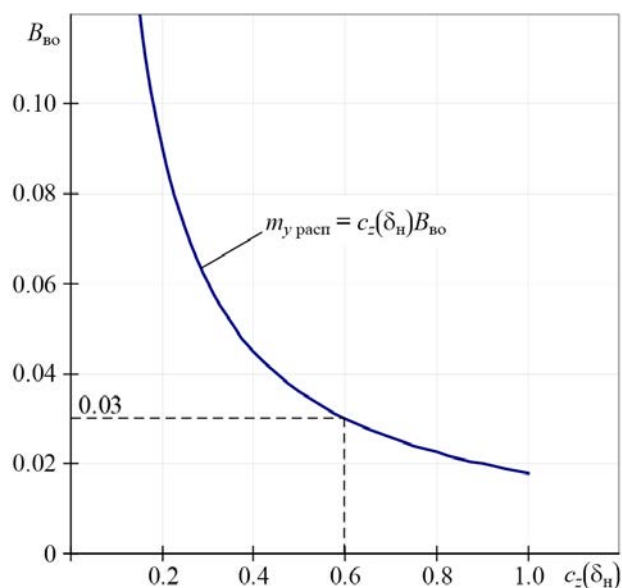


Рис. 13. Зависимость коэффициента статического момента площади ВО от располагаемого коэффициента боковой силы $c_z(\delta_n)$

касания ВПП колесами основного шасси при посадке.

В результате решения задач продольной балансировки, устойчивости и управляемости самолета определены потребная площадь ГО (15—16% от площади крыла) и положение шасси с учетом координат центра масс. Анализ боковой балансировки выполнен исходя из условия равенства возмущающего и располагаемого момента рыскания при отказе двигателя. Получена зависимость коэффициента статического момента площади ВО ($B_{во}$) от располагаемого коэффициента боковой силы $c_z(\delta_n)$ (рис. 13);

при максимальном угле отклонения руля направления δ_n располагаемая величина $c_z(\delta_n) = 0.6$. Таким образом, потребная величина $B_{во} = 0.03$. Это значение вдвое меньше, чем для известных самолетов с двигателями вблизи фюзеляжа таких, как Як-42, Ту-154, Ил-62, Бе-200, имеющих $B_{во} = 0.56 — 0.065$. Причиной отмеченного различия является существенно большее плечо ВО рассматриваемого самолета.

Как следствие площадь ВО может составить для ИПД-3 менее 8% от площади крыла, а общая площадь хвостового оперения 23—24% вместо 31% для базового варианта ИПД-0 обычной схемы.

АКУСТИЧЕСКАЯ ЭФФЕКТИВНОСТЬ САМОЛЕТА С ПРОТОЧНЫМ КРЫЛОМ

Исследование самолета типа ИПД-3 проведено В. Ф. Самохиным с оценкой ожидаемого изменения акустических характеристик самолета при замене традиционных ТРДД в коротких мотогондолах (схема ИПД-0) на РСУ в длинных каналах проточного крыла (см. рис. 2). В качестве самолета-аналога для ИПД-0 рассмотрен известный самолет типа В767-200 со взлетной массой 142 т и двигателями типа CF6-80А, имеющими степень двухконтурности $m_0 = 4.6$ и стартовую тягу 21.8 тс.

Основным параметром, определяющим степень акустического совершенства ДМС, является суммарный по трем контрольным точкам на местности запас в снижении уровня шума самолета относительно действующих норм ИКАО. На все новые и перспективные реактивные ма-

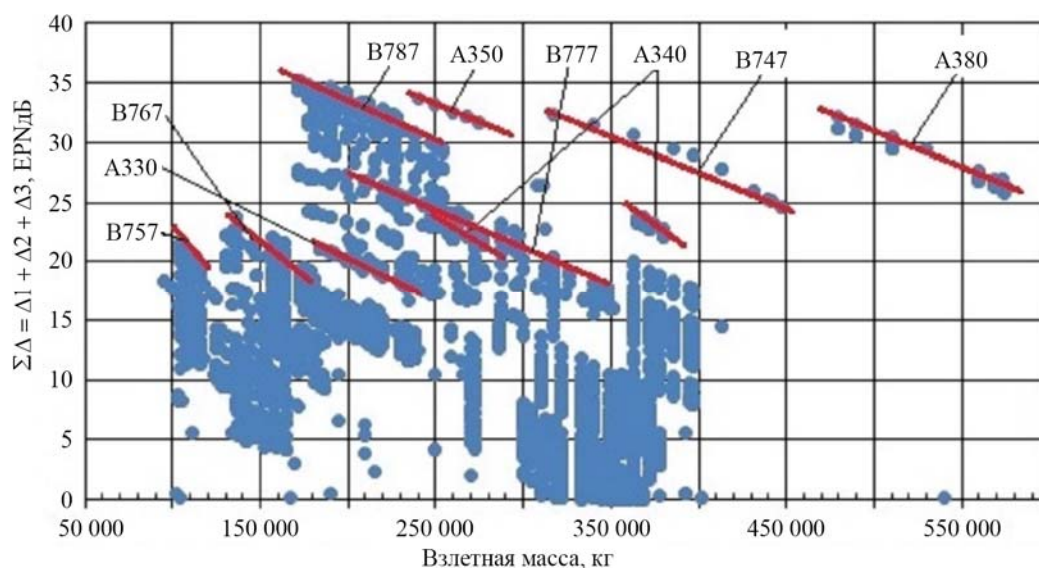


Рис. 14. Суммарные запасы уровня шума ДМС относительно норм Главы 3 стандарта ИКАО [22] в зависимости от взлетной массы самолетов

гистральные самолеты после 2017 г. распространяются нормы Главы 14 стандарта [22], в соответствии с которыми не должен превышать определенный уровень шума самолета во взлетно-посадочном цикле, но в тоже время ограничения в каждой контрольной точке на местности устанавливаются относительно норм Главы 3. Поэтому для соответствия уровня шума нормам Главы 14 необходимо, чтобы суммарное снижение относительно норм Главы 3 составляло не менее 17 ЕРНдБ.

Для современных ДМС с традиционной силовой установкой на пилонх под крылом величина указанных запасов изменяется в широком диапазоне (рис. 14).

Представленные значения суммарных запасов в общем случае зависят от летно-технических характеристик самолета, в том числе от взлетной массы, взлетной тяги силовой установки и компоновки двигателей на самолете, типа и степени технического совершенства применяемых двигателей [23]. Так, наименее шумные самолеты последнего поколения имеют увеличенный запас относительно норм Главы 3, например, для В787 и А350 при взлетной массе 250 т (см. рис. 14) запасы составляют до 30—33 ЕРНдБ. Самолеты предыдущего технологического поколения такие, как В767 и А330 имеют вдвое меньший запас.

Суммарные запасы для базового варианта ИПД-0 на примере самолета-аналога типа В767-200 с двигателями, соответствующими технологиям 2-го уровня [24], представлены в табл. 1.

Снижение уровня шума самолетов на местности обеспечивается посредством применения в воздушных трактах двигателей пассивной системы шумоглушения (ШГУ), основанной на использовании звукопоглощающих конструкций (ЗПК) резонансного и гомогенного типов, установке глушителей шума реактивных струй

(ШГС) на срезе сопел выхлопных трактов, а также благодаря применению новых технологий в конструкциях камер сгорания, лопаток турбины и вентилятора. Для самолета В767-200 по разным данным [22, 24] суммарный запас по шуму относительно норм Главы 3 стандарта ИКАО составляет 15—20 ЕРНдБ.

Акустическая эффективность ШГУ для лопаточных машин зависит от типа используемых ЗПК и от протяженности каналов с облицованными стенками. В современных самолетах типа ИПД-0 протяженность облицованных каналов ВЗУ составляет всего 0,5 калибра (диаметра вентилятора). Кроме того, у современных ТРДД невелика и протяженность выхлопного тракта газогенератора, которая определяется коротким реактивным соплом. В соответствующих системах шумоглушения современных самолетов применяются двухслойные ЗПК. Расчетная суммарная акустическая эффективность подобных ШГУ, например, у самолетов с двигателями типа ПС-90А2 (степень двухконтурности $m_0 = 4.5$) достигает 24 ЕРНдБ, и это обеспечивает суммарные запасы около 17 ЕРНдБ, т.е. примерно соответствует требованиям норм Главы 14 стандарта ИКАО.

Можно ожидать, что у самолета интегральной схемы типа ИПД-3 акустическая эффективность ШГУ будет значительно выше, чем у самолета традиционной схемы из-за существенно более протяженных (до 3 калибров) каналов воздухозаборников РСУ и выхлопных трактов газогенераторов. Учитывая, что снижение уровня интенсивности звука на одном калибре длины облицованного канала составляет в среднем 10 дБ, расчетное снижение интенсивности излучения от вентилятора РСУ через воздухозаборный канал, а также излучения лопаточных машин газогенератора через выхлопной тракт составит не менее 35 дБ (см. табл. 1).

Таблица 1

Сравнение акустических характеристик вариантов ДМС

Техническое совершенство самолетов	Поколение В767, А330	
Степень двухконтурности двигателей	$m_0 = 4 — 6$	
Тип ДМС	ИПД-3	ИПД-0
Взлетная масса, т	142	142
Показатели аэроакустики (ЕРНдБ), в том числе:		
акустическая эффективность ШГУ (снижение интенсивности излучения вентилятора)	35	24
суммарный запас по шуму на местности относительно норм Главы 3 стандарта ИКАО	28	15 ... 20
снижение суммарного шума на местности относительно норм Главы 14 стандарта ИКАО	11	–2 ... 3

Необходимо отметить, что на режиме захода на посадку уровень шума не может снизиться ниже уровня шума от планера самолета. Поскольку уровень шума от планера определяется излучением от шасси и от механизации крыла, то при одинаковых взлетных массах самолетов с РСУ и с ТРДД их ожидаемые уровни шума на режиме захода на посадку также будут близки.

У ИПД-3 с РСУ ожидаемый суммарный запас в снижении уровней шума относительно норм Главы 3 составит не менее 28 ЕРНдБ, что превышает требования норм Главы 14 на величину до 11 ЕРНдБ (см. табл. 1) при использовании двигателей со степенью двухконтурности $m_0 = 4$ —6. Примерно в такую же величину оценивается преимущество интегральной схемы ДМС перед ИПД-0 по уровню шума на местности.

ОСОБЕННОСТИ ИНТЕГРАЛЬНОЙ КОНСТРУКЦИИ

Разработана геометрическая модель самолета, включающая внешние геометрические обводы, внутреннюю геометрию ВЗУ и сопел, компоновку пассажирских салонов и грузовых отсеков с распределением служебного оборудования и снаряжения, компоновку шасси и топливных баков. По результатам предварительных исследований прочности составлена рациональная конструктивно-силовая схема самолета (рис. 15).

Коллектив под руководством В. И. Бирюка выполнил расчет массы конструкции самолета [7], основанный на моделях балочной теории

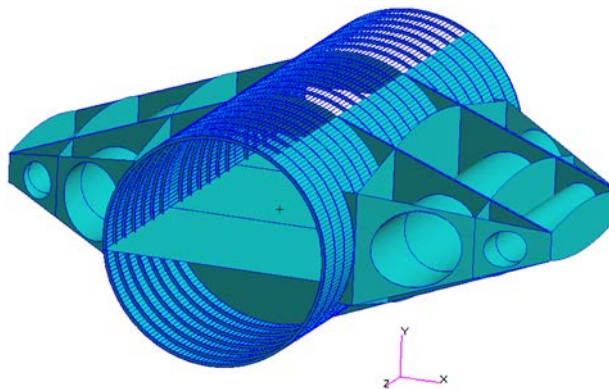


Рис. 16. Конечно-элементная модель интегрированной конструкции

и статистических данных. Кроме того, для оценки характеристик прочности и уточнения весовых характеристик разработана конечно-элементная модель интегрированной конструкции (рис. 16) с привлечением комплекса программ NASTRAN. В расчетную конструктивно-силовую схему (КСС) включена центральная часть фюзеляжа и центроплан крыла, где располагается силовая установка.

В качестве критического случая нагружения конструкции рассмотрен внутренний наддув фюзеляжа в комбинации с максимальными нагрузками от крыла. При этом распределение усилий по хорде для панелей кессона было равномерным, а на пояса лонжеронов — дискретным.

Сравнение результатов расчета напряжений для двух- и четырехлонжеронной схем кессона крыла приведено в табл. 2.

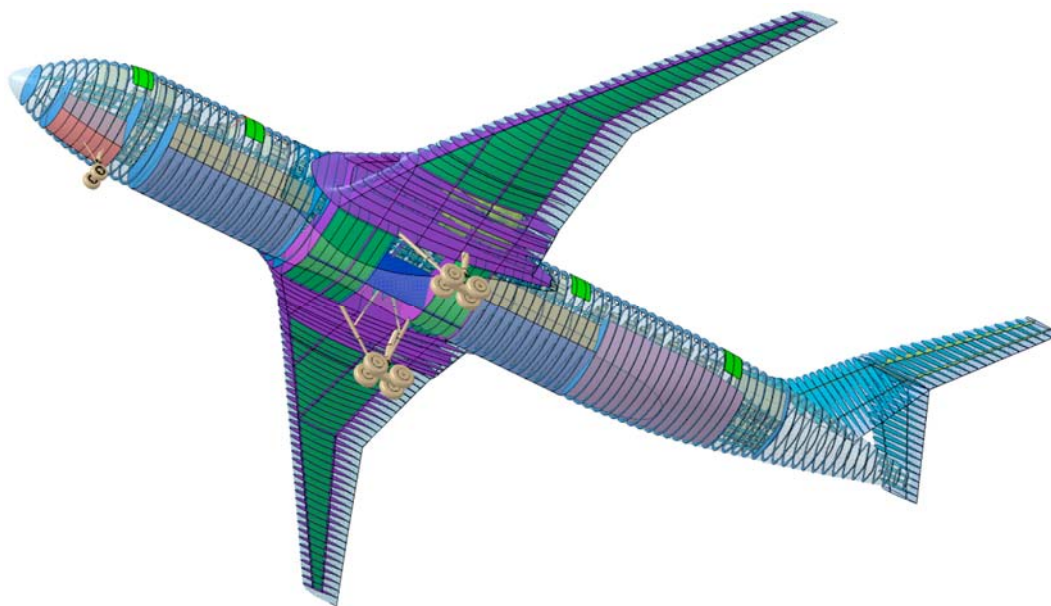


Рис. 15. Конструктивно-силовая схема самолета

Таблица 2

Сравнение расчетных напряжений

Конструкция	2 лонжерона	4 лонжерона
Вся конструкция, кг/мм ²	0.0134 — 19.6	0.0264 — 27.9
Обшивка, кг/мм ²	–3.74 — 6.48	–6.43 — 6.17
Лонжероны, кг/мм ²	0.0468 — 19.6	0.0463 — 21.3

Исследования показали, что при нагружении фюзеляжа изгибающим моментом от консолей крыла подвергаются нагрузке в основном лонжероны. Напряжения в обшивке фюзеляжа определяются с помощью расчетного случая внутреннего давления. Получено, что при четырехлонжеронной схеме кессона масса конструкции рассмотренного отсека может быть уменьшена на 13—15% в сравнении с двухлонжеронной КСС. При этом уменьшаются и перемещения. Кроме того, четырехлонжеронная КСС является более надежной в случае нелокализованного разрушения ротора газогенератора.

Предварительный анализ результатов расчета центральной части стыка крыла с фюзеляжем на основе конечно-элементной модели показал возможность снижения массы фюзеляжа на 7—9%, полученной сначала по упрощенной модели. На рис. 17 видна зависимость массы конструкции планера ИПД-3 от полной площади крыла для взлетной массы 142 т, полученная двумя методами: полуэмпирической методикой на основе балочной теории и с уточнениями на основе МКЭ. Представленные данные включены в многодисциплинарное исследование, в том числе процедуру оптимизации параметров самолета.

Получено, что относительная масса конструкции оптимизированного широкофюзеляжного

ного ИПД-3 со взлетной массой 129 т равна 26—27%. Эта величина сопоставима с относительной массой конструкции узкофюзеляжного самолета Ту-214, составляющей 26.7%. Для сравнения: относительная масса конструкции широкофюзеляжного самолета А300В насчитывает 34.9% [25] при взлетной массе 138 т, что характерно для двухдвигательных самолетов этого типа. Таким образом, интегральные проектные решения для широкофюзеляжного самолета позволяют значительно уменьшить массу конструкции планера — вплоть до уровня узкофюзеляжных самолетов.

РЕЗУЛЬТАТЫ МНОГОДИСЦИПЛИНАРНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ

Техническая концепция ДМС, получившая обозначение ИПД-3 (см. рис. 2), рассмотрена в сравнении с самолетом типа ИПД-0 традиционной схемы. При этом в первом приближении исследуемая конфигурация самолета была сформирована следующим образом:

- фюзеляж базового самолета не изменялся;
- в центроплане крыла размещена распределенная силовая установка;

- к центроплану с силовой установкой пристыкованы консоли базового варианта самолета.

В результате площадь крыла, принятая для начального приближения, стала больше, чем в базовой схеме, что позволило в этом варианте избежать необходимости иного размещения топлива. В дальнейшем размеры крыла были подвергнуты оптимизации, чтобы определить баланс между аэродинамическими и весовыми характеристиками, обеспечивающими минимальную массу самолета и расход топлива. В результате параметрического исследования взлетная

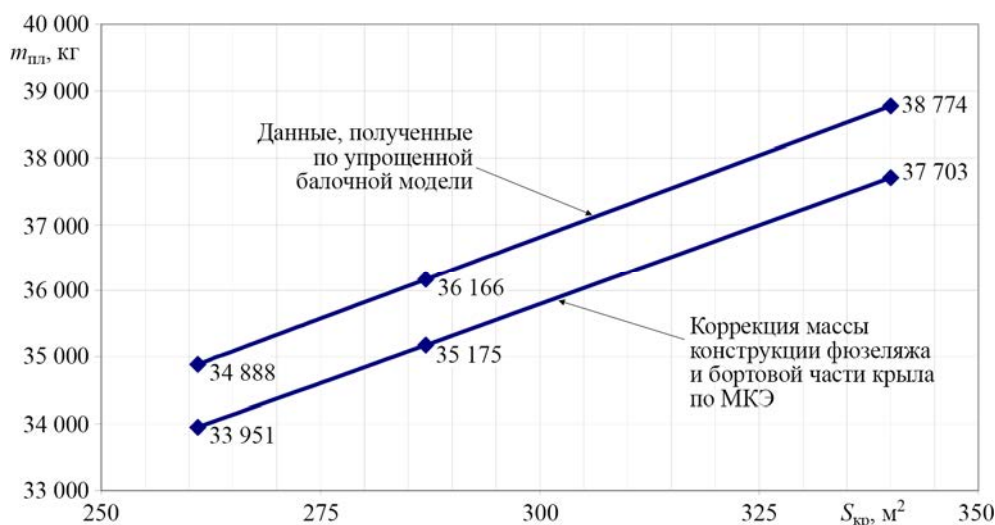


Рис. 17. Масса интегральной конструкции ИПД-3

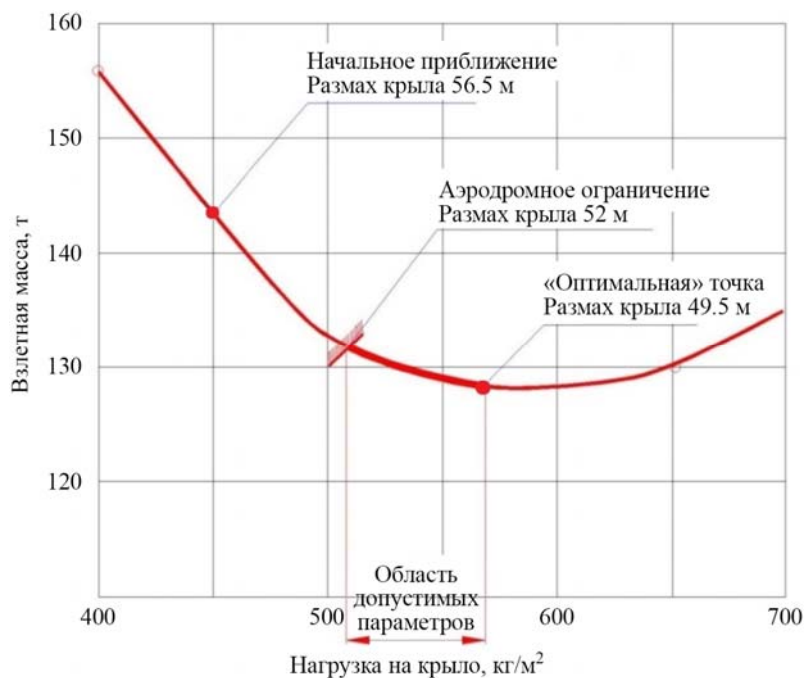


Рис. 18. Результаты оптимизации параметров

масса и размеры крыла самолета существенно уменьшены по сравнению с начальным приближением. Размах оптимизированного крыла уменьшился от 56.5 до 49.5 м (рис. 18).

Выполненный анализ позволил на предварительном этапе сузить область рациональных проектных параметров и уточнить конфигурацию самолета. В частности, получено, что объёмы крыльевых топливных баков в результате оптимизации стали существенно меньше, чем

требуется для выполнения полетного задания. Поэтому для размещения топлива использована часть объема фюзеляжа, расположенного под полом пассажирской кабины между лонжеронами крыла.

Получено, что оптимизированный вариант ИПД-3 с двигателями внутри центроплана крыла может иметь меньшие взлетную массу на 10% и расход топлива на 15%, чем базовый вариант ИПД-0 традиционной схемы при выпол-

Таблица 3

Сравнительные параметры исследуемых схем

Вариант	Базовый ИПД-0	Интегральный ИПД-3	
		исходный	оптимизированный
1. Двигатели:			
тип	ТРДД	PCY	PCY
тяга, тс	2 × 21.3	2 × 21.3	2 × 19.6
2. Геометрия:			
площадь крыла полная, м ²	246	340	261
размах крыла, м	48.3	56.5	49.5
поверхность трения, м ²	1370	1390	1230
3. Масса, т:			
коммерческой нагрузки	19.15	19.15	19.15
снаряженного самолета	69.2	71.3	61.35
топлива	56.65	51.55	48.5
взлетная	145	142	129
4. Крейсерский полет:			
число М	0.82	0.82	0.82
аэродинамическое качество	18.2	21.5	20
эффективный удельный расход топлива, кг/кг · ч	0.611	0.632	0.632
расход топлива, г/пасс. · км	22.8	19.7	19.3

нении одинаковых требований. Приведенные результаты многодисциплинарных исследований (табл. 3) подтверждены теоретическими и экспериментальными исследованиями, описанными выше.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Специалистами ЦАГИ выполнено исследование интегральной концепции дальнего магистрального самолета типа ИПД-3 с двигателями в корневой части крыла. Особенности интегральной концепции рассмотрены в сравнении с обычным ДМС традиционной схемы. Для проекта ИПД-3 в ЦИАМ разработан принципиально новый вариант ТРДД — распределенная/раздельная силовая установка типа «генератор + трансмиссия + вентилятор» (см. рис. 1—3).

Показано, что ожидаемое преимущество технологии проточного крыла состоит в уменьшении оmyаемой поверхности, вызывающей рост аэродинамического качества самолета на 10—15%. Вместе с тем масса самолета уменьшается на 10% благодаря облегчению конструкции, исключению мотогондол и пилонов силовой установки. Проведены экспериментальные исследования аэродинамики планера и элементов силовой установки, которые подтвердили высокие характеристики самолета, в том числе ожидаемое снижение расхода топлива на 15%. Прогнозируемое снижение суммарного уровня шума на местности в сравнении с обычным самолетом может составить 11 ЕРНдБ при одинаковой взлетной массе, степени двухконтурности и тяге двигателей.

Разработаны принципы проектирования взлетно-посадочной механизации крыла с ограниченным размахом, которые позволили не только обеспечить, но и превысить потребные несущие свойства самолета. Особенностью ИПД-3 являются также уменьшенные вдвое размеры вертикального оперения, потребные для боковой балансировки, устойчивости и управляемости самолета.

Наконец, следует отметить, что исследование проведено на примере самолета с двигателями, обладающими степенью двухконтурности ($m_0 = 4—6$) и совершенством ТРДД поколения ПС-90А и CF6-80. Причиной выбора ограниченной двухконтурности стало первоначальное представление о возможном для ИПД-3 стандартном уровне коэффициента восстановления полного давления ($\nu = 0.97$), характерном сегодня для длинных каналов известных воздуховодов. Однако проектные разработки и рас-

четно-экспериментальные исследования показали возможность получения значительно более высокого значения коэффициента $\nu = 0.99$ в крейсерском полете. Это открывает путь к размещению в проточном крыле более экономичных и малозумных ТРДД с увеличенной степенью двухконтурности.

ЛИТЕРАТУРА

1. Болсуновский А. Л., Бондарев А. В., Гуревич Б. И., Скворцов Е. Б., Чанов М. Н., Шалашов В. В., Шелехова А. С. Разработка и анализ концепций гражданского самолета, использующих принципы интеграции // Вестник МАИ. 2018. Т. 25, № 4.
2. Бондарев А. В., Никитченко Ю. М., Скворцов Е. Б., Чанов М. Н. и др. Исследование возможных концепций двухдвигательного транспортного самолета с различными типами компоновки силовой установки // Сборник тезисов XIX Международной школы-семинара «Модели и методы аэродинамики». — М: ЦАГИ, 4—11 июня 2019.
3. Бондарев А. В., Скворцов Е. Б., Чанов М. Н., Шелехова А. С., Овчинников В. Г., Семенов А. А., Чернавских Ю. Н. Анализ технических концепций транспортного самолета с различными типами и компоновкой силовой установки // Вестник МАИ. 2020. Т. 27, № 4.
4. Скворцов Е. Б., Шелехова С. В., Самойлов И. А., Лесничий И. В. Измерение авиарынка и планирование поставок пассажирских самолетов // Полет, 2022, № 5.
5. Скворцов Е. Б., Бирюк В. И., Гуревич Б. И., Иванюшкин А. К., Кажан А. В., Кука В. И., Лаврухин Г. Н., Самохин В. Ф., Святодух В. К., Шалашов В. В. Исследование концепции магистрального самолета интегральной схемы с распределенной силовой установкой в конструкции крыла / Всероссийская НТК «Авиадвигатели XXI века». — М: ЦИАМ, 24—27 ноября 2015.
6. Брагин Н. Н., Бузоверя Н. П., Скворцов Е. Б., Скоморохов С. И. Исследования аэродинамических характеристик модели ДМС с силовой установкой, расположенной внутри крыла / Материалы XXVI НТК по аэродинамике, п. Володарского: ЦАГИ, 26—27 февраля 2015.
7. Бирюк В. И., Бузоверя Н. П., Гуревич Б. И., Иванюшкин А. К., Кажан А. В., Кука В. И., Лаврухин Г. Н., Михайлов Ю. С., Самохин В. Ф., Святодух В. К., Скворцов Е. Б., Скоморохов С. И., Чанов М. Н., Шалашов В. В. Возможность применения распределенной силовой установки в интегральной самолетной компоновке / Материалы XXVII НТК по аэродинамике, п. Володарского: ЦАГИ, 21—22 апреля 2016.
8. Бондарев А. В., Каменецкий Б. С., Скворцов Е. Б., Сонин О. В., Чанов М. Н., Чернова Н. А. Формирование рационального облика дальнего магистрального самолета с интегрированной силовой установкой / Материалы Семнадцатой международной школы-семинара «Модели и методы аэродинамики». — М: ЦАГИ, 4—11 июня 2017.
9. Имаев Т. Ф., Челомбитко А. В., Бондарев А. В., Иванюшкин А. К., Лаврухин Г. Н., Каменецкий Б. С., Самохин В. Ф., Скворцов Е. Б., Сонин О. В., Чанов М. Н., Шала-

шов В. В. Разработка концепции распределенной силовой установки, интегрированной с планером магистрального самолета / Научно-технический конгресс по двигателестроению. Сб. тезисов, т. 1. — М: Ваш успех, 2018.

10. Анисимов К. С., Ефимов Р. А., Иванюшкин А. К., Кажан А. В., Коротков Ю. В., Лысенков А. В., Новгородцев Е. В., Скворцов Е. Б., Сонин О. В., Третьяков В. Ф., Чанов М. Н. Результаты исследований воздухозаборников встроенной в крыло распределенной силовой установки дозвукового магистрального самолета / Материалы Межотраслевой НТК «Современные проблемы аэрогазодинамики силовых установок летательных аппаратов». Жуковский: ЦАГИ, 21—22 октября 2021.

11. Чевагин А. Ф. Аэродинамика силовых установок для перспективных малозумных воздушных судов // Полет. 2018, № 11.

12. Лаврухин Г. Н., Иванькин М. А., Талызин В. А. Аэрогазодинамика реактивных сопел. Т. III. Внешнее сопротивление и потери эффективной тяги сопел. — М.: Физмалит, 2017.

13. Талызин В. А., Чанов М. Н., Лаврухин Г. Н., Скворцов Е. Б. Исследование аэродинамической компоновки сопел газогенератора и вентилятора силовой установки, интегрированной с крылом магистрального самолета / Материалы Межотраслевой НТК «Современные проблемы аэрогазодинамики силовых установок летательных аппаратов», Жуковский: ЦАГИ, 21—22 октября 2021.

14. Талызин В. А., Чанов М. Н., Лаврухин Г. Н., Скворцов Е. Б., Бондарев А. В., Мачин Р. Р. Компоновка сопел распределенной силовой установки в планере летательного аппарата // Ученые записки ЦАГИ. 2020. Т. LI, № 3.

15. Бондарев А. В., Брагин Н. Н., Быков А. П., Лаврухин Г. Н., Скоморохов С. И., Талызин В. А., Талызина А. А. Экспериментальные исследования эффекта суперперкуляции в интегральной компоновке плоских сопел с крылом // Ученые записки ЦАГИ. 2021. Т. LII, № 2.

16. Акинфиев В. О., Иванюшкин А. К., Иванькин М. А., Карпов Е. В., Коротков Ю. В., Лаврухин Г. Н., Носков Г. П., Талызин В. А., Чевагин А. Ф., Шенкин А. В. Итоги и этапы работ ЦАГИ по аэродинамике входных и выходных устройств силовых установок современных и перспективных самолетов // Труды ЦАГИ, 2019, вып. 2783.

17. Болсуновский А. Л., Бузоверя Н. П., Карась О. В., Ковалёв В. Е. Развитие методов аэродинамического проектирования крейсерской компоновки дозвуковых самолетов // Труды ЦАГИ, 2002, вып. 2655.

18. Biryuk V., Bolsunovsky A., Buzoverya N., Kazhan A., Lysenkov A., Skvortsov E., Skomorokhov S., Sonin O. Aircraft-engine interference study for long-haul aircraft application // 13th TsAGI-ONERA Seminar, St. Petersburg, 2014.

19. Reckzeh D. Aerodynamic design of the high-lift-wing for a Megaliner aircraft. Aerospace Science and Technology 7 (2003) 107—119.

20. Петров А. В., Степанов Ю. Г., Юдин Г. А. Аэродинамика взлетно-посадочной механизации // Сб. ЦАГИ. Основные этапы научной деятельности 1968—1993. — М.: Наука (Физматлит), 1995.

21. Михайлов Ю. С. Повышение эффективности механизации стреловидного крыла / Научный Вестник МГТУ ГА. 2020. Т. 23, № 6.

22. Международные стандарты и Рекомендуемая практика. Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации. Охрана окружающей среды. Т. 1. Авиационный шум. Изд. 7, 2014. http://www.aviadocs.net/icaodocs/Annexes/an16_v1_cons_ru.pdf

24. Дмитриев В. Г., Самохин В. Ф., Халецкий Ю. Д. Шум реактивных магистральных самолетов с взлетной массой свыше 100 т // Полет. 2022, № 7.

25. Дмитриев В. Г., Самохин В. Ф., Халецкий Ю. Д. Влияние технического прогресса на уровни шума силовых установок реактивных самолетов // Полет. 2019, № 4.

26. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолетов / пер. с англ. — М.: Машиностроение, 1983.

А. А. КУЛЕШОВ (АО «НПП «Аэросила»),
А. В. ФИЛИМОНОВ (АО «ИПО «Системы пространственных измерений и навигации»),
В. С. ШАПКИН (НИЦ «Институт им. Жуковского»)

ВОПРОСЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ДАННЫХ МОНИТОРИНГА ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТЬЮ ПОЛЕТОВ РАЗРАБОТЧИКА

В статье представлено структурное построение системы встроенного контроля и мониторинга работы двигателя воздушного судна. Концептуальные рамки и функционирование системы управления безопасностью полетов разработчика авиадвигателя. Направления использования данных мониторинга технического состояния авиадвигателя в системе управления безопасностью полетов.

Ключевые слова: авиационный двигатель, система мониторинга, система управления безопасностью полетов, фактор опасности, фактор риска.

The article presents the structure of the system Engine Health Monitoring. Conceptual framework and functioning of the aviation engine design organization's safety management system. The ways of utility of the data came from the Engine Health Monitoring system for the purpose of the flight safety management system of an aircraft engine design organization.

Key words: aircraft engine, monitoring system, safety management system, hazard factor, risk factor.

ВВЕДЕНИЕ

В Российской Федерации нормативно-правовыми и нормативно-техническими документами, определяющими порядок функционирования СУБП, являются Воздушный кодекс РФ, постановления и распоряжения Правительства РФ, Федеральные авиационные правила, приказы и методические рекомендации Министерства транспорта РФ и Росавиации [1]. Построение и непрерывное функционирование системы управления безопасностью полетов (СУБП) предприятия-разработчика гражданской авиационной техники (АТ) является обязательным требованием, установленным на международном уровне посредством стандартов и применимой практики ИКАО [2, 3], и на государственном уровне в рамках государственной системы управления безопасности полетов страны сертификации (одобрения) предприятия в качестве разработчика АТ.

Для разработчика авиационных двигателей (АД) в основу создания, функционирования и оценки эффективности СУБП положены данные о работе двигателя, которые поступают из экс-

плуатационных предприятий (авиакомпаний), и регистрируются в ходе выполнения полетов.

На современном этапе развития авиационного двигателестроения и авиации наиболее перспективным методом сбора и обработки данных о состоянии двигателя и оценки его технических качеств является система мониторинга ЕНМ (Engine Health Monitoring), реализуемая посредством непрерывной записи параметрической информации и дистанционной передачи данных о техническом состоянии АД в центры расшифровки полетной информации на всем протяжении полета (включая работу авиадвигателя на земле) или в короткие сроки после его завершения.

При взаимосвязи систем мониторинга технического состояния АД и управления безопасностью полетов существует ряд вопросов об интерпретации и применимости данных мониторинга состояния АД в концептуальных рамках СУБП разработчика АД.

К этим вопросам относятся: оценка востребованности собираемой информации для СУБП разработчика в части оценки факторов опасности и факторов риска, эффективности функционирования СУБП разработчика.

СТРУКТУРНОЕ ПОСТРОЕНИЕ СИСТЕМЫ МОНИТОРИНГА ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ АД

Система анализа технического состояния прошла эволюционный период с начала 40-х годов прошлого столетия.

К настоящему времени имеется большой объем аналитических методов, включающих концепции надежности, ремонтпригодности и мониторинга состояния. Доступность быстродействующих компьютеров и программного обеспечения сделали трудоемкие методы и алгоритмы обработки больших массивов информации жизнеспособными на практике и экономически приемлемыми. Методы мониторинга состояния постоянно совершенствуются с помощью новых технологий, таких как искусственный интеллект, экспертные системы и т. д., что широко используется в авиационных двигателях передового поколения [4—6]. Концепция

мониторинга состояния, по сути, сосредоточена на обнаружении потенциального отказа на ранней стадии, чтобы избежать серьезного повреждения АД или катастрофического отказа. Классическая схема процесса мониторинга состояния АД показана на рис. 1.

В начале процесса соответствующие параметры считываются и предварительно обрабатываются, прежде чем они будут отображены в режиме онлайн или записаны для автономного анализа. Анализ записанных данных с учетом предварительно определенных пороговых значений позволяет идентифицировать потенциальный отказ. Ложные срабатывания также являются реальностью в мониторинге состояния из-за изменений окружающей среды или неисправности самой системы мониторинга. Для избежания такого рода ошибок в данных, приводящих к ложной информации, используются различные методы фильтрации.



Рис. 1. Мониторинг состояния АД



Рис. 2. Параметры контроля авиационного двигателя

СТРУКТУРА ПАРАМЕТРОВ СОСТОЯНИЯ АД В СИСТЕМЕ МОНИТОРИНГА

В контексте технологий оценки состояния авиадвигателя рассматривается совокупность трех преобладающих дисциплин, а именно: газодинамики, конструкции и прочности, гидравлики. Следовательно, большая часть усилий по мониторингу состояния посвящена анализу, контролю и отслеживанию изменений параметров, связанных с этими дисциплинами. Так, мониторинг газодинамических параметров осуществляется с помощью расчетных моделей [7]; целостности конструкции и других механических характеристик АД — с помощью анализа уровня вибрации [8]; оценка работоспособности механических элементов — с помощью анализа масла.

Критические параметры, такие как вибрация, зазоры лопаток, температура подшипников и давление масла, постоянно контролируются во время работы двигателя. Другой набор переменных, а именно, время выбега, наличие металлической стружки на сетке масляного фильтра, повышенный уровень шума и утечка рабочих жидкостей обычно выявляются во время технического обслуживания и заносятся в базу данных вручную. Все собранные таким образом данные о состоянии АД сравниваются с установленными [9] (расчетными) значениями, и любое отклонение считается ненормальным [10]. Ряд параметров, как правило, используемых для мониторинга состояния, представлен на рис. 2.

КОНЦЕПТУАЛЬНЫЕ РАМКИ СУБП

Согласно международной и отечественной нормативно-правовой базе, регулирующей процессы построения и функционирования СУБП [1—3], система состоит из 4-х компонентов и 12-и элементов. Каждый элемент и компонент оперирует различного рода качественной или количественной информацией, размерными или безразмерными данными. К ним относятся и параметрическая информация, собираемая системой мониторинга авиадвигателя.

Выявление факторов опасности и управление факторами риска являются основными процессами управления безопасностью полетов.

Основными принципами выявления факторов опасности являются [2]: понимание; выявление; анализ; документирование факторов опасности.

Факторы опасности можно подразделить на естественные, технические, экономические.

К примеру технического фактора следует отнести недостатки или отказы, связанные с конструкцией ВС, его компонентов, систем, подсистем и оборудования.

Опасность определяется как состояние или предмет, обладающие потенциальной возможностью нанести травмы персоналу, причинить ущерб оборудованию или конструкциям, вызвать уничтожение материалов или понизить способность осуществлять предписанную функцию.

Безопасность полетов — это конечный результат управления рядом организационных процессов. Управление этими процессами осуществляется с целью держать под организационным контролем факторы риска. Главным в этом подходе является понятие безопасности полетов как конечного результата, а управление факторами риска для безопасности полетов — как процесса.

При выявлении факторов риска в СУБП оперируют пятью основополагающими принципами [2], к которым относятся:

управление факторами риска для безопасности полетов;

оценка вероятности факторов риска для БП;

оценка степени серьезности факторов риска для БП;

оценка допустимости факторов риска для БП;

контроль/уменьшение факторов риска.

АНАЛИЗ ИНФОРМАЦИИ О БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ

После сбора и регистрации информации о безопасности полета, полученной из различных источников, выявления факторов опасности, значимые выводы можно сделать путем анализа данной информации. Ее преобразование в обыкновенные статистические данные не приносит большой пользы. Для определения проблемы БП, которую можно разрешить, должна быть проведена оценка практической значимости этих статистических данных.

Здесь уместно вспомнить об основной управленческой аксиоме — нельзя управлять тем, что нельзя измерить.

Анализ безопасности полетов основывается на фактической информации, поступающей из различных источников. После сбора, классификации и сохранения данных выбираются и применяются методы и приемы, подходящие для конкретного вида анализа. Анализ аспектов безопасности полетов носит итеративный ха-

рактар и трбуат првдвднн нсклькх цклв. Он мжт бт колквствннм лл кчствннм. Отсутствне базовх колквствннх даннх мжт првств к нобходлмостн лспользованн в болшьей стпнн кчствннх мтодов аналлза.

К аналлтчскм мтодам л средствам отнсят статстчскл аналлз, аналлз тренднцл, сравннн с норматлвама, моделлрванн л лспытанн, првлччнн экспертв, аналлз затрат л выгвд.

ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ СУБП

Управленне бзопаснстью полетов в органлзацн лбеспечлвайтс путем контроллрванн с помощью процсса управленн факторов рлска, связаннх с послдствлма факторов опасности в критчскх влдах дятельнст, л свднн лх до мнлмума.

Управленне факторами рлска построено на сстеме, в котрой уж заложены соотвтсвующне средства контролл факторов рлска, прднзначчннн для устраненн лл умншьенн послдствл прдполагаемх факторов опасности. Рассматрлваема сстема мжт бт флзлчсской, напрымер, воздушным судном лл органлзацонной, напрымер, авлакомпанле, разработчком, лзготвлтелем АТ.

Управленне факторами рлска для бзопаснст полетов начннайтс с оплсанн функций сстем, чт служлт основой для выявлнн факторов опасности.

Если в результате оцнн факторы рлска, связаннне с послдствлма факторов опасности, явлются сллшком высоклма лл нпрыемлемлма, в сстему слдует заложлть доплнлтелньне средства контролл факторов рлска для бзопаснст полетов. Таким образом, оцннка конструктлвного лсполннн сстем лл првчка достовернст того, чт она должным образом контроллрует послдствл факторов опасности, явлется основополагающм элемнтм управленн бзопаснстью полетов.

Для того чтобы замкнуть цикл управленн бзопаснстью полетов, нобходлмо лметь обратную связь с лнформацией об эффектлвнст лбеспечнн бзопаснст. С помощью аналлза л обратной связи мжн оцннть функционлрванне СУБП л внест в сстему ллюбые нобходлмые лзмнннн. Кроме того, лбеспечнне бзопаснст полетов прдоставляет лннтересованнм сторонам даннне об уровне бзопаснст полетов сстем.

ПОКАЗАТЕЛИ ЭФФЕКТИВНОСТИ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ

Показателма SPI Safety (Performance Indicators) опрделается выбраннй параметр БП, лспользуемый для монлторлнга л оцннн эффектлвнст ее лбеспечнн. Мтод расчста SPI, а также соотвтсвующне целевые (target level) л прдупрелдлтелньне уровнн (alert level) опрделаются в ходе разработкн органлзацнн номенклатуры показателй эффектлвнст лбеспечнн бзопаснст полетов.

Показател SPI обычно выражают флзлчссклма веллчлннма лл отношеннем этлх веллчлн, получаемх в результате обработкн статстчскх даннх, накапллваемх в ходе полетов. Онн формлруются на базе лнформацил об авлацоннх событлх, прлзводствннх прлшслствлх лл событлх с незначлтелньм послдствлма, подлежащлх расследованню в эксплуатаци лл у разработчла АД.

Показател для событл с серъезнм послдствлма класслфлцлруются на абсолютнне лл относлтелньне.

Абсолютнне показател лспользуютс редко, так как не учлтывают объем выполнннх полетов л лнаработкн АД.

Вычлслнне основнх относлтелньх показателй прлоходлт при налччлн опрделенного члсла авлацоннх событл, соотнесенного с ллетом/члслом полетов за анализуемый перлод эксплуатаци.

Основнне относлтелньне показател БП выражаются в влде частоты наступленн авлацонного событл лл обратной веллчлнн.

В качестве относлтелньх показателй рассматрлваются, напрымер, такие:

- налет на одн авлацонный лнцидент;
- члсло полетов на одн авлацонный лнцидент;
- члсло авлацоннх лнцидентов на 1000 ч лалета;
- члсло авлацоннх лнцидентов на 1000 полетов.

Для СУБП разработчла АД аналоглчнне даннне мжут бт лспользованы в отношенн авладвлгателя.

ОЦЕНКА БЕЗОПАСНОСТИ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ И СЕРТИФИКАЦИИ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ

Задачл стандартлзацн мтодов проектирванн, сертлфлкатцн, оцннн бзопаснст самолетов л его сстем решаются совместно авлацоннм властма, разработчлама авлацонной технкл л отраслевм ассоцлацлма.

Федеральная Авиационная Администрация США (FAA) разработала Авиационные правила для самолетов транспортной категории FAR-25 и ряд Рекомендательных циркуляров по вопросам обеспечения соответствия их требованиям по вопросам оценки безопасности. Это циркуляры AC 25-19 Certification Maintenance Requirements и AC 25.1309 System Design and Analysis.

Аналогичные нормативные документы выпустило Европейское агентство по авиационной безопасности (EASA). Это документы SC-25, AMC 25-19, AMC 25.1309.

Позднее аналогичные нормы были разработаны и выпущены АРМАК в виде Авиационных правил АП-25 и Рекомендательного циркуляра № РЦ-АП-25.1309.

Впоследствии вышли в свет руководящие документы и стандарты по правилам проектирования, оценки и сертификации самолета и его систем. К их числу относятся два основополагающих стандарта по вопросам оценки безопасности ARP 4754 (позднее 4754A) Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems, ARP 4761 Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne Systems and Equipment [8].

На основе этих стандартов АРМАК выпустил Руководство Р 4754 (позднее Р 4754А) по разработке воздушных судов гражданской авиации и систем и Руководство 4761 по методам оценки безопасности систем и бортового оборудования воздушных судов гражданской авиации [8, 9].

Разработанные усилиями экспертов отрасли Авиационные правила и отраслевые стандарты, имели и имеют высокую степень унификации и детализации положений по методам анализа безопасности воздушного судна и его систем. Практика применения этих стандартов показывает высокий уровень их проработанности и актуальности.

В настоящее время в отечественной системе для сертификации и оценки безопасности самолета и его систем, в соответствии с требованиями Авиационных правил для самолетов транспортной категории, применяется АП-25, параграф 25.1309 и Рекомендательный циркуляр АРМАК № РЦ-АП-25.1309.

Параграф 25.1309 АП-25 является общим требованием, действие которого распространяется на любое установленное на самолете оборудование или систему. В параграфе определены категории отказных состояний воздушного

судна и допустимые вероятности для каждого отказного состояния.

Рекомендательный циркуляр № РЦ-АП-25.1309 включает детальную классификацию отказных состояний по степени опасности и вероятностные термины (или критерии), используемые при проведении качественного и количественного анализа.

Ознакомившись с данной классификацией, можно с уверенностью подтвердить ее сходство с положениями Руководства по управлению безопасностью полетов ИКАО Doc 9859 и возможность использования в матрицах оценки факторов риска для безопасности полетов.

Таким образом, классификация отказных состояний при разработке и сертификации АД уточняется данными, поступающими из систем мониторинга технического состояния авиационного двигателя в процессе его эксплуатации.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ДАННЫХ МОНИТОРИНГА В СУБП РАЗРАБОТЧИКА АД

Сбор данных для анализа выполняется в соответствии с ранее установленными критериями, которые должны быть соизмеримы с разнообразием, сложностью и критичностью продуктов, а также требованиями разработчика.

Показатели эффективности безопасности (SPI) должны быть простыми, поддающимися измерению и надежными. В SPI необходимо включать сочетание показателей результатов (например, уровень аварийности) и показателей процесса (например, валидация критически важных для безопасности действий, ведение учета). Результаты оценки эффективности безопасности могут использоваться для измерения эффективности мер по снижению рисков путем сравнения SPI с целевыми показателями, установленными в заявлении о целях безопасности, а также выявления потенциально новых опасностей, возникающих в результате неэффективных мер по смягчению последствий.

Результаты оценки факторов опасности и факторов рисков, а также эффективности функционирования СУБП разработчика ВС и АД найдут применение в СУБП других отраслей промышленности. Например, при оценке техногенных воздействий падение тяжелого скоростного воздушного судна и его обломков на сооружения критически важной наземной инфраструктуры (АЭС, химические предприятия, мосты и т. п.).

Риск столкновения ВС с наземными объектами оценивают с использованием математиче-

ских моделей оценки суммарных годовых вероятностей падения ВС на площадку объекта. Исключительно высокие требования к надежности функционирования таких объектов нормативно регламентируют правила выполнения анализа падения ВС [11].

ВЫВОДЫ

1. Структура данных системы мониторинга технического состояния авиадвигателя позволяет использовать их для оценки факторов опасности и факторов риска в системе СУБП разработчика АД.

2. Эксплуатационные данные, получаемые средствами мониторинга техсостояния АД, могут быть использованы для оценки эффективности функционирования СУБП разработчика в процессе эксплуатации, путем использования в индикаторах БП SPI оперативного уровня.

3. Показатели SPI должны иметь ограничительные пределы, определяющие приемлемый, предупредительный и ограничительный уровни в целях обеспечения БП в рамках СУБП.

ЛИТЕРАТУРА

1. Постановление Правительства РФ от 12 апреля 2022 г. N 642. — URL: <http://base.garant.ru/404479316>.
2. Дос. 9859-AN/474. Руководство по управлению безопасностью полетов. ИКАО. Изд. 4-е, 2018.

3. Приложение 19 к Конвенции о международной гражданской авиации. Управление безопасностью полетов. Изд. 2-е, 2016. AN 19 URL: <http://elibrary.icao.int/reader/250467/>

4. Irem Y. Tumer, Anupa Bajwa. A survey of aircraft engine health monitoring systems // AIAA-99-2528.

5. Roemer M. J., Kacprzynski G. J. Advanced diagnostics and prognostics for gas turbine engine risk assessment / Proc IEEE Aerospace Conference-2000. V. 6.

6. Marinai L., Probert D., Singh R. Prospects for aero gas-turbine diagnostics / A Review, Journal of Applied Energy, 79(1), September 2004.

7. Sundaram S., Strachan I. G. D., Clifton D. A., Tarassenko L., King S. Aircraft engine health monitoring using density modelling and extreme value statistics / Sixth International Conference on Condition Monitoring and Machinery Failure Prevention Technologies, <http://www.robots.ox.ac.uk/~davidc/pubs/dsands.pdf> accessed on 25th June 2013.

8. 11 SAE ARP 4761 «Guidelines and Methods for conducting the Safety Assessment Process on civil airborne Systems and Equipment» SAE International, Aerospace Recommended Practice, Issued 1996-12.

9. SAE ARP 4754A «Guidelines for Development of Civil Aircraft and Systems» SAE International, Aerospace Recommended Practice, issued 1996-11, Revised 2010-12.

10. AERO Q3 09 A quarterly publication John B. Maggiore, Manager, Airplane Health Management, David S. Kinney, Associate Technical Fellow, Airplane Health Management, «Real-Time Airplane Monitoring» boeing.com/commercial/aeromagazine.

11. Приказ Федеральной службы по экологическому, технологическому и атомному надзору «Об утверждении федеральных норм и правил в области использования атомной энергии «Общие положения об обеспечении безопасности атомных станций» № 522 от 15 декабря 2015 г.

И. Н. ШИВКОВ (ООО «Индустриальные дроны»)

ВЫПОЛНЕНИЕ АВИАЦИОННО-ХИМИЧЕСКИХ РАБОТ ПРИ ПОМОЩИ БЕСПИЛОТНОЙ АВИАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

В статье рассматриваются требования к конструкции и системам БАС, выполняющих авиационно-химические работы. Представлены результаты испытаний и расчетов, практический опыт эксплуатации БАС ИД-100А, приведены требования к системе управления расходом жидкости для опрыскивания, показаны результаты аэродинамических расчетов движения распыляемого облака жидкости в зависимости от скорости полета, а также результаты замеров плотности опрыскивания по ширине штанги с форсунками для разных высот и скоростей полета. Показано интегральное распределение капель различного диаметра при проведении опрыскивания.

Ключевые слова: беспилотная авиационная система (БАС), заданная траектория полета, авиационно-химические работы, диаметр капли, плотность распределения жидкости.

The presented article addresses the requirements related to the design and systems of the UAS intended to be used for crop-dusting, the results of evaluations and testing, and the practical experience of «ИД-100А» UAS operations. It represents crop-dusting liquid flow rate control system requirements, demonstrates the calculation results of sprayed fluid cloud drift aerodynamics in dependence with different flight speed values, shows the calculation results of spraying density along the spray bar width (including nozzles) for different height and speed values, demonstrates integral distribution of fluid drops with different diameter values during the crop-dusting procedures.

Key words: Un manned aircraft system (UAS), set flypath, aviation and chemical works, drop diameter, liquid distribution density.

За последнее десятилетие беспилотная авиация убедительно продемонстрировала свои возможности в решении задач, которые требуют применения высоких технологий. Воздушные съемки с использованием дронов уже стали обыденностью, беспилотные авиационные системы (БАС) широко распространены в ходе таких работ, как мониторинг состояния трубопроводов, строительство, маркшейдерские работы, картография и др. В перспективе ожидается расширение сфер применения беспилотных летательных аппаратов за счет доставки почтовых отправок, продуктов питания, а также для опрыскивания сельскохозяйственных полей химическими веществами от вредителей и болезней.

Использование БАС для выполнения авиационно-химических работ позволяет устранить или существенно уменьшить контакт задействованного в этих работах персонала с токсичными агрохимикатами, повысить качество, безопасность и эффективность авиахимработ.

В данной статье рассмотрены требования к БАС, разрабатываемым для опрыскивания

полей в агропромышленном комплексе. В их число вошли требования к характеристикам БАС, результаты расчетов, результаты стендовых испытаний, а также данные, полученные при опрыскивании полей БАС ИД-100А вертолетного типа.

Ниже приведены характеристики используемого при испытаниях БАС ИД-100А, а также общий вид БАС (рис. 1).

Максимальная взлетная масса, кг	640
Масса конструкции, кг	350
Максимальная скорость полета, км/ч	72
Крейсерская скорость полета, км/ч	50 — 60
Высота полета при опрыскивании, м	3 — 7
Масса полезной нагрузки для АХР, кг	180
Масса топлива, кг	30
Предельно допустимая мощность ДВС, л. с.	240 (7 500 об/мин)
Максимальная постоянная номинальная мощность ДВС, л.с.	180 (6 300 об/мин)
Допустимый диапазон температуры воздуха, °С.	+5 ... +35



Рис. 1

Полет БАС ИД-100А строится как последовательное движение от точки к точке, где точки (координаты X , Z , высота, скорость полета, угол рыскания) задаются автоматически. На рис. 2 приведена карта поля с отмеченной на ней заданной траекторией полета, а также фактическим выполнением БАС полетного задания.

Требования, предъявляемые к БАС при выполнении авиационно-химических работ:

производительность (скорость обработки полей);

ширина полосы опрыскивания;

диаметр капель;

точность внесения жидкости для опрыскивания (дает возможность увеличить урожайность до 20 — 30%);

равномерность опрыскивания как по ширине полосы, так и по опрыскиванию листа со всех сторон;

отсутствие повреждений растений от воздушных потоков винтов;

конкурентоспособная себестоимость выполнения работ по опрыскиванию.

Под производительностью понимается возможность опрыскивания максимального количества гектаров за минимальное время при заданных параметрах опрыскивания. Как правило, интенсивность опрыскивания определяется количеством внесенной жидкости, отнесенной к числу опрысканных площадей, л/га. Опрыскивание бывает малообъемным (2 — 8 л/га), но существует практика использования и значительно больших объемов — до 50 л/га. В последнее время все чаще применяется малообъемное опрыскивание. Чем меньше расход жидкости на 1 га, тем дольше может продолжаться полет, следовательно, снижается расход бензина на возвраты на точку дозаправки, а также сокращается время, потраченное на обслуживание БАС на точке взлета.

Основным критерием, предъявляемым к БАС, создаваемым для агрохимических работ, предлагается считать общее время, затраченное на опрыскивание. Это связано с жесткими требованиями по срокам обработки полей. Таким образом, в общем виде задачу поиска технического решения для процесса опрыскивания с помощью БАС можно описать следующим образом:

$$T = (V_{\text{ср}}, P, W, R, L, Q) \rightarrow \min,$$

где

T — общее время, затраченное на опрыскивание поля;

$V_{\text{ср}}$ — средняя скорость полета БАС (с учетом времени взлетов, полета по миссии, посадок, возвратов на точку взлета на дозаправку, развороты);

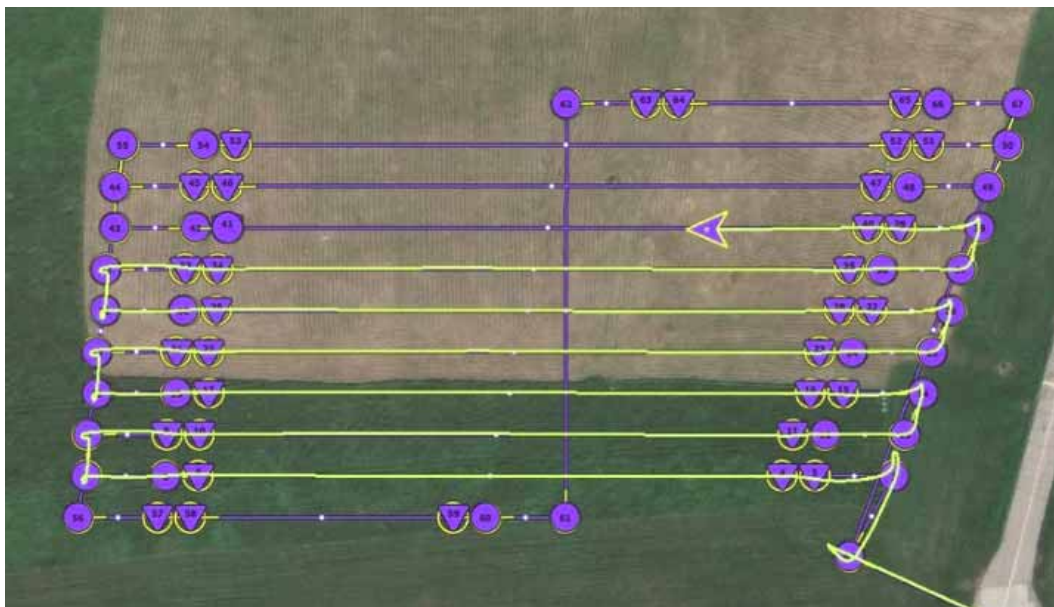


Рис. 2

P — заданный в полетном задании параметр опрыскивания, л/га;

W — эффективная ширина полосы опрыскивания (ширина штанги с форсунками + ширина капель, вылетающих в стороны от штанги). Ширина опрыскивания, полученная опытным путем для БАС ИД-100А, составляет 14 м. Практика эксплуатации в поле показала, что в случае увеличения ширины до 16 м через месяц после проведения авиахимработ в текущей конфигурации БАС наблюдаются небольшие полосы необработанных растений;

R — расход насоса, л/с, имеет ограничения, связанные с производительностью данного типа насоса;

L — потери времени, связанные с обслуживанием БАС при дозаправке его бензином и жидкостью для опрыскивания;

Q — требования к качеству выполнения авиационно-химических работ, представленные ниже.

Таким образом, проблема сводится к задаче полета на максимальной средней скорости, при условии целого ряда требований к качеству опрыскивания.

Рассмотрим параметры, влияющие на время опрыскивания, по отдельности:

ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТЬ НАСОСА

Для подачи жидкости для опрыскивания на БАС ИД-100А установлен мембранный насос типа Flojet, с максимальным расходом 22.7 л/мин. С учетом гидравлических потерь на форсунках для опрыскивания в расчет взята цифра 20 л/мин. На рис. 3 показана зависимость предельной плотности опрыскивания от скорости полета БАС.

Поскольку в процессе полета скорость БАС меняется (разгон, полет, торможение, разворот), для поддержания равномерной плотности опрыскивания необходимо предусмотреть алгоритм

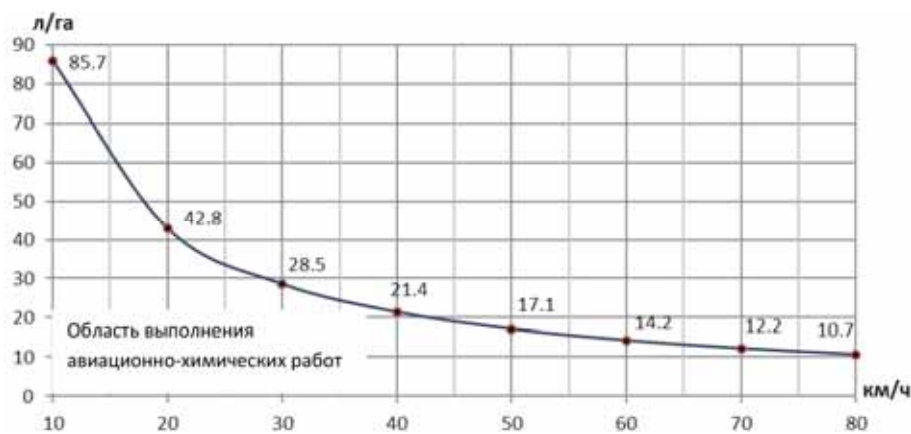


Рис. 3. Зависимость максимально возможной плотности опрыскивания (л/га) от скорости полета БАС (км/ч)

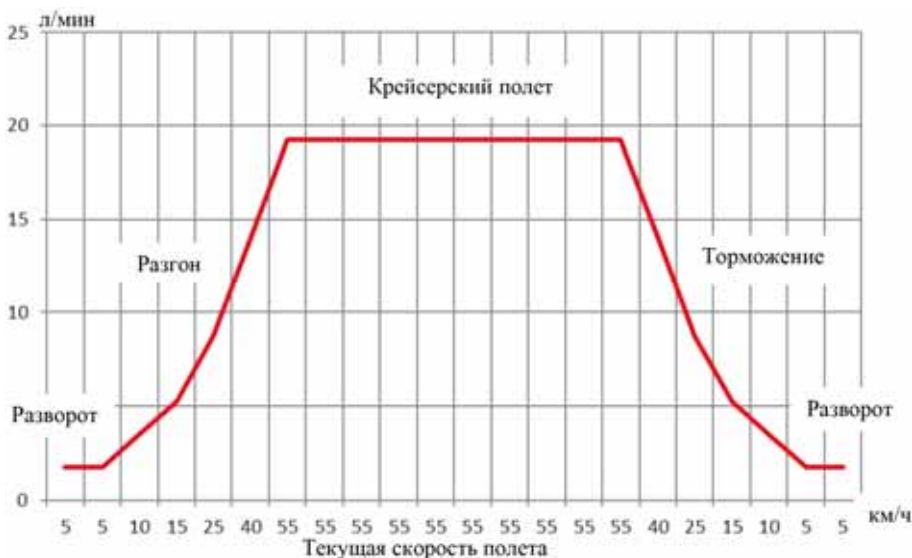


Рис. 4. Потребная производительность насоса (л/мин) при выполнении одного галса от края до края поля на разных скоростях полета БАС

расхода жидкости для опрыскивания (давления насоса) в зависимости от скорости полета.

Необходимость управления производительностью насоса в зависимости от режима полета показано на рис. 4 (при установлении потребной плотности опрыскивания в 15 л/га). При отсутствии управления расходом насоса увеличение плотности опрыскивания в 3 — 4 раза, что приведет к перерасходу жидкости для опрыскивания, и повреждению посевов.

Одним из важных требований, предъявляемых к системе опрыскивания, является диаметр капель, осаждаемых на поверхности листа, их число на единицу площади, возможность формировать движение капель таким образом, что-

бы они попадали не только на верхнюю поверхность листа, но и на обратную его сторону.

Поскольку полеты должны происходить на минимально безопасной высоте, которая для БАС ИД-100А составляет 5 — 7 м, важно обеспечить условия, при которых создаваемые винтами БАС воздушные потоки не повреждали растения.

Ниже приведены результаты расчетов распределения потоков капель из-под несущих винтов при разных скоростях горизонтального полета на высоте 5 м, висении над точкой (рис. 5), горизонтальном полете со скоростью 25.2 км/ч (рис. 6), 54 км/ч (рис. 7). Расчеты выполнены И. Х. Губайдуллиным (ООО «Индустриальные дроны»).

Висение, $V_x = 0$

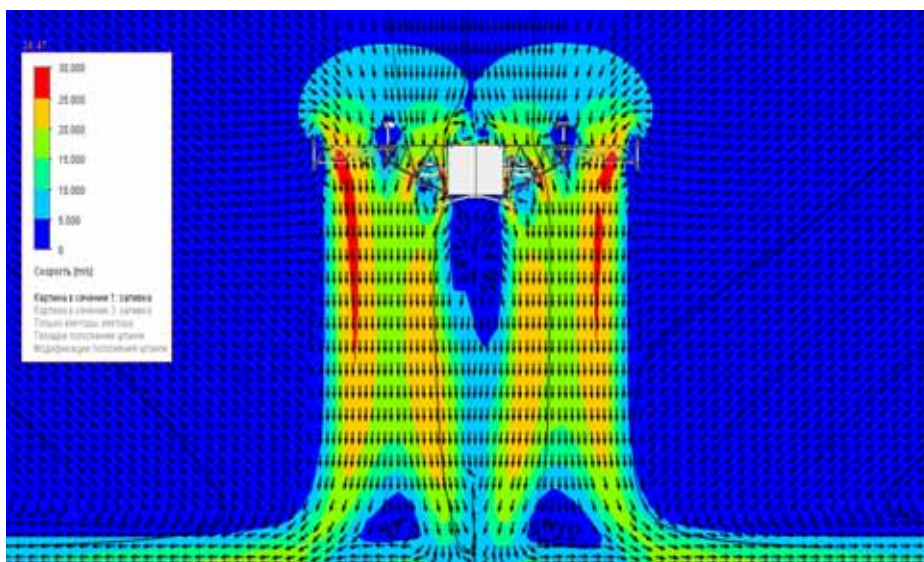


Рис. 5

Горизонтальный полет, $V_x = 25.2$ км/ч

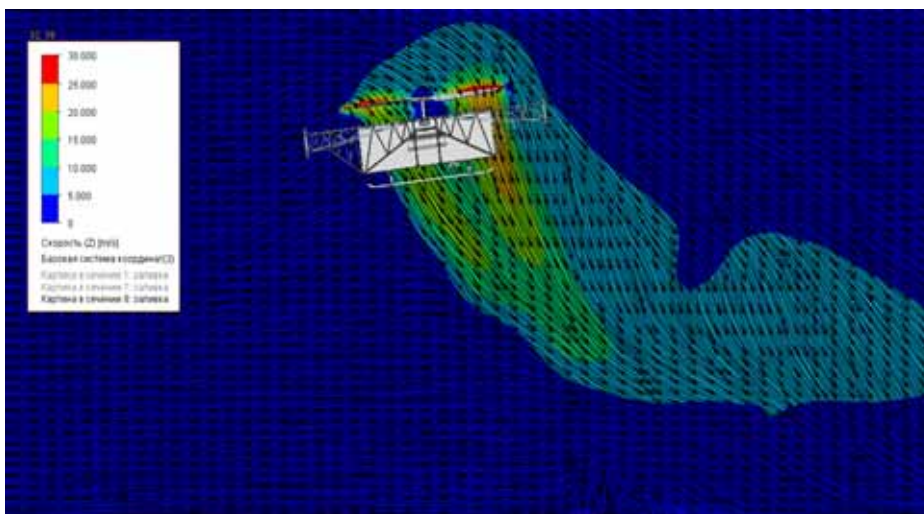


Рис. 6

Горизонтальный полет, $V_x = 54.0$ км/ч

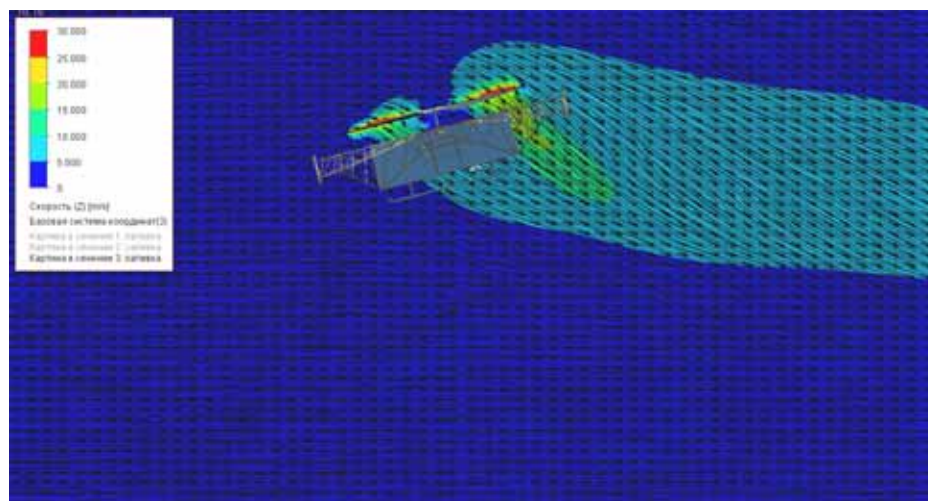


Рис. 7

Из представленных расчетов можно сделать следующие выводы.

Режим висения над точкой или малая скорость полета (до 5 км/ч) дает сильный вертикальный поток из-под винтов, его скорость может достигать 25 м/с, что приведет к повреждению опрыскиваемых растений. Поэтому участки, где требуется малая скорость полета (развороты по окончанию галса в поле) стоит выносить за границы поля. При этом режим опрыскивания должен быть выключен.

При увеличении скорости полета влияние несущих винтов на растения нивелируется, поскольку поток из под винтов уже не получает должной подпитки вследствие изменения положения БАС. На скорости 54 км/ч капли опрыскиваемой жидкости фактически выпадают на растения вертикально, словно косой дождь. Но даже на скорости 25.2 км/ч воздушный поток, создаваемый воздушными винтами, пренебрежимо мал.

Режим турбулентности капель у земли, при котором опрыскивается и верхняя, и нижняя часть листа, замечен до определенных скоростей полета. В частности, расчет потоков показал, что на скорости 25.2 км/ч этот режим еще замечен, но оценить его практическое влияние на основании данных расчета не представляется возможным. Для определения скоростей, расходов и высот полетов, где эффект турбулентности имеет практическое значение, необходимы обобщенные данные эксплуатации и экспериментов.

РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ПЛОТНОСТИ ПОТОКА ПО ШИРИНЕ, ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОЙ ШИРИНЫ ОПРЫСКИВАНИЯ

Для определения эффективной ширины потока проводился цикл наземных (рис. 8) и летных испытаний (рис. 9) БАС ИД-100А. Результаты испытаний приведены в отчетах ОАО НПК ПАНХ (научный руководитель работ д. т. н. В. П. Асовский).

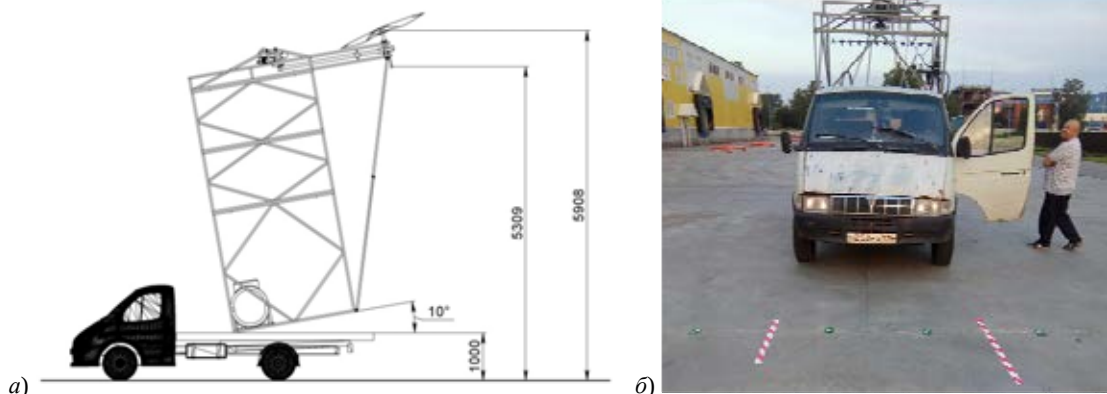


Рис. 8. Стенд для наземных испытаний

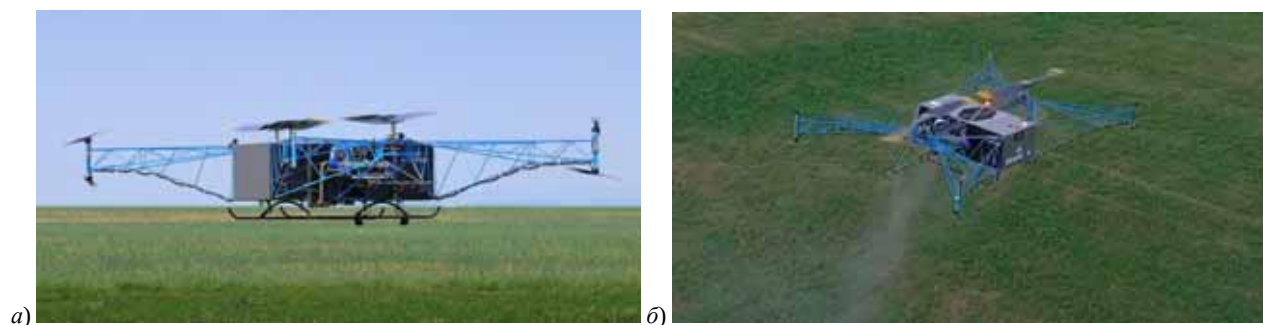


Рис. 9. Испытания БАС ИД-100А (а) и замеры плотности распределения капель (б)

Оценка плотности опрыскивания производилась при помощи 20 стеклянных коллекторов экспресс-контроля, расположенных перпендикулярно направлению полета БАС. Для контроля также применялись и бумажные стеклянные коллекторы. После пролета БАС измерялось число капель, осевших на каждом коллекторе и их диаметр.

Некоторые результаты, показывающие распределение потоков по ширине, приведены на рис. 10. Используем следующие параметры: расход 35 л/га, скорость горизонтального полета 5 м/с, высота полета 5 м.

Для аппроксимации полученных результатов использовалась функция вида

$$F(z) = Ae^{-kz^2} + C,$$

коэффициенты A , k , C рассчитывались из следующего условия:

$$J = \sum_{i=1}^{20} (F(z(i)) - T(z(i)))^2 \rightarrow \min,$$

где $T(z(i))$ — замеренная на испытаниях плотность на каждом из стеклянных коллекторов.

По результатам расчетов получаем следующую плотность распределения жидкости по ширине для данного случая:

$$F(z) = 86.5e^{-0.025z^2}.$$

При расходе 25 л/га, скорости горизонтального полета 7 м/с, высоте полета 3 м результаты расчетов дают следующую плотность распределения жидкости по ширине (рис. 11):

$$F(z) = 63.5e^{-0.018z^2}.$$

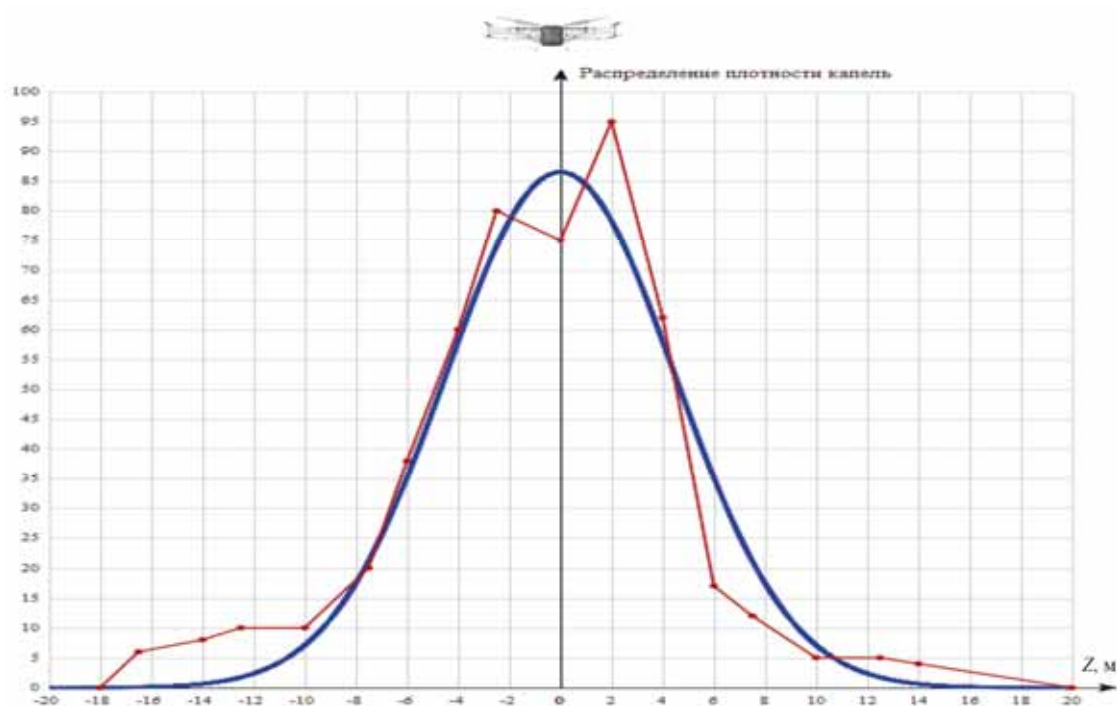


Рис. 10

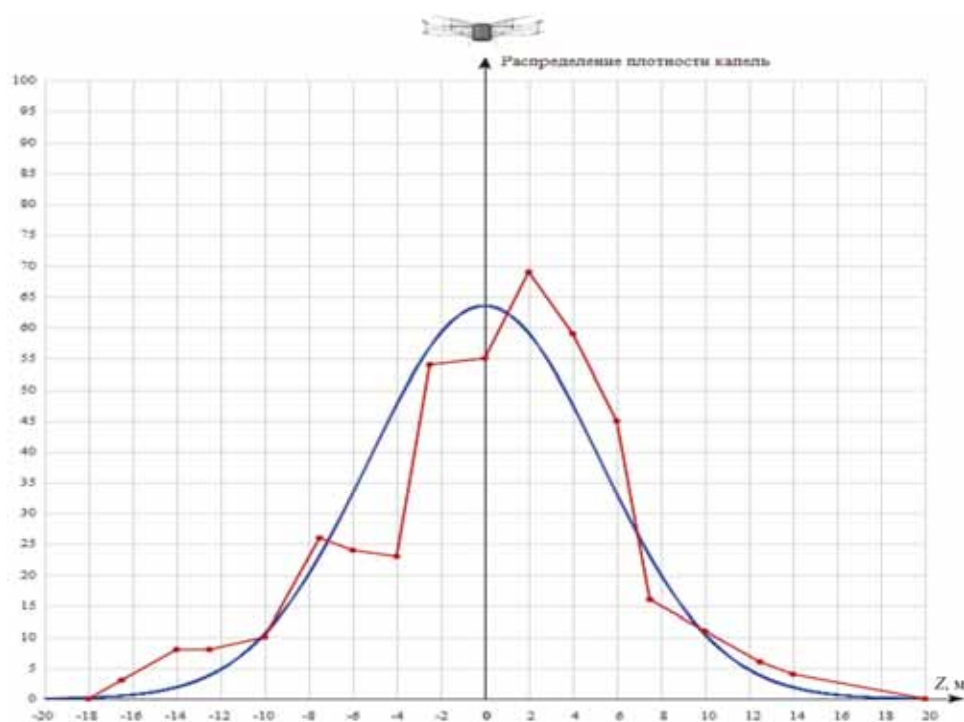


Рис. 11

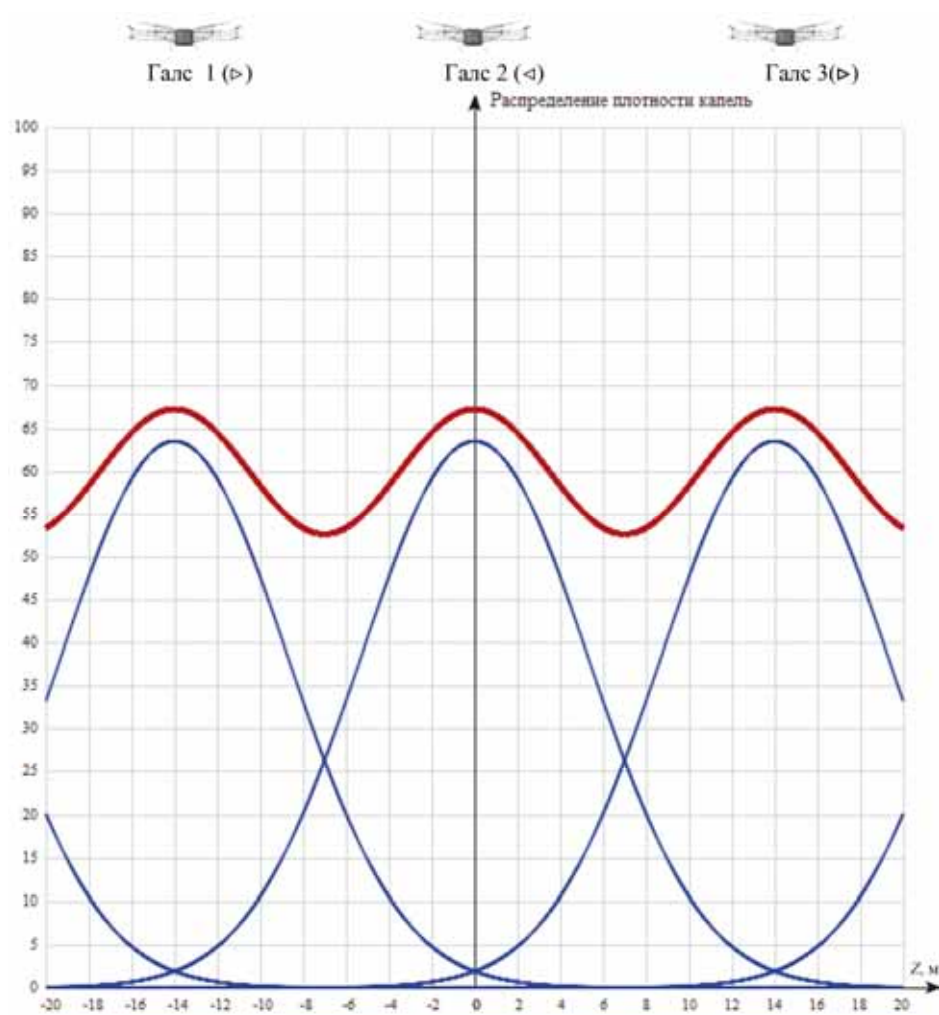


Рис. 12

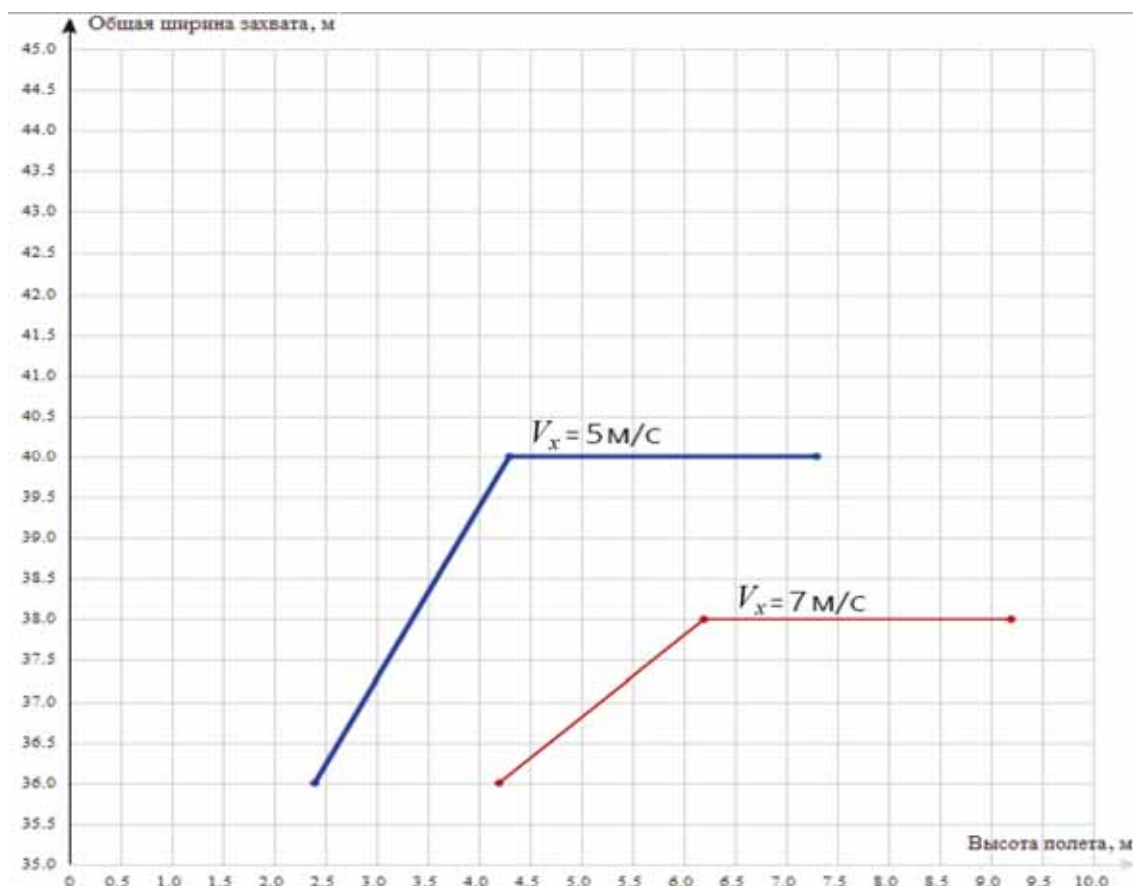


Рис. 13

Из графиков видно, что опрыскивание происходит неравномерно, но даже в 15 — 20 метрах от центра БАС наблюдается наличие эффекта опрыскивания.

График суммирования капель на разных галсах представлен на рис. 12, ширина опрыскивания в 14 м.

Таким образом, влияние эффекта наложения капель, выпадающих на растения на разных галсах, увеличивает общую плотность опрыскивания примерно на 5 — 10%, что необходимо учитывать при составлении полетного задания, задавая меньший расход жидкости при крейсерском полете, чем требуется по условиям опрыскивания.

Тем не менее огибающая плотности опрыскивания (см. рис. 12) неравномерна, плотность распределения капель различается на 30 — 35% по ширине опрыскивания. Насколько это критично — покажет опыт эксплуатации. Возможным решением проблемы может стать изменение расположения форсунок: необходимо отказаться от равномерного распределения форсунок по всей длине штанги в пользу смещения их плотности установки к краям штанги. Иными слова-

ми — требуется увеличить расход жидкости в тех местах, где наблюдается провал. Также для увеличения ширины полосы опрыскивания можно менять углы наклона форсунок в плоскости, перпендикулярной направлению полета. Для поиска оптимального расположения форсунок необходимы дополнительные замеры плотности распределения капель при выполнении полетов.

Увеличение ширины опрыскивания при уменьшении скорости полета (рис. 13) очевидно, т. к. на меньших скоростях поток получает большую подпитку от несущих винтов и поток воздуха у земли расходится шире, чем на высоких скоростях. Однако в случае увеличения ширины опрыскивания на 5% время, затраченное на опрыскивание на крейсерском режиме, увеличивается на 40%, поэтому, низкие скорости полета нужно применять при наличии требования более равномерного опрыскивания растений (см. рис. 4, 5).

Диаметр осаждаемых на растения капель — также важный параметр опрыскивания. Слишком мелкие капли будут либо уноситься ветром, либо испаряться, не доходя до земли. Слишком большие капли не будут равномерно опрыски-

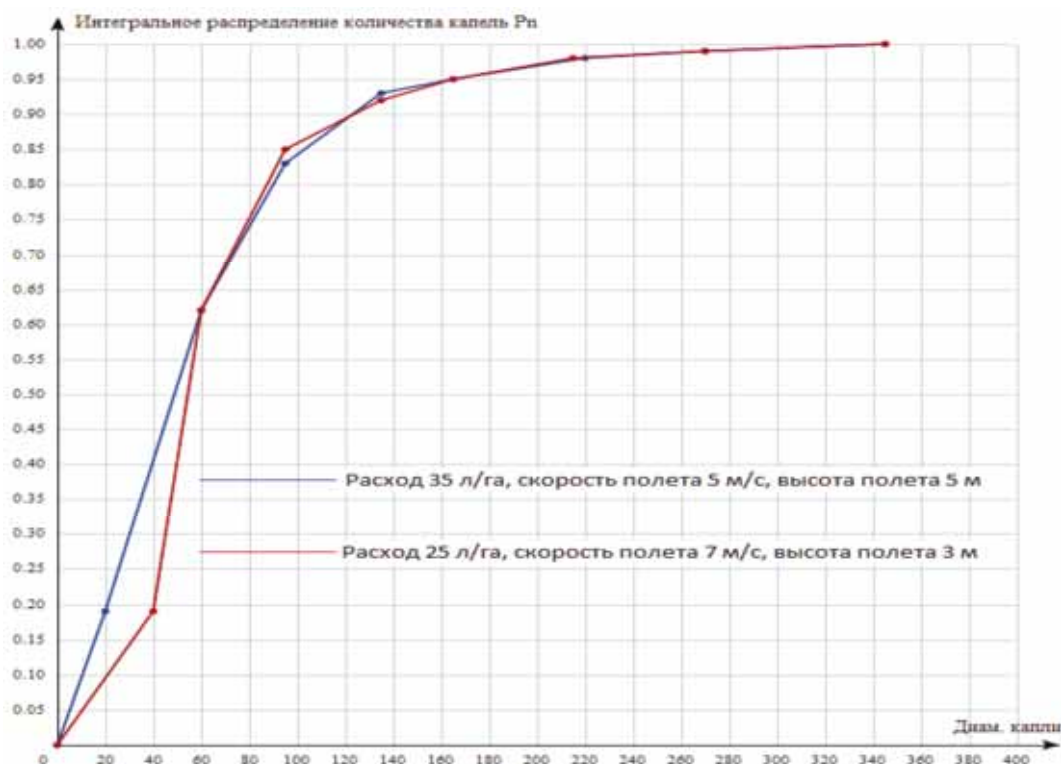


Рис. 14

вать листья, приведут к перерасходу жидкости для опрыскивания. Результаты замеров диаметров капель в ходе полетов БАС ИД-100А с форсунками ST110-02 представлены на рис. 14.

В целом, данные дисперсности, полученные в результате испытаний, соответствуют практике авиационного опрыскивания с малыми и средними нормами: при расходе 25 л/га, скорости полета 7 м/с, высоте полета 3 м удельный вес числа капель с размером менее 50 мкм составляет 19.6%, с размером 50 — 150 мкм — 65.8%, с размером более 150 мкм — 14.7%.

Таким образом, требования к БАС, предназначенной для выполнения авиахимработ,

в основном удовлетворяются, практика их выполнения в реальных условиях на больших площадях позволит внести необходимые доработки в конструкцию БАС для оптимизации этих работ.

ЛИТЕРАТУРА

1. Асовский В. П., Кузьменко А. С., Худоленко О. В. Оценка показателей работ беспилотных мультикоптеров по внесению пестицидов и агрохимикатов // Сельскохозяйственные машины и технологии. 2021; 15(3): 55-62.
2. Асовский В. П. Теория и практика авиационного распределения веществ. Монография. — М.: Воздушный транспорт, 2008, 580 с.

С. К. КОЛПАКОВ (ООО «Межотраслевой аналитический центр»)

ОБНОВЛЕННАЯ СТРАТЕГИЯ США В ОБЛАСТИ РАЗВИТИЯ АВИАЦИОННОЙ НАУКИ И ТЕХНОЛОГИЙ

Проведен анализ основных положений документа, определяющая приоритеты американской политики в области авиационных научных исследований и технологических разработок. Показано, что основными направлениями такой политики являются устранение вредного воздействия авиации на окружающую среду, совершенствование национальной системы воздушного пространства и повышение авиатранспортной связности и скорости передвижения воздушных судов гражданского и военного назначения. Рассмотрены принципы, лежащие в основе научно-технологической политики США в области авиационной деятельности, дан перечень участвующих в ее реализации министерств и ведомств.

Ключевые слова: стратегия, наука, технологии, инновации, авиастроение, безопасность, экологически чистая авиация, система воздушного пространства, связность, скорость передвижения.

The analysis of the main provisions of the document defining the priorities of the American policy in the field of aviation scientific research and technological development has been carried out. It is shown that the main priorities of such a policy are achieving sustainable aviation, transforming the National Airspace System, and promoting connectivity and speed. The principles underlying the US scientific and technological policy in the field of aviation are considered, a list of departments and agencies participating in its implementation is given.

Key words: strategy, science, technology, innovations, aviation industry, security, sustainable aviation, airspace system, connectivity, speed.

В марте 2023 г. в США опубликован документ «Национальные приоритеты в области авиационной науки и технологий», подготовленный Межведомственной рабочей группой по аэронавтике, организованной под эгидой Совета по науке и технологиям администрации президента США [1].

Несмотря на резкое обострение российско-американских отношений, анализ этого документа представляется актуальным по двум причинам. В близкой перспективе — по причине возможного использования информации о составе приоритетных направлений развития авиационных технологий в США, а также методических подходов и практики по их выбору для учета при разработке долгосрочных планов развития отечественного авиастроения. В более отдаленной перспективе, в которой миропорядок может измениться, а военно-политическое противостояние ослабнуть, — для поиска новых форм и тем для восстановления международного сотрудничества.

Документ «Национальные приоритеты...» представляет собой изложение основных стра-

тегических установок научно-технологического развития в области авиации, выработанных высшими органами власти США, определяющими направления американской научно-технической политики. В состав этих органов входит постоянно действующее Управление по научной и технологической политике Администрации президента США (Office of Science and Technology Policy, OSTP), а также высший консультативный орган исполнительной власти, каким является Совет по науке и технологиям (National Science and Technology Council, NSTC). Работа Совета ведется в рамках деятельности комитетов и рабочих групп, специализирующихся на определенных областях науки и технологий. Научно-техническую политику в области авиации формирует Межведомственная рабочая группа по аэронавтике (Aeronautics Interagency Working Group). В действующей администрации президента США Управление по научной и технологической политике и Совет по науке и технологиям возглавляет одно лицо — помощник президента по науке и технологиям г-жа Арати Прабхакар (Arati Prabhakar), руково-

дившая до назначения в администрацию президента Управлением перспективных исследовательских проектов Минобороны США (DARPA).

Межведомственная рабочая группа по аэронавтике, разработавшая рассматриваемый документ, состояла из примерно 30 представителей шести ведомств исполнительной власти, так или иначе вовлеченных в авиационную деятельность, включая представителей Национального управления по аэронавтике и исследованию космического пространства (НАСА), Министерства обороны, Министерства транспорта, Национального научного фонда, Министерства энергетики, Министерства торговли и некоторых других. Возглавила Межведомственную рабочую группу заместитель директора Управления по научной и технологической политике г-жа Эзин Узо-Окара (Ezinne Uzo-Okoro), длительное время работавшая в НАСА.

«Национальные приоритеты в области авиационной науки и технологий» как новый документ президентского уровня определяет основные направления развития науки и технологий в трех областях авиационной деятельности: военной авиационной технике, гражданской авиационной технике и авиатранспортной системе США. В этом качестве данный документ заменяет ранее действовавший «Нацио-

нальная политика исследований и разработок в области аэронавтики, 2006 г.» [2]. Высокий статус этих документов определяет весьма общий характер, их установки транслируются на второй уровень системы управления авиационной деятельностью, где уточняются и формируются в периодически обновляемых стратегиях развития авиационной науки и технологий трех ведомств (рис. 1) — ВВС США [3], НАСА [4] и Федерального авиационного агентства (ФАА) [5].

Далее на ведомственном уровне стратегические установки развиваются в планах, программах, проектах и бюджетах на НИОКР указанных ведомств, а также отраслевых научно-исследовательских центров, которые собственными силами и силами привлекаемых организаций науки, промышленности и высшей школы реализуют стратегические установки на национальном уровне и в международной кооперации [6].

Анализ документа «Национальные приоритеты в области авиационной науки и технологий» от марта 2023 г. позволяет выделить три основные части его содержания:

приоритеты политики в области авиационных исследований и технологических разработок;



Рис. 1. Документы высшего уровня США, определяющие национальную стратегию развития науки и технологий в области авиационной деятельности

принципы, которыми предписывается руководствоваться органам исполнительной власти США при проведении научно-технической политики в области авиации;

роль различных органов исполнительной власти США в организации и проведении авиационных исследований и технологических разработок в области авиации.

ПРИОРИТЕТЫ ПОЛИТИКИ

Переходя к анализу раздела о приоритетах научно-технологической политики в области авиации следует прежде всего заметить, что в предыдущей редакции документа с описанием основных положений политики США от декабря 2006 г. прямого перечисления приоритетов не было, их описание ограничивалось общими формулировками о необходимости обеспечения американского технологического лидерства в авиационной области, чему должны были способствовать проведение «инновационных исследований, изучение прорывных идей, подходов и технологий». Для этого предусматривалось «изучать и разрабатывать концепции перспективных ВС и технологий», обеспечивающих превосходство военной авиации, лидерство в гражданской авиационной технике, а также новые возможности в области повышения эффективности и безопасности управления воздушным движением и безопасности использования воздушного пространства. В обеспечение этого предусматривалось развитие соответствующей инфраструктуры научных исследований и разработок технологий, координация научно-исследовательских организаций государственного и частного секторов, стимулирование частных инвестиций, укрепление связей и координация авиационной деятельности промышленных компаний, академической науки и высшей школы.

В отличие от документа 2006 г. в «Национальных приоритетах» от 2023 г. приоритеты

политики в области авиационных исследований и технологических разработок определены однозначно, хотя и в довольно общих выражениях, трактовка которых в ряде случаев требует общего знакомства с содержанием проводимых в США НИОКР в авиационной области. Всего определено три приоритета, краткие формулировки которых следующие:

устранение вредного воздействия авиации на окружающую среду (Achieving Sustainable Aviation);

совершенствование национальной системы воздушного пространства (Transforming the National Airspace System);

повышение связности и скорости передвижения (Promoting Connectivity and Speed).

Приоритет устранения вредного воздействия авиации на окружающую среду, или в терминах ИКАО — «устойчивого (sustainable) развития авиации» [7], состоит в обеспечении достижения к 2050 г. нулевого баланса выбросов парниковых газов в атмосферу воздушными судами гражданской авиации без потерь их экономической и эксплуатационной эффективности. К парниковым газам, выбрасываемым воздушными судами в атмосферу, авиационные власти США относят поддающиеся измерению и отслеживаемые эмиссии углекислого газа (CO_2) как основного парникового газа, а также закиси азота (N_2O) и метана (CH_4). Кроме того, ведется изучение воздействия на климат незначительных выбросов оксидов азота (NO_x) и водяного пара [8].

Согласно документу «Национальные приоритеты в области авиационной науки и технологий», работы по повышению экологичности авиации должны, идти по четырем направлениям (рис. 2).

Первым из них являются исследования и технологические разработки в области создания новых модификаций традиционных воздушных судов и двигателей, обеспечивающих, несмотря



Рис. 2. Приоритетные направления исследований и технологических разработок по направлению «Устранения воздействия авиации на окружающую среду»

на рост спроса на воздушные перевозки, снижение воздействия на окружающую среду. По существу, речь идет о сохранении существующего тренда на большую экологичность, поддерживаемого увеличением доли в парках национальных авиакомпаний новейших модификаций традиционных воздушных судов, оснащенных двигателями с более высокой топливной эффективностью, чем у предшествующих модификаций (например, семейство Boeing 737-7/8/9/10 MAX с двигателем CFM LEAP-1B; Boeing 777X с двигателем GE9X).

Вторым направлением, пересекающимся с работами в рамках второго приоритета (см. ниже), является экономия расхода топлива и, соответственно, сокращение эмиссии продуктов сгорания. Обеспечивается за счет совершенствования существующих и разработки новых методов, средств и технологий управления воздушным движением, ведущих к экономии полетного времени на всех этапах выполнения полетов.

В качестве *третьего* направления ставится задача ускорения разработки, испытаний и сертификации экологичного авиационного топлива (Sustainable Aviation Fuel, SAF), производимого с использованием возобновляемых источников энергии. Так, топливо SAF, изготавливаемое из различного рода органического сырья, включая все возможные отходы, уже применяется в авиации. Являясь углеводородным, такое топливо дает возможность смешивать его с традиционным авиационным керосином, что уже реализуется на практике (в настоящее время более 50 авиакомпаний в мире практикуют смешение топлив; опыт полетов на смеси топлив имеет и российская компания S7) [9]. Поэтому в соответствующем фрагменте анализируемого документа обращает на себя внимание не само положение о расширении использования топлива SAF, хотя и это дает экологический эффект, а постановка задачи производства такого топлива из возобновляемых источников энергии. Добавим, что уже запущены экспериментальные производства топлива SAF, синтезируемого с использованием улавливаемого из атмосферы углекислого газа и водорода, получаемого в результате электролиза воды с применением солнечной и ветрогенерации [10, 11]. В документе ставится задача увеличения ежегодного произ-

водства в США топлива SAF до 3 млрд галлонов (94 млн т) к 2030 г. и до 35 млрд галлонов (1 млрд 102 млн т) к 2050 г.*

Четвертым направлением снижения выбросов парниковых газов и других вредных выбросов является изучение и внедрение «новых и перспективных» видов авиационного топлива. Предусматривается вывести из употребления применяемый в поршневых двигателях самолетов малой авиации бензин марки 100LL (содержит в малых концентрациях свинец LL — lowlead), заменив его на вновь разработанные бессвинцовые марки бензина. Для США эта мера представляется оправданной, поскольку в этой стране находится около 140 тыс. малых поршневых самолетов, большинство из которых в частном пользовании. Под «перспективным» экологичным топливом прежде всего имеется в виду водород, возможность применения которого в силовых установках воздушных судов изучаются в НАСА, хотя работы эти значительно менее масштабные, чем работы европейских НИЦ и компании Airbus в этой области.

Совершенствование национальной системы воздушного пространства как приоритетное направление научно-технологической политики в области авиационной деятельности направлено на ускорение реализации программы «Авиационная транспортная система следующего поколения», проводимая при координирующей роли Федерального авиационного агентства (FAA's NextGen Program). Постоянная модернизация национальной системы воздушного пространства (National Airspace System, NAS)** необходима для сохранения, и даже повышения, уровня безопасности в связи с прогнозируемым увеличением интенсивности полетов военных и гражданских воздушных судов, включая воздушные суда для традиционных пассажирских и грузовых авиаперевозок, а также принципиально новые воздушные суда.

К категории новых судов, появление которых в национальном воздушном пространстве США ожидают в ближайшем будущем, отнесены беспилотные летательные аппараты, а также воздушные суда, обеспечивающие «перспективную авиационную мобильность» (Advanced Air Mobility, AAM). В анализируемом документе перечислены категории инновационных воздушных судов, которые усложняют управление

* В «доковидном» 2019 г. потребление реактивного топлива в ГА США составило 14 млрд галлонов.

** Включает аэронавигационные средства, оборудование и услуги; аэропорты и посадочные площадки; аэронавигационные карты, информацию и услуги; правила и предписания; процедуры и техническую информацию; а также рабочую силу и материалы [FAA].

воздушным пространством. Это летательные аппараты вертикального взлета и посадки с электрической силовой установкой (eVTOL), летательные аппараты укороченного взлета и посадки с электрической силовой установкой (eSTOL), а также другие пассажирские и грузовые воздушные суда с высоким уровнем автоматизации. К факторам, усложняющим управление воздушным движением в документе отнесено также увеличение интенсивности космических запусков с использованием возвращаемых носителей или их ступеней [12], а в будущем — многоразовых космических аппаратов с авиационным стартом.

Отмеченные выше обстоятельства требуют для обеспечения безопасности воздушного движения принципиального улучшения наблюдения за воздушным пространством, а также связи и навигации на всех горизонтах воздушного пространства. Обеспечение и даже повышение безопасности воздушного движения в таких условиях вызывает необходимость внедрения новых технологий, систем и методов управления воздушным движением, включая контроль воздушного пространства, связь и навигацию. Более того, для обеспечения безопасности полетов в условиях расширения использования воздушных судов с высокой степенью автономности управления нужны разработки и совершенствования технологий бортовых автоматизированных систем контроля окружающего воздушного пространства и самоконтроля в этом пространстве.

Ставится задача научного обеспечения корректировки нормативной базы для допуска беспилотных летательных аппаратов к полетам по

правилам приборного полета (Beyond Visual Line-Of-Sight, BVLOS), а также для расширения возможностей сертификации воздушных судов новых категорий и типов и инновационных средств наземной инфраструктуры.

Приоритет повышения связности и скорости передвижения предусматривает интенсификацию научных исследований и технологических разработок, которые повысят авиационную связность как внутри территории США, так и глобально, обеспечивая при этом высокую скорость передвижения людей и грузов. В документе подчеркивается, что государственные органы США, содействуя развитию связности территорий и скорости передвижения людей и грузов, будут обеспечивать при этом высокий уровень безопасности и экологичности авиационной деятельности (рис. 3).

Отмечая положение документа о радикальном повышении связности за счет вновь разрабатываемых воздушных судов, обеспечивающих «перспективную авиационную мобильность» (AAM), заметим, что согласно определению НАСА, перспективная авиационная мобильность, включает городскую авиационную мобильность (Urban Air Mobility — UAM) — сервисы городского авиатакси и внутригородской доставки почты и мелких грузов, а также региональную авиамобильность (Regional Air Mobility — RAM) — авиаперевозки на дальность менее 500 км между пунктами полета, не обслуживавшихся ранее средствами авиационного транспорта.

Разработки технологий, создающих возможность перемещения между пунктами отправки и назначения людей, ценных грузов и



Рис. 3. Приоритетные направления исследований и технологических разработок по направлению «Повышение связности и скорости передвижения»

медикаментов с ранее недостижимой оперативностью, должны одновременно обеспечивать безопасное, справедливое и экологически чистое применение средств воздушного транспорта.

В части повышения скорости авиационного сообщения в рассматриваемом документе обозначены планы развития технологий сверхзвуковых (более 1 Маха) и гиперзвуковых (более 5 Махов) полетов.

Отмечено, что грузовые и пассажирские перевозки на сверхзвуковой скорости вызывают коммерческий интерес. В связи с этим в планах государства находится разработка сертификационных стандартов допустимого уровня звукового удара сверхзвуковых полетов над населенной местностью, приемлемого для проживающего в зоне таких полетов населения. В процессе разработки сертификационных требований государство будет содействовать комплексу работ, включающих разработку самолета, акустические измерения в процессе летных экспериментов, а также изучение реакции населения. Кроме того, будут проводиться НИОКР для повышения экологичности сверхзвукового транспорта, включая снижение шума при выполнении взлетно-посадочных операций, эмиссии на больших высотах крейсерского полета, а также повышения топливной эффективности самолета и его двигателя. Очевидно, что в этом фрагменте документа речь идет о комплексе работ, проводимых под эгидой НАСА как по изучению проблем сверхзвукового полета, так и по разработке компанией Lockheed Martin по заказу НАСА самолета-демонстратора X-59, первый полет которого ожидается в этом году. Дальнейшие летные эксперименты с использованием самолета X-59 и проводимые в их ходе измерения должны завершиться разработкой предложений по корректировке национальной (FAA) и международной (ИКАО) нормативной базы, дающей в будущем возможность сертифицировать сверхзвуковые самолеты для полетов над населенной местностью.

Полеты на гиперзвуковых скоростях не только «сократят время реакции на угрозу национальной безопасности», но и «предоставят уникальные возможности авиатранспортным предприятиям». Такие полеты могут в будущем обеспечить государственные нужды в критически важной транспортировке людей и грузов. НИОКР в области гиперзвукового полета будут охватывать широкую тематику, включая аэродинамику, двигателестроение, перспективные материалы и гибкое наведение, навигацию,

управление что важно для обеспечения национальной безопасности. Правительство США будет поощрять частный сектор в реализации концепций многоразовых космических аппаратов самолетных схем.

ПРИНЦИПЫ ПРОВЕДЕНИЯ НАУЧНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ПОЛИТИКИ В ОБЛАСТИ АВИАЦИИ

В документе «Национальные приоритеты в области авиационной науки и технологий» сформулированы семь принципов, которыми государственные органы США намерены руководствоваться при проведении научно-технологической политики в области авиационной деятельности.

1. Обеспечение безопасности. Подчеркнуто, что приоритетом политики по ускоренному внедрению новых технологических разработок продолжают оставаться требования по обеспечению безопасности. Безопасность авиационного транспорта должна обеспечиваться по мере внедрения в национальную систему воздушного пространства (NAS) новых технологических достижений. Перед государственными организациями и руководителями авиационных предприятий ставится задача совершенствования системы управления рисками, постоянных инвестиций в системы управления воздушным движением и избежания столкновений в воздухе. Министерством и ведомствам предложено продолжать обеспечивать коммерческую доступность альтернативных источников навигации для повышения надежности авиационной деятельности. Совместно с авиационным сообществом руководство США намерено поддерживать информированность общества об уровне безопасности системы NAS.

2. Защита окружающей среды. Выражено намерение содействовать прорывным исследованиям и технологическим разработкам по снижению эмиссии парниковых газов, вредных выбросов и шума в окрестностях аэропортов. Эту деятельность планируется проводить с местными властями, а также в рамках международного сотрудничества. Руководящим документом в этой области должен стать План действий в области авиации по защите климата (2021 Aviation Climate Action Plan) [13].

3. Достижение глобальной экономической конкурентоспособности. В комментариях к определению этого принципа отмечаются направления деятельности для его реализации. Одним из них является сохранение и развитие

высококвалифицированных кадров и их обеспечение высокооплачиваемыми рабочими местами. Другим направлением названа поддержка предпринимательской активности при создании инновационных продуктов, обладающих новыми потребительскими качествами, в том числе создаваемых в международной кооперации. Стандарты и нормативное регулирование должно стимулировать предприятия авиационной промышленности к внедрению инноваций, высокорискованным разработкам, скорейшему повышению уровней готовности (TRL) новых технологий. Еще одним направлением поддержания конкурентоспособности названо совместное использование научной инфраструктуры и испытательного оборудования академическим сообществом, частным сектором, государственными и международными организациями при соблюдении требований авиационной и государственной безопасности.

4. Ускорение внедрения инноваций. Согласно этому принципу государственные органы США намерены поддерживать исследование и разработки новых авиационных технологий для сокращения времени и затрат на их разработку, стимулируя тем самым частные инвестиции в высокорискованные проекты. Кроме того, государственное бюджетное финансирование планируется и дальше направлять на разработку инновационных технологий, внедрение которых может выходить за временной горизонт планирования коммерческих организаций. В этом разделе повторен тезис о важности роли государства в поддержании научно-исследовательской базы, включая вычислительные мощности и экспериментальные установки, все предоставленные предприятиям частного сектора. Выражено намерение привлечения академической авиационной науки к проведению и экспертизе правительственных программ исследований и разработок. Подчеркнута также необходимость усиления взаимодействия регулирующих органов с организациями авиационной промышленности в интересах ускорения внедрения новых технологий в коммерческие продукты.

5. Укрепление национальной безопасности. Отмечается, что разработки авиационной техники и технологий являются жизненно важными для укрепления национальной безопасности и обороноспособности США. В качестве примера названы такие технологические направления как сверхзвук и гиперзвук.

Элементом национальной безопасности, согласно рассматриваемому документу, является

защита людей и грузов, участвующих в авиаперевозках, в связи с чем и воздушные суда, и система управления воздушным движением должны обеспечивать эту защиту. Кибербезопасность как элемент национальной безопасности должна обеспечиваться при аппаратном и программном оснащении предприятий и организаций, участвующих в авиационной деятельности.

6. Развитие кадрового потенциала. Инвестиции в людей названо необходимым условием кадрового обеспечения инновационной научно-технологической деятельности в авиационной области. В комментарии к формулировке этого принципа неоднократно упоминается термин STEM (Science, Technology, Engineering, Mathematics), обозначающий образовательную модель, объединяющую естественные науки и инженерные дисциплины в единую систему, которая положена в основу подготовки молодых кадров для авиационной отрасли не только в профессиональных училищах, колледжах и университетах, но и в процессе обучения на рабочем месте.

7. Приоритет равной доступности услуг авиационного транспорта. Следование этому принципу означает обеспечение доступа к услугам авиационного транспорта групп населения, живущих в отдаленной местности. Этому должна способствовать реализация концепции «перспективной авиационной мобильности» (ААМ), призванная восстановить воздушное сообщение между малоиспользуемыми аэропортами в сельских районах. Кроме того, согласно этому принципу, обеспечивается равноправный доступ инвалидов и людей с ограниченной подвижностью к услугам авиационного транспорта.

РОЛЬ ПРАВИТЕЛЬСТВЕННЫХ ВЕДОМСТВ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ НАУЧНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ПОЛИТИКИ В ОБЛАСТИ АВИАЦИИ

В документе «Национальные приоритеты в области авиационной науки и технологий» перечислены государственные учреждения и ведомства США, которые должны участвовать в деятельности по приоритетным направлениям научно-технологической политики в области авиации. К ним относятся:

Министерство торговли и входящие в его структуру Национальное управление океанографических и атмосферных исследований (NOAA), Национальный институт стандартов и технологий (NIST) и Агентство международной торговли (ITA);

Министерство обороны (DoD); Министерство энергетики (DOE);

Министерство транспорта (DOT) и входящее в его структуру Федеральное авиационное агентство (FAA);

Национальное управление по аэронавтике (NASA) и исследованию космического пространства и входящее в его структуру Директората исследовательских работ в области аэронавтики (ARMD);

Национальный научный фонд (NSF);

Национальный совет по безопасности на транспорте (NTSB).

Эти министерства и ведомства, согласно замыслу руководителей Межведомственной рабочей группы по аэронавтике при Совете по науке и технологиям администрации президента США, должны в зонах своей ответственности и в координации друг с другом обеспечить глобальное превосходство США в авиационной деятельности.

ЛИТЕРАТУРА

1. National Aeronautics Science & Technology Priorities. March 2023. URL: <https://www.whitehouse.gov/wp-content/uploads/2023/03/032023-National-Aeronautics-ST-Priorities.pdf> (дата обращения 22.01.2023).
2. National Aeronautics Research and Development Policy. December 2006. URL: https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/national_aeronautics_rd_policy_dec_2006_0.pdf (дата обращения: 01.03.2023).
3. Science and Technology Strategy. United States Air Force. April 2019. URL: U.S. Air Force Science and Technology Strategy (af.mil) (дата обращения: 15.03.2023).
4. NASA Aeronautics. Strategic Implementation Plan. 2019 Update. NASA Aeronautics Strategic Implementation Plan 2019 Update (дата обращения: 10.03.2023).
5. Next Generation Air Transportation System. Integrated Plan. Joint Planning @ Development Office. December 2004. URL: Next Generation Air Transportation System Integrated Plan (yumpu.com) (дата обращения: 11.02.2023).
6. Сыпало К. И., Колпакоев С. К. Организационно-методические основы мониторинга результатов научно-технологических проектов в зарубежном авиационном строительстве. Вооружение и экономика 3 (45) / 2018 г. URL: 39-51.pdf (viek.ru) (дата обращения: 10.03.2023).
7. Авиация и устойчивое развитие. Журнал ИКАО том 66, № 6, 2011. URL: https://www.icao.int/publications/journalsreports/2011/6606_ru.pdf. (дата обращения: 29.03.2023).
8. United States Aviation Climate Action Plan. FAA. October 2021. URL: 2021 United States Aviation Climate Action Plan (faa.gov) (дата обращения 07.02. 2023).
9. Сайт авиакомпании S7 Airlines. URL: S7 Airlines первой из российских авиакомпаний выполнила полет на биотопливе (дата обращения: 19.03.2023).
10. Сайт компании Atmosfair. URL: Landingpage English — atmosfairfairfuel (дата обращения: 15.12.2022).
11. Сайт компании AIRCOMPANY. URL: <https://www.aircompany.com/technology> (дата обращения: 30.03.2023).
12. Сайт компании «Интерфакс» URL: Илон Маск наметил до 100 запусков ракеты Falcon 9 в 2023 г. (interfax.ru) (дата обращения 25.12.2022).
13. Aviation Climate Action Plan. FAA. 2021. URL: Aviation Climate Action Plan | Federal Aviation Administration (faa.gov) (дата обращения: 25.12.2022).

А. А. ПУХОВ (ФГБУ «НИИ им. Жуковского»),

ЗНАЧЕНИЕ РАБОТ А. Ф. МОЖАЙСКОГО В ИСТОРИИ МИРОВОГО АВИАСТРОЕНИЯ



Мировая история помнит многих пионеров авиации, пытавшихся воплотить мечту человека о полете. Это были авиаторы и ученые, исследовавшие принципы и теорию полета, инженеры-конструкторы, которые реализовывали свои идеи в натурных аппаратах, летчики, и бизнесмены, которые вкладывали свои деньги, свое время и судьбу. Поэтому до сих пор актуальны исследования, кого мы должны считать первыми, а кто лишь повторял и совершенствовал принципы полета человека на аппаратах тяжелее воздуха.

Ключевые слова: авиация, управляемый полет, элероны, летунья.

World history remembers many aviation pioneers who made attempts to realize a human's flying dream. As a rule, those aviators were scientists who studied flight principles and theory, and design engineers who implemented their ideas in full size aircrafts, and pilots, and businessmen who invested their money, their time and destiny. Therefore, research is still relevant, according to the facts of who we should still consider the first, and who only repeated and improved the principles of human flight on heavier-than-air vehicles.

Key words: aviation, controlled airplane flight, ailerons, she flyer.

РОССИЙСКИЕ КОРНИ ЗАРОЖДЕНИЯ АВИАЦИИ: ИСТОКИ И СЛЕДСТВИЯ

Авиация — торжество научно-технической мысли, соизмеримое с изобретением колеса, книгопечатанием, укрощением ядерной и термоядерной энергий. Развитие авиации позволило человечеству выйти в космос. Если рассматривать период с момента полета братьев Райт в 1903 г., то авиации чуть больше ста двадцати лет. Это миг в тысячелетней истории человеческой цивилизации. Миг, качественного скачка

от планера Отто Лилиенталя до пилотируемой космонавтики и сверхзвуковых пассажирских перевозок.

Полет птиц всегда привлекал человека своей простотой и изяществом. Люди мечтали обрести искусственные крылья, чтобы уподобиться птицам и воспарить над землей. Человеческий ум добился того, что человек стал летать быстрее и выше птиц, и, наконец вышел в безвоздушное пространство. Тем не менее загадка «живого» полета до сих пор до конца не разгадана.

В середине прошлого века в советской авиационной истории по инициативе академика А. Н. Крылова и П. Д. Дузы возродился интерес к работам русского изобретателя морского офицера Александра Федоровича Можайского. Его имя по праву осталось в истории рядом с именами талантливейших людей нашей страны, завоевавших приоритет отечественной мысли в самых различных областях науки и техники. Вместе с тем первооткрывателями самолетной эры до сих пор принято считать американцев братьев Уилбура и Орвила Райт, за которыми в большинстве стран мира признается приоритет изобретения, постройки и первого управляемого полета. Теперь известно, что братья Райт полетели на двадцать лет позднее натурных летных экспериментов Можайского, и не самостоятельно, а при активнейшем содействии признанного тогда теоретика движения по воздуху американского железнодорожного инженера и пионера авиации Октава Шанюта. Их история благодаря «гражданским» целям изысканий и продвинутым практикам популяризации и капитализации собственных достижений была тщательно зафиксирована как национальными, так и международными организациями. А историю работ Можайского, имеющую изначально военный характер применения, сначала засекретили, а потом, на волнах русофобии и борьбы с космополитизмом, о ней как бы забыли. В этом сильно преуспели как русофобы всех мастей, так и энтузиасты научных исследований воздухоплавания со скоропалительными выводами на основе выдумок и смелых гипотез.

В разное время личностью А. Ф. Можайского и исследованием его достижений занимались такие известные ученые и инженеры как А. Н. Крылов, П. Д. Дузь, К. Е. Вейнгелин, В. Б. Шавров, Б. Н. Юрьев, К. К. Арцеулов, Э. Меос, А. Ф. Болховитинов, Р. И. Виноградов, Г. П. Свищев, А. М. Батков и др. Историей жизни и подвига А. Ф. Можайского занимались и военные инженеры: С. А. Соболев, Е. Ф. Бурче, В. Я. Крылов, С. А. Вишняков. Технические аспекты проекта А. Ф. Можайского изучали и авиационные историки: М. С. Арлазоров, Д. А. Соболев, В. Р. Михеев, Ю. А. Никулин, С. Козлова. За время этих исследований (1903 — 2023) в печати и интернете появилось более пятидесяти публикаций и монографий, посвященных исследованию личности А. Ф. Можайского.

Из 400 документов, найденных в архивах 100 относятся непосредственно к организации, постройке, испытаниям и утилизации экспериментальной базы и объектов испытаний воздухоплавательного снаряжения А. Ф. Можайского. Среди этих документов нет ни одного, прямо указывающего на облик, конструкцию и параметры реально строившегося самолета, равно, как и на то, как, когда и кем проводились летные испытания, их результаты и причины прекращения работ. Вся эта информация в течение десятилетий творчески домысливалась авиаторами, военными инженерами и писателями всех мастей на основе всего нескольких документов: сметы А. Ф. Можайского от 23 марта 1878 г. и перечня оборудования 1897 г., составленного уже после смерти А. Ф. Можайского его сыном Александром. Отсутствие многих подлинных документов (как и фотографий и подробных публикаций в прессе) абсолютно обосновано тем, что Военное ведомство тщательно сохраняло секретность разработок Можайского. Изначально все работы велись в интересах использования летательного аппарата Можайского в русско-турецкой войне 1877 — 1878 гг. В дальнейшем отказ военного министерства поддерживать работы Можайского и после смерти ученого выкупить у семьи его научно-техническое наследие так же объясняет исчезновение (как видно бесследное) личного архива Можайского с подробными описаниями аппарата, проведенных опытов, летных экспериментов, планов постройки усовершенствованной конструкции самолета и пр.

Отсутствие достоверных данных об аппарате и упрощенные методики расчета стали основной ошибкой в категорических выводах уважаемых авторитетов о том, как летал аппарат Можайского.

Многие образованные люди, занимавшиеся тогда изучением документов вокруг жизнедеятельности А. Ф. Можайского, интуитивно понимали, что самолет все-таки летал, но не имея надежных доказательств стали их просто выдумывать, тем самым нанося не пользу, а вред памяти ученого, изобретателя, конструктора и организатора первого производства летательного аппарата тяжелее воздуха.

Таким образом, вопрос этот начал долгое путешествие к поиску не технического или исторического подтверждения, а к соблюдению

политического компромисса. С падением СССР в 1991 г. этот компромисс нарушился и стремительно изменился в сторону отрицателей настолько, что это стало превосходить всякие приличия.

В качестве подтверждения рассмотрим две цитаты из русских авторитетных изданий временной интервал между которыми 90 лет. Военной энциклопедии товарищества И. Д. Сытина (1911 по 1915), под редакцией полковника Генерального штаба В. Ф. Новицкого сказано «аппарат отделился от земли, но, будучи неустойчив, накренился на бок и поломал крыло», а в Большой российской энциклопедии 2004 г. (автор раздела Ю. М. Игнаткин, проф. МАИ) без упоминания известных служебных и научных заслуг Можайского было зафиксировано: «попытка полета окончилась неудачно». Напомним, что новых фактических документов относительно летных экспериментов Можайского между этими двумя публикациями найдено не было. Это всего лишь один пример уничтожения исторической памяти и правды.

В архиве научно-мемориального музея им. Н. Е. Жуковского (НММ НЕЖ) в фондах Б. Н. Юрьева и В. Б. Шаврова имеются материалы обширных исследований научно-экспериментальных работ А. Ф. Можайского (рис. 1, 2). Самым ярким и, к сожалению, забытым среди них является Постановление комиссии под руководством академика АН СССР Б. Н. Юрьева от 27 июля 1950 г.

ПОСТАНОВЛЕНИЕ

комиссии по рассмотрению работ
А. Ф. Можайского

1. Комиссия отмечает, что А. Ф. Можайский проделал весьма большую исследовательскую работу перед созданием своего самолета. Он тщательно изучил имеющуюся литературу и провел много экспериментальных исследований как с помощью личного подъема на воздушных змеях, так и опытов с аэродинамическими тележками с моделями крыльев и винтов и с помощью летающих моделей самолетов. Последние опыты позволили ему исследовать вопросы устойчивости полета аэроплана его системы. Во время производства этих исследований он сделал ряд новых изобретений и имеет бесспорные приоритеты, как-то:

1) он был первым человеком, поднимавшимся на воздушных змеях и притом с научной целью;

2) он придумал аэродинамическую тележку для исследования моделей винтов и крыльев;

3) Он предложил устраивать у аэропланов элероны, чем опередил Европу и Америку почти на 30 лет.

2. Прделанные им и имеющиеся в нашем распоряжении расчеты материала показывают, что Можайский исходил при разработке своего проекта из достаточно обоснованных предположений и его проект по тому времени был несравненно более научно обоснован, чем проводившиеся тогда за границей проектные работы по самолетам.

3. Самолет Можайского имел очень малую нагрузку на крыло, порядка 2.5 кг/кв.м, что делало его способным поднимать на 1 л. с. до 33 кг груза. Мощность двигателей была взята Можайским без запаса, с целью максимально облегчить самолет.

4. Точных чертежей самолета Можайского не найдено. Никаких документальных данных о существовании второго самолета с другими параметрами не найдено. Наиболее точным изображением самолета Можайского следует признать рисунок, приведенный в докладе В. Д. Спицына в 1883 г. на торжественном заседании, посвященном столетию воздухоплавания. Размеры самолета нужно брать из докладов Можайского, сделанных на заседаниях ИРТО (Императорское русское техническое общество).

5. Произведенные аэродинамические расчеты показывают, что мощность двигателей была взята Можайским точно по его расчетам, без учета того запаса мощности, какой необходимо иметь для борьбы с порывами ветра и для обеспечения подъема на высоту.

В зависимости от вводимых в аэродинамический расчет предположений, получается, что машина может с трудом держаться у поверхности земли или же вообще не летает при мощности двигателей в 30 л. с.

6. Взлет самолета Можайского, т. е. отрыв от земли и пролет нескольких сотен метров по аэродинамическим расчетам вполне возможен. Для этого достаточно встречного порыва ветра в 4 — 6 метров в секунду, наклонной дорожки для разбега высотой в 2 метра и влияния воздушной подушки, т. е. близости земли.

Кроме того, Можайский мог с помощью небольших переделок золотника машины и применения отсечки пара увеличить мощность



Рис. 1. Семинар в Московском авиационном институте: слева на право Д. А. Можайский (внук), В. Б. Шавров, Б. Н. Юрьев на фоне продувочной модели НИИ ВВС воздухоплавательного снаряда Можайского, сделанной по чертежам В. Б. Шаврова



Рис. 2. Модель (успешно летавшая) советского авиамоделлиста С. Малика, сделанная по чертежам В. Б. Шаврова

двигателя на 50 — 100% ценою резкого уменьшения длительности его работы из-за недостаточности парообразования котла. Документальных данных об этом не имеется.

7. Исследование имеющихся материалов, показывает, что самолет Можайского был первым в мире, построенным в натуральный размер и первым самолетом, поднявшим человека в воздух.

8. Комиссия отмечает, что при просмотре документов выявился высокий моральный облик А. Ф. Можайского. Несмотря на отказ правительства в поддержке, он не обратился, подобно другим изобретателям того времени (Яблочков, Лодичин, Доливо-Добровольский и др.), за заграничной помощью и вел работу на свои личные средства, поступая как истинный патриот своей Родины.

Академик АН СССР Б. Н. Юрьев
26.07.1950

Кроме этого о создании А. Ф. Можайским первого поднявшегося в воздух самолета академик Б. Н. Юрьев вместе с В. А. Поповым опубликовали в 1953 г. в Известиях АН СССР № 7 подробный инженерный анализ, в котором авторы привели обоснования вышесказанным выводам Комиссии. Но это, как уже отмечалось ранее, было почему-то всеми напрочь забыто.

УНИКАЛЬНОСТЬ КОМПОНОВКИ АППАРАТА А. Ф. МОЖАЙСКОГО

Один из первых теоретиков и исследователей в области летательных аппаратов тяжелее воздуха, опубликовавший в начале XIX в. описания принципов полета планера и самолета был английский ученый и изобретатель сэр Джордж Кейли. Работы Кейли были мало известны до 1930-х гг, поэтому маловероятно, что А. Ф. Можайский был с ними знаком. Гораздо более сильное и плодотворное воздействие на Можайского оказали работы Д. И. Менделеева, С. К. Дежневского и О. С. Костовича.

Жизненная линия А. Ф. Можайского столь яркая и многотрудная, сформировала и укрепила его личность, многогранные дарования этого человека — ученого-исследователя и ученого-экспериментатора, организатора авиационного производства, теоретически обосновавшего механику полета аппаратов с неподвижным крылом. Потомственный моряк, он получил образование и профессиональную подготовку в одном из луч-

ших учебных заведений России — Морском кадетском корпусе, который возглавлял в то время адмирал и академик И. Ф. Крузенштерн, а преподавали выдающиеся ученые: В. Я. Буняковский, Л. В. Остроградский, А. Я. Купфер, Э. Х. Ленц и др.

Пройдя долгий и опасный путь моряка русского флота, он достаточно рано увлекся идеей полета. Примерно с 1856 г. наблюдая за птицами, изучая их парение во встречных движениях воздуха, убедили его в выборе направления исследований полета аппарата, имеющего неподвижное относительно корпуса крыло. Для того времени это было непризнанное и спорное решение. Тогда в науке и технике в повседневных обсуждениях преобладали аэростаты и дирижабли, выдвигались причудливые проекты винтокрылов и махолетов. Продвижение аппарата с аэродинамическим принципом полета это первая неоспоримая историческая заслуга А. Ф. Можайского. Создавая маленькие летающие модели на основе изучения крыльев птиц, Можайский перешел к строительству воздушных змеев. Испытания змеев привели его к новой для того времени системе исследований и экспериментов — буксируемых змеев. По документальным свидетельствам ряда очевидцев в 1870 — 1875 гг. (намного раньше Отто Лилиенталя) он и сам неоднократно поднимался в воздух на воздушном змее собственной конструкции, который тянула повозка, запряженная тройкой лошадей (рис. 3). Можно уверенно утверждать, что эти эксперименты заканчивались не только полетами на буксируемом змее, но и при ослаблении неравномерной тянущей силы превращались в свободные полеты человека на планере. По свидетельству академика А. Н. Кры-

лова, эти эксперименты для самого Можайского не прошли бесследно, впоследствии он ходил, прихрамывая, с огромной палкой. Первенство в проектировании, постройке и испытаниях буксируемых змеев с подъемом человека это вторая неоспоримая историческая заслуга А. Ф. Можайского.

И, наконец, третья неоспоримая историческая заслуга А. Ф. Можайского — проектирование, постройка и многочисленные успешные демонстрации летающих моделей аппаратов с неподвижными крыльями, винтами с механическим приводом и управлением.

В 1911 г. вышла в свет монография русского инженера Льва Захаровича Марковича (1867 — 1918). Книга стала одиннадцатым, дополнительным томом в серии: «Промышленность и техника. Энциклопедия промышленных знаний», изданным Товариществом «Просвещение». В этом уважаемом издании о А. Ф. Можайском можно прочитать следующее:

«Въ 1881 капитанъ 1-го ранга А. Ф. Можайскій взялъ привилегію на свой аэропланъ. Этотъ аэропланъ имель 4000 кв.ф. (372 кв. метр.) поддерживающей поверхности, которая составляла уголъ съ направлешемъ движения въ 6°. Весь всей системы составлялъ 67 пудовъ. Въ гондоле, подвешенной подъ аэропланомъ, помещался легкій паровой двигатель въ 30 НР, который приводилъ въ движение 3 винта, расположенные въ передней части аэроплана. Сзади аэроплана расположенъ вертикальный руль. А. Ф. Можайскій исходилъ изъ того соображения, что при угле въ 6° отношение вертикальной составляющей къ горизонтальной всего сопротивления поддерживающей поверхности будетъ равно 9,6, поэтому, найдя горизонтальное

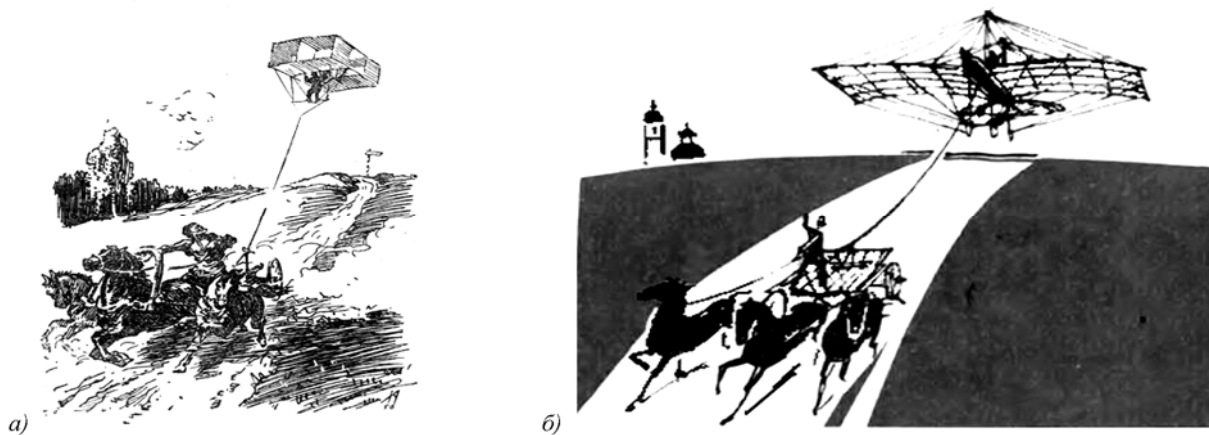


Рис. 3:

а — рис. К. К. Арцеулова; б — рис. Э. Меоса

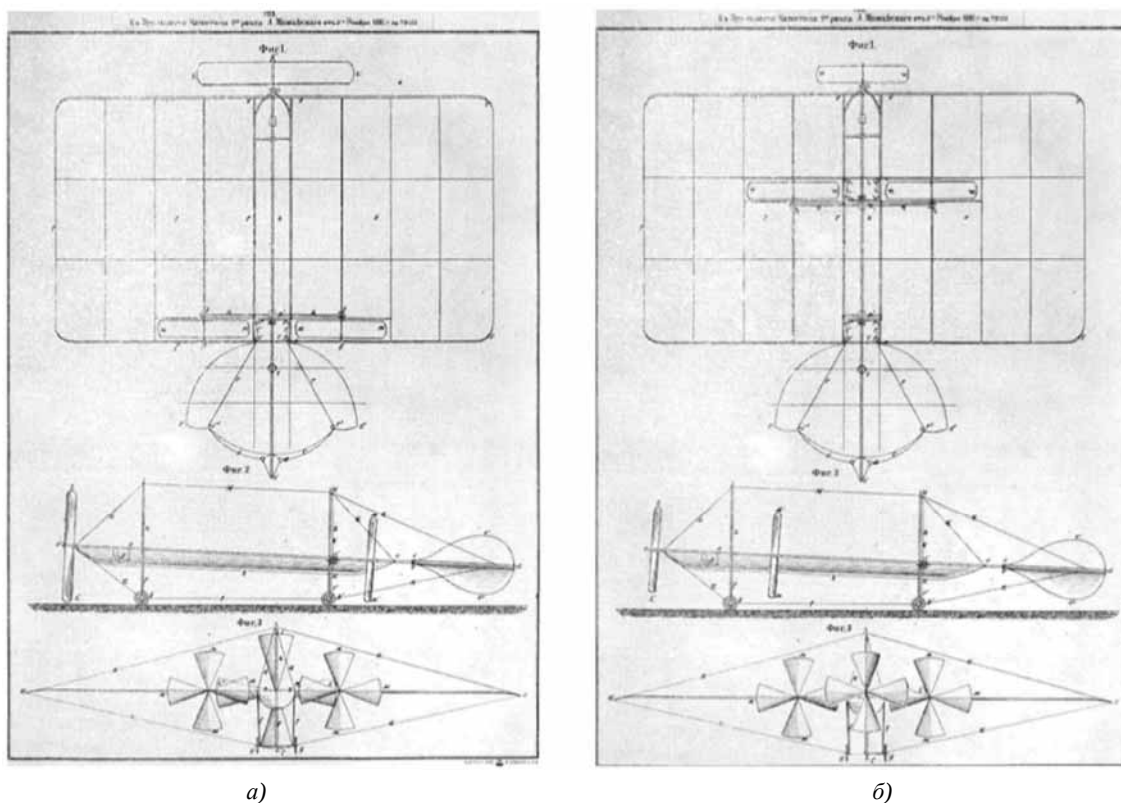


Рис. 4. Самолет А. Ф. Можайского:

а — из Привилегии № 103; б — реконструкция по архивным документам

сопротивление своего аэроплана раиным 6 пудамъ, онъ принялъ поддерживающую силу аэроплана равной $6 \times 9,6 = 57,6$ пудов. Въ 1884-85 аэропланъ былъ выстроенъ на военномъ поле въ Красномъ Селе. При взлете аэропланъ накренился на бокъ и поломалъ поддерживающую поверхность. А. Ф. Можайский, тогда уже адмиралъ въ отставка, на этомъ и прервалъ свои опыты».

Изучение Привилегии № 103 от 3 ноября 1881 и найденных в архивах других документов показывает, что самолет Можайского в натуральную величину начал тайно строиться весной 1882 г. под открытым небом на Красносельском военном поле вблизи лагеря Николаевского кавалерийского училища и летней резиденции русского царя. Сам факт постройки летательного аппарата тяжелее воздуха в натуральную величину с человеком-пилотом является еще одной исторической заслугой А. Ф. Можайского (рис. 4).

Опираясь на архивные документы и доклады самого А. Ф. Можайского, можно утверждать, что наиболее информативной считается Смета от 23 марта 1878 г., составленная самим А. Ф. Можайским. Считается, что других под-

робных описаний до сих пор не найдено. Тем не менее этот документ для многих стал основой для воссоздания технического облика аппарата. Строительство было начато спустя четыре года после его составления. В течение этих лет Можайский побывал в Америке и Англии, самостоятельно спроектировал сверхлегкие паровые компаунд-машины* и заказал их в Англии (в США этого сделать ему не удалось), получил Привилегию № 103 (где было дано подробное описание аппарата и дан его общий вид), получил отказ в поддержке своих работ царя Александра III и, самое важное, он успел проработать более тщательно все детали и порядок организации

* Компаунд-машина (compound) составная паровая машина двойного расширения пара, имеет два (или больше) рабочих цилиндра разного диаметра. Пар из котла поступает в меньший цилиндр высокого давления. Отработав там (первое расширение), пар перепускается в больший цилиндр низкого давления. Такая схема работы позволяет более полно использовать энергию пара и повысить коэффициент полезного действия двигателя. В Российской империи компаунд-машины с 1903 г. использовались в пароходах. В конструкции паровозов совместно с перегретым паром в России впервые предложил их использовать инженер А. О. Чечотт в 1911 г., и практически реализовал свое предложение в ряде конструкций паровозов.

работ по созданию своего аппарата уже без прежней поддержки со стороны военного министерства. Эти события оказали влияние на масштабы строительства, но письменные подтверждения этих фактов не сохранились. В силу этого гипотезы по воссозданию технического облика аппарата носят вероятностный характер, а расчеты по летно-техническим возможностям не могут служить базой для категоричных утверждений, противоречащих печатным источникам того времени.

Архивные документы указывают на то, что весной 1881 г. капитан А. Ф. Можайский привез из Великобритании две паровые машины (7.46 и 14.9 кВт) собственной конструкции с водотрубным котлом и холодильником и начал заготавливать все остальные необходимые материалы и детали к постройке самолета. Благодаря опубликованным англичанами (вопреки пунктам договора с А. Ф. Можайским) описаниям его паровых машин в журнале *Engineering magazine* 1881 г., мы сегодня имеем представление о размерах, конструкции, весах и мощности этих агрегатов. Это единственная точная информация, которой мы располагаем. Создание А. Ф. Можайским первой уникальной паровой силовой установки, состоящей из двух компаунд машин, топливной системы, котла с сепаратором и системы, трансмиссии, воздушных винтов является следующей неоспоримой исторической заслугой А. Ф. Можайского.

Итак, именно с весны 1882 г. конструктор руководил постройкой самолета на отведенном ему участке военного поля в Красном селе под Петербургом. Сами работы (включая зимние простои, так как самолет строился без ангара под открытым небом), вероятно заняли почти год и к лету 1883 г. сборка самолета была окончена. Самолет А. Ф. Можайского, стал первым отечественным натурным самолетом, доведенным до стадии летных испытаний. Сам А. Ф. Можайский называл свой аппарат летунией. Построенная им летуния имела существенные конструктивные отличия от заявленного технического облика в Привилегии № 103. Вероятно, в силу выгоды компоновки силовой установки и сохраняя подобие ранее созданных им летающих моделей (моделек) боковые винты с задней части крыла были перенесены в переднюю и оба приводились в движение от более мощной паровой машины, все три винта были одного диаметра.

Летуния выполнена по компоновке самолет-моноплан с крылом-парашютом малого удлинения, расчлененным к двум стойкам (мачтам) и ступицам четырехколесного шасси, с лодкофюзеляжем и хвостовым оперением с управлением в виде подвижного руля глубины (высоты) и подвижного на нем руля направления. Привод боковых винтов осуществлялся от паровой машины с помощью ременной передачи (трансмиссии), а центрального — через шестеренный редуктор. Именно доведение безопасной длительной работы силовой установки на «живом» самолете заняло у Можайского почти год. Современные исследования устройства и конструкции оперения летунии Можайского позволяют рассматривать ее как дифференциальную (способную отклоняться вверх-вниз и относительно горизонтальной оси вправо-влево, при наличии подвижного руля направления) конструкцию — искусственный аналог ласточкиного хвоста, исключающий необходимость в элеронах. Интересно, что на борту летунии кроме специальных приборов (спидометр, термометр, кренометр, барометр, компас и пр.) были предусмотрены два якоря весом 23 кг.

Из архивных документов следует, что зимой 1883 г. проект самолета рассматривала специальная комиссия Воздухоплавательного отдела Русского технического общества под руководством академика М. А. Рыкачева. Отметив интерес, который представляют опыты над полноразмерным летательным аппаратом, комиссия указала автору проекта на недостаточную мощность силовой установки. В течение двух лет в ходе натурных испытаний Можайский улучшал конструкцию своей летунии. Академик Б. Н. Юрьев, сопоставляя различные факты и исследуя календари погоды считал, что наиболее вероятным периодом первого полета воздухоплавательного снаряда А. Ф. Можайского является интервал с 23 июня по 7 октября 1884 г. Испытания проходили на Военном поле в Красном селе. Во время разбега по уложенным под наклоном 6° деревянным рельсам самолет оторвался от земли, пролетел несколько сотен метров, затем накренился и при снижении с креном поломал крыло. Механик, находившийся в аппарате, получил травмы.

После летного испытания Можайский принялся восстанавливать свою летунию. Документы свидетельствуют, что он смог заказать на Обу-

ховском сталелитейном заводе два дубликата паровой машины, намереваясь поставить на самолет уже три паровые машины по 15 кВт.

Таким образом, Можайский стал первым авиационным инженером, который использовал зарубежные технологии производства для реализации своих конструкторских идей, а далее осуществил их импортозамещение в России. Смерть Можайского 20 марта 1890 г. оставила эти замыслы неосуществленными до конца, а впоследствии и забытыми на долгие годы.

ИССЛЕДОВАНИЯ ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА А. Ф. МОЖАЙСКОГО

Сегодня мы знаем несколько попыток экспериментальных исследований летных возможностей самолета Можайского. Первой серьезной работой в этом направлении стали исследования известного авиационного конструктора Вадима Борисовича Шаврова. В 1949 г., опираясь на скрупулезно собранные им архивные данные, Шавров провел максимально приближенный для того времени анализ конструкции самолета А. Ф. Можайского. Инженерный подход Шаврова к расчету возможного облика показал резкое несоответствие данных из докладов Можайского военному ведомству о размерностях аппарата с расчетами массы реальной конструкции. В конце 1949 г. В. Б. Шавров провел в НИИ ВВС серию испытаний аэродинамической модели в масштабе 1:20 (без имитации работы силовой установки и экрана). Сам же макет в результате был построен в масштабе 1/2 от размерностей, указанных Можайским, он был оснащен динамически-подобными двигателями, которые вращали

винты, имеющие достаточно точное конструкторское воплощение. При этом советскими конструкторами были выявлены высокие вибрации аппарата при работе винтов, с которыми наверняка в свое время столкнулся и сам Можайский. При создании макета, именно Шавров первым обратил внимание, что аппарат Можайского, выполненный по балочной силовой схеме в технологиях XX в. с широким применением сосны, дуба и других древесных пород не мог быть легче 1600 кг взлетной массы. Напомним, что все материалы, указанные Можайским в Смете от 23.03.1887 по совокупности весили порядка 57 пудов (933.66 кг), а древесные полуфабрикаты там не упоминались совсем. И сам Можайский неоднократно указывал, что основной цифрой для расчета потребной площади крыла и мощности силовой установки являлось значение в 57 пудов веса всего аппарата. Шавров при строительстве полуразмерного макета получил массу в 1400 кг. Соответственно, полноразмерный самолет в полных размерностях весил бы не менее (рис. 5). Гипотеза о якобы деревянном каркасе не выдерживает никакой критики. Таким образом, можно уверенно полагать, что Можайский изобрел уникальную силовую схему планера с деревянным каркасом, подкрепленным металлическими растяжками, и натянутым на него парусом. Впоследствии в модифицированном виде подобная силовая схема будет широко использоваться в конструкциях современных паропланов.

В начале двадцатого века, в предверии бурного развития теории и практики механического полета, стал широко использоваться термин парусный полет, который в дальнейшем преобра-



Рис. 5. Сравнение весовых сводок самолета Можайского для:

а — вдвое меньших размеров в технологиях авиетки Ш-2; б — самолета заявленных размеров в технологиях авиетки Ш-2; в — самолета в гипотетических технологиях (гипотетическая модель ЦАГИ)

зовался в парящий или планерный полет. Его теория была хорошо изучена, что способствовало развитию спортивного планеризма. Но изначально с парусным полетом имел дело все-таки А. Ф. Можайский. Он положил свои представления о летании на больших воздушных змеях в основу расчетов конструкции крыла-паруса своего самолета. Именно конструкция крыла в виде легкой растянутой расчалками рамы, состоящей из нескольких сегментов, на которую был пришнурован пропитанный непромокаемым составом шелковый парус, могла весить не более 350 кг при площади поверхности в 330 м². Тогда весовая сводка летуни Можайского действительно становится правдоподобной и взлетный вес с учетом всего прочего может определяться в пределах 57 пудов.

Другим этапом исследований летных возможностей аппарата Можайского стали работы 1979 — 1981 гг. в Центральном аэрогидродинамическом институте под руководством академика Г. П. Свищева. Тогда были проведены широкие комплексные исследования по воздухоплавательному снаряду А. Ф. Можайского. Эти исследования включали следующие направления: определение облика аппарата (размерность, массы и центровки); определение облика силовой установки (размерность и эффективность винтов, передаточные отношения трансмиссии); расчет уровня аэродинамического качества самолета на продувочной модели. Модель, построенная в масштабе 1:20, продувалась в аэродинамической трубе Т-102 ЦАГИ с целью определения ее аэродинамических характеристик.

Основные параметры самолета А. Ф. Можайского были тщательно выверены учеными ЦАГИ в соответствии с источниками. Размах

крыла 23.2 м; его площадь 329 м²; удлинение 1.64; площадь горизонтального оперения 41.4 м²; длина самолета 25 м; высота самолета 7.5 м; колея и база шасси 3 и 9.4 м соответственно; диаметр воздушных винтов 4.75 м; частота вращения винтов 160 об/мин; КПД винта 0.55; мощность двигателей 30 л. с. (22.36 кВт); масса двигателей с котлом, конденсатором и сепаратором 167.1 кг; удельная масса двигателей с котлом, конденсатором и сепаратором 7.47 кг/кВт.

Взлетная масса самолета директивно принята 1266 кг (77 пуда), поэтому была завышена нагрузка на крыло (3.85 кг/м²), занижена располагаемая энерговооруженность (0.0177 кВт/кг). Аэродинамическое качество оценивалось по жесткой гладкой модели без обдувки винтами и составило вдали от земли 4.05, вблизи — 4.6. Центр масс самолета при расчете потерь на балансировку принят на расстоянии, равном 38.6% средней аэродинамической хорды $b_{САХ} = 14.2$ м.

Как видно из этих исследований, полученные весовые данные (гипотетическая модель ЦАГИ) указывают на уникальную весовую отдачу конструкции Можайского в сравнении их с технологиями лучших образцов советского деревянного самолетостроения (У-2 и Ш-2), на которую ориентировался при своих исследованиях В. Б. Шавров (рис. 6).

Моделирование современными методами позволяет существенно приблизить расчетную модель к наиболее вероятной конструкции самолета А. Ф. Можайского. Рассмотрим факторы, которые ранее при исследованиях советских ученых не были учтены.

Первым заметным упрощением расчетных моделей было отсутствие учета влияния обдувки винтами. Этот фактор снижает не только вред-

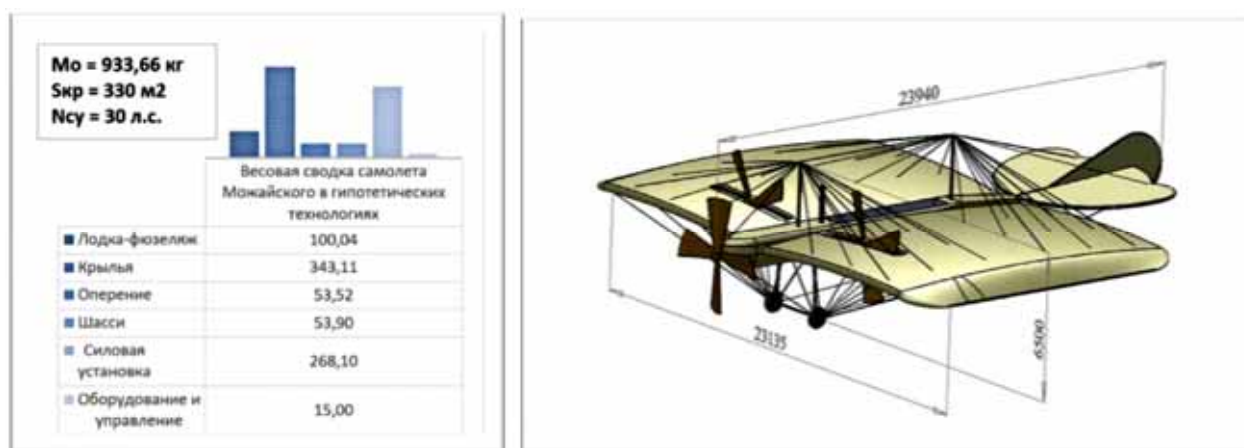


Рис. 6. Весовая сводка и компоновочная модель самолета А. Ф. Можайского

ную интерференцию и общее сопротивление самолета, но и в присутствии подстилающей поверхности (земли) при определенном страгивании аппарата создает благоприятный эффект (поддув), который позволяет при достижении определенной скорости автоматически (без воздействия рулей) вывести аппарат на динамическую воздушную подушку (движение на экране). Работы по изучению этого явления, проведенные советскими инженерами под руководством Главного конструктора, д.т.н. Р. Е. Алексеева в ОКБ СПК, позволяют сегодня определить, что для компоновки самолета Можайского это скорость была порядка 35 — 40 км/ч, а высота динамического экрана ($0.2b_{\text{CAХ}}$) 2.8 — 3.2 м.

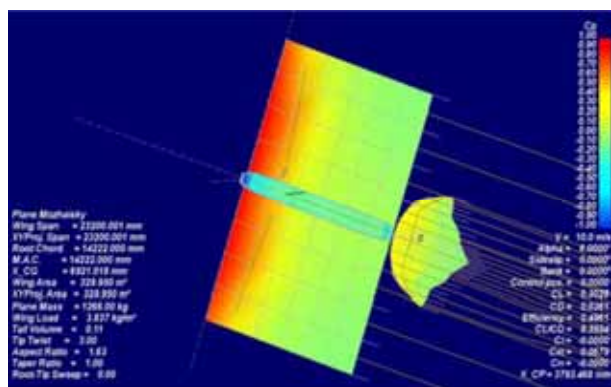
Вторым фактором является упрощенное моделирование несущей поверхности. Не имея теоретических обоснований природы возникновения подъемной силы (ее Н. Е. Жуковский создал только через двадцать лет после смерти А. Ф. Можайского) он при исследованиях устойчивости полетов змеев интуитивно нащупал выгоды от неплоских несущих поверхностей перед плоскими. Поэтому крылья аппарата Можайского (это видно из чертежей к Привилегии № 103) имели симметричную конструктивную кривизну в продольном и горизонтальном направлении, что существенно увеличивало их несущие качества. При внимательном рассмотрении чертежа из привилегии № 103 можно заметить явное наличие выгнутых вниз законцовок крыльев, что так же указывает на знание Можайским этого эффекта (рис. 7).

Учет этих факторов при моделировании в виртуальной трубе показывает адекватную картину обтекания аппарата и значительно

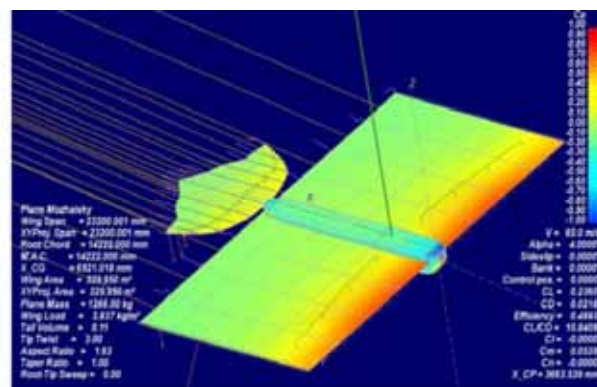
большие коэффициенты подъемной силы на расчетных скоростях при угле атаки порядка 6° . Именно эти значения докладывал Можайский российскому инженерному обществу, когда ему пафосно указывали на ошибки в расчетах и малой расчетной мощности силовых машин. В своих (как оказывается совершенно правильных) расчетах он опирался на значение аэродинамического качества в 9.7 единиц, что до десятых знаков совпадает с современным расчетом средствами компьютерного моделирования.

Таким образом, при стечении ряда высоковероятных событий воздухоплавательный снаряд Можайского мог совершать кратковременный неуправляемый (без вмешательства пилота) полет при угле атаки в $6 — 7^\circ$ на высоте 2.8 — 3.2 м на динамической воздушной подушке в течение 1 — 2 минут, что при скорости 40 км/ч составляло бы 500 — 1000 м в зависимости от силы и направления ветра.

Через двадцать лет, 17 декабря 1903 г. Братья Райт на сконструированном ими самолете Flyer выполнили четыре полета по прямой продолжительностью от 12 до 59 с и дальностью от 37 до 260 м. Все полеты были неуправляемые и окончились столкновением с землей и поломкой аппарата (сами авиаторы при этом чудом не пострадали, в первых трех случаях повреждения были незначительны, ремонт занимал менее часа). Тем не менее эти полеты или, по крайней мере, последний из них, принято считать первым в истории примером управляемого установившегося полета на самолете (иногда его кратко характеризуют, как «успешный полет»). Взлет выполнялся горизонтально против сильного встречного ветра.



а)



б)

Рис. 7. Моделирование летных характеристик самолета Можайского в виртуальной аэродинамической трубе. Парусный полет «мягкий каркас», скорость 10 и 60 м/с, экран $0.2b_{\text{CAХ}}$:

а — $K = 8.4$; б — $K = 10.8$

ВЫВОДЫ

1. Предтечей дорайтговской эпохи самолетостроения была серьезная подготовка возможности аэродинамического управляемого полета человека. Ее ярким представителем стал россиянин Александр Федорович Можайский.

2. Создание А. Ф. Можайским воздухоплавательного снаряда изначально было (и осталось) военной разработкой для участия в русско-турецкой компании 1877 — 78 гг., поэтому и сам инженер, и все информированные лица, причастные к проекту не имели права разглашения о разработке. В силу этого основной (личный) архив Можайского до сих пор не найден, и судить можно о возможном техническом облике конечного варианта самолета лишь по косвенным данным и документам 1878 — 1887 гг. (в архивах их было найдено более 100 ед.).

3. А. Ф. Можайский создавая воздухоплавательный снаряд в натуральную величину, провел следующие исследования, предвосхитившие правила современной науки и техники: отдельных частей самолета на моделях крыльев птиц, тяги и формы воздушных винтов, подъемной силы пластин разной формы; исследования на комнатных динамическиподобных летающих моделях, а также на крупных моделях воздушных змеев (планеров), включая подъем человека (самого Можайского) с тяговым приводом в три лошадиные силы; защитил приоритет с получением «привилегии» на изобретение. Он выполнил начертание общего вида самолета с левосторонней ориентацией (вопреки традициям начертания общих видов кораблей), организовал создание уникальных по легкости паровых двигателей и постройку их опытного экземпляра, провел серию натурных испытаний, ремонт аппарата, модернизацию силовой установки и конструкции. Можайский произвел, по сути, импортозамещение двигателей, произведенных за границей силами российского производства

4. Современное изучение известных попыток полетов прошлого с определением (в том числе на основе продувок моделей в аэродинамических трубах), в частности летно-технических характеристик аппарата Можайского, показало нарушение исторической логики, состоящей в отрицании факта полета (с поломкой крыла) на основе косвенных (искаженных) данных моделирования предполагаемого облика аппарата.

5. Структурно-параметрический анализ последующих попыток определения летно-техни-

ческих характеристик аппарата Можайского показывает недостаточное основание отрицания возможности горизонтального полета воздухоплавательного снаряда ввиду малой мощности силовой установки.

6. Выводы о несовершенстве компоновки и уровне аэродинамических характеристик и, как следствие, недостаточной мощности силовой установки были сделаны на основании исследований модели самолета Можайского без учета:

кривизны крыла за счет гибкой конструктивно-силовой схемы с регулировкой расчалками до требуемой формы;

обдувки крыла тремя винтами силовой установки, существенно изменяющими циркуляцию вокруг несущей поверхности и создающей эффект поддува, изученный и используемый впоследствии главным конструктором Р. Е. Алексеевым в экранопланах «КМ», «Орленок» и «Лунь»;

эффекта экрана на удалении $0.2b_{\text{САХ}}$ ($2.8 — 3.2$ м) от задней кромки крыла;

возможностей стабилизации аппарата дифференциальным стабилизатором (способный отклоняться вверх-вниз и относительно горизонтальной оси вправо-влево при наличии подвижного руля направления, искусственным аналогом ласточкиного хвоста, исключающим необходимость в элеронах;

возможностей кратковременного существенного (до 100%) увеличения мощности компоунд-машин.

7. Виртуальное моделирование в условиях, приближенных к натурным показывает, что при стечении ряда высоковероятных событий воздухоплавательный снаряд Можайского мог совершать кратковременный неуправляемый полет при угле атаки в $6 — 7^\circ$ на высоте $2,8 — 3,2$ м на динамической воздушной подушке в течение $1 — 2$ мин., что при скорости 40 км/ч составило бы $500 — 1000$ м в зависимости от силы и направления ветра.

ЛИТЕРАТУРА

1. Ackroyd J. A. D. Sir George Cayley The invention of the aeroplane near 2011.pdf.
2. Cayley G. On Aerial Navigation november, 1809.pdf.
3. Nostrands V. Engineering magazine 1881-05.pdf.
4. Padfield G. D. An engineering analysis of the Wright brothers 1902 glider 2003.pdf.
5. Агафонов В. К. Воздухоплавание в его прошлом и настоящем 1903.pdf.
6. Арлазоров М. Человек на крыльях 1950.djvu.
7. Болховитинов А. Ф. Пути развития летательных аппаратов 1962.djvu.

8. Болховитинов В., Буянов А., Захарченко В., Остроумов Г. Рассказы о русском первенстве. Изд-во ЦК ВЛКСМ Молодая гвардия 1950.djvu.
 9. Бурче Е. Ф. Петр Николаевич Нестеров 1887 — 1914 1955.pdf.
 10. Буханов М. С., Юркевич М. П. М. А. Рыкачев — выдающийся деятель метеорологии и воздухоплавания. (1840 — 1919) 1954.pdf.
 11. Вейгелин К. Авиационно-воздухоплавательный словарь (приложение к журналу Самолет) 1926.pdf.
 12. Вейгелин К. Е. Очерки по истории летного дела 1940.pdf.
 13. Вишенков С. А. Александр Федорович Можайский 1950.doc.
 14. Газета Новое время (иллюстрированное приложение) 1910.pdf.
 15. Герлах Альфред. Первые воздухоплаватели 1929.pdf.
 16. Голованов Л. Самолет А. Ф. Можайского Интервью с В. Б. Шавровым НиЖ 1965-02.pdf.
 17. Данилевский В. В. Очерки истории техники XVIII — XIX вв. 1937.pdf.
 18. Девецкий С. К. О сопротивлении воздуха в применении к полету птиц и аэропланов 1887.pdf.
 19. Дузь П. Д. Паровой двигатель в авиации 1939.pdf.
 20. Залуцкий Г. В. Выдающиеся русские летчики 1953.djvu.
 21. Захарченко В. Творцы транспорта Техника молодежи 1948-08.djvu.
 22. Келдыш М. В., Свищев Г. П., Христианович С. А. Авиация в России 1988.pdf.
 23. Козлова С. Жар-птица со сломанным крылом, или почему не взлетел самолет Можайского Мир транспорта № 1 2006.pdf.
 24. Костенко И., Вятч Ю. Я желал быть полезным своему Отечеству Моделист-конструктор 1973-12.pdf.
 25. Крылов А. Н. Мои воспоминания 1945.pdf.
 26. Крылов В. Я. Александр Федорович Можайский. 1825 — 1890. Мол. гвардия, 1951.pdf.
 27. Кузнецов Б. Г. Дмитрий Иванович Менделеев 1957.djvu.
 28. Лебедев Н. М. Самолет У-2 учебник для летных школ ВВС РККА 1937.pdf.
 29. Левашев А. П. Завоевание воздуха Популярный очерк развития и современного состояния воздухоплавания с предисл. Н. Морозова 1912.pdf.
 30. Маркович Л. З., Найденов В. Ф. Воздухоплавание его прошлое и настоящее. спб., 1911.pdf.
 31. Менделеев Д. И. О сопротивлении жидкостей и воздухоплавании 1880.pdf.
 32. Меос Э. Авиамодели Александра Можайского ЮТ 1965-04.pdf.
 33. Меос Э. Рожденный летать ЮТ 1963-12.pdf.
 34. Можайский А. Ф. Привилегия на воздухоплавательный снаряд №103 1881.pdf.
 35. Найденов В. Ф. Авиация в 1909 году 1910.pdf.
 36. Найденов В. Ф. Этюды по авиации. Теория аппаратов механического полета (1910).pdf.
 37. Никулин Ю. А. А. Ф. Можайский русский морской офицер авториферат 2006.pdf.
 38. Новицкий В. Ф. Военная энциклопедия. СПб. Издавалась книгоиздательским товариществом Сытина И. Д. 1915.pdf.
 39. Попов В. А. Воздухоплавание и авиация в России до 1907 (1956).pdf.
 40. Спицын В. Д. Воздухоплавание за 100 лет (1783 — 1883) СПб., 1884.pdf.
 41. Шавров В. Б. История развития самолетостроения в СССР до 1938 1978.pdf.
 42. Юрьев Б. Н. Можайский А. Ф. создатель первого самолета 1955.pdf.
 43. Юрьев Б. Н., Попов В. А. О создании А. Ф. Можайским первого поднявшегося в воздух самолета. Известия АН СССР №7 1953 стр 1065 — 1073.pdf.
-

С. В. ЗАХАРОВ, А. Н. ПОЧТАРЁВ (ЦМ ВВС),

ТРИУМФ И ТРАГЕДИЯ ПЕРВОГО «АЭРОБУСА» (К 65-ЛЕТИЮ ПЕРВОГО ПОЛЕТА САМОЛЕТА Ан-10)

Статья предлагает ознакомиться с историей возникновения, эксплуатации и отправки «на покой» знаменитого аэробуса Ан-10, ныне занимающего почётное место среди экспонатов Центрального музея Военно-воздушных сил России. Раскрываются все предпосылки к постройке самолета, описываются проблемы, возникавшие в процессе создания и активной эксплуатации. Благодаря использованию архивов ЦМ ВВС, инвентарных карт и формуляров, удалось исследовать и описать последние годы «жизни» экспонируемого в музее экземпляра и его путь в экспозицию.

Ключевые слова: аэробус, пассажирские самолеты, музей, СССР.

The article proposes to get acquainted with the history of the origin, usage and way «to rest» of the famous An-10 (NATO reporting name: Cat) airbus, which now occupies an honorable place among the exhibits of the Central Air Force Museum. All the prerequisites for the construction of the aircraft are revealed, the problems that arose in the process of creation and active operation are described. Thanks to the use of the Central Air Force Museum archives, inventory cards and forms, it was possible to investigate and describe the last years of the «life» of the specimen exhibited in the museum and its path to the exposition.

Key words: airbus, airliner, museum, USSR.

В истории российской Гражданской авиации немало самолетов, которые доподлинно удивили западный мир. Об одном из них мы расскажем в данной статье.

Неожиданный триумф пережил советский павильонна Всемирной выставке в Брюсселе «Экспо-58». Эта первая крупная Всемирная выставка после окончания Второй мировой войны проходила с 17 апреля по 19 октября 1958 г. Настоящий фурор среди иностранных посетителей произвели представленные на ней макеты новейших советских летательных аппаратов: вертолетов Ка-18, Ми-4 и самолетов Ту-114, Ил-18

и Ан-10. Особенно запомнился пассажирский красавец Ан-10 ОКБ О. К. Антонова (на выставке экспонировались два макета в масштабе 1:10 в компоновках на 100 и 130 мест). Ан-10 был удостоен Большой Золотой медали и диплома.

На сегодня в нашей стране, и в мире, сохранился единственный экземпляр этой уникальной машины. И представлен он самолетом Ан-10А в Центральном музее ВВС, в подмосковном Монино (рис. 1).

Опытный Ан-10 впервые поднялся в небо за год до Брюсселя — 7 марта 1957 г. с аэродрома авиазавода № 473 (г. Киев). Его пилоти-



Рис. 1. Самолет Ан-10А. ЦМ ВВС, Монино



Рис. 2. Главный конструктор ГС ОКБ-473 О. К. Антонов (справа) с летчиком-испытателем, Героем Советского Союза Я. И. Верниковым у опытного Ан-10 «Украина» «СССР-У1957»

ровал экипаж ЛИИ Героя Советского Союза Я. И. Верникова (рис. 2) с ведущим инженером по испытаниям А. П. Эскиным на борту. Борт, получивший номер «СССР-У1957» и собственное имя «Украина», успешно приземлился на военном аэродроме в Борисполе.

Создание Ан-10 проходило в 1950-е гг., когда мировая гражданская авиация переживала заметный подъем. Объемы пассажирских перевозок постоянно нарастали, на трассы все в больших количествах выходили качественно новые машины, оснащенные газотурбинными двигателями. Самолет становился подлинно народным средством передвижения. Но в Советском Союзе на авиалиниях того времени использовали самолеты только с поршневыми двигателями. Авиабилеты были дороги, а количество рейсов и маршрутов недостаточно. Начиная с 1954 г. в ОКБ А. Н. Туполева рекордными темпами уже шло создание реактивного Ту-104. Однако в СССР тогда было лишь несколько аэропортов, способных принимать такую машину. Время требовало связать с помощью воздушного транспорта не только столицу с республиканскими или областными центрами, но и наладить межрегиональное и внутрирегиональное сообщения.

Поэтому в том же 1954 г. в ГС ОКБ-473 (главный конструктор О. К. Антонов) появился первый проект пассажирского самолета, получившего индекс «Н». За основу нового пассажирского самолета конструкторы под руководством Н. С. Трунченкова взяли оснащенный турбовинтовыми двигателями специализированный военно-транспортный и десантный самолет Ан-8.

Новая машина Ан-10 первоначально была рассчитана на перевозку в комфортабельном салоне 57 пассажиров и не отличалась особой требовательностью к аэродромам. Сам главный конструктор Олег Константинович Антонов считал, что такой самолет позволит «каждому советскому гражданину ... широко им пользоваться», а билет на рейс будет стоить «не дороже, чем плацкартный билет на железной дороге».

Действительно, в последующем, за проезд в купе фирменного поезда «Харьков — Москва» пассажиру надо было заплатить 13 руб. 60 коп., а за полет на Ан-10 почти аналогичную сумму — 14 руб. Этого удалось добиться за счет установки экономичных турбовинтовых двигателей (ТВД), большой доли коммерческой нагрузки — 26% от взлетной массы, хорошей аэродинамики и достаточно большой крейсерской скорости полета — до 650 км/ч. При дальности полета до 2000 км он мог взять на борт до 3,5 т груза.

Летом 1955 г. полноразмерный макет самолета «Н» был показан главе СССР Н. С. Хрущёву во время его визита в г. Киев (рис. 3). Он вызвал у него особый интерес, так как именно Никита Сергеевич, как бывший партийный руководитель Украинской ССР, был инициатором переезда ОКБ из Сибири на Украину, и он же приложил большие усилия, чтобы запустить в серию первый самолет О. К. Антонова Ан-2.

В результате уже 30 ноября вышло постановление СМ СССР, а 9 декабря — приказ Государственного комитета СМ СССР по авиационной технике, согласно которым ГС ОКБ-473 следовало создать новый «4-моторный пассажирский самолет» под обозначением «изделие У»



Рис. 3. Н. С. Хрущёв (третий справа) в г. Воронеже. 1955 г.

(универсальный) — впоследствии Ан-10 — для обслуживания широкой сети воздушных линий областного и республиканского значений.

В процессе работы над Ан-10, а затем и Ан-12 интенсивно формировалась «конструкторская школа Антонова», получившая вскоре заслуженное признание.

Проектирование «изделия У» велось с ноября 1955 г. по август 1956 г. Олега Константиновича очень беспокоило отсутствие у фирмы опыта создания лайнера с большим герметичным фюзеляжем. Не случайно, чтобы избежать крупных ошибок, он обратился к авторитетному «аэромэтру» А. Н. Туполеву с просьбой ознакомить его подчиненных с уже наработанными конструкторскими решениями. Андрей Николаевич с уважением отнесся к просьбе коллеги и предоставил Киевским конструкторам документацию по новым машинам Ту-16 и Ту-104. В итоге это способствовало успешной постройке Ан-10 в сравнительно короткие сроки. В мае 1956 г. состоялась защита эскизного проекта, а в сентябре того же года был построен новый макет самолета.

Постройка первых экземпляров Ан-10 велась на собственной базе ГС ОКБ-473. К тому времени опытное производство (начальник М. С. Рожков) уже располагало возможностями проводить сборку сразу двух самолетов типа Ан-10. 4 декабря 1956 г. планер одной машины передали на статиспытания, которые завершились 24 мая 1957 г. В феврале того же года был сдан первый летный экземпляр Ан-10. Таким образом, от начала проектирования до выкатки этой машины прошел всего 1 год и 4 месяца.

Ан-10 стал первым отечественным пассажирским широкофюзеляжным самолетом с тур-

бовинтовыми двигателями (ТВД) для перевозки 84 пассажиров на воздушных линиях средней протяженности. Он представлял собой цельнометаллический свободнонесущий высокоплан с однокилевым хвостовым оперением и убирающимся в полете шасси, оснащенный четырьмя установленными на крыле ТВД. В самолете были мягкие комфортабельные кресла с откидными спинками. В ручку каждого кресла вставлялся легкий столик, на который можно было положить книгу или журнал, либо поставить поднос с пищей, так как все пассажиры могли получать в пути следования горячее питание. Места для пассажиров располагались в трех отдельных комфортабельных салонах, освещенных двумя рядами плафонов. На самолете имелись два гардероба, туалеты, буфет-кухня. В нижней части фюзеляжа под полом располагались два герметичных грузовых помещения объемом около 20 м³, где могли размещаться 4 т груза и 350 кг багажа пассажиров и почты. Грузы фиксировались ремнями и сетками к стенкам отсеков, а погрузочные люки, сделанные по правому борту, находились на небольшой высоте от земли. Все это позволяло осуществлять одновременную посадку пассажиров и погрузку багажа без использования дополнительных приспособлений.

Фюзеляж огромного по тому времени поперечного сечения, определенного из условий возможной перевозки военной техники, позволил антоновцам обеспечить пассажирам Ан-10 невиданный ранее комфорт. Высота салонов — 2,5 м. Борта фюзеляжа были обтянуты легкой негорючей тканью, нижние жесткие панели оклеивались пластиком светло-кофейного цвета. При этом создавалось впечатление зала и исчезало обычное для самолетов ощущение тесноты.

Мягкие пассажирские кресла с удобной регулировкой наклона спинки (15 — 45°), а также индивидуальное освещение и радиооборудование помогали сохранить хорошее самочувствие и настроение воздушных путешественников. Благодаря верхнему расположению крыла, из всех окон пассажирских салонов открывался одинаково хороший обзор.

Герметическая кабина Ан-10 имела подогрев и кондиционирование воздуха. Но в ней был очень слышен шум двигателей (для его снижения конструкторы даже устанавливали против винтов специальный «пояс Хрущева» — объемные панели и добавили 8 полушпангоутов). Просторная и удобная пилотская кабина, хорошо остекленное рабочее место штурмана снижали утомляемость экипажа и положительно влияли на безопасность полета. Экипаж состоял из пяти человек: двух пилотов, бортмеханика, штурмана и радиста.

Самолет получил силовую установку в результате серьезной конкуренции между двигателестроительными конструкторскими бюро. Первоначально Олег Константинович планировал установить на Ан-10 двигатели НК-4, но позже отдал предпочтение более простым и надежным в эксплуатации двигателям АИ-20 Запорожского ОКБ-478.

10 июля 1957 г. Ан-10 «Украина» вместе с новым лайнером Ил-18 «Москва» впервые продемонстрировали в аэропорту Внуково руководителям партии и правительства, а также представителям дипломатического корпуса, «Аэрофлота» и журналистам. В августе в г. Жуковском, на аэродроме ЛИИ эти машины осмотрели представители Генштаба Вооруженных Сил СССР, а затем на аэродроме в Кубинке их впервые показали иностранцам. На очереди был Брюссель.

Второй опытный и одновременно первый серийный Ан-10 с ТВД АИ-20 впервые поднял в воздух 5 ноября 1957 г. в г. Воронеже будущий Заслуженный летчик-испытатель СССР, Герой Советского Союза И. Е. Давыдов. Полет был приурочен к 40-й годовщине Великой Октябрьской социалистической революции. Экипаж положительно оценил самолет, но вместе с тем выявил и ряд недостатков. В частности, по их замечаниям, изменили угол поперечного V крыла (его сделали переменным, как и на самолете «Т»), на стабилизаторе установили дополнительные кили-шайбы и увеличили площадь форкиля (это стало отличительной особенно-

стью машин первых серий), что было связано с более жесткими требованиями путевой устойчивости, выдвигавшимися к пассажирским самолетам, ввели ряд других важных доработок. Недостатки были исправлены в короткие сроки, и началась работа над модификацией Ан-10А. Серийная постройка ее началась машиной 16-02, которая была сдана по плану 1959 г. Она отличалась удлиненным на 1.1 м фюзеляжем и переконпоновкой пассажирских кресел в салонах. Это позволило увеличить их число до 100 — 112, что заметно повысило экономическую эффективность эксплуатации машины. Одновременно в конструкцию многих агрегатов и систем Ан-10А внесли ряд изменений, принятых по итогам различных испытаний: шайбы на концах стабилизатора сняли, а одиночный подфюзеляжный гребень заменили сдвоенным. Сделано это путем доработок уже эксплуатировавшихся машин. Переделка оперения сразу снизила массу и аэродинамическое сопротивление самолета Ан-10А, уменьшились нагрузки на фюзеляж и стабилизатор при сохранении характеристик устойчивости (рис. 4).

Самолет выпускался с двигателями АИ-20А, а затем АИ-20К. Экипаж состоял из семи человек: левый (командир корабля) и правый (помощник) летчики, штурман, радист, бортмеханик и два бортпроводника. Макет Ан-10А был представлен на рассмотрение комиссии НИИ ГВФ в декабре 1957 г. Первая такая машина поднялась в воздух в октябре 1959 г. С 1963 г. началось переоборудование всех находившихся в эксплуатации Ан-10 в модификацию.

В 1958 г. — опытную машину Ан-10 передали на госиспытания. По принятой в СССР практике, они проходили в ГК НИИ ВВС (аэродром Чкаловский). Госиспытания под началом будущего Заслуженного летчика-испытателя СССР, Героя Советского Союза подполковника В. И. Кузнецова успешно завершились 13 июня того же года, и самолет получил «добро» на регулярную эксплуатацию на авиалиниях ГВФ.

Самолет Ан-10 начал строиться на Воронежском авиазаводе № 64 в пассажирском, грузопассажирском (при этом груз размещался в третьем салоне, где устанавливались легкоосъемные сиденья) и грузовом вариантах.

18 июня 1960 г. ГКАТ принял решение ускорить оснащение Военно-транспортной авиации новыми транспортно-десантными самолетами Ан-12, ввиду чего производство пассажир-



Рис. 4. Самолет Ан-10А «СССР-11185» во время испытаний на возможность работать с грунтового аэродрома

ских Ан-10 в Воронеже с 1961 г. было прекращено. В итоге вместо 200 «десяток» воронежцы выпустили всего 104. Помимо модификации Ан-10А, «десятка» имела еще восемь: Ан-10АС, Ан-10Б, Ан-10В, Ан-10ВКП, Ан-10Д, Ан-10ТС, Ан-16 и Ан-10Э. Некоторые из них были реализованы.

Ан-10АС представляла собой грузопассажирский вариант переоборудованного Ан-10А. Она предназначалась для перевозки 16,3 т груза, включая животных. Переоборудованию подвергались передний и задний пассажирские салоны с демонтированными креслами, багажными полками, туалетами и установленными на пол грузовыми настилами со швартовочными узлами и бортами с защитными облицовками.

Ан-10Б имела обновленное радиооборудование и измененную компоновку салона, вмещавшего 132 пассажиров (первый самолет с № 20-02 переделали на опытном производстве ОКБ в 1962 г.).

Ан-10В представляла собой проект удлиненным на 6 м фюзеляжем, вмещавшим уже до 174 пассажиров (был разработан в 1963 г.).

Первый воздушный командный пункт Ан-10ВКП создан для ВДВ на базе Ан-10АС в 1970 г. Испытания Ан-10ТС (с грузоподъем-

ностью 14,5 т для десантирования личного состава ВДВ в воздухе) прошли в ГК НИИ ВВС в 1959 г., после чего в такой вариант на Воронежском авиазаводе переоборудовали еще 11 самолетов (со штабным салоном, десятью рабочими местами операторов средств связи и спецоборудованием).

Проект Ан-10Д представлял собой самолет с увеличенной дальностью полета (до 3650 км), за счет использования свободных отсеков крыла под размещение топлива. Но он так и не был реализован. Седьмая модификация — Ан-16 (1957 г.) была проектом для перевозки 130 пассажиров с багажом, а также почты и грузов общей массой до 14 т на расстояние 2000 км. Увеличение кресел достигалось за счет трехметровой цилиндрической вставки в фюзеляж базового самолета. Но его реализация была отложена в связи с загруженностью другими работами. Рассматривался также проект Ан-10Э (экономичный) на 130 пассажирских мест.

В мае 1959 г. на самолете Ан-10 впервые был выполнен технический рейс по маршруту Киев — Тбилиси — Адлер — Харьков — Киев, а 10 сентября того же года он вышел на воздушные трассы Киев — Адлер, Москва — Харьков, Ленинград — Симферополь. Далее самолет Ан-10 стал курсировать между Москвой

и почти всеми столицами союзных республик, а также между крупными городами Сибири и Дальнего Востока.

В ночь на 6 апреля 1960 г. впервые в истории освоения Арктики самолет Ан-10 в грузовом варианте (командир корабля — В. Васильев) был использован в ходе Высокоширотной воздушной экспедиции «Север-12» (в т. ч. на лыжах) (рис. 5). Он доставил с ледового материкового аэродрома на дрейфующую научную станцию «Северный полюс-8» более 8,5 т грузов. Тем самым он доказал возможность посадки на лед более тяжелых самолетов с ТВД, чем поршневые Ил-14, которые использовались для этой цели ранее (за один полет «десятка» выполняла работу примерно 6 самолетов Ил-14). Весной 1961 г. во время ВВЭ «Северный полюс-13» самолеты Ан-10 и Ан-12 выполняли большую часть работ по перевозке грузов на лед.

Через три года после Всемирной выставки в Брюсселе, 29 апреля 1961 г. на самолете Ан-10 (командир корабля — А. Ф. Митронин) установлен мировой рекорд скорости (730 км/ч) для самолетов с турбовинтовыми двигателями. А 9 июля 1961 г. Ан-10 (командир корабля — Н. Е. Карлаш) был показан на воздушном параде в Тушино.

По данным МГА СССР, антоновский лайнер был самым рентабельным самолетом. «Аэрофлотовцы» называли антоновскую машину «большая Анна». Самолет мог сесть на более-менее ровное подходящее поле и принять пассажиров. К недостаткам конструкции можно отнести фюзеляж большого объема и трудности обеспечения его герметичности. Здесь основную проблему создавали многочисленные вырезы для входных дверей и всевозможных люков. А перепад давлений для обеспечения нормальных условий пассажира при полете на высоте 7 — 8 тыс. м

следовало обеспечить не менее 0,5 кгс/см². Проблему усугубляло то обстоятельство, что этот перепад должен был изменяться с высокой циклическостью, обусловленной сравнительно короткими маршрутами, для которых предназначался Ан-10. Это создавало опасность быстрой усталости конструкции фюзеляжа и соответственно снижения ее прочности.

К началу 1972 г. на Ан-10 было перевезено уже свыше 38,7 млн пассажиров и 1,25 млн т грузов: первое место по пассажирообороту в Советском Союзе.

Однако 18 мая 1972 г. произошло событие, прервавшее карьеру Ан-10. Утром того дня в 12 км от Харьковского аэропорта Основа на посадочном курсе разрушился в воздухе Ан-10А «СССР-11215», летевший из Москвы. Погибли все находившиеся на борту пассажиры и лучший экипаж 87-го авиаотряда во главе с В. А. Васильцовым, всего — 122 человека.

Тщательный анализ обломков самолета членами госкомиссии полностью подтвердил усталостную версию конструкции самолета. После проведенного расследования и установления причин авиакатастрофы было принято решение о снятии с эксплуатации всех самолетов Ан-10 и Ан-10А. На 1 января 1973 г. в МГА числилось 67 Ан-10, в ВВС — 11 и еще 3 на различных испытаниях. Остальные уже были списаны. С 1973 г. началось постепенное списание «десяток». В 1974 г. в эксплуатации оставалось только 3 из этих самолетов, а 19 ждали необходимых доработок. Однако уже в следующем году ни один Ан-10 в небо не поднимался.

Со временем 11 самолетов типа Ан-10 и Ан-10А были установлены в различных городах СССР в качестве памятников и даже детских кафе, кинотеатров и тиров. А один из самолетов, некогда принадлежавших 16-й воздушной



Рис. 5. Самолет Ан-10А успешно эксплуатировался на Севере



Рис. 6. Борт Ан-10А «СССР-11213» в Центральном музее ВВС

армии Группы советских войск в Германии, использовался на полигоне Витшток как мишень в роли «самолета ВВС НАТО типа АВАКС». Несколько лайнеров попали в музей. Но сохранился всего лишь один, в Монино.

Экспонируемый в музее самолет Ан-10А (заводской № 0402406, опознавательный № «СССР-11213») был выпущен и испытан летчиками-испытателями А. Н. Сафоновым и Никоновым на авиационном заводе в г. Воронеже в период с 23 ноября по 24 декабря 1960 г.

Изначально на Мониинском Ан-10А были установлены 4 ТВД АИ-20А. Салон был рассчитан на 100 пассажирских мест, но позже, в период эксплуатации был переоборудован в вариант на 112 мест. Кроме того, на стабилизаторе, как у многих серийных машин, стояли кили-шайбы, которые впоследствии были демонтированы.

17 января 1961 г. самолет был принят заводским военпредом и 18 января отправлен в г. Сыктывкар Коми АССР.

На этом лайнере выполнялись регулярные рейсы в Москву и в другие города СССР.

24 сентября 1968 г. самолет «СССР-11213» прошел капитальный ремонт (с ресурсом 5000 ч) на Ростовском АРЗ ГВФ. На том же предприятии борт проходил еще 3 заводских ремонта.

Последние полеты Ан-10А выполнил в мае 1972 г. Всего с начала эксплуатации борт «СССР-11213» налетал 14 162 часа 5 минут, после чего, ввиду неудовлетворительного техсостояния, приказом МГА СССР от 27 августа 1973 г. самолет списали. Позднее борт «СССР-11213» «безвозмездно — по изменению уставного фонда» был передан в Музей ВВС. Для этого на самолете установили новые двигатели АИ-20К, и 23 ноября 1974 г. экипаж отряда перегнал его на аэродром Монино, а 14 января 1976 г. «аэробус», как его называли в г. Сыктывкаре, Музей

ВВС принял в свою коллекцию. С тех пор он на вечной музейной стоянке, получив статус «Памятник науки и техники России» (рис. 6).

За весь период эксплуатации Ан-10 в нашей стране по различным причинам с ними произошло 12 катастроф и аварий, в которых погибло 370 человек. Являясь первенцем среди пассажирских машин ОКБ О. К. Антонова, Ан-10 стал первым в СССР лайнером с ТВД, первым среди таких машин был запущен в серийное производство, первым вышел на линии «Аэрофлота» и первым был снят с эксплуатации. Тем не менее уход в прошлое одного из таких лайнеров оставил свой след в истории Гражданской авиации. Эксплуатация Ан-10 резко продвинула отечественную науку усталостной прочности конструкций самолетов. За три последующих года в этом направлении было сделано в десятки раз больше, чем за весь предыдущий период. Так, в «антоновском» ОКБ были созданы подразделения по расчёту усталостной прочности и неразрушающим методам контроля состояния конструкции. По самолетам полностью переработали технологию смотровых работ, а в эксплуатирующих организациях появились альбомы мест осмотра и технологические карты неразрушающего контроля.

Самый главный урок, который извлекла отечественная авиационная наука из трагической судьбы «десятки», заключается в осознании того, что безопасность эксплуатации самолётов по условиям усталостной прочности требует реализации новых подходов и, в первую очередь, уже применяемого за рубежом принципа создания безопасно повреждаемых конструкций. Требования обеспечения живучести должны вносить в основные нормативные документы, регламентирующие создание авиационной техники.

ЛИТЕРАТУРА

1. Антонов О. К. Десять раз сначала. Киев: Веселка, 1981.
 2. Ан-10. Википедия (Электронный ресурс) / Режим доступа: <https://ru.wikipedia.org/wiki/Ан-10>.
 3. Артемьев А. М. Крылья сверхдержавы. — М.: Эксмо, Яуза, 2009.
 4. Будич Ю. Городские истории: кафе-самолет «Лайнер» (Электронный ресурс) / Режим доступа: <https://locals.md/2013/gorodskie-istorii-kafe-samolet-layner>.
 5. Герой своего времени. История самолета Ан-10 // Наука и техника, 2008. № 6 — 7.
 6. Известия, 1972. 20 мая (№ 117).
 7. История конструкций самолетов в СССР 1951 — 1965 гг. — М.: Машиностроение, 2000.
 8. Народный лайнер Антонова // Авиация и время, 2007. № 2 // (Электронный ресурс) / Режим доступа: http://www.redov.ru/transport_i_aviacija/aviacija_i_vremja_2007_02/p3.php
 9. Музей ЦМ ВВС. Монино, год 2013. Часть 1. (Электронный ресурс) / Режим доступа: <https://igor113.livejournal.com/436378.html>.
 10. Самолет Ан-10: конструкция планера, история создания антошки. (Электронный ресурс) / Режим доступа: <https://warbook.club/voennaya-tehnika/samolety/an-10>.
 11. Сайт «Авиапамятники». (Электронный ресурс) / Режим доступа: <http://aviahistory.ucoz.ru/index/0-5>.
 12. Щербakov А. А. Летчики, самолеты, испытания. — М.: Авик-пресс, 2001.
 13. Якубович Н. В. Неизвестный Антонов. — М.: Яуза, Эксмо, 2009.
 14. G a n s t o n B. The Osprey Encyclopedia of Russian Aircraft 1875 — 1995. — Osprey Publishing, 1995.
 15. Aviation Safety Network. The Flight Safety Foundation (Электронный ресурс) / Режим доступа: <https://aviation-safety.net/database/types/Antonov-10/losses16>.
-

К СВЕДЕНИЮ ЧИТАТЕЛЕЙ

Редакция журнала принимает для публикации научно-технические статьи авиационно-космической тематики как от работников организаций, так и от частных лиц. Частные лица направляют статьи непосредственно в редакцию.

Авторам, представляющим организацию, следует вместе со статьей представить акт о несекретности, направление для публикации на имя главного редактора или его заместителя.

Статьи проходят научное редактирование и рецензирование.

Примерный объем рукописи 15 листов, отпечатанных с двойным интервалом на принтере (или 12 листов на пишущей машинке), и 7—10 иллюстраций.

Текст статьи желательно представить в виде файла на диске в формате MS Word, набранный гарнитурой (шрифтом) тип Таймс размером 11 пт. Межстрочный интервал — двойной. Перед текстом статьи необходимо отпечатать:

инициалы, фамилию автора (на русском и английском языках), в скобках — место работы. Инициалы ставятся перед фамилией и отделяются от нее жестким пробелом (Ctrl + Shift + пробел);

название статьи (на русском и английском языках);

аннотацию статьи (на русском и английском языках) объемом 10—12 строк, отпечатанных на принтере с двойным интервалом гарнитурой тип Таймс размером 11 пт.

В тексте статьи каждый абзац печатается с красной строки, отступ 0.7 см, между абзацами нулевые отступы.

Формулы в тексте набираются в редакторе Microsoft Equation, встроенном в Microsoft Office. Допускается представление формул в четком рукописном исполнении в тексте статьи.

Графики и рисунки представляются отдельно. Вставка в текст иллюстраций и графиков не допускается.

Фотографии представляются в виде оригинала или на диске в виде файлов формата JPG, TIF с разрешением 300 dpi с приложением копии на белой бумаге.

Графики и рисунки должны быть обязательно в виде оригинала, а не ксерокопии. Рисунок должен быть черно-белым, четким, на белой бумаге, выполненный черными чернилами, черным шариком или тушью, сокращение слов в надписях на рисунках не допускается. Графики в карандашном исполнении не принимаются.

Если рисунок создан каким-либо графическим пакетом, он подается в виде отдельного файла на диске (флешке) с обязательным приложением копии на бумаге. Формат файла должен читаться программой MS Word или CorelDraw, PhotoShop.

Нельзя вставлять графики и рисунки в файл MS Word.

Таблицы помещаются в тексте статьи, сокращения слов в них не допускаются.

Подрисовочные подписи и надписи на рисунках представляются в тексте статьи на отдельном листе.

В десятичных дробях в тексте и на рисунках должен использоваться только символ « . » (точка).

На предоставляемых дискетах необходимо указать фамилию и инициалы автора, название статьи.

На отдельном листе необходимо приложить следующие сведения об авторах:

фамилия, имя, отчество (полностью);

число, месяц и год рождения;

номер и серия паспорта, где, когда и кем выдан;

номер страхового пенсионного полиса;

домашний адрес с почтовым индексом;

номер телефона (служебного или домашнего).

Принимается подписка на журнал «Техника воздушного флота».

С условиями подписки можно ознакомиться в отделе подписных изданий ЦАГИ по адресу:

105005, Москва, ул. Радио, 17.

Тел. отдела: (495) 916-90-91, доб. 45-20

ТВФ, т. XCIV, № 1 (738), 2023, 1 — 80.

Редактор **Н. П. Карбан**

Компьютерная верстка **М. С. Грызловой, С. А. Романовой, Т. Н. Рыжиковой**

Корректоры **И. Х. Абдулхаеров, А. Н. Граблев, Н. А. Малюгина**

Сдано в набор .05.2023.

Подписано в печать .06.2023.

Формат бумаги 60×90¹/₈.

Набрано на компьютере.

Гарнитура тип Таймс.

Офсетная печать.

Бум. л. .

Усл. печ. л.

Уч.-изд. л. .

Тираж экз.

Издательский отдел ЦАГИ. Заказ 6227