

МЕЖГОСУДАРСТВЕННЫЙ АВИАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ
ОКОНЧАТЕЛЬНЫЙ ОТЧЕТ
ПО РЕЗУЛЬТАТАМ РАССЛЕДОВАНИЯ АВИАЦИОННОГО ПРОИСШЕСТВИЯ

Вид авиационного происшествия	Катастрофа
Тип воздушного судна	Самолет RRJ-95 (модель – RRJ-95LR-100)
Государственный и регистрационный опознавательные знаки	RA-89049
Собственник	ООО Авиапредприятие «Газпром авиа»
Эксплуатант	ООО Авиапредприятие «Газпром авиа»
Авиационная администрация	Центральное МТУ Росавиации
Место происшествия	Россия, Московская область, Коломенский район, 1.5 км западнее н.п. Апраксино, координаты: 54°59'31.70" с. ш. 38°39'52.30" в. д.
Дата и время	12.07.2024, 14:59 местного времени (11:59 UTC), день

В соответствии со Стандартами и Рекомендуемой практикой Международной организации гражданской авиации данный отчет выпущен с единственной целью предотвращения авиационных происшествий.

Расследование, проведенное в рамках настоящего отчета, не предполагает установления доли чьей-либо вины или ответственности.

Криминальные аспекты этого происшествия изложены в рамках отдельного уголовного дела.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ, ИСПОЛЪЗУЕМЫХ В НАСТОЯЩЕМ ОТЧЕТЕ	4
ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ	9
1. ФАКТИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ.....	10
1.1. ИСТОРИЯ ПОЛЕТА.....	10
1.2. ТЕЛЕСНЫЕ ПОВРЕЖДЕНИЯ	24
1.3. ПОВРЕЖДЕНИЯ ВОЗДУШНОГО СУДНА	24
1.4. ПРОЧИЕ ПОВРЕЖДЕНИЯ.....	31
1.5. СВЕДЕНИЯ О ЛИЧНОМ СОСТАВЕ.....	31
1.5.1. СВЕДЕНИЯ О ЛЕТНОМ ЭКИПАЖЕ	31
1.5.2. СВЕДЕНИЯ О ПЕРСОНАЛЕ УВД	42
1.5.3. СВЕДЕНИЯ ОБ ИНЖЕНЕРНО-ТЕХНИЧЕСКОМ ПЕРСОНАЛЕ ЦЕНТРА ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ И РЕМОНТА ФИЛИАЛА ПАО «ОАК» – ЛАЗ им. П.А. Воронина	46
1.6. СВЕДЕНИЯ О ВОЗДУШНОМ СУДНЕ.....	57
1.7. МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКАЯ ИНФОРМАЦИЯ	64
1.8. СРЕДСТВА НАВИГАЦИИ, ПОСАДКИ И УВД.....	66
1.9. СРЕДСТВА СВЯЗИ.....	66
1.10. ДАННЫЕ ОБ АЭРОДРОМЕ	66
1.11. БОРТОВЫЕ САМОПИСЦЫ	69
1.12. СВЕДЕНИЯ О СОСТОЯНИИ ЭЛЕМЕНТОВ ВОЗДУШНОГО СУДНА И ОБ ИХ РАСПОЛОЖЕНИИ НА МЕСТЕ ПРОИСШЕСТВИЯ	71
1.13. МЕДИЦИНСКИЕ СВЕДЕНИЯ И КРАТКИЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ПАТОЛОГО-АНАТОМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ	95
1.14. ДАННЫЕ О ВЫЖИВАЕМОСТИ ПассажиРОВ, ЧЛЕНОВ ЭКИПАЖА И ПРОЧИХ ЛИЦ ПРИ АВИАЦИОННОМ ПРОИСШЕСТВИИ	95
1.15. ДЕЙСТВИЯ АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНЫХ И ПОЖАРНЫХ КОМАНД.....	95
1.15.1. Действия АСС на аэродроме Луховицы (Третьяково)	95
1.15.2. Действия АСС Центральной зоны авиационно-космического поиска и спасания Росавиации	96
1.15.3. Действия сил МЧС России по Московской области.....	97
1.16. ИСПЫТАНИЯ И ИССЛЕДОВАНИЯ.....	99
1.16.1. Исследование топлива.....	99
1.17. ИНФОРМАЦИЯ ОБ ОРГАНИЗАЦИЯХ И АДМИНИСТРАТИВНОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ, ИМЕЮЩИХ ОТНОШЕНИЕ К ПРОИСШЕСТВИЮ	99
1.18. ДОПОЛНИТЕЛЬНАЯ ИНФОРМАЦИЯ	103
1.18.1. Состав системы воздушных сигналов самолета RRJ-95.....	103
1.18.2. Конструкция и порядок установки датчиков угла атаки самолета RRJ-95.....	104
1.18.3. Исследование по демонтажу/монтажу датчиков угла атаки самолета RRJ-95	122
1.18.4. Исследование влияния влаги на показания датчика углов атаки	124
1.18.5. Эксперимент по оценке правильности установки накладок датчиков углов атаки на самолете RRJ-95LR-100 RA-89018	125
1.18.6. Анализ работы алгоритмов СДУ в продольном канале	130
1.18.6.1. Консолидация информационных сигналов СВС.....	131
1.18.6.2. Законы формирования отклонения руля высоты	133
1.18.6.3. Формирование командного сигнала на стабилизатор	136
1.18.6.4. Сигнал функции ограничения приборной скорости полета	137
1.18.7. Определение фактических высотно-скоростных параметров.....	137
1.18.8. Моделирование параметров движения самолета и их сравнение с зарегистрированными значениями	146
1.18.8.1. Результаты моделирования.....	147
1.18.8.2. Результаты математического моделирования полета ВС с учетом возможных вариантов действий экипажа	154
1.18.9. Анализ результатов испытаний на стенде «Электронная Птица»	168
1.18.10. Оценка эффективности выполнения процедур QRH при возникновении и развитии особой ситуации	171
1.18.11. Результаты проведения эксперимента на тренажере FFS RRJ-95	182
1.18.12. Психофизиологический анализ состояния членов экипажа.....	183
1.18.13. Перечень регистрируемых IFDMU углов атаки	190
1.18.14. Событие с ВС RRJ-95LR-100 RA-89029.....	191
1.18.15. Авиационные инциденты, произошедшие в период эксплуатации самолета RRJ-95LR-100 RA- 89049.....	198
1.18.16. Неисправности, выявленные в процессе эксплуатации самолета RRJ-95LR-100 RA-89049	199
1.18.17. Сведения о ДУА, установленных ЦТОиР на ВС RRJ-95LR-100 RA-89049.....	200

1.18.18. Анализ положения ДУА на правом борту самолета RRJ-95LR-100 RA-89049 по видеоматериалам от 12.07.2024.....	201
1.18.19. Анализ углового положения линий штифтов ДУА и меток при смене мест левой и правой накладок.....	204
1.18.20. Исследование фрагментов наклейки ДУА самолета RRJ-95LR-100 RA-89049.....	209
2. АНАЛИЗ	226
2.1. АНАЛИЗ ВЫСОТНО-СКОРОСТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЕТА	226
2.2. АНАЛИЗ ОРГАНИЗАЦИИ И ВЫПОЛНЕНИЯ ТО ПО ЗАМЕНЕ ДУА	232
2.3. АНАЛИЗ РАБОТОСПОСОБНОСТИ СДУ И СВС САМОЛЕТА В ПОЛЕТЕ	238
2.4. АНАЛИЗ ДЕЙСТВИЙ ЭКИПАЖА	245
3. ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	260
4. НЕДОСТАТКИ, ВЫЯВЛЕННЫЕ В ХОДЕ РАССЛЕДОВАНИЯ.....	261
5. РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ПОВЫШЕНИЮ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ	262
5.1. МЕРЫ ПО ПОВЫШЕНИЮ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ, ПРИНЯТЫЕ В ХОДЕ РАССЛЕДОВАНИЯ В СООТВЕТСТВИИ С РЕКОМЕНДАЦИЯМИ КОМИССИИ.....	262
5.2. РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ПОВЫШЕНИЮ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ	262

Список сокращений, используемых в настоящем отчете

англ.	– английский
АО	– акционерное общество
АП	– авиационное происшествие/автопилот (по контексту)
АП-25	– авиационные правила «Нормы летной годности самолетов транспортной категории», утверждены постановлением 35-ой сессии Совета по авиации и использованию воздушного пространства от 23 октября 2015 г.
АРМ	– аварийный радиомаяк
АС ОрВД	– автоматизированная система ОрВД
АСК	– аварийно-спасательная команда
АСП	– аварийно-спасательная подготовка
АТ	– автомат тяги
АТИ	– авиационно-техническое имущество
АЭ	– авиационная эскадрилья
АУЦ	– авиационный учебный центр
АФТН	– сеть авиационной фиксированной электросвязи
БРУ	– боковая ручка управления самолетом
в. д.	– восточная долгота
ВЛЭК	– врачебно-летная экспертная комиссия
ВПП	– взлетно-посадочная полоса
ВС	– воздушное судно
ВСУ	– вспомогательная силовая установка
г.	– город/год (по контексту)
г. т.	– геоточка
ГА	– гражданская авиация
ГАМЦ	– Главный авиаметеорологический центр Росгидромета
ГБУЗ	– государственное бюджетное учреждение здравоохранения
ДМРЛ-С	– доплеровский метеорологический радиолокатор
ДУА	– датчик угла атаки
ИВПП	– искусственная взлетно-посадочная полоса
ИДПТО	– исходные данные по планированию технического обслуживания
КАЭ	– командир эскадрильи
КВС	– командир воздушного судна

КДП	– командно-диспетчерский пункт
ЛАЗ	– Луховицкий авиационный завод
ЛД	– летная документация
ЛУГА	– летное училище гражданской авиации
МАК	– Межгосударственный авиационный комитет
МК	– магнитный курс
ММ	– математическая модель
МПУ	– магнитный путевой угол
МТУ	– межрегиональное территориальное управление
МСЧ	– медико-санитарная часть
МЧС	– Министерство Российской Федерации по делам гражданской обороны, чрезвычайным ситуациям и ликвидации последствий стихийных бедствий
НОУ	– некоммерческое образовательное учреждение
ОАК	– Объединенная авиастроительная корпорация
ОТО	– оперативное техническое обслуживание
ООО	– общество с ограниченной ответственностью
ООШ	– основная опора шасси
ОрВД	– организация воздушного движения
п.	– пункт
пп.	– пункты
ПАО	– публичное акционерное общество
поз.	– позиция
ПОШ	– передняя опора шасси
ППР	– после последнего ремонта
ПРАПИ	– Правила расследования авиационных происшествий и инцидентов с гражданскими воздушными судами в Российской Федерации, утверждены постановлением Правительства Российской Федерации от 18.06.1998 № 609
ПСИ	– приемо-сдаточные испытания
ПСС	– поисково-спасательные силы
ПТО	– периодическое техническое обслуживание
РД	– рулежная дорожка
РегЦ ЕС ОрВД	– Региональный Центр Единой системы ОрВД
РК	– разовая команда

РЛЭ	– руководство по летной эксплуатации
РП	– руководитель полетов
РЭ	– руководство по технической эксплуатации
РУД	– рычаг управления двигателем
СВС	– система воздушных сигналов
с. ш.	– северная широта
СГФ	– строительная горизонталь фюзеляжа
СДУ	– система дистанционного управления
СК	– Следственный комитет
СЛЭС	– Служба летной эксплуатации
СМЭ	– судебно-медицинская экспертиз
СНЭ	– с начала эксплуатации
СУ	– силовая установка
США	– Соединенные Штаты Америки
ТО	– техническое обслуживание
ТОиР	– техническое обслуживание и ремонт
ТУ	– территориальное управление
УВД	– управление воздушным движением
УИБП	– Управление инспекции по безопасности полетов
УКВ	– ультракороткие волны
ФАП	– федеральные авиационные правила
ФАП-147	– Федеральные авиационные правила «Требования к членам экипажа воздушных судов, специалистам по техническому обслуживанию воздушных судов и сотрудникам по обеспечению полетов гражданской авиации», утверждены приказом Минтранса России от 12.09.2008 № 147
ФГБУ	– федеральное государственное бюджетное учреждение
ФГКУ	– федеральное государственное казенное учреждение
ЦССОР	– центр по проведению спасательных операций особого риска
ЦУКС	– центр управления в кризисных ситуациях
ЧПОУ	– частное профессиональное образовательное учреждение
ADC	– вычислитель системы ADS (англ. Air Data Computer)
ADS	– система воздушных сигналов (англ. Air Data System)

CAS	– индикаторная земная скорость (англ. Calibrated Airspeed)/система предупреждения экипажа (англ. Crew Alerting System) (по контексту)
CRM	– управление ресурсами экипажа (англ. Crew Resource Management)
CVR	– бортовой регистратор речевой информации (англ. Cockpit Voice Recorder)
EWD	– дисплей двигателя и предупреждений (англ. Engine/Warning Display) –
FDR	– бортовой регистратор полетной информации (англ. Flight Data Recorder)
FCOM	– руководство по летной эксплуатации (англ. Flight Crew Operations Manual)
FLAPS	– закрылки
FLEX	– режим взлёта на пониженной тяге
FMS	– система управления полетом (англ. Flight Management System)
ft	– фут (единица измерения расстояния, англ. foot)
ft/min, FPM	– футы в минуту (единица измерения вертикальной скорости, англ. feet per minute)
HDG	– курс (англ. Heading), режим автопилота
ICLB	– первоначальный набор высоты (англ. Initial Climb), режим автопилота
IDLE	– малый газ (режим работы двигателя)
iFDMU	– интегрированный блок управления полетными данными (англ. Integrated Flight Data Management Unit)
IRS	– инерциальная система (англ. Inertial Reference System)
kt	– узел (единица измерения скорости, англ. knot)
L	– левый (англ. Left)
LNAV	– горизонтальная навигация (англ. Lateral Navigation), режим автопилота
MACE	– контроллер управления приводами (англ. Motor and Actuator Control Electronic)
MAX	– максимальный
OFF	– выключен
ON	– включен

PCMCIA	– Международная ассоциация карт памяти персональных компьютеров (англ. Personal Computer Memory Card International Association)
PFD	– Индикатор основной полетной информации (англ. Primary Flight Display)
QFE	– атмосферное давление на уровне порога ВПП
QNH	– атмосферное давление, приведенное к среднему уровню моря по стандартной атмосфере
QRH	– оперативный сборник экипажа (англ. Quick Reference Handbook)
R	– правый (англ. Right)
SID	– стандартная схема выхода (англ. Standard Instrument Departure)
STD	– стандартный
SOP	– стандартные эксплуатационные процедуры (англ. Standard Operating Procedure)
STAR	– стандартная схема прибытия (англ. Standard Arrival)
t	– время
TAKE OFF	– взлет
TAF	– прогноз погоды по аэродрому (в метеорологическом коде)
TAT	– температура заторможенного потока воздуха датчиков системы воздушных сигналов (англ. Total Air Temperature)
TAWS	– система предупреждения о приближении земли (англ. Terrain Awareness and Warning System)
UTC	– скоординированное всемирное время
V ₁	– скорость принятия решения
V ₂	– безопасная скорость взлета
V _R	– скорость подъема носового колеса
V _{FE}	– максимальная скорость с выпущенной механизацией крыла (maximum speed flaps extended)
V _{MO}	– максимальная эксплуатационная скорость (англ. Maximum operating speed)
VS	– вертикальная скорость (англ. Vertical Speed), режим автопилота

Общие сведения

12.07.2024, в 14:59 местного времени (11:59 UTC)¹, при выполнении перелета с аэродрома Луховицы (Третьяково) на аэродром Москва (Внуково) произошло авиационное происшествие с самолетом RRJ-95LR-100 RA-89049 ООО Авиапредприятие «Газпром авиа».

На борту самолета находились два члена летного экипажа и один – cabinного экипажа (граждане России). В результате авиационного происшествия все находящиеся на борту ВС погибли.

Информация об АП поступила в МАК в 17:39 12.07.2024.

Расследование АП проведено комиссией, назначенной приказами Председателя МАК от 12.07.2024 № 16/1089-р, от 16.07.2024 № 16/1089-р/1 и от 18.07.2024 № 16/1089 р/2.

Расследование начато – 12.07.2024

Расследование завершено – 16.07.2025

Предварительное следствие проводится управлением по расследованию особо важных дел Главного следственного управления Следственного комитета России.

¹ Далее, если не указано особо, приводится местное время (соответствует UTC + 3 ч).

1. Фактическая информация

1.1. История полета

12.07.2024 экипаж ООО Авиапредприятие «Газпром авиа» в составе КВС и второго пилота на самолете RRJ-95LR-100 RA-89049 выполнял полет по маршруту: аэродром Луховицы (Третьяково) – аэродром Москва (Внуково) (рейс ГЗП9608) с целью перелета на аэродром базирования после периодической формы технического обслуживания 2А+4А+1С+2С+5С – Check, выполненной Центром технического обслуживания и ремонта ВС ГА филиала ПАО «ОАК» – ЛАЗ им. П.А. Воронина (далее – ЦТОиР).

В соответствии с заданием на полет от 11.07.2024, утвержденным заместителем командира эскадрильи самолетов Суперджет Службы летной эксплуатации самолетов ООО Авиапредприятие «Газпром авиа»², план на использование воздушного пространства был направлен Центральным диспетчерским производственным комплексом ООО Авиапредприятие «Газпром авиа» в адрес РегЦ ЕС ОрВД посредством АФТН в 19:01 11.07.2024. Воздушное пространство по маршруту полета относится к классу С. В соответствии с поданным планом вылет был запланирован на 11:00 UTC (14:00 местного времени).

Разрешение на ИВП ВС RRJ-95LR-100 RA-89049 выдано Региональным центром ЕС ОрВД (г. Москва) в 19:01 11.07.2024.

Предварительная подготовка экипажа к полету проведена под руководством заместителя командира эскадрильи самолетов Суперджет Службы летной эксплуатации самолетов ООО Авиапредприятие «Газпром авиа» (далее – заместитель командира эскадрильи) 11.07.2024 в административном здании эскадрильи на территории аэродрома Остафьево. По объяснениям заместителя командира эскадрильи: *«В процессе предварительной подготовки были изучены цели и задачи предстоящего полета, изучены схемы SID, STAR, маршруты руления основных и запасных аэродромов, особенности ведения радиосвязи и выполнения заходов на посадку. Проведен розыгрыш полета и контроль готовности экипажа к полету. На поставленные вопросы члены экипажа ответили правильно. Экипаж к полету был готов».*

После предварительной подготовки экипаж отдыхал в домашних условиях.

12.07.2024 члены экипажа прибыли в аэропорт Внуково для прохождения медицинского осмотра в здравпункте МСЧ АО «Международный аэропорт «Внуково» и в период с 09:50 до 09:54 прошли медицинский осмотр с отметкой в журнале и задании на полет, после чего на служебном автомобиле убыли из аэропорта Внуково в г. Луховицы.

² Подлинник задания утрачен в результате АП. В комиссию представлен дубликат задания.

Медицинский осмотр был пройден ранее чем за 2 часа до заявленного времени вылета в отступление от требований п. 9 «Порядка проведения предполетного и послеполетного медицинских осмотров членов экипажа гражданского воздушного судна, а также предсменного и послесменного медицинских осмотров диспетчеров управления воздушным движением»³.

Около 13:00 члены экипажа прибыли на территорию филиала ПАО «ОАК» – ЛАЗ им. П.А. Воронина (далее – ЛАЗ им. П.А. Воронина), где на КДП получили консультацию у штурмана.

При подготовке к полету экипаж был обеспечен аэронавигационной и метеорологической информацией, которую получил у старшего сменного полетного диспетчера отдела штурманского и аэронавигационного обеспечения полетов службы летной эксплуатации самолетов в комнате брифинга аэропорта Внуково.

После прибытия экипажа к месту стоянки ВС (РД 2), КВС осмотрел и принял ВС у инженерно-технического состава ЦТОиР.

В 14:15 члены экипажа заняли рабочие места в кабине ВС, после чего выполнили процедуры предполетной подготовки в соответствии с SOP. КВС по телефону повторно уточнил у штурмана ООО Авиапредприятие «Газпром авиа» порядок установки давления на высотомерах. В дальнейшем второй пилот провел предполетный брифинг по порядку выполнения предстоящего полета.

В 14:33 КВС установил связь с РП аэродрома Луховицы (Третьяково) и запросил условия на выполнение полета и погоду. После этого экипаж выполнил запуск двигателей и проверку управления с обоих постов до полного хода рулей (Рис. 1).

³ Утвержден приказом Министерства транспорта Российской Федерации от 10 декабря 2021 г. № 438.

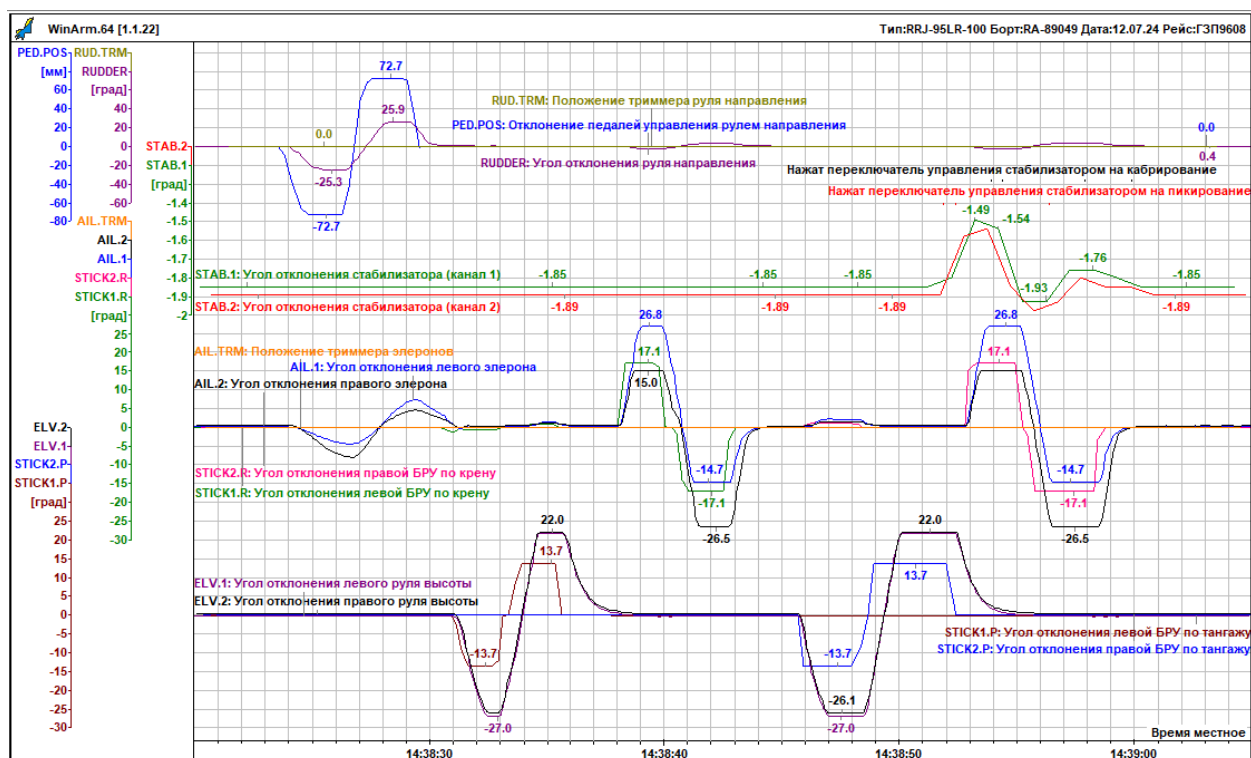


Рис. 1. Проверка управления ВС

С разрешения РП аэродрома Луховицы (Третьяково) КВС выполнил выруливание со стоянки и в 14:48 занял исполнительный старт на ВПП 10.

Перед взлетом стабилизатор был установлен во взлетное положение – минус 1.9° на кабрирование, что для массы ВС 32695 кг и центровки 18% соответствует взлетной конфигурации «FLAPS 2». На странице FMS «TAKE OFF» экипажем были введены взлетные скорости: $V_1=124$ kt, $V_R=124$ kt, $V_2=129$ kt, заданная высота составляла 4992 ft.

Примечание: Здесь и далее значения заданных величин высоты, вертикальной скорости и др. указаны в соответствии с записью бортового параметрического регистратора. При этом частота дискретизации физического значения того или иного регистрируемого параметра (точность регистрации или вес младшего бита) различна. Так, например, значения заданной высоты регистрируются с точностью 32 ft, а заданной вертикальной скорости – 93.75 ft/min. При этом экипаж имеет возможность выбрать заданное значение высоты с точностью 100 ft, вертикальной скорости – 100 ft/min. То есть, при регистрации указанного в предыдущем абзаце значения заданной высоты 4992 ft, фактически, наиболее вероятно, экипажем было установлено значение 5000 ft.

После получения разрешения РП аэродрома Луховицы (Третьяково) экипаж в 14:52:58⁴ приступил к выполнению взлета с включенным АТ на пониженной тяге FLEX 48°. Пилотирование ВС осуществлял второй пилот.

Траектория разбега, взлета и первоначального набора высоты с параметрами полета и внутрикабинными переговорами представлена на Рис. 2.

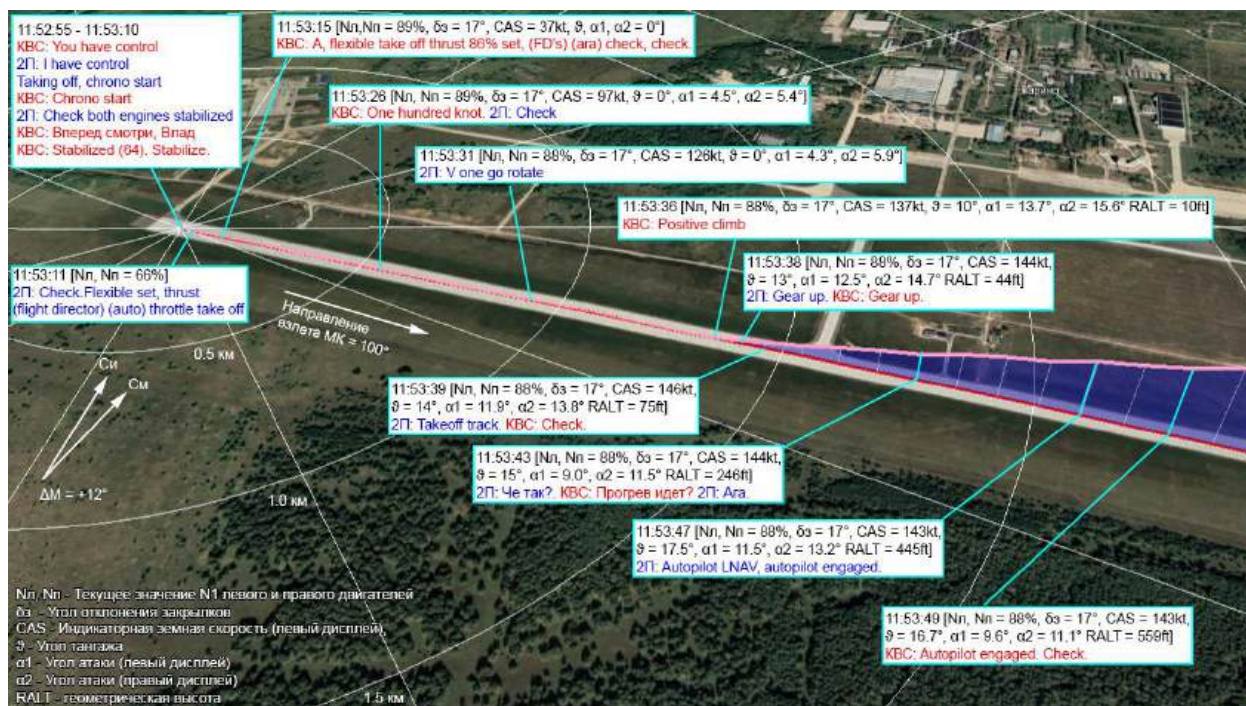


Рис. 2. Траектория взлета (время UTC)

В процессе разбега, после достижения скорости⁵ 60 kt, при значении угла тангажа 0° зарегистрированные значения углов атаки скачкообразно, за один опрос параметра (частота опроса составляет 1 Гц), изменились до 3.8° ADC 1 и 4.8° ADC 2 (Рис. 3, см. выделенную область). В ходе дальнейшего разбега продолжалась регистрация завышенных значений углов атаки. Перед началом действий по подъему ПОШ, на скорости ~ 125 kt значения углов атаки составляли 4.3° ADC 1 и 5.9° ADC 2.

⁴ Время начала разбега определено по докладу второго пилота: «Taking off, chrono start» и началу перемещения РУД.

⁵ Здесь и далее для обозначения скорости полета ВС используется словосочетание «приборная скорость» или «скорость». При этом численные значения даны в соответствии с записью бортового параметрического самописца, который производит регистрацию с учетом аэродинамической поправки (то есть, фактически, регистрируются значения индикаторной земной скорости, CAS).

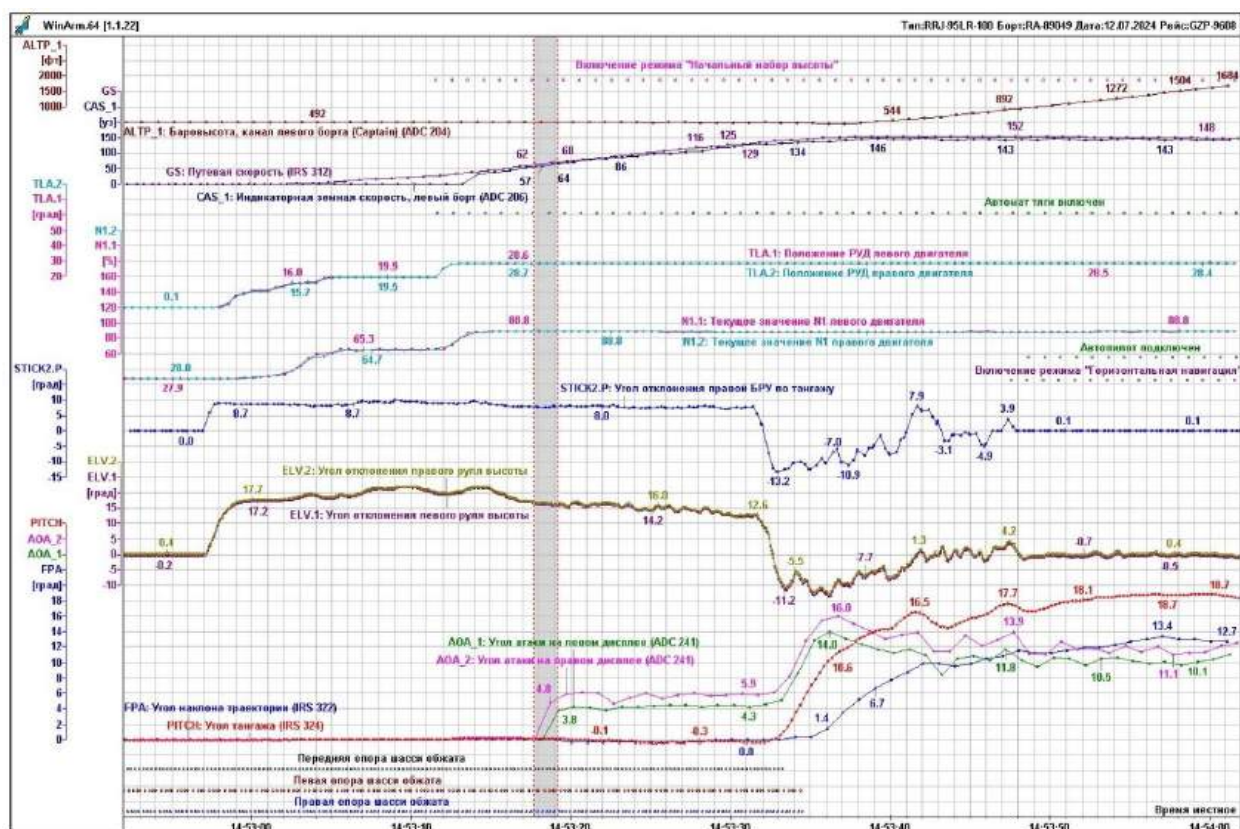


Рис. 3. Параметры полета на этапе взлета

После доклада о достижении скорости подъема носового колеса второй пилот отклонил БРУ на себя на угол до 13.2° .

В процессе подъема носового колеса и отрыва самолета от ВПП значения углов атаки и тангажа изменялись синхронно, максимальные зарегистрированные значения углов атаки составили 14° и 16° от ADC 1 и ADC 2 соответственно (Рис. 3).

После доклада о положительной вертикальной скорости экипажем было убрано шасси.

В 14:53:49 на высоте ~ 950 ft по давлению QNH⁶ и приборной скорости ~ 140 kt был включен автопилот. В продольном канале активировался режим «ПЕРВОНАЧАЛЬНЫЙ НАБОР ВЫСОТЫ»/«ICLB», в боковом – «ГОРИЗОНТАЛЬНАЯ НАВИГАЦИЯ»/«LNAV». Автомат тяги работал в режиме стабилизации тяги.

В 14:53:56 в режиме АП «ГОРИЗОНТАЛЬНАЯ НАВИГАЦИЯ»/«LNAV» начался разворот самолета влево (Рис. 4) по установленной схеме выхода (Рис. 5).

⁶ Перед взлетом экипаж установил давление QNH 1019 гПа.

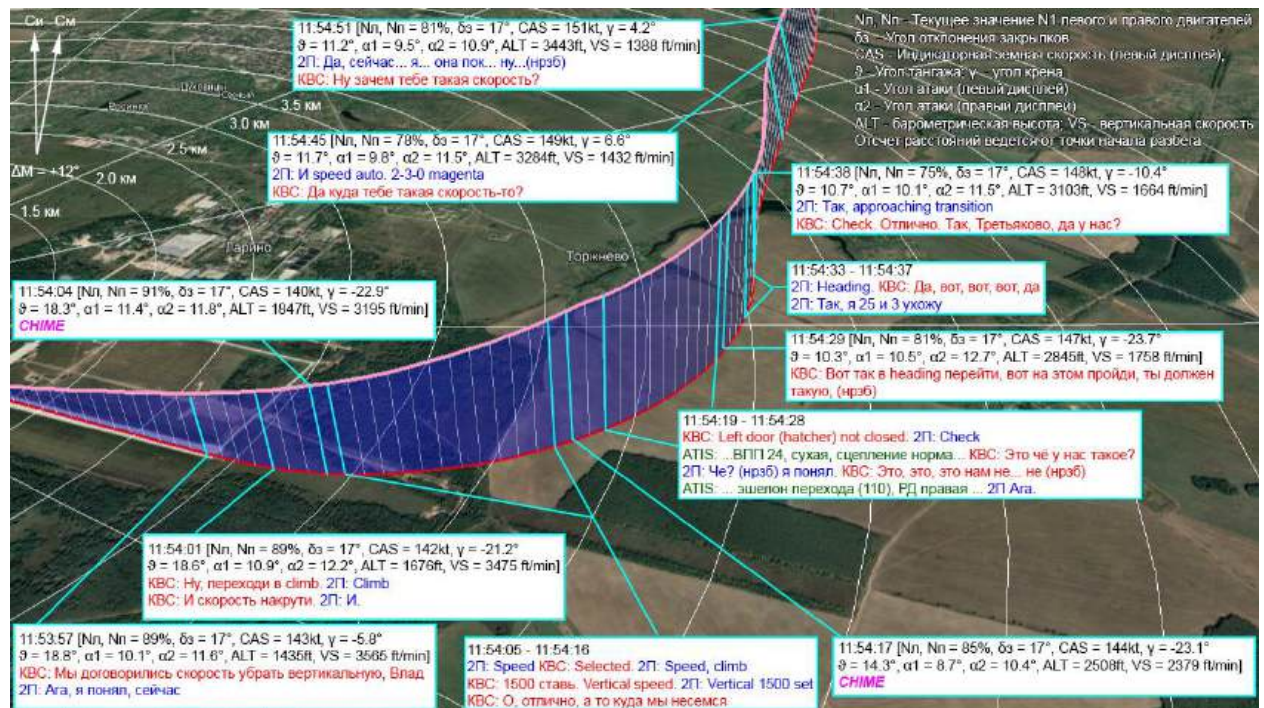


Рис. 4. Траектория полета ВС с 11:53:57 до 11:54:51 (время UTC)

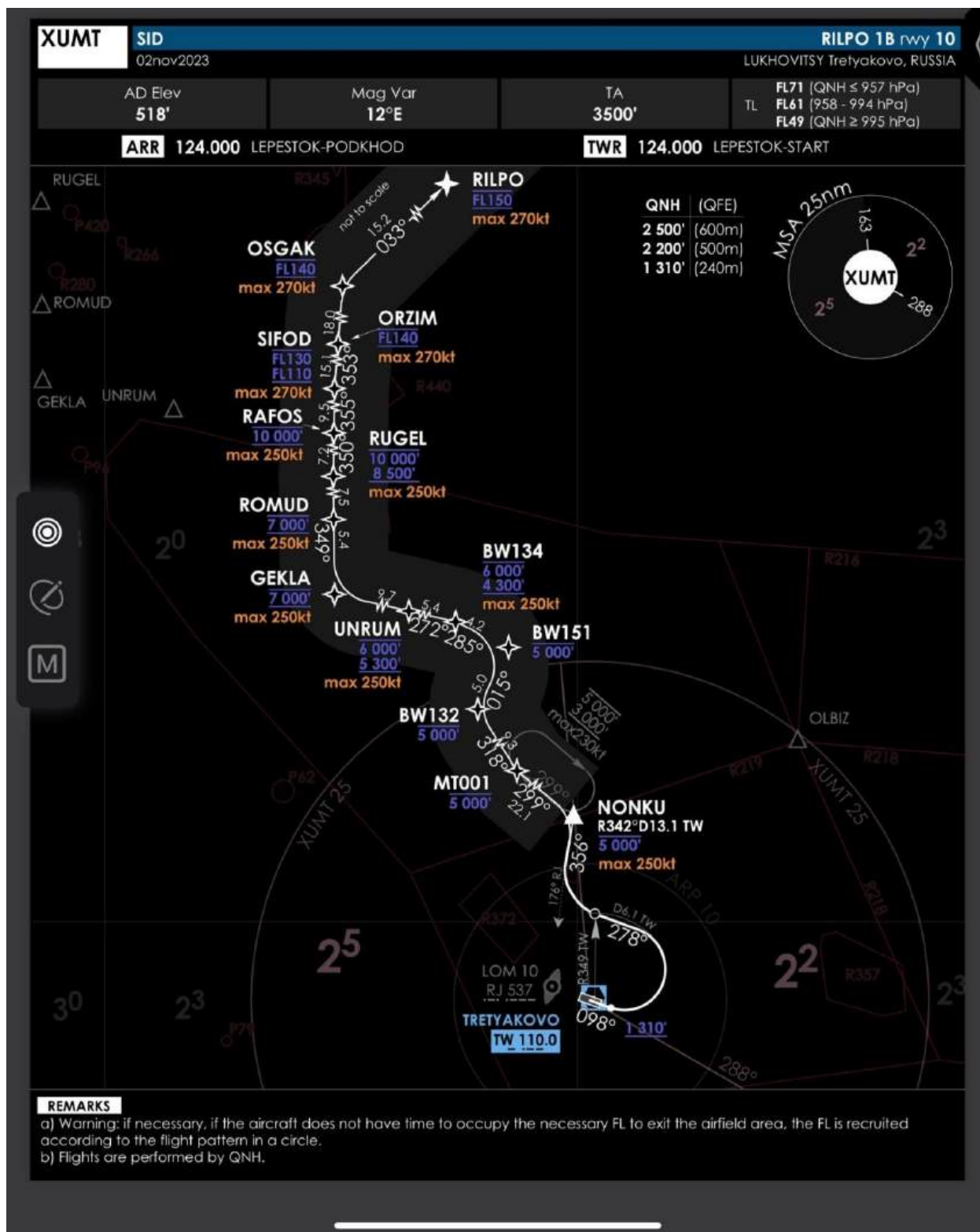


Рис. 5. Схема выхода (SID) RILPO 1B

В 14:54:03 в продольном канале АП был включен режим «НАБОР»/«CLB», продолжался набор высоты с вертикальной скоростью ~ 3000 ft/min.

В 14:54:08 была установлена заданная скорость 148 kt. В 14:54:13 в продольном канале АП был включен режим «ВЕРТИКАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ»/«VS», заданное значение вертикальной скорости установлено на 1500 ft/min, одновременно автомат тяги перешел в режим стабилизации скорости.

В 14:54:33 второй пилот доложил о включении в боковом канале АП режима стабилизации курса «КУРС»/«HDG». Заданное значение курса составляло 4°.

В 14:54:50 заданная скорость была установлена для разгона ВС на значение 230 kt, оговоренное на предполетном брифинге.

В 14:54:53 экипаж установил заданное значение вертикальной скорости 938 ft/min, а на высоте QNH ≈ 3500 ft на обоих высотомерах экипажем установлено стандартное давление «STD» (1013 hPa).

В 14:55:02 при скорости ~160 kt ручка управления механизацией крыла (РУМК) из положения «FLAPS 2» была переставлена в положение «FLAPS 1». В процессе уборки механизации по команде КВС второй пилот установил заданное значение скорости 180 kt.

В 14:55:15 при активном режиме «КУРС»/«HDG» в боковом канале АП самолет был введен в левый разворот на заданный курс 260°. В продольном канале продолжал сохраняться режим поддержания заданной вертикальной скорости. Заданное значение высоты не изменялось и составляло 4992 ft.

В 14:55:17, после завершения уборки механизации в положение «FLAPS 1», бортовым параметрическим регистратором кратковременно зафиксирована РК «Предупреждение: «Расхождение в показаниях по скорости». На EWD появилось сообщение «NAV ADS DISAGREE». Указанное сообщение сопровождалось звуковой сигнализацией «CHIME». В дальнейшем, при полете в конфигурации «FLAPS 1», указанная разовая команда кратковременно (длительностью от 1 до 4 с) регистрировалась 22 раза, срабатывания сопровождалась звуковой сигнализацией «CHIME».

В 14:55:20 КВС установил связь с диспетчером «Домодедово-Круг» и получил разрешение набирать высоту 10000 ft с разворотом на курс 260° (Рис. 6).

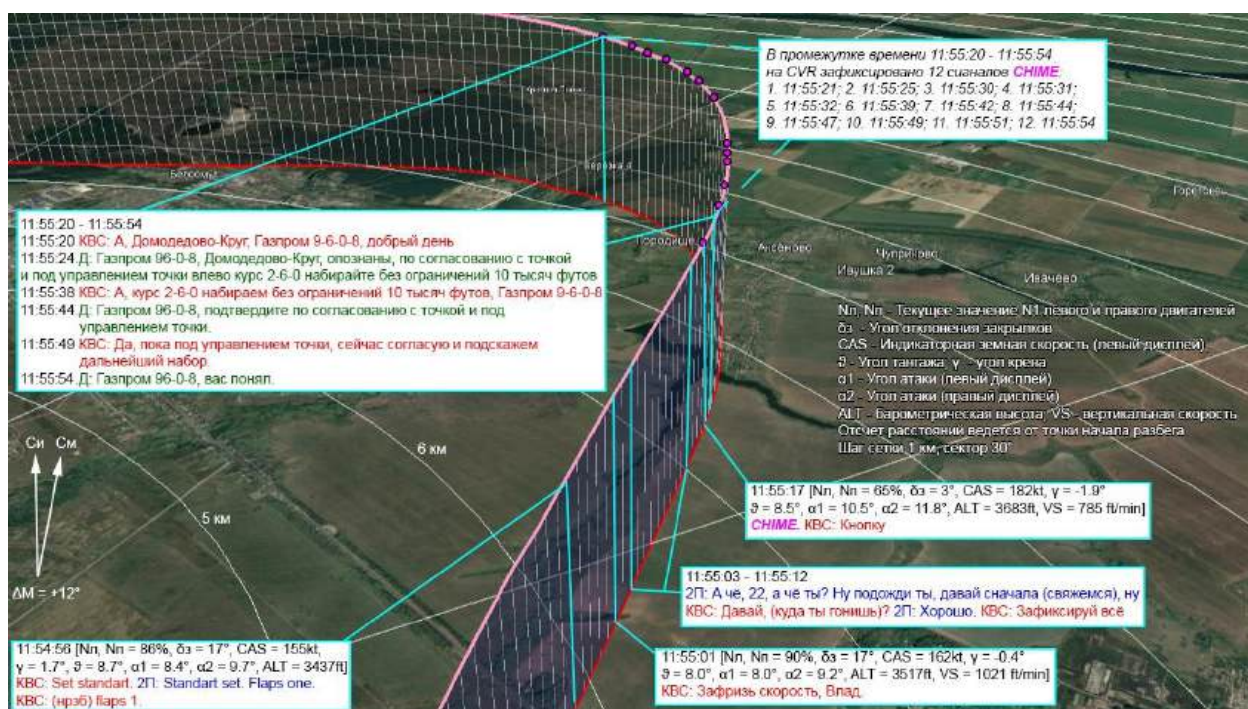


Рис. 6. Траектория полета с 11:54:56 до 11:55:54 (время UTC)

В 14:56:03 КВС уточнил: «NAV ADS disagree, чё там такое?». Экипаж сверил показания скорости на левом и правом PFD и, убедившись в одинаковых показаниях (180-190 kt), продолжил полет.

В 14:56:20, при подходе к заданной высоте, в продольном канале АП включился режим «ЗАХВАТ ВЫСОТЫ»/«ALT*». В 14:56:35 включился режим «СТАБИЛИЗАЦИЯ ВЫСОТЫ»/«ALT». Дальнейший полет проходил на высоте ~ 5000 ft QNE со скоростью ~ 180 kt и курсом 260°.

Дополнительно согласовав с РП аэродрома Луховицы (Третьяково) и диспетчером «Домодедово-Круг» дальнейший набор высоты (Рис. 7), экипаж перевел высотомеры на давление QNH 1019 hPa и установил величину заданной высоты 8992 ft.



Рис. 7. Траектория полета с 11:55:56 до 11:57:28 (время UTC)

На рассматриваемом этапе полета на постоянной высоте ≈ 5000 ft, при угле тангажа на кабрирование $5-7^\circ$ зарегистрированные значения углов атаки составляли: $9.5-11.4^\circ$ ADC1 и $11-13.5^\circ$ ADC2. При этом колебания (характер изменений) указанных значений были синхронными и соответствовали отклонению рулей высоты (Рис. 8).

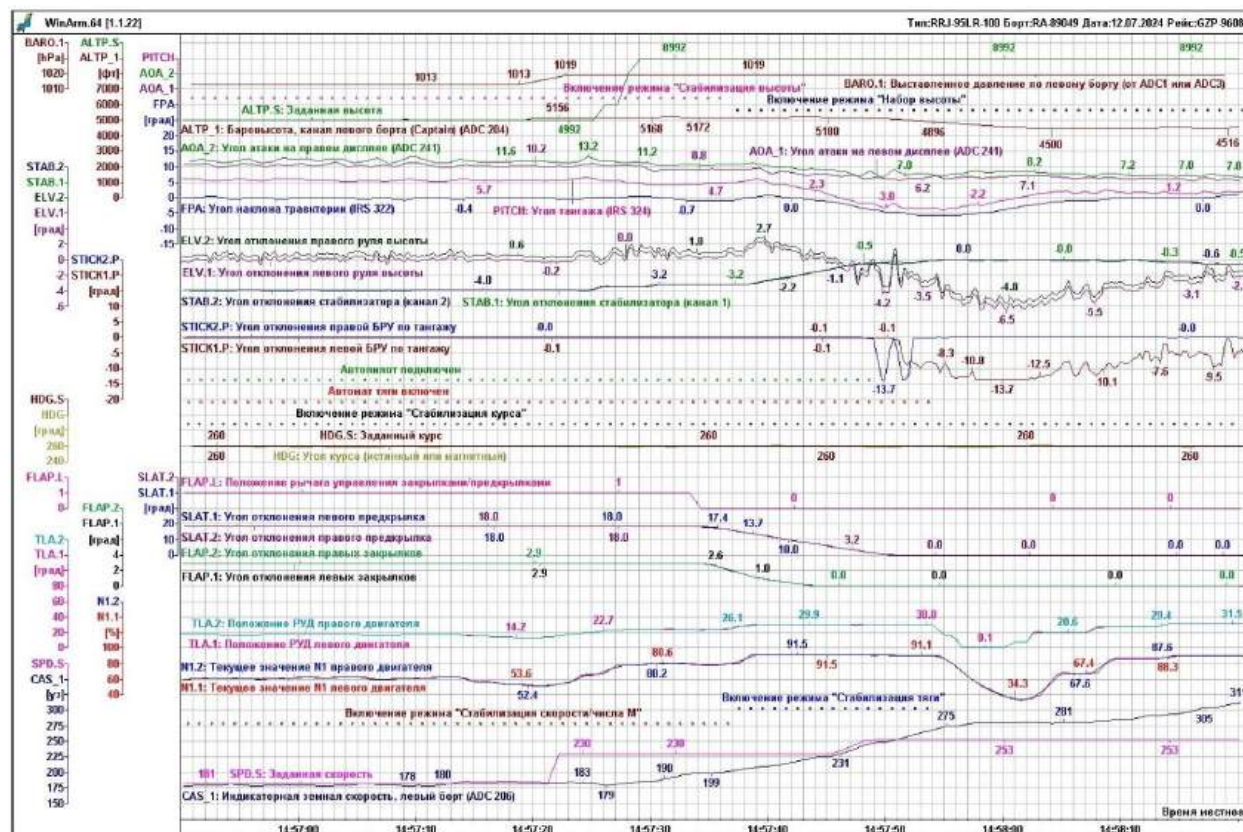


Рис. 8. Параметры полета на этапе возникновения особой ситуации

В 14:57:23 значение заданной скорости было увеличено до 230 kt, после чего АТ переместил РУД на увеличение режима работы двигателя и начался разгон скорости.

В 14:57:33 РУМК была переведена из положения «FLAPS 1» в положение «FLAPS 0» (механизация крыла полностью убрана). Началась синхронная уборка закрылков и предкрылков, и к 14:57:50 механизация была полностью убрана.

В 14:57:36 КВС подал команду «Набирай!», после чего в продольном канале АП был активирован режим «НАБОР»/«CLB», одновременно АТ перешел в режим стабилизации тяги (thrust) номинального режима (положение РУД ~ 30°).

Первоначально вертикальная перегрузка увеличилась до 1.15 g, однако самолет в набор высоты не перешел, так как практически одновременно началась перестановка стабилизатора на пикирование. В интервале времени с 14:57:38 по 14:57:54 происходила непрерывная перекладка стабилизатора (на пикирование) с постоянной скоростью из положения от минус 3.2° до минус 0.5°. В процессе перекладки стабилизатора значение угла тангажа уменьшилось с 5° на кабрирование до 3.5° на пикирование. Самолет перешел на снижение. В ходе дальнейшего полета, до столкновения ВС с земной поверхностью, стабилизатор находился в диапазоне от 0° до минус 0.8°.

В 14:57:46, в процессе снижения, второй пилот информировал: «Подожди, что-то thrust, climb⁷. Куда там она? Смотри...», и дважды отклонил БРУ на себя на угол до 13.7° (до упора), в результате чего произошло отключение автопилота, сопровождаемое соответствующей звуковой сигнализацией.

В 14:57:52 зарегистрирована разовая команда нажатия КВС на кнопку приоритета на БРУ, сопровождаемая сообщением речевого информатора «PRIORITY LEFT». С этого времени и до конца полета активное пилотирование осуществлял КВС, сообщив об этом второму пилоту: «I have control»⁸.

В 14:57:54 на скорости 270 kt был отключен автомат тяги, который до этого момента поддерживал тягу номинального режима. В дальнейшем экипаж осуществлял управление режимом работы двигателей в ручном режиме.

В 14:58:00 на высоте QNH ~ 4600 ft и скорости 280 kt КВС информировал: «Air speed unreliable ...»⁹, второй пилот подтвердил: «Unreliable speed».

В 14:58:02 диспетчер «Домодедово-круг», определив по формуляру сопровождения снижение ВС, запросил экипаж: «Газпром 96-0-8, подтвердите набор 10 тысяч футов».

⁷ Примечание комиссии: текущий режим работы АП в продольном канале и режим АТ.

⁸ Я управляю.

⁹ Приборная скорость недостоверна.

КВС подал команду второму пилоту передать органу УВД информацию о недостоверной индикации скорости: «(Скажи) *unreliable speed*».

В результате отклонения КВС БРУ «на себя» самолет к 14:58:03 на высоте QNH ~ 4500 ft был переведен в горизонтальный полет и, в последующем, через ~20 с – в незначительный набор высоты (Рис. 8).

Скорость продолжила расти вплоть до величины более максимальной эксплуатационной (308 kt), что привело к срабатыванию в 14:58:22 речевого сообщения «OVERSPEED»¹⁰. Регистрация данного речевого сообщения продолжалась до конца полета.

До этого момента радиосвязь вел КВС, используя для связи с диспетчером «Домодедово-круг» радиостанцию УКВ2, а с РП аэродрома Луховицы (Третьяково) – радиостанцию УКВ1.

Второй пилот дважды через радиостанцию УКВ1 передавал информацию диспетчеру «Домодедово-круг» о недостоверной индикации скорости, при этом на радиостанцию УКВ2 не переключился. Диспетчер «Домодедово-круг» сообщения второго пилота не слышал и продолжал его запрашивать. Все дальнейшие выходы на связь второй пилот также осуществлял через радиостанцию УКВ1, сообщения диспетчер «Домодедово-круг» не получал.

В 14:58:32 второй пилот информировал: «*Смотри, у нас угол атаки большой*». КВС отреагировал: «*Датчик угла атаки что ли не работает?*».

После выхода за ограничение по приборной скорости происходил автоматический выпуск интерцепторов на различные углы (Рис. 9), но, из-за повышенного режима работы двигателей, снижения скорости не произошло.

¹⁰ Превышение скорости.

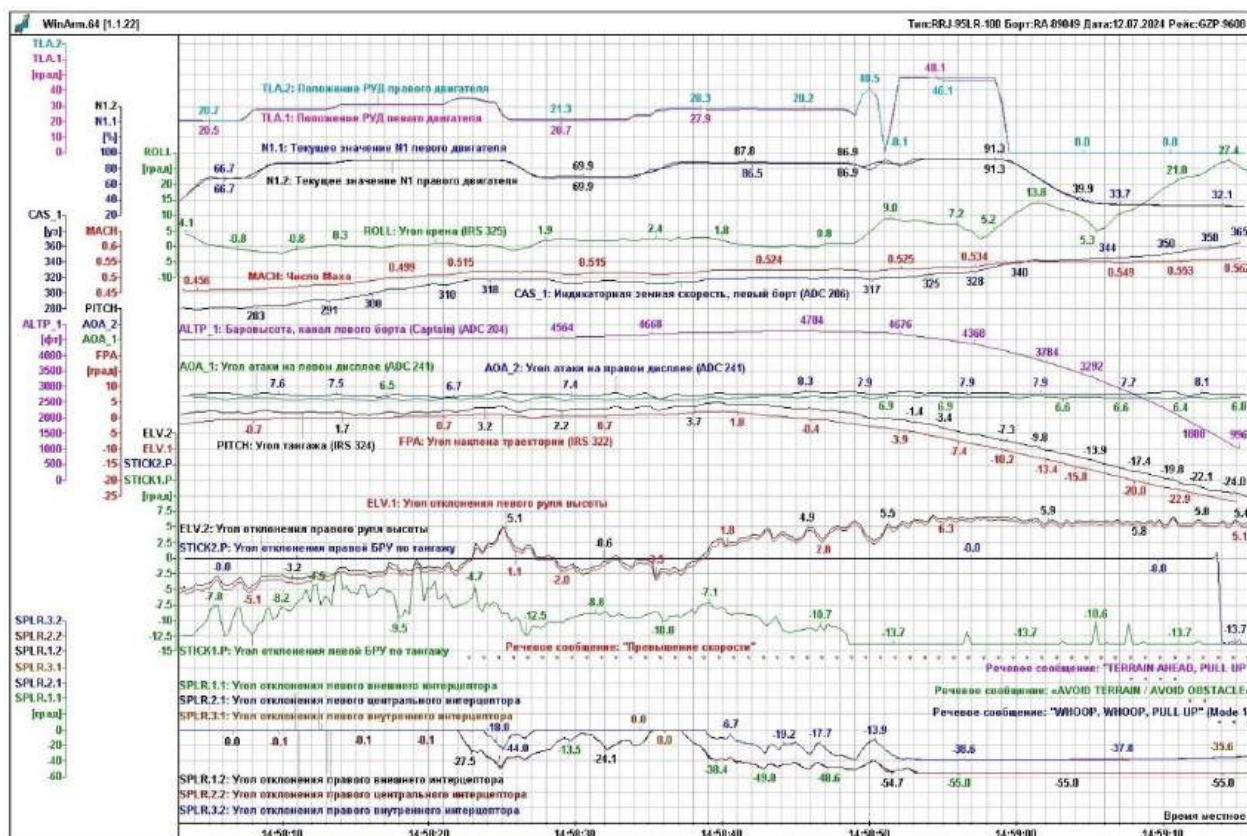


Рис. 9. Параметры заключительного этапа полета

При этом выпуск интерцепторов приводил к снижению несущих свойств крыла самолета (коэффициента подъемной силы¹¹ для фактического значения угла атаки), в результате чего набор высоты прекратился, и с высоты QNH ~ 4800 ft, при сохранении примерно постоянных значений углов атаки, самолет перешел на снижение. Траектория заключительного этапа полета приведена на Рис. 10.

¹¹ Информация представлена в разделе 1.18.8 настоящего отчета.

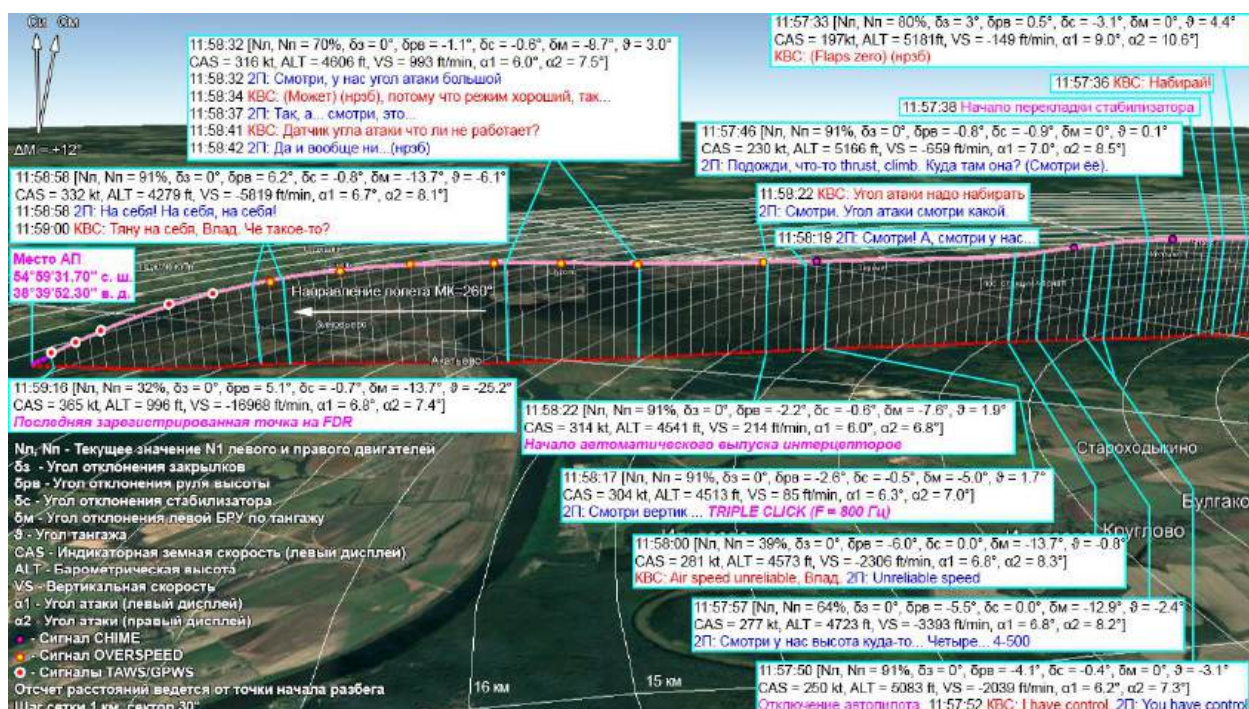


Рис. 10. Траектория конечного участка полета

На рассматриваемом этапе, из-за работы защиты по углу атаки, отклонение руля на кабрирование от БРУ ограничивалось. Выпуск интерцепторов приводил к появлению дополнительного кабрирующего момента, также стремившегося увеличить угол атаки. При этом, фактически, несмотря на отклонение БРУ на кабрирование, руль высоты отклонялся на пикирование из-за наличия в СДУ сигналов обратной связи по углу атаки (при работе защиты по углу атаки) и для компенсации кабрирующего момента от выпуска интерцепторов. На Рис. 9 хорошо видна корреляция между отклонениями интерцепторов и рулей высоты. К 14:58:48 БРУ левого летчика была полностью отклонена «на кабрирование» и удерживалась в этом положении до конца полета, при этом отклонение рулей высоты составляло около 6° на пикирование.

По мере снижения самолета (увеличения угла наклона траектории и тангажа на пикирование) при практически постоянных значениях углов атаки происходил дальнейший рост приборной скорости. В 14:58:52 РУД были перемещены на взлетный режим¹². К 14:58:53 интерцепторы были выпущены полностью и оставались в этом положении до конца полета.

В процессе снижения началось кренение ВС вправо.

В 14:58:59 РУД были перемещены экипажем в положение «IDLE» (0°), и оставались в этом положении до столкновения с земной поверхностью.

¹² РУД были перемещены экипажем, срабатывания режима α_{FLOOR} не зарегистрировано.

В 14:59:04 на высоте QNH ~ 3400 ft сработала система предупреждения опасного сближения с землей «TAWS» с выдачей речевых сообщений: «*TERRAIN AHEAD*», «*TERRAIN AHEAD. PULL UP*», «*AVOID TERRAIN*», «*WHOO-WHOO PULL UP*».

В 14:59:14 на высоте QNH ~ 1380 ft второй пилот полностью отклонил БРУ на себя. Рули высоты на данное действие не отреагировали.

Предпринятыми действиями экипажу прекратить снижение и предотвратить столкновение с земной поверхностью не удалось. Последние достоверные параметры полета зафиксированы в 14:59:16: приборная скорость – 365 kt, угол тангажа – 25° на пикирование, угол крена – 25° вправо. Самолет столкнулся с земной поверхностью в 1.5 км западнее н.п. Апраксино в точке с координатами: 54°59'31.70" с. ш. 38°39'52.30" в. д. Общий вид места АП представлен на Рис. 11.

1.2. Телесные повреждения

Телесные повреждения	Экипаж	Пассажиры	Прочие лица
Со смертельным исходом	3	0	0
Серьезные	0	0	0
Незначительные/отсутствуют	0/0	0/0	0/0

1.3. Повреждения воздушного судна

В результате столкновения с земной поверхностью и воспламенения топливовоздушной смеси ВС полностью разрушено. Общий вид места АП представлен на Рис. 11.

Фрагменты ВС были эвакуированы с места АП на аэродром Калуга (Габцево), где, в ангаре филиала ООО Авиапредприятие «Газпром авиа», выполнена их идентификация и выкладка ВС (Рис. 12).

Состояние элементов конструкции ВС представлено на рисунках 13-22.



Рис. 11. Общий вид места АП



Рис. 12. Вид выкладки ВС



Рис. 13. Отсек фюзеляжа Ф1



Рис. 14. Отсеки фюзеляжа Ф1 и Ф2



Рис. 15. Отсеки фюзеляжа Ф1-Ф5



Рис. 16. Вертикальное и горизонтальное оперение



Рис. 17. Правая консоль крыла



Рис. 18. Левая консоль крыла



Рис. 19. Правый двигатель



Рис. 20. Левый двигатель



Рис. 21. Основные опоры шасси



Рис. 22. Передняя опора шасси

1.4. Прочие повреждения

Прочих повреждений нет.

1.5. Сведения о личном составе

1.5.1. Сведения о летном экипаже

КВС

Должность	Командир воздушного судна (приказ заместителя Генерального директора по авиационной безопасности, корпоративной защите и управлению персоналом ООО «Авиапредприятие «Газпром авиа» от 02.10.2020 № 1197/л)
Пол	Мужской
Возраст	53 года
Образование	Московский колледж геодезии и картографии, диплом СТ № 197239 выдан 10.03.1994, специальность – «Аэрофотосъемка», квалификация – «Штурман аэрофотосъемщик»

	Академия гражданской авиации (г. Санкт-Петербург), диплом от 06.12.2002 ДВС № 1008786, специальность – « <i>Эксплуатация воздушного транспорта и управление воздушным движением</i> », квалификация – « <i>Инженер-штурман</i> », ФГБОУ ВПО «Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации», диплом от 04.12.2015 регистрационный номер 1/924, специальность – « <i>Летная эксплуатация воздушных судов</i> », квалификация – « <i>Инженер</i> »
Переподготовка на пилота	АУЦ НОУ «Северо-западный региональный центр авиации общего назначения» (г. Санкт-Петербург), курсы подготовки пилотов коммерческой авиации на самолете Ан-2, свидетельство от 15.05.2008 № ПКА-115
Переподготовка на ВС RRJ-95	SuperJet International Aviation Training Centre (г. Жуковский), свидетельство от 26.12.2014 № 2014/142-ATC-FC2014/109
Свидетельство пилота ГА	Свидетельство линейного пилота № 0049829, выдано Центральным МТУ Росавиации 31.01.2017, квалификационные отметки: « <i>самолет (airplane) RRJ95</i> »
Медицинское заключение	03.06.2024, ВЛЭК МСЧ АО «Международный аэропорт «Внуково», медицинское заключение I класса RA № 0054550, срок действия до 03.06.2025
Минимум погоды	CAT II ICAO, 30 x 300 м, взлет – 150 м
Общий налет	13220 ч
Из них в качестве штурмана	4568 ч (Ан-2, Л-410, Ан-24, Ан-30, Ан-74)
Из них в качестве пилота	8652 ч (Ан-2, Як-42, Boeing 737, RRJ-95)
Налет на самолете RRJ-95LR-100/в качестве КВС	5001 ч/4983 ч
Налет за последние 30 суток	50 ч 55 мин
Налет за последние трое суток	07 ч 03 мин
Налет в день происшествия	00 ч 06 мин

Общее рабочее время в день происшествия ¹³	5 ч
Перерыв в полетах в течение последнего года	Нет
Дата последней квалификационной проверки	02.12.2023, квалификационная проверка в воздухе (line check), пилот-инструктор/экзаменатор, командир АЭ №1 ЛО ВС RRJ-95LR-100 ООО Авиапредприятие «Газпром авиа», оценка: <i>«отлично»</i>
АСП суша	30.11.2023, в АУЦ ООО Авиапредприятие «Газпром авиа»
АСП вода	05.04.2023, в АУЦ ООО Авиапредприятие «Газпром авиа»
Тренировка на тренажере	13-27.06.2024, тренажер RRJ-95LR-100 в АУЦ «ПАТА» (г. Москва), оценка 5, вывод заместителя КАЭ: <i>«может продолжать полеты в качестве КВС RRJ-95»</i>
КПК по специальности	30.11.2023, АУЦ ООО «Авиапредприятие «Газпром авиа», удостоверение о повышении квалификации от 30.11.2023 № RRJ-95-50-23
Допуск к ВЛП	27.04.2024
Подготовка по CRM	Периодическая подготовка: 02.04.2024, в АУЦ ООО Авиапредприятие «Газпром авиа»
Предварительная подготовка к полетам	11.07.2024, в ООО Авиапредприятие «Газпром авиа»
Предполетная подготовка	Самостоятельно, 12.07.2024, на аэродроме Луховицы (Третьяково)
Отдых экипажа	Более 24 ч, в домашних условиях
Медицинский осмотр перед вылетом	В здравпункте МСЧ АО «Международный аэропорт «Внуково», в 09:50 12.07.2024
Авиационные происшествия и инциденты в прошлом	Не имел
Уровень владение английским языком	3 по шкале ICAO, ЧПОУ «Авиашкола Аэрофлота», сертификат от 02.02.2024 № 169440

¹³ Для всех членов экипажа ВС рабочее время рассчитано от времени прохождения медицинского осмотра.

После окончания «Московского колледжа геодезии и картографии» в 1994 году был назначен на должность штурмана самолета Ан-30 в Мячковский объединенный авиаотряд УГА Центральных районов. Общий налет за время обучения и работы составил 434 ч 15 мин, освоенные типы: Ан-2, Л-410, Ан-24, Ан-30.

С 21.09.1995 работал в ООО Авиапредприятие «Газпромавиа» на должностях штурмана самолета Ан-74.

С 25.05.2009 переведен на должность второго пилота авиационной эскадрильи самолетов Як-42 летной службы самолетов российского производства летного комплекса ООО Авиапредприятие «Газпром Авиа». Налет в качестве второго пилота на Як-42 составил 765 ч 55 мин.

С 17.02.2011 принят пилотом-стажером в летный департамент в Московский филиал ОАО «Авиакомпания Таймыр».

С 23.03.2011 по 18.04.2011 прошел обучение в Sabenavita Training Center по программе переучивания летного состава на Boeing 737NG 600/700/800/900, сертификат от 18.04.2011 № 5012. 06.06.2011 переведен на должность второго пилота в Авиационную эскадрилью Boeing 737-800 Первого летного отряда (г. Москва) Летного департамента. 22.01.2013 Росавиацией выдано свидетельство линейного пилота № 000251.

С 08.02.2013 при налете на Boeing 737-800 – 1667 ч 20 мин в качестве второго пилота переведен на должность командира-стажера Boeing 737-800. 17.05.2013 введен в строй командиром Boeing 737-800.

За период работы в ОАО «Авиакомпания Таймыр» с 17.02.2011 по 13.10.2014 последовательно в должностях второго пилота и командира самолета Boeing 737-800 налет составил 2845 ч 20 мин, из них в качестве KBC – 1205 ч 00 мин.

17.10.2014 принят на должность KBC (SSJ-100) авиационной эскадрильи самолетов SSJ-100 летной службы самолетов иностранного производства ООО Авиапредприятие «Газпром авиа». В период с 30.10.2014 по 24.12.2014 KBC прошел обучение в SuperJet International Aviation Training Centre (г. Жуковский) на ВС RRJ 95.

Квалификационные проверки

В воздухе (самолет RRJ-95LR-100): 09.12.2022 обязанности на борту KBC – оценка «отлично», заявка ООО Авиапредприятие «Газпром авиа» от 30.12.2022.

На тренажере (самолет RRJ-95LR-100): 29.12.2022 обязанности на борту KBC – оценка «отлично», заявка ООО Авиапредприятие «Газпром авиа» от 30.12.2022.

На тренажере (самолет RRJ-95LR-100): 22.06.2023 обязанности на борту KBC – оценка «отлично», заявка ООО Авиапредприятие «Газпром авиа» от 15.08.2023.

В воздухе (самолет RRJ-95LR-100): 02.12.2023 обязанности на борту КВС – оценка «отлично», заявка ООО Авиапредприятие «Газпром авиа» от 27.12.2023.

На тренажере (самолет RRJ-95LR-100): 13.12.2023 обязанности на борту КВС – оценка «отлично», заявка ООО Авиапредприятие «Газпром авиа» от 22.01.2024.

Анализ тренажерной подготовки КВС по отработке действий экипажа в соответствии с Оперативным сборником экипажа RRJ-95 (M7.92.0QRH.000.GZP.RU) по процедурам, признаки которых имели место в особой ситуации в полете 12.07.2024.

Аварийные и особые ситуации	Система ВС	Процедура QRH	Дата отработки, оценка
Превышение максимальной скорости	Оборудование автоматического управления полетом	ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ СИСТЕМЫ SWS	08.10.2019 проверка 14.11.2019 тренировка 11.06.2020 тренировка 24.12.2020 проверка 06.07.2021 тренировка 07.07.2021 проверка 15.12.2021 проверка 09.06.2022 тренировка 10.06.2022 проверка 28.12.2022 тренировка 29.12.2022 проверка 21.06.2023 тренировка 22.06.2023 проверка 11.12.2023 тренировка 13.12.2023 проверка 18.06.2024 тренировка 27.06.2024 проверка
Расхождение показаний скорости и высоты между ADS	Навигационное оборудование	NAV ADS DISAGREE	18.12.2018 тренировка 10.07.2019 проверка 14.11.2019 тренировка 11.06.2020 тренировка 24.12.2020 проверка 06.07.2021 тренировка 07.07.2021 проверка 15.12.2021 проверка 09.06.2022 тренировка 10.06.2022 проверка 28.12.2022 тренировка 29.12.2022 проверка 21.06.2023 тренировка 22.06.2023 проверка 11.12.2023 тренировка 13.12.2023 проверка

			18.06.2024 тренировка 27.06.2024 проверка
Недостоверная индикация скорости	Навигационное оборудование	НЕДОСТОВЕРНАЯ ИНДИКАЦИЯ СКОРОСТИ	18.12.2018 тренировка 10.07.2019 проверка 14.11.2019 тренировка 11.06.2020 тренировка 24.12.2020 проверка 06.07.2021 тренировка 07.07.2021 проверка 15.12.2021 проверка 09.06.2022 тренировка 10.06.2022 проверка 28.12.2022 тренировка 29.12.2022 проверка 21.06.2023 тренировка 22.06.2023 проверка 11.12.2023 тренировка 13.12.2023 проверка 18.06.2024 тренировка 27.06.2024 проверка
Отказ 1(2)(3) ADS	Навигационное оборудование	NAV ADS 1(2)(3) FAULT	18.12.2018 тренировка 10.07.2019 проверка 14.11.2019 тренировка 11.06.2020 тренировка 24.12.2020 проверка 06.07.2021 тренировка 07.07.2021 проверка 15.12.2021 проверка 09.06.2022 тренировка 10.06.2022 проверка 28.12.2022 тренировка 29.12.2022 проверка 21.06.2023 тренировка 22.06.2023 проверка 11.12.2023 тренировка 13.12.2023 проверка 18.06.2024 тренировка 27.06.2024 проверка

Тренажерная подготовка по отработке действий экипажа в соответствии с Оперативным сборником экипажа RRJ-95 (M7.92.0QRH.000.GZP.RU) по процедурам, связанным с особой ситуацией в полете 12.07.2024, КВС проводилась в соответствии с требованиями ФАП и РПП.

Уровень профессиональной подготовленности КВС соответствовал требованиям, предъявляемым к линейному пилоту.

Второй пилот

Должность	Второй пилот (приказ заместителя Генерального директора по авиационной безопасности, корпоративной защите и управлению персоналом ООО «Авиапредприятие «Газпром авиа» от 02.10.2020 № 1221/л)
Пол	Мужской
Возраст	53 года
Образование	Кировоградское высшее летное училище гражданской авиации, диплом ФВ № 732155 от 28.06.1991, специальность: « <i>Эксплуатация воздушного транспорта</i> », квалификация: « <i>Инженер-штурман</i> »
Переподготовка на пилота	Летно-исследовательский методический институт ФГОУ ВПО «Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации», свидетельство от 10.11.2005 № 3201
Переподготовка на ВС RRJ-95	SuperJet International Aviation Training Centre (г. Москва), свидетельство от 28.01.2014 № 2013/131-ATC-FC2013/31
Свидетельство пилота ГА	Свидетельство линейного пилота № 0058359, выдано Центральным МТУ Росавиации 11.08.2017, квалификационные отметки: « <i>самолет (airplane) RRJ95 Co-pilot</i> »
Медицинское заключение	28.05.2024, ВЛЭК МСЧ АО «Международный аэропорт «Внуково», медицинское заключение I класса RA № 0054598, срок действия до 28.05.2025
Минимум погоды	CAT II ICAO 30 x 300 м, взлет 150 м
Общий налет	12518 ч
Из них в качестве штурмана	4576 ч (Ту-154)

Из них в качестве пилота	7942 ч (Ту-154, RRJ-95)
Налет на самолете RRJ95	3944 ч
Налет за последние 30 суток	22 ч 55 мин
Налет за последние трое суток	00 ч 00 мин
Налет в день происшествия	00 ч 06 мин
Общее рабочее время в день происшествия	5 ч
Перерыв в полетах в течение последнего года	Перерывов в полетах нет
Дата последней проверки техники пилотирования и самолетовождения	10.02.2024, пилот-инструктор/экзаменатор ООО Авиапредприятие «Газпром авиа», оценка: <i>«отлично»</i>
АСП суша	14.03.2024, в АУЦ ООО Авиапредприятие «Газпром авиа»
АСП вода	16.11.2023, в АУЦ ООО Авиапредприятие «Газпром авиа»
Тренировка на тренажере	31.01-09.02.2024, тренажер RRJ-95LR-100 в АУЦ «РАТА» (г. Москва), оценка 5, вывод заместителя КАЭ: <i>«может продолжать полеты в качестве второго пилота ВС RRJ-95»</i>
КПК по специальности	07.09.2023, АУЦ ООО Авиапредприятие «Газпром авиа»
Допуск к полетам в ВЛП	02.05.2024
Подготовка по CRM	Удостоверение № ПЧФ от 30.01.2024
Предварительная подготовка к полетам	11.07.2024, в ООО Авиапредприятие «Газпром авиа»
Предполетная подготовка	12.07.2024, аэродром Луховицы (Третьяково), под руководством КВС

Отдых экипажа	Более 24 ч, в домашних условиях
Медицинский осмотр перед вылетом	Здравпункт МСЧ АО «Международный аэропорт «Внуково», в 09:52 12.07.2024
Авиационные происшествия и инциденты в прошлом	Не имел
Уровень владение английским языком	2 по шкале ICAO, ЧПОУ «Авиашкола Аэрофлота», сертификат от 24.05.2024 № 188169

После окончания в 1991 году Кировоградского высшего летного училища гражданской авиации занимался деятельностью, не связанной с выполнением полетов.

24.06.2002 принят на работу на должность штурмана Ту-154 в летный отряд № 3 г. Москвы в ОАО «Авиакомпания «Сибирь».

С 11.04.2005 по 07.05.2005 прошел обучение в Летно-исследовательском методическом институте Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации по программе подготовки пилотов коммерческой авиации из числа штурманов ГА. Налет на Як-18Т составил 52 ч 00 мин.

В период с 14.06.2005 по 10.11.2005 прошел обучение в Летно-исследовательском методическом институте Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации по программе переучивания на Ту-154.

26.10.2006 принят на должность второго пилота ВС Ту-154, авиационной эскадрильи III (Ту-154), авиационного отряда транспортной авиации № 1 летного комплекса в ОАО «Авиапредприятие «Газпром авиа».

01.10.2013 переведен на должность второго пилота ВС RRJ-95LR-100 авиационной эскадрильи самолетов RRJ-95LR-100 летной службы самолетов иностранного производства ОАО «Авиапредприятие «Газпром авиа».

С 27.05.2013 по 24.01.2014 прошел переучивание на RRJ-95LR-100 в SuperJet International Aviation Training Centre (г. Жуковский).

Квалификационные проверки

На тренажере (самолет RRJ-95LR-100): 22.09.2022 обязанности на борту 2-й пилот – оценка «отлично», заявка ООО Авиапредприятие «Газпром авиа» от 24.10.2022.

В воздухе (самолет RRJ-95LR-100): 07.02.2023 обязанности на борту 2-й пилот – оценка «отлично», заявка ООО Авиапредприятие «Газпром авиа» от 05.04.2023.

На тренажере (самолет RRJ-95LR-100): 17.02.2023 обязанности на борту 2-й пилот – оценка «отлично», заявка ООО Авиапредприятие «Газпром авиа» от 28.02.2023.

На тренажере (самолет RRJ-95LR-100): 08.02.2023 обязанности на борту 2-й пилот – оценка «отлично», заявка ООО Авиапредприятие «Газпром авиа» от 11.03.2024.

На тренажере (самолет RRJ-95LR-100): 30.08.2023 обязанности на борту 2-й пилот – оценка «отлично», заявка ООО Авиапредприятие «Газпром авиа» от 20.09.2023.

В воздухе (самолет RRJ-95LR-100): 10.02.2024 обязанности на борту 2-й пилот – оценка «отлично», заявка ООО Авиапредприятие «Газпром авиа» от 11.03.2024.

Анализ тренажерной подготовки второго пилота по отработке действий экипажа в соответствии с Оперативным сборником экипажа RRJ-95 (M7.92.0QRH.000.GZP.RU) по процедурам, признаки которых имели место в особой ситуации в полете 12.07.2024

Аварийные и особые ситуации	Система ВС	Процедура QRH	Дата отработки, оценка
Превышение максимальной скорости	Оборудование автоматического управления полетом	ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ СИСТЕМЫ SWS	19.05.2019 тренировка 20.05.2019 проверка 24.03.2020 тренировка 26.03.2020 проверка 15.09.2020 тренировка 17.09.2020 проверка 10.03.2021 тренировка 12.03.2021 проверка 07.08.2021 тренировка 09.09.2021 проверка 28.03.2022 тренировка 31.03.2022 проверка 16.09.2022 тренировка 21.09.2022 проверка 02.02.2023 тренировка 17.02.2023 проверка 28.08.2023 тренировка 30.08.2023 проверка 02.02.2024 тренировка 09.02.2024 проверка
Расхождение показаний скорости и высоты между ADS	Навигационное оборудование	NAV ADS DISAGREE	19.05.2019 тренировка 20.05.2019 проверка 24.03.2020 тренировка 26.03.2020 проверка

			15.09.2020 тренировка 17.09.2020 проверка 10.03.2021 тренировка 12.03.2021 проверка 07.08.2021 тренировка 09.09.2021 проверка 28.03.2022 тренировка 31.03.2022 проверка 16.09.2022 тренировка 21.09.2022 проверка 02.02.2023 тренировка 17.02.2023 проверка 28.08.2023 тренировка 30.08.2023 проверка 02.02.2024 тренировка 09.02.2024 проверка
Недостоверная индикация скорости	Навигационное оборудование	НЕДОСТОВЕРНАЯ ИНДИКАЦИЯ СКОРОСТИ	19.05.2019 тренировка 20.05.2019 проверка 24.03.2020 тренировка 26.03.2020 проверка 15.09.2020 тренировка 17.09.2020 проверка 10.03.2021 тренировка 12.03.2021 проверка 07.08.2021 тренировка 09.09.2021 проверка 28.03.2022 тренировка 31.03.2022 проверка 16.09.2022 тренировка 21.09.2022 проверка 02.02.2023 тренировка 17.02.2023 проверка 28.08.2023 тренировка 30.08.2023 проверка 02.02.2024 тренировка 09.02.2024 проверка

Отказ 1(2)(3) ADS	Навигационное оборудование	NAV ADS 1(2)(3) FAULT	19.05.2019 тренировка 20.05.2019 проверка 24.03.2020 тренировка 26.03.2020 проверка 15.09.2020 тренировка 17.09.2020 проверка 10.03.2021 тренировка 12.03.2021 проверка 07.08.2021 тренировка 09.09.2021 проверка 28.03.2022 тренировка 31.03.2022 проверка 16.09.2022 тренировка 21.09.2022 проверка 02.02.2023 тренировка 17.02.2023 проверка 28.08.2023 тренировка 30.08.2023 проверка 02.02.2024 тренировка 09.02.2024 проверка
-------------------	----------------------------	--------------------------	--

Тренажерная подготовка по отработке действий экипажа в соответствии с Оперативным сборником экипажа RRJ-95 (M7.92.0QRH.000.GZP.RU) по процедурам, связанным с особой ситуацией в полете 12.07.2024, второго пилота проводилась в соответствии с требованиями ФАП и РПП.

Уровень профессиональной подготовленности второго пилота соответствовал требованиям, предъявляемым к линейному пилоту.

1.5.2. Сведения о персонале УВД

Должность	Руководитель полетов 1 класса ЛИК филиала ПАО «ОАК» – ЛАЗ им. П.А. Воронина
Пол	Мужской
Возраст	49 лет
Образование	Среднее, Калужское авиационное летно-техническое училище в 1997 году
Стаж работы в должности	Допущен к работе руководителем полетов с 23.06.2016 распоряжением АО «РСК «МиГ» Летно-

	испытательного центра им. А.В. Федотова № 0004-07-84-2016
Квалификация	1-й класс руководителя полетов присвоен приказом Роспрома от 24.05.2006 № 189
Свидетельство авиационного персонала ЭА	Свидетельство руководителя полетов I-У № 000285 выдано 01.06.2016 Минпромторгом России, действительно до 22.03.2025
Повышение квалификации	С 09.11.2020 по 20.11.2020 ШЛИ им. А.В. Федотова г. Жуковский
Результаты прохождения годовых медицинских освидетельствований	АО «Центравиамед» ВЛЭК ЭА г. Москва до 22.03.2025
Проверка теоретических знаний	01.12.2023
Проверка практических навыков	30.05.2024
Тренажерная подготовка	Прохождение тренажей на рабочем месте

Должность	Руководитель полетов 1 класса ЛИК филиала ПАО «ОАК» – ЛАЗ им. П.А. Воронина
Пол	Мужской
Возраст	61 год
Образование	Челябинское высшее военное авиационное краснознаменное училище штурманов в 1985 году
Стаж работы в должности	Допущен к работе руководителем полетов с 27.11.2013 распоряжением ОАО «РСК «МиГ» Летно-испытательного центра им. А.В. Федотова № 0091-07-93-2013
Квалификация	1-й класс руководителя полетов присвоен приказом Минпромторга России от 13.10.2023 № 3913
Свидетельство авиационного персонала ЭА	Свидетельство руководителя полетов I-РП № 000039 выдано 21.05.2019 Минпромторгом России, действительно до 26.03.2025

Повышение квалификации	С 11.09.2023 по 22.09.2023 ШЛИ им. А.В. Федотова г. Жуковский
Результаты прохождения годовых медицинских освидетельствований	АО «Центрaviaмед» ВЛЭК ЭА г. Москва до 26.03.2025
Проверка теоретических знаний	01.12.2023
Проверка практических навыков	02.04.2024
Тренажерная подготовка	Прохождение тренажей на рабочем месте

Должность	Старший диспетчер аэроузлов диспетчерского центра филиала «МЦ АУВД» ФГУП «Госкорпорация по ОрВД»
Пол	Мужской
Возраст	34 года
Образование	Высшее, Московский государственный технический университет гражданской авиации в 2011 году
Стаж работы в должности	Допущен к работе старшим диспетчером с 12.01.2018, приказ директора филиала от 12.01.2018 № 17
Квалификация	1-й класс диспетчера присвоен 28.06.2019 Управлением организации ИВП Росавиации, протокол № 10
Свидетельство авиационного персонала ГА	Свидетельство диспетчера УВД СД 018588 выдано 13.03.2013 ФАС России, действительно до 13.03.2027
Повышение квалификации	КПК НОУ ДПО «Институт Аэронавигации» 25.01.2023–14.02.2023
Результаты прохождения годовых медицинских освидетельствований	ВЛЭК МСЧ АО «Международный аэропорт «Внуково» до 19.08.2024

Проверка теоретических знаний	23.01.2024
Проверка практических навыков	19.06.2024
Тренажерная подготовка	07.07.2024 КСТ «Синтез-ТЦ»

Должность	Диспетчер радиолокационного управления и процедурного контроля АуЗДЦ филиала «МЦ АУВД» ФГУП «Госкорпорация по ОрВД»
Пол	Мужской
Возраст	35 лет
Образование	Высшее, Ульяновское высшее авиационное училище гражданской авиации (институт) в 2010 году
Стаж работы в должности	Допущен к работе диспетчером РЛУ и ПК на секторе А6+А8+ДД1+ДД2+Д6, приказ директора филиала от 17.11.2020 № 1614
Квалификация	1 класс диспетчера УВД присвоен 25.05.2018 Управлением организации ИВП ФАВТ протокол № 6
Свидетельство авиационного персонала ГА	Свидетельство диспетчера УВД СД 013891 выдано 18.08.1988 ФАС России, действительно до 12.09.2025
Повышение квалификации	НОУ ДПО «Институт аэронавигации» 19.02.2024 - 25.03.2024
Результаты прохождения годовых медицинских освидетельствований	ВЛЭК МСЧ АО «Международный аэропорт «Внуково» до 15.04.2028
Проверка теоретических знаний	25.03.2024
Проверка практических навыков	26.03.2024

Тренажерная подготовка	19.06.2024 КСТ «Синтез-ТЦ»
------------------------	----------------------------

Подготовка лиц УВД соответствовала требованиям, установленным для лиц УВД гражданской и экспериментальной авиации.

Действия лиц УВД на возникновение и развитие особой ситуации в полете самолета RRJ-95LR-100 RA-89049 влияния не оказали.

1.5.3. Сведения об инженерно-техническом персонале Центра технического обслуживания и ремонта филиала ПАО «ОАК» – ЛАЗ им. П.А. Воронина

Работы по монтажу датчиков углов атаки на самолет RRJ-95LR-100 RA-89049 выполняли:

Авиационный техник-1

Должность	Авиационный техник по радиооборудованию 4 разряда цеха технического обслуживания и ремонта ВС
Пол	Мужской
Возраст	28 лет
Образование	ГБОУ СПО МО «Луховицкий авиационный техникум» в 2015 году, очная форма обучения по специальности «Техническая эксплуатация и обслуживание электрического и электромеханического оборудования», присвоена квалификация – «Техник», диплом о среднем профессиональном образовании от 26.06.2015 № 115004 0009979. ФГБОУ «РГАУ им. П.А. Костычева» по специальности «Эксплуатация транспортно-технологических машин и комплексов», с присвоением квалификации «бакалавр», диплом от 09.07.2024 № 106224 1000245.
Свидетельство специалиста ГА	Свидетельство специалиста по техническому обслуживанию воздушных судов № 0109477, квалификационная отметка «B2», выдано МТУ ВТ ЦР Росавиации 24.11.2020

В период с 13.11.2019 по 16.12.2019 в сертифицированном авиационно-учебном центре ФГБОУ высшего образования «Московский государственный университет

гражданской авиации» (г. Егорьевск) прошел обучение по программе «Подготовка кандидатов на получение свидетельства специалиста по ТО ВС, квалификационной отметки В1.1 или В2 «Конструкция и АиРЭО самолета RRJ-95 (RRJ-95B, RRJ-95B-100, RRJ-95LR-100) с двигателями SaM-146».

В период с 17.12.2019 по 18.12.2019 в сертифицированном авиационно-учебном центре ФГБОУ высшего образования «Московский государственный университет гражданской авиации» (г. Егорьевск) прошел обучение по программе «Подготовка кандидатов на получение свидетельства специалиста по ТО ВС, квалификационной отметки А, В, С «Возможности человека применительно к техническому обслуживанию воздушных судов отечественного и зарубежного производства».

15.09.2020 сдал экзамен на местной квалификационной комиссии. Заключение комиссии: «Сдал МКК, допущен к самостоятельному техническому обслуживанию ВС в соответствии с квалификационной отметкой «В2» в отношении ВС RRJ-95».

24.11.2020 получил Свидетельство специалиста по техническому обслуживанию воздушных судов № 0109477 с квалификационными отметками: «В2» RRJ-95B (SAM146-S17), «В2» RRJ-95B-100 RRJ-95LR-100 (SAM146-S18).

В период с 12.12.2022 по 15.12.2022 в сертифицированном авиационно-учебном центре ФГБОУ высшего образования «Московский государственный университет гражданской авиации» (г. Егорьевск) прошел обучение по программе повышения квалификации «Периодическая подготовка специалистов по ТО ВС с квалификационной отметкой В1.1 или В2 «Конструкция и АиРЭО самолета RRJ-95 (RRJ-95B, RRJ-95B-100, RRJ-95LR-100) с двигателями SaM-146».

В период с 10.01.2023 по 11.01.2023 прошел программу подготовки «Периодическая подготовка кандидатов на получение свидетельства специалиста по техническому обслуживанию ВС квалификационной отметки А, В или С «Возможности человека применительно к техническому обслуживанию ВС отечественного и зарубежного производства».

Опыт работы:

28.05.2013–28.06.2013: ученик монтажника электрооборудования летательных аппаратов в цехе 2380 Производственного комплекса № 1 филиала АО «РСК МиГ».

02.09.2013–11.10.2013: ученик электромонтера по ремонту и обслуживанию электрооборудования в отделе главного механика Производственного комплекса № 1 филиала АО «РСК МиГ».

07.04.2014–20.06.2014: ученик электромонтера по ремонту и обслуживанию электрооборудования в отделе главного механика Производственного комплекса № 1 филиала АО «РСК МиГ».

17.11.2015–16.11.2016: Служба в Вооруженных силах Российской Федерации.

14.12.2016–31.05.2019: авиационный механик по радиооборудованию 3 разряда цеха обеспечения летных испытаний АО «РСК «МиГ».

01.06.2019–17.11.2019: авиационный техник по радиооборудованию 4 разряда цеха обеспечения летных испытаний АО «РСК «МиГ»

С 18.11.2019 по настоящее время: авиационный техник по радиооборудованию 4 разряда цеха технического обслуживания и ремонта ВС Центра Технического обслуживания и ремонта ВС ГА филиала ПАО «ОАК» – ЛАЗ им. П.А. Воронина.

Уровень профессиональной подготовленности авиационного техника – 1 соответствовал требованиям руководящих документов.

Авиационный техник-2

Должность	Авиационный техник по приборам и электрооборудованию 6 разряда отдела эксплуатации систем вооружения экспериментальных ВС
Пол	Мужской
Возраст	49 лет
Образование	Славянский авиационный технический колледж гражданской авиации (г. Славянск, Украина) в 1994 году по специальности <i>«Техническая эксплуатация пилотажно-навигационных систем и электрооборудования воздушных судов»</i> , присвоена квалификация <i>«авиационный электроник»</i>
Свидетельство специалиста ГА	Свидетельство специалиста по техническому обслуживанию воздушных судов № 01149718, квалификационная отметка <i>«B2»</i> , выдано МТУ ВТ ЦР Росавиации 28.11.2023

В период с 11.04.2022 по 18.05.2022 в сертифицированном авиационно-учебном центре ФГБОУ высшего образования «Московский государственный университет гражданской авиации» (г. Егорьевск) прошел повышение квалификации по программе «Подготовка кандидатов на получение свидетельства специалиста по ТО ВС,

квалификационной отметки В1.1 или В2 «Конструкция и АиРЭО самолета RRJ-95 (RRJ-95B, RRJ-95B-100, RRJ-95LR-100) с двигателями SaM-146».

В период с 19.05.2022 по 20.05.2022 в сертифицированном авиационно-учебном центре ФГБОУ высшего образования «Московский государственный университет гражданской авиации» (г. Егорьевск) прошел повышение квалификации по программе «Подготовка кандидатов на получение свидетельства специалиста по ТО ВС, квалификационной отметки А, В, С «Возможности человека применительно к техническому обслуживанию воздушных судов отечественного и зарубежного производства».

Опыт работы:

04.02.1994–17.10.1995: авиатехник 4 разряда по приборам и электрооборудованию ВС цеха самолетов авиационно-технической базы;

06.09.1996–17.03.2014: работа, не связанная с обслуживанием авиационной техники;

25.03.2014–06.11.2014: авиамеханик по планеру и двигателю 2 разряда;

08.11.2014–17.08.2015: работа, не связанная с обслуживанием авиационной техники;

27.08.2015–31.05.2018: авиационный техник по приборам и электрооборудованию 4 разряда цеха обеспечения летных испытаний АО «РСК «МиГ»;

01.06.2018–30.06.2021: авиационный техник по приборам и электрооборудованию 5 разряда цеха обеспечения летных испытаний АО «РСК «МиГ»;

01.07.2021–30.08.2022: авиационный техник по приборам и электрооборудованию 6 разряда цеха обеспечения летных испытаний АО «РСК «МиГ»;

01.09.2022–24.12.2024: авиационный техник по приборам и электрооборудованию 6 разряда цеха технического обслуживания и ремонта ВС;

с 24.12.2024 по настоящее время: авиационный техник по приборам и электрооборудованию 6 разряда отдела эксплуатации систем вооружения экспериментальных ВС летно-испытательного комплекса № 1 им. А.В. Федотова.

Уровень профессиональной подготовленности авиационного техника-2 соответствовал требованиям руководящих документов.

Авиационный техник-3

Должность	Авиационный техник по радиооборудованию 4 разряда цеха технического обслуживания и ремонта ВС
Пол	Мужской
Возраст	36 лет

Образование	ФГОУ СПО «Луховицкий авиационный техникум» в 2008 году, очная форма обучения по специальности <i>«Техническая эксплуатация и обслуживание электрического и электромеханического оборудования»</i>, присвоена квалификация – <i>«Техник»</i>, диплом о среднем профессиональном образовании от 18.06.2008 № 90 БА 0347161. ФГБОУ ВО «Московский государственный машиностроительный университет» (МАМИ) по специальности <i>«Автомобиле – и тракторостроение»</i>, присвоением квалификации <i>«инженер»</i>, диплом от 21.01.2016 № 107705 0300088
Свидетельство специалиста ГА	Свидетельство специалиста по техническому обслуживанию воздушных судов № 0109484, квалификационная отметка «А1», выдано ЦМТУ Росавиации 25.11.2020, 15.04.2022 г. ЦМТУ Росавиации выдано свидетельство специалиста по техническому обслуживанию воздушных судов № 0139931, квалификационная отметка «В2»

В период с 13.11.2019 по 16.12.2019 в сертифицированном авиационно-учебном центре ФГБОУ высшего образования «Московский государственный университет гражданской авиации» (г. Егорьевск) прошел обучение по программе «Подготовка кандидатов на получение свидетельства специалиста по ТО ВС, квалификационной отметки В1.1 или В2 «Конструкция и АиРЭО самолета RRJ-95 (RRJ-95B, RRJ-95B-100, RRJ-95LR-100) с двигателями SaM-146».

В период с 17.12.2019 по 18.12-2019 в сертифицированном авиационно-учебном центре ФГБОУ высшего образования «Московский государственный университет гражданской авиации» (г. Егорьевск) прошел обучение по программе «Подготовка кандидатов на получение свидетельства специалиста по ТО ВС, квалификационной отметки А, В, С «Возможности человека применительно к техническому обслуживанию воздушных судов отечественного и зарубежного производства».

13.08.2020 сдал экзамен на местной квалификационной комиссии. Заключение комиссии: *«допущен к самостоятельному техническому обслуживанию ВС в соответствии с квалификационной отметкой «А1» в отношении ВС RRJ-95»*.

25.11.2020 получил Свидетельство специалиста по техническому обслуживанию воздушных судов № 0109484 с квалификационными отметками: «А1» RRJ-95B (SAM146-S17), «B2» RRJ-95B-100 RRJ-95LR-100 (SAM146-S18).

24.03.2022 г. сдал экзамен на местной квалификационной комиссии. Заключение комиссии: *«допущен к самостоятельному техническому обслуживанию ВС в соответствии с квалификационной отметкой «B2» в отношении ВС RRJ-95».*

15.04.2022 получил Свидетельство специалиста по техническому обслуживанию воздушных судов № 0139931 с квалификационными отметками: «B2» RRJ-95B (SAM146-S17), «B2» RRJ-95B-100 RRJ-95LR-100 (SAM146-S18).

В период с 31.10.2022 по 03.11.2022 в сертифицированном авиационно-учебном центре ФГБОУ высшего образования «Московский государственный университет гражданской авиации» (г. Егорьевск) прошел обучение по программе повышение квалификации «Периодическая подготовка специалистов по ТО ВС с квалификационной отметкой B1.1 или B2 «Конструкция и АиРЭО самолета RRJ-95 (RRJ-95B, RRJ-95B-100, RRJ-95LR-100) с двигателями SaM-146».

В период 07.11.2022 по 08.11.2022 прошел программу подготовки «Периодическая подготовка кандидатов на получение свидетельства специалиста по техническому обслуживанию ВС квалификационной отметки А, В или С «Возможности человека применительно к техническому обслуживанию ВС отечественного и зарубежного производства».

Опыт работы:

09.03.2007 – 30.06.2007: ученик электромонтера по ремонту и обслуживанию электрооборудования цеха окончательной сборки (2380) ФГУП «РСК «МиГ» Производственного комплекса № 1.

11.07.2008–20.05.2009: электромонтер по ремонту и обслуживанию электрооборудования 3 разряда цеха окончательной сборки (2380) Производственного комплекса № 1 филиала ОАО «РСК «МиГ».

25.05.2009–24.05.2010: служба в Вооруженных Силах Российской Федерации.

23.06.2010–28.02.2011: монтажник электрооборудования летательных аппаратов 2 разряда цеха окончательной сборки (2380) Производственного комплекса № 1 филиала ОАО «РСК «МиГ».

01.03.2011–31.05.2013: монтажник электрооборудования летательных аппаратов 3 разряда цеха окончательной сборки (2380) Производственного комплекса № 1 филиала ОАО «РСК «МиГ».

01.06.2013–31.11.2015: монтажник электрооборудования летательных аппаратов 4 разряда цеха окончательной сборки (2380) Производственного комплекса № 1 филиала АО «РСК «МиГ».

01.12.2015-17.11.2019: монтажник электрооборудования летательных аппаратов 5 разряда цеха окончательной сборки (2380) Луховицкого авиационного завода им. П.А. Воронина –филиала АО «РСК «МиГ».

18.11.2019–30.11.2019: авиационный техник по радиооборудованию 4 разряда центра сервисного обслуживания ВС ГА (7323).

01.12.2019–28.02.2025: авиационный техник по радиооборудованию 4 разряда цеха технического обслуживания и ремонта ВС ГА Центра технического обслуживания и ремонта ВС ГА (7323).

01.03.2025 по настоящее время: авиационный техник по радиооборудованию 4 разряда участка оперативно-гарантийного обслуживания цеха технического обслуживания Центра технического обслуживания (7323).

Уровень профессиональной подготовленности авиационного техника-3 соответствовал требованиям руководящих документов.

Авиационный техник-4

Должность	Авиационный техник по радиооборудованию 4 разряда цеха технического обслуживания и ремонта ВС
Пол	Мужской
Возраст	27 лет
Образование	ГБПОУ МО «Луховицкий авиационный техникум» в 2015 году, очная форма обучения по специальности «Производство летательных аппаратов», присвоена квалификация – «Техник», диплом о среднем профессиональном образовании от 19.06.2018 № 115004 0018568
Свидетельство специалиста ГА	Свидетельство специалиста по техническому обслуживанию воздушных судов № 0149534, квалификационная отметка «B2», выдано ЦМТУ Росавиации 23.09.2022

В период с 13.11.2019 по 16.12.2019 прошел обучение по программе «Подготовка кандидатов на получение свидетельства специалиста по ТО ВС, квалификационной

отметки В1.1 или В2 «Конструкция и АиРЭО самолета RRJ-95 (RRJ-95B, RRJ-95B-100, RRJ-95LR-100) с двигателями SaM-146».

В период с 17.12.2019 по 18.12.2019 в сертифицированном авиационно-учебном центре ФГБОУ высшего образования «Московский государственный университет гражданской авиации» (г. Егорьевск) прошел обучение по программе «Подготовка кандидатов на получение свидетельства специалиста по ТО ВС, квалификационной отметки А, В, С «Возможности человека применительно к техническому обслуживанию воздушных судов отечественного и зарубежного производства».

03.06.2022 сдал экзамен на местной квалификационной комиссии. Заключение комиссии: «Сдал МКК, допущен к самостоятельному техническому обслуживанию ВС в соответствии с квалификационной отметкой «В2» в отношении ВС RRJ-95».

23.09.2022 получил Свидетельство специалиста по техническому обслуживанию воздушных судов № 0149534 с квалификационными отметками: «В2» RRJ-95B (SAM146-S17), «В2» RRJ-95B-100 RRJ-95LR-100 (SAM146-S18).

В период с 12.12.2022 по 15.12.2022 в сертифицированном авиационно-учебном центре ФГБОУ высшего образования «Московский государственный университет гражданской авиации» (г. Егорьевск) прошел обучение по программе повышение квалификации «Периодическая подготовка специалистов по ТО ВС с квалификационной отметкой В1.1 или В2 «Конструкция и АиРЭО самолета RRJ-95 (RRJ-95B, RRJ-95B-100, RRJ-95LR-100) с двигателями SaM-146».

В период 10.01.2023 по 11.01.2023 прошел программу подготовки «Периодическая подготовка кандидатов на получение свидетельства специалиста по техническому обслуживанию ВС квалификационной отметки А, В или С «Возможности человека применительно к техническому обслуживанию ВС отечественного и зарубежного производства».

Опыт работы:

01.08.2012–31.08.2012: подсобный рабочий административно – хозяйственного отдела ОАО «ЦТД «Диаскан».

18.11.2016–27.02.2017: ученик сборщика-клепальщика цеха агрегатной сборки Производственного комплекса № 1 филиала АО «РСК МиГ».

17.07.2017–06.09.2017: продавец-кассир ООО «Лабиринт М».

04.09.2017–01.11.2017: техник отдела общей сборки и летательных испытаний авиационной техники (7306) Производственного комплекса № 1 филиала АО «РСК МиГ».

13.08.2018–17.11.2019: авиационный механик 3 разряда цеха обеспечения летных испытаний воздушных судов Лётно-испытательного комплекса № 2 Луховицкого авиационного завода им. П.А. Воронина – филиала АО «РСК «МиГ».

18.11.2019–30.11.2019: авиационный техник по радиооборудованию 4 разряда центра сервисного обслуживания ВС ГА (7323) Луховицкого авиационного завода им. П.А. Воронина – филиала АО «РСК «МиГ».

01.12.2019–30.09.2024: авиационный техник по радиооборудованию 4 разряда цеха технического обслуживания и ремонта ВС ГА центра технического обслуживания и ремонта ВС ГА (7323) филиала ПАО «ОАК» – ЛАЗ им. П.А. Воронина.

Уровень профессиональной подготовленности авиационного техника-4 соответствовал требованиям руководящих документов.

Начальник цеха

Должность	Начальник цеха
Пол	Мужской
Возраст	30 лет
Образование	ГБОУ СПО МО «Луховицкий авиационный техникум» в 2014 году, очная форма обучения по специальности «Техническая эксплуатация и обслуживание электрического и электромеханического оборудования», присвоена квалификация – «Техник», диплом о среднем профессиональном образовании от 27.06.2014 № 115004 0009888. ФГБОУ «РГАУ им. П.А. Костычева» по специальности «Эксплуатация транспортно-технологических машин и комплексов», присвоением квалификации «бакалавр», диплом от 09.07.2024 № 106224 1000245.
Свидетельство специалиста ГА	Свидетельство специалиста по техническому обслуживанию воздушных судов № 0169055, квалификационная отметка «B2, C», выдано ЦМТУ Росавиации 13.03.2024

В период с 13.11.2019 по 16.12.2019 в сертифицированном авиационно-учебном центре ФГБОУ высшего образования «Московский государственный университет гражданской авиации» (г. Егорьевск) прошел обучение по программе «Подготовка кандидатов на получение свидетельства специалиста по ТО ВС, квалификационной

отметки В1.1 или В2 «Конструкция и АиРЭО самолета RRJ-95 (RRJ-95B, RRJ-95B-100, RRJ-95LR-100) с двигателями SaM-146».

В период с 17.12.2019 по 18.12.2019 в сертифицированном авиационно-учебном центре ФГБОУ высшего образования «Московский государственный университет гражданской авиации» (г. Егорьевск) прошел обучение по программе «Подготовка кандидатов на получение свидетельства специалиста по ТО ВС, квалификационной отметки А, В, С «Возможности человека применительно к техническому обслуживанию воздушных судов отечественного и зарубежного производства».

15.09.2020 сдал экзамен на местной квалификационной комиссии. Заключение комиссии: *«допущен к самостоятельному техническому обслуживанию ВС в соответствии с квалификационной отметкой «В2» в отношении ВС RRJ-95».*

13.10.2020 получил Свидетельство специалиста по техническому обслуживанию воздушных судов № 0109415 с квалификационными отметками: «В2» RRJ-95B (SAM146-S17), «В2» RRJ-95B-100 RRJ-95LR-100 (SAM146-S18).

В период с 12.12.2022 по 15.12.2022 в сертифицированном авиационно-учебном центре ФГБОУ высшего образования «Московский государственный университет гражданской авиации» (г. Егорьевск) прошел обучение по программе повышение квалификации «Периодическая подготовка специалистов по ТО ВС с квалификационной отметкой В1.1 или В2 «Конструкция и АиРЭО самолета RRJ-95 (RRJ-95B, RRJ-95B-100, RRJ-95LR-100) с двигателями SaM-146».

В период 10.01.2023 по 11.01.2023 прошел программу подготовки «Периодическая подготовка кандидатов на получение свидетельства специалиста по техническому обслуживанию ВС квалификационной отметки А, В или С «Возможности человека применительно к техническому обслуживанию ВС отечественного и зарубежного производства».

10.11.2023 сдал экзамен на местной квалификационной комиссии. Заключение комиссии: *«допущен к самостоятельному техническому обслуживанию ВС в соответствии с квалификационной отметкой «С» в отношении ВС RRJ-95».*

13.03.2024 получил Свидетельство специалиста по техническому обслуживанию воздушных судов № 0109415 с квалификационными отметками: «С», «В2» RRJ-95B (SAM146-S17), «С», «В2» RRJ-95B-100 RRJ-95LR-100 (SAM146-S18).

Опыт работы:

12.01.2012–05.02.2012: ученик электромонтера по ремонту и обслуживанию электрооборудования отдела главного механика Производственного комплекса № 1 филиала АО «РСК МиГ».

06.02.2012–17.02.2012: ученик монтажника электрооборудования летательных аппаратов цеха окончательной сборки (2380) Производственного комплекса № 1 филиала АО «РСК МиГ».

04.03.2013–28.06.2013: ученик электромонтера по ремонту и обслуживанию электрооборудования отдела главного механика (7082) Производственного комплекса № 1 филиала АО «РСК МиГ».

02.07.2014–02.07.2015: служба в Вооруженных Сил Российской Федерации.

06.08.2015–30.11.2016: авиационный механик по приборам и электрооборудованию 3 разряда цеха обеспечения лётных испытаний ВС Летно-испытательного комплекса № 2 Производственного комплекса № 1 филиала АО «РСК МиГ».

01.12.2016–30.05.2019: авиационный техник по приборам и электрооборудованию 4 разряда цеха обеспечения лётных испытаний ВС Летно-испытательного комплекса № 2 Луховицкого авиационного завода им. П.А. Воронина - филиала АО «РСК МиГ».

01.06.2019–17.11.2019: авиационный техник по приборам и электрооборудованию 5 разряда цеха обеспечения лётных испытаний ВС Летно-испытательного комплекса № 2 Луховицкого авиационного завода им. П.А. Воронина - филиала АО «РСК МиГ».

18.11.2019–30.11.2019: авиационный техник по радиооборудованию 4 разряда центра технического обслуживания Луховицкого авиационного завода им. П.А. Воронина – филиала АО «РСК МиГ».

01.12.2019–31.01.2022: авиационный техник по радиооборудованию 4 разряда центра технического обслуживания и ремонта ВС ГА Луховицкого авиационного завода им. П.А. Воронина – филиала АО «РСК МиГ».

01.02.2022–31.07.2023: инженер отдела технического контроля центра технического обслуживания и ремонта ВС ГА филиала ПАО «ОАК» – ЛАЗ им. П.А. Воронина.

01.08.2023–28.02.2025: начальник цеха технического обслуживания и ремонта ВС ГА центра технического обслуживания и ремонта ВС ГА филиала ПАО «ОАК» – ЛАЗ им. П.А. Воронина.

С 01.03.2025 по настоящее время – начальник цеха технического обслуживания центра технического обслуживания филиала ПАО «ОАК» – ЛАЗ им. П.А. Воронина.

Уровень профессиональной подготовленности начальника цеха соответствовал требованиям руководящих документов.

1.6. Сведения о воздушном судне



Рис. 23. Самолет RRJ-95LR-100 RA-89049 до АП

Тип ВС	Самолет RRJ-95 (модель – RRJ-95LR-100)
Изготовитель	АО «Гражданские самолеты Сухого» ¹⁴
Дата выпуска	23.01.2015
Заводской номер	95078
Государственный и регистрационный опознавательные знаки	RA-89049
Свидетельство о государственной регистрации	№ 7888 от 29.05.2024, выдано Управлением инспекции по безопасности полетов Росавиации
Собственник	ООО Авиапредприятие «Газпром авиа»
Свидетельство о государственной регистрации прав на воздушное судно	Серия АА № 008798 от 15.06.2015. ВС передано в собственность ООО Авиапредприятие «Газпром авиа» на основании акта сдачи-приемки воздушного судна от 05.03.2015

¹⁴ В настоящее время Филиал ПАО «Яковлев» «Региональные самолеты».

Сертификат летной годности	№ 2082220320, выдан 20.07.2022 Центральным МТУ Росавиации, срок действия – 23.01.2030 в пределах назначенного ресурса 15000 летных часов, 10000 посадок, 15 календарных лет. Плановый инспекционный контроль летной годности ГВС был проведен Центральным МТУ Росавиации 21.12.2023
Назначенный ресурс/срок службы ВС	25000 ч/15 лет (согласно Одобрению главного изменения № FATA-020411A-МС-22)
Наработка СНЭ	7183 ч, 3071 циклов
Остаток назначенного ресурса и срока службы по действующему этапу отработки	17817 ч, 5 лет 6 месяцев
Межремонтный ресурс и межремонтный срок службы	Разработчиком не установлен, эксплуатировался по техническому состоянию
Количество ремонтов, дата и место последнего ремонта	Не проводился
Последнее оперативное (линейное) ТО	«Daily Check» (Заказ на работу № 027/24) было выполнено 12.07.2024 (Заказ на выполнение работ Customer Work Order CWO № GPA-WO-24-044-RA89049) при наработке ВС 7183 часа, 3071 цикл. Последняя форма ОТО по форме «Daily Check» была выполнена ЦТОиР ВС ГА ЛАЗ им. П.А. Воронина. «Weekly Check» (Заказ на работу № 026/24) было проведено 12.07.2024 (Заказ на выполнение работ Customer Work Order CWO № GPA-WO-24-044-RA89049) при наработке ВС 7183 часа, 3071 цикл. Последняя форма ОТО по форме «Weekly Check» была

	выполнена ЦТОиР ВС ГА ЛАЗ им. П.А. Воронина
Последнее периодическое ТО	Последнее периодическое (базовое) техническое обслуживание по форме «2А+4А+1С+2С+5С-Check» (пакет GPA-24-044-RA89049) было выполнено 12.07.2024 ЦТОиР ВС ГА ЛАЗ им. П.А. Воронина (Заказ на выполнение работ Customer Work Order CWO № GPA-WO-24-044-RA89049) при наработке ВС 7183 часа, 3071 цикл

На самолете были установлены двигатели производства POWERJET S.A. (Франция) и ВСУ производства HONEYWELL International Inc. (США).

Двигатели	СУ № 1 (левый)	СУ № 2 (правый)	ВСУ
Тип	SaM-146-1S-18	SaM-146-1S-18	RE220[RJ] WE3800770-3
Заводской номер	146157	146170	P-951
Дата выпуска	31.12.2012	30.04.2013	27.08.2014
Ресурсы и сроки службы	Не установлены, эксплуатация по техническому состоянию	Не установлены, эксплуатация по техническому состоянию	Не установлены, эксплуатация по техническому состоянию
Наработка СНЭ, часы/циклы	8311/3585	8558/3760	7066/5852
Количество ремонтов	один	один	нет
Дата и место последнего ремонта	01.06.2020, UEC Saturn (г. Рыбинск)	15.11.2022, UEC Saturn (г. Рыбинск)	—
Наработка ППР, часы/циклы	4330/1899	1582/707	—

Последнее периодическое обслуживание	Выполнено по форме «2А+4А+1С+2С+5С- Check» (пакет GPA-24- 044-RA89049) 12.07.2024 ЦТОиР ВС ГА ЛАЗ им. П.А. Воронина при наработке 8311 часов, 3585 циклов	Выполнено по форме «2А+4А+1С+2С+5С- Check» (пакет GPA- 24-044-RA89049) 12.07.2024 ЦТОиР ВС ГА ЛАЗ им. П.А. Воронина при наработке 8558 часов, 3760 циклов	Выполнено по форме «2А+4А+1С+2С+5 С-Check» (пакет GPA-24-044- RA89049) 12.07.2024 ЦТОиР ВС ГА ЛАЗ им. П.А. Воронина при наработке 7066 часов, 5852 цикла
--	---	---	---

Техническое обслуживание самолета RRJ-95LR-100 RA-89049 в период его эксплуатации осуществлялось ООО Авиапредприятие «Газпром авиа».

ООО Авиапредприятие «Газпром авиа» имеет одобрение на выполнение работ по оперативному и периодическому ТО ВС типа RRJ-95LR-100 в соответствии с Сертификатом организации по техническому обслуживанию № 285-21-076, выданным Росавиацией 23.11.2021.

Руководство по организации технического обслуживания воздушных судов ООО Авиапредприятие «Газпром авиа» согласовано начальником отдела поддержания летной годности гражданских ВС Центрального МТУ Росавиации 20.06.2023, утверждено и введено в действие приказом ООО Авиапредприятие «Газпром авиа» от 21.06.2023 № 2972 (редакция 02 с изменением № 2 от 03.11.2023, временными изменениями № 2.1 от 21.12.2023, № 2.2 от 01.03.2024).

Согласно ИДПТО ВС RRJ-95 (M7.92.0MPD.000.000.RU издание 008) периодичность планового ТО устанавливается в процессе MSG-3 анализа в технических единицах наработки (часах налета, полетах, календарном сроке), которые с наибольшей достоверностью определяют степень воздействия на ухудшение технического состояния систем и конструкции при эксплуатации ВС.

Примечание: MSG-3 представляет собой логический процесс принятия решений для определения требований первоначальных профилактических работ по ТОиР для новых ВС и/или силовых установок. Этот документ предоставляет средство для выполнения задач по ТОиР с периодичностью, приемлемой для регулирующих органов, авиакомпаний

и производителей. Целью анализа является поддержание необходимого уровня безопасности и достижение оптимального баланса между расходами на ТОиР и надежностью.

Данные ИДПТО не содержат требований по установлению комплексных плановых проверок. Все пункты планового ТО имеют индивидуально назначенные периодичности, что обеспечивает эксплуатанта вариативностью при формировании программы ТО.

Эксплуатантам разрешено самостоятельно пакетировать задачи планового ТО с учетом фактической наработки ВС при условии, что пороги начала работ по ТО и их периодичность, установленные в ИДПТО, не будут превышены.

Техническое обслуживание самолета выполнялось на основании Программы технического обслуживания ВС RRJ-95LR-100 ООО Авиапредприятия «Газпром авиа» ПТО RRJ-95 ревизия 16 изменение 00 от 15.01.2024, согласованной с начальником отдела ПЛГ ГВС Центрального МТУ Росавиации. Программа технического обслуживания разработана на базе ИДПТО разработчика ВС и других документов.

Техническая эксплуатация самолета RRJ-95LR-100 RA-89049 ООО Авиапредприятие «Газпром авиа» соответствовала установленным требованиям.

ПАО «ОАК» имеет сертификат организации по техническому обслуживанию от 08.07.2022 № 285-22-053, выданный Росавиацией 08.07.2022.

ЦТОиР ВС ГА ЛАЗ им. П.А. Воронина с момента образования было обслужено 25 воздушных судов (включая ВС RA-89049), а именно:

1. В 2021 году выполнено оперативное техническое и периодическое техническое обслуживание следующих ВС:

АО «Авиакомпания «Россия» – 1 ВС (внедрение сервисного бюллетеня на базе Заказчика);

ЦСН СР «Росгвардии» – 1 ВС (переконсервация ВС на базе Заказчика);

АО «Авиакомпания «АЗИМУТ» – 1 ВС;

Итого: выполнено ТО 3 ВС, замечаний от эксплуатантов не поступало.

2. В 2022 году выполнено оперативное техническое и периодическое техническое обслуживание следующих ВС:

АО «АТК «Ямал» – 2 ВС;

АО «Авиакомпания «Россия» – 5 ВС;

ФГБУ «СЛО «Россия» – 2 ВС;

Авиакомпания АО «Ред Вингс» – 3 ВС.

Итого: выполнено ТО 12 ВС, замечаний от эксплуатантов не поступало.

3. В 2023 году выполнено оперативное техническое и периодическое техническое обслуживание следующих ВС:

АО «АТК «Ямал» – 1 ВС;

АО «Авиакомпания «Россия» – 2 ВС;

Авиакомпания АО «Ред Вингс» – 4 ВС;

Итого: выполнено ТО 7 ВС, замечаний от эксплуатантов не поступало.

4. В 2024 году выполнено оперативное техническое и периодическое техническое обслуживание следующих ВС:

ФГБУ «СЛО «Россия» – 1 ВС;

ООО Авиапредприятие «Газпром авиа» – 2 ВС (включая ВС RA-89049).

Ниже приведена информация о работах (форма обслуживания), проведенных на ВС на территории филиала ЛАЗ имени П.А. Воронина.

2021 год

Форма обслуживания	ВС	Эксплуатант
C02-Check	RA-89079	АО «Авиакомпания АЗИМУТ»

2022 год

Форма обслуживания	ВС	Эксплуатант
730D4+ADDCheck	RA-89068	АО «АТК «Ямал»
CheckC+2C+4C	RA-89040	ФГБУ «СЛО «Россия»
730DY+7500FH+ADD	RA-89071	АО «АТК «Ямал»
1C-CHECK	RA-89131	АО «Авиакомпания «Россия»
C-CHECK	RA-89138	АО «Ред Вингс»
1C-CHECK	RA-89130	АО «Авиакомпания «Россия»
C-CHECK	RA-89137	АО «Ред Вингс»
1C-CHECK	RA-89133	АО «Авиакомпания «Россия»
1C-CHECK	RA-89132	АО «Авиакомпания «Россия»
C-CHECK	RA-89140	АО "Ред Вингс"
C-CHECK	RA-89134	АО «Авиакомпания «Россия»
CheckC+2C+4C	RA-89039	ФГБУ «СЛО «Россия»

2023 год

Форма обслуживания	ВС	Эксплуатант
C-CHECK	RA-89141	АО «Ред Вингс»
1C-CHECK+4Y+8Y	RA-89052	АО «Авиакомпания «Россия»
C-CHECK	RA-89143	АО «Ред Вингс»

1C-CHECK+4Y+8Y	RA-89051	АО «Авиакомпания «Россия»
C-CHECK	RA-89144	АО «Ред Вингс»
1C+2C CHECK	RA-89122	АО «Ред Вингс»
2920DY+1460DY+730DY+7500FH+ADD CHECK	RA-89070	АО «АТК «Ямал»

2024 год¹⁵

Форма обслуживания	ВС	Эксплуатант
C-CHECK	RA-89039	ФГБУ «СЛО «Россия»
1C+5C-Check	RA-89029	ООО Авиапредприятие «Газпром авиа»
2A+4A+1C+2C+5C-Check	RA-89049	ООО Авиапредприятие «Газпром авиа»

Периодическое техническое обслуживание по форме ТО «А» содержит в себе общие инспекции ВС и обслуживание систем ВС для поддержания ВС в состоянии, соответствующем требованиям эксплуатационной документации.

Форма ТО «2А» выполняется с интервалом 750 летных часов или 300 посадок или 180 дней (6 месяцев), что наступит раньше.

Форма ТО «4А» выполняется с интервалом 1500 летных часов или 600 посадок или 360 дней (12 месяцев), что наступит раньше.

Периодическое техническое обслуживание по форме ТО «С» содержит в себе более глубокие инспекции ВС, системные и функциональные проверки систем ВС, а также снятие лючков и панелей для доступа к узлам и агрегатам ВС.

Форма ТО «1С» выполняется с интервалом 3000 летных часов или 1200 посадок или 24 месяца (2 года), что наступит раньше.

Форма ТО «2С» выполняется с интервалом 6000 летных часов или 2400 посадок или 48 месяцев (4 года), что наступит раньше.

Форма ТО «5С» выполняется с интервалом 15000 летных часов или 6000 посадок или 120 месяцев (10 лет), что наступит раньше.

ТО ВС ООО Авиапредприятие «Газпром авиа» осуществлялось ПАО «ОАК» – ЛАЗ им. П.А. Воронина в соответствии с Договором от 07.02.2024 № ПР-КЗ/МИ-11/1-63-23, которым также предусмотрено выполнение дополнительных работ по обращению заказчика.

Демонтаж двух ДУА с ВС RRJ-95LR-100 RA-89018 производился 08.07.2024 на основании заказа на ТО от 02.07.2024 № GPA-WO-24-045/3-RA-89018.

¹⁵ На 16.07.2024

Примечание: Работы по демонтажу и монтажу ДУА в ЦТОиР ВС ГА проводились на следующих ВС ООО Авиапредприятие «Газпром авиа» (необходимость одновременной замены двух ДУА была обусловлена дефицитом ДУА у эксплуатанта ВС):

RA-89029 (демонтаж – в соответствии с запросом эксплуатанта ВС, с последующей передачей ДУА эксплуатанту);

RA-89049 (демонтаж – с целью установки на ВС RA-89029);

RA-89018 (демонтаж – с целью установки на ВС RA-89049, в настоящее время ВС RA-89018 находится на хранении в ЦТОиР ВС ГА, накладки ДУА 23-Т341, 24-Т341 демонтированы с ВС 13.03.2025).

При выполнении дополнительных работ 06.05.2024 с самолета RRJ-95LR-100 RA-89049 были демонтированы два датчика углов атаки основных подсистем ADS 1, ADS 2 системы воздушных сигналов самолета RRJ-95 (p/n C16177BC s/n C16177003371 и p/n C16177BC s/n C16177003203).

В тот же день указанные датчики были установлены на ВС RRJ-95LR-100 RA-89029.

В период с 08.07.2024 по 10.08.224 на самолет RRJ-95LR-100 RA-89049 были установлены датчики углов атаки s/n C16177003128 и s/n C16177003325, демонтированные 08.07.2024 с самолета RRJ-95LR-100 RA-89018.

Заправка самолета авиатопливом ТС-1, согласно расходному ордеру (требованию) № 0014664, была выполнена 11.07.2024 в количестве 6505 л (5074 кг).

Перед полетом 12.07.2024 на самолете RRJ-95LR-100 RA-89049 персоналом контрактной организации ЦТОиР было выполнено ОТО по формам «Daily Check» и «Weekly Check». Согласно записям на лицевой странице заказов на выполнение работ по указанным формам ОТО ВС замечаний не было.

Организация технического обслуживания ВС в ЦТОиР осуществлялась в соответствии с требованиями руководящих документов. При непосредственном выполнении работ в ЦТОиР были допущены нарушения требований пооперационного контроля и хранения демонтированных агрегатов на складе АТИ, которые будут рассмотрены в разделе 2.2 настоящего отчета.

1.7. Метеорологическая информация

Синоптическая ситуация на аэродроме Луховицы (Третьяково) и в районе места авиационного происшествия определялась гребнем антициклона.

Прогноз погоды по аэродрому Луховицы (Третьяково) выпущен АМСГ Третьяково ФГБУ «ГАМЦ Росгидромета»:

Прогноз погоды по аэродрому Луховицы (Третьяково) в коде TAF с периодом действия с 09:00 до 18:00 UTC выпущен 12.07.2024 в 07:51 UTC:

приземный ветер: направление 160°, скорость ветра 3 м/с; видимость 10 км и более; облачность разбросанная, высота нижней границы 1200 м.

Прогноз погоды по аэродрому Луховицы (Третьяково) в коде TAF с периодом действия с 12:00 до 21:00 UTC выпущен 12.07.2024 в 10:51 UTC:

приземный ветер: направление 160°, скорость ветра 3 м/с; видимость 10 км и более; облачность разбросанная, высота нижней границы 1200 м.

Фактическая погода на аэродроме Луховицы (Третьяково) за 11:30 UTC:

Направление приземного ветра – 50°, скорость ветра – 2 м/с, видимость – 10 км и более, отсутствует кучево-дождевая, мощно-кучевая облачность и облачность ниже 1500 м; отсутствуют особые явления погоды; температура воздуха плюс 27 °С, температура точки росы плюс 10 °С; атмосферное давление QNH 1019 гПа; коэффициент сцепления на ВПП 10 – 0.6; прогноз на посадку: нет значительных изменений.

Фактическая погода на аэродроме Луховицы (Третьяково) за 12:00 UTC:

Направление приземного ветра переменное, скорость ветра – 2 м/с, видимость – 10 км и более, отсутствует кучево-дождевая, мощно-кучевая облачность и облачность ниже 1500 м; отсутствуют особые явления погоды; температура воздуха плюс 27 °С, температура точки росы плюс 10 °С; атмосферное давление QNH 1019 гПа; коэффициент сцепления на ВПП 10 – 0.6; прогноз на посадку: нет значительных изменений.

Местная сводка погоды по аэродрому Луховицы (Третьяково) по сигналу «Тревога» в 12:01 UTC: направление приземного ветра – 030°, скорость – 2 м/с, порывы до 3 м/с, перпендикулярная к ВПП составляющая – 3.1 м/с; видимость 10 км и более; облачность 4 октанта верхнего яруса, 3 октанта кучевой, высота нижней границы 1500 м; температура воздуха плюс 27.5 °С, температура точки росы – 11.1 °С; относительная влажность 36%, абсолютная влажность 13,2%; атмосферное давление QFE 750,8 мм рт. ст., QFE 1001.1 гПа, QNH 1019.7 гПа; коэффициент сцепления на ВПП 10 – 0.6; прогноз на посадку: нет значительных изменений.

По данным ДМРЛ-С за период с 11:50 до 12:10 UTC опасные явления погоды в районе места АП отсутствовали. Экипаж получил метеорологическую информацию у старшего сменного полетного диспетчера отдела штурманского и аэронавигационного обеспечения полетов службы летной эксплуатации самолетов в комнате брифинга аэропорта Внуково.

Метеоусловия не оказали влияния на исход полета.

1.8. Средства навигации, посадки и УВД

Средства наблюдения (радиолокации), предназначенные для УВД, контроля за полетами воздушных судов и обеспечения их навигации сертифицированы и работали в штатном режиме. Случаев отказа, неправильного их использования и замечаний в работе оборудования не выявлено.

1.9. Средства связи

Самолет был оборудован следующими средствами авиационной электросвязи:

приемопередатчик КВ связи P/N 064-01073-0102 – 1 шт.;

приемопередатчик УКВ связи P/N EVR750-04-0100A – 3 шт.;

аварийная радиостанция P-855A1 P/N ЯЕ1.100.009ТУ – 1 шт.

Разрешение на бортовые радиостанции, используемые на гражданском воздушном судне № 05707 выдано 10.12.2015 Росавиацией.

Средства авиационной электросвязи работали штатно. Замечаний от диспетчерского состава и экипажей ВС не поступало.

1.10. Данные об аэродроме

Аэродром Луховицы (Третьяково) является аэродромом экспериментальной авиации 1-го класса, расположен в 6 км южнее развилки шоссе дорог Москва – Рязань и Луховицы – Зарайск и в 8 км южнее ж/д станции и районного центра Луховицы Московской области.

Собственник аэродрома – ПАО «ОАК». Свидетельство о государственной регистрации аэродрома экспериментальной авиации Российской Федерации от 21.11.2016 № 2 выдано Минпромторгом России.

На аэродроме базируются воздушные суда филиала ПАО «ОАК» – «ЛАЗ им. П.А. Воронина». Старшим авиационным начальником аэродрома является директор Филиала ПАО «ОАК» – «ЛАЗ им. П.А. Воронина».

Географические координаты контрольной точки аэродрома: 54°54'18" с. ш.; 039°01'37" в. д. Максимальное абсолютное превышение аэродрома – 157,9 м. Магнитное склонение – плюс 12°.

Класс воздушного пространства в районе аэродрома Луховицы – С.

Летное поле аэродрома в виде многоугольника, вытянутого с запада на восток, основными размерами 4000x2000 м.

На аэродроме имеется ИВПИ размером 3000x60 м. Тип покрытия – железобетон, цементобетон. Классификационное число покрытия ИВПИ: PCN 39/R/B/W/T.

Магнитные путевые углы захода на посадку:

- ВПП 10 МПУ = 098°;

- ВПП 28 МПУ = 278°.

ИВПП пригодна для эксплуатации всеми типами ВС и имеет дневную и ночную маркировку.

Аэронавигационная информация для выполнения полетов в районе аэродрома Луховицы (Третьяково) опубликована в Сборнике аэронавигационной информации № 23-1. Карта аэродрома приведена на Рис. 24.

КАРТА АЭРОДРОМА

КТА: с54 54 18,7 в039 01 37,1

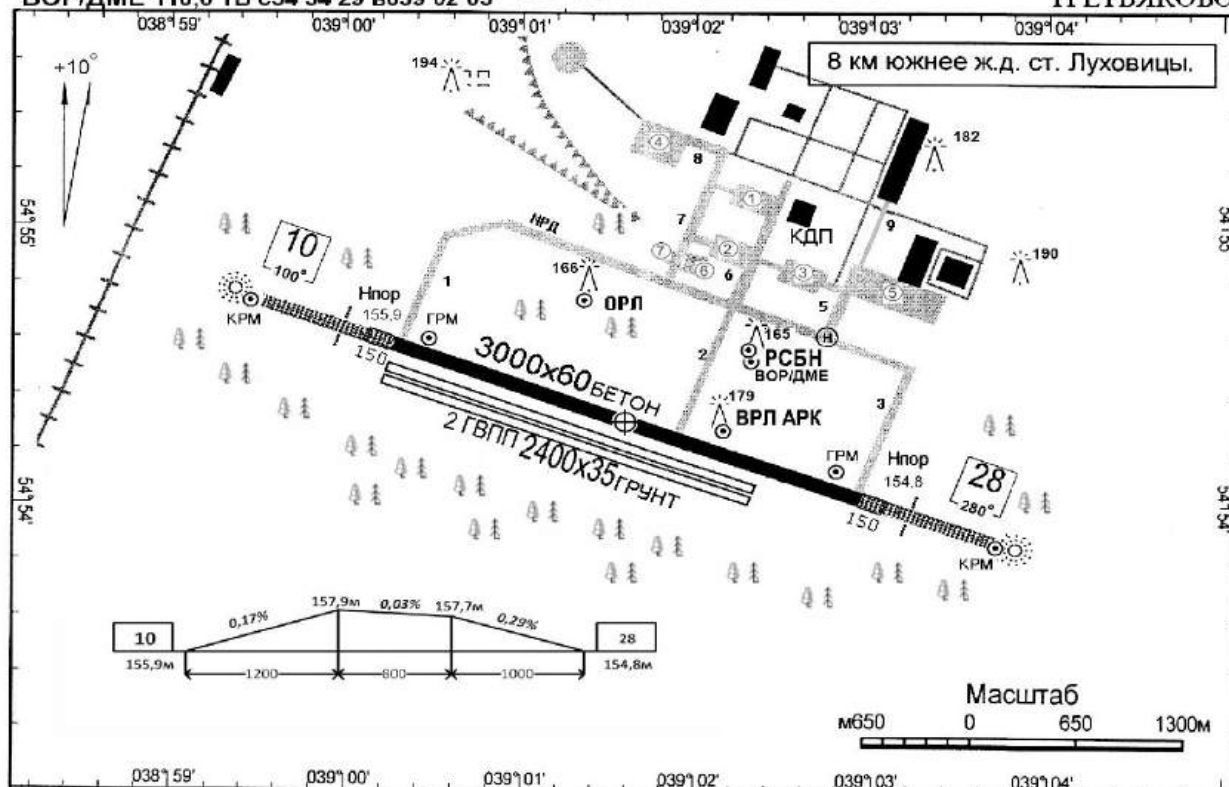
РСБН 28н с54 54 32 в039 02 12

ВОР/ДМЕ 110,0 ТВ с54 54 29 в039 02 05

Наэр.
157,9ЛЕПЕСТОК СТАРТ 124,0
ЛЕПЕСТОК РУЛЕНИЕ 124,0

ЛУХОВИЦЫ, РОССИЯ

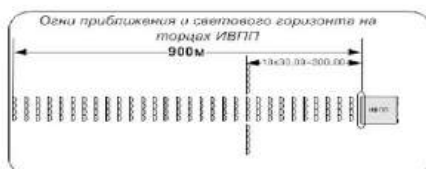
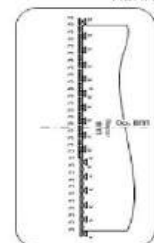
ТРЕТЬЯКОВО



СВЕТООБОРУДОВАНИЕ ВПП 10/28

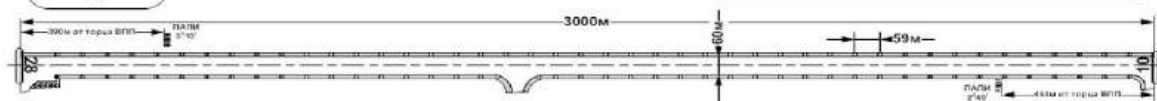
Расстановка входных и ограничительных огней на торцах ИВПП

Светосигнального оборудования ОВИ «Луч-4МС».



Условные обозначения

- Огонь ВПП, боковой (белый)
- ⊙ Огонь ВПП, на последних 600м (бело-желтый)
- ⊖ Огонь входной (зеленый)
- ⊕ Огонь ограничительный (красный)
- ⊖ Огонь глиссадный (ПАПИ)
- ⊖ Огонь уширения ВПП (желтый -заглушка)
- ⊖ Огонь приближения (белый)



АЭРОДРОМНОЕ СВЕТООБОРУДОВАНИЕ	ВПП	НАПРАВЛЕНИЕ (ИСТИННОЕ)	КООРДИНАТЫ ПОРОГОВ	НЕСУЩАЯ СПОСОБНОСТЬ
ОВИ «Луч-4МС»	10	109°47'48"	с54 54 35,10 в039 00 17,93	РСН 39/Р/В/В/Т
Огни приближения и светового приближения	28	289°49'58"	с54 54 02,19 в039 02 56,31	

Рис. 24. Карта аэродрома Луховицы (Третьяково)

1.11. Бортовые самописцы

Самолет RRJ-95LR-100 RA-89049 был оборудован регистратором полетной информации твердотельным L-3 FA2100 PNR 2100-2043-12 (далее – FDR), регистратором звуковой информации твердотельным L-3 FA2100 PNR 2100-1025-12 (далее – CVR) и интегрированным блоком управления полетными данными iFDMU с Flash-картой PCMCIA.

На месте АП обнаружены FDR (Рис. 25), CVR (Рис. 26), интегрированный блок управления полетными данными iFDMU и плата Flash-карты PCMCIA (Рис. 27).



Рис. 25. Общий вид регистратора полетной информации L-3 FA2100 PNR 2100 2043 12

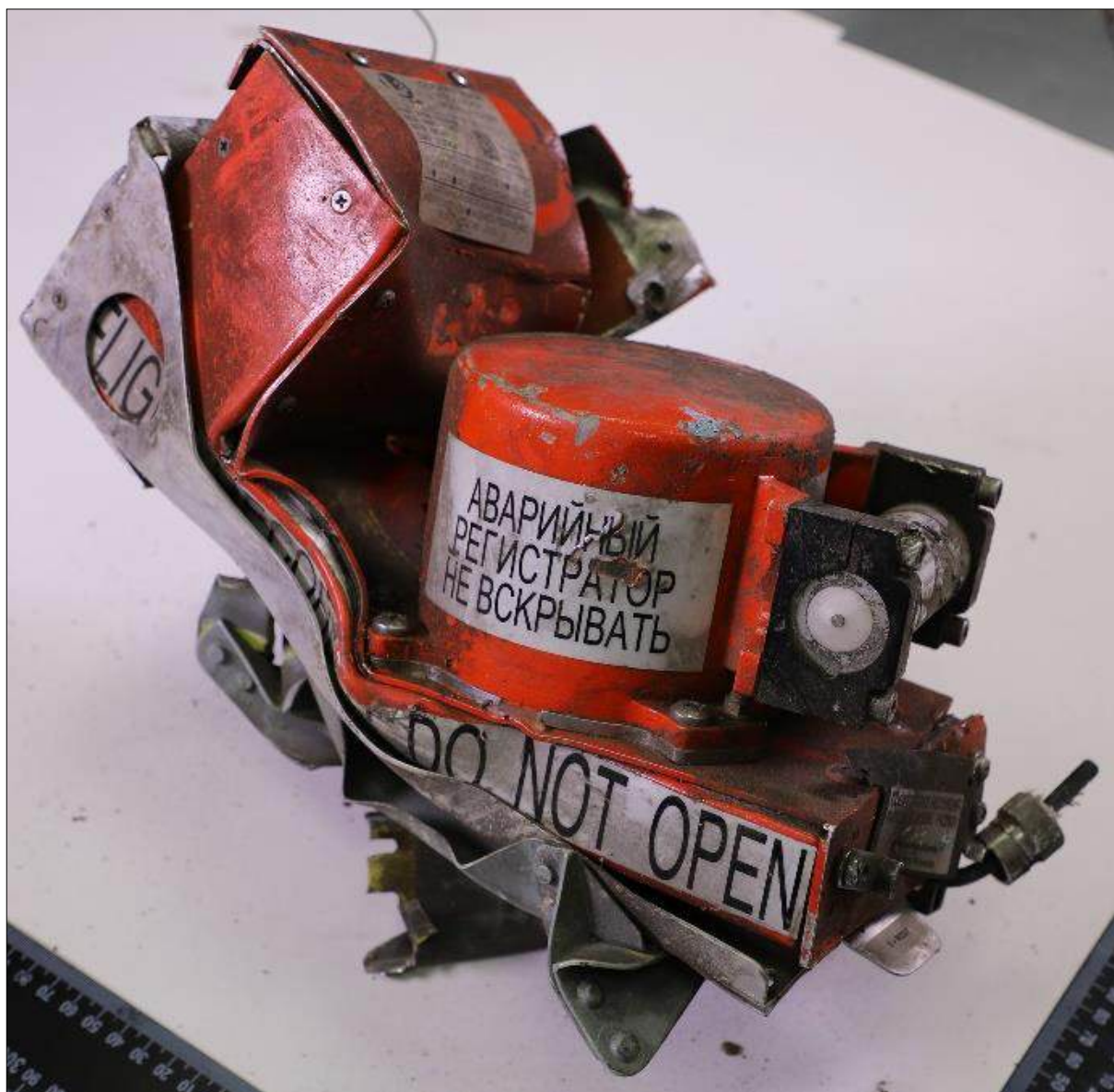


Рис. 26. Общий вид регистратора звуковой информации L-3 FA2100 PNR 2100-1025-12

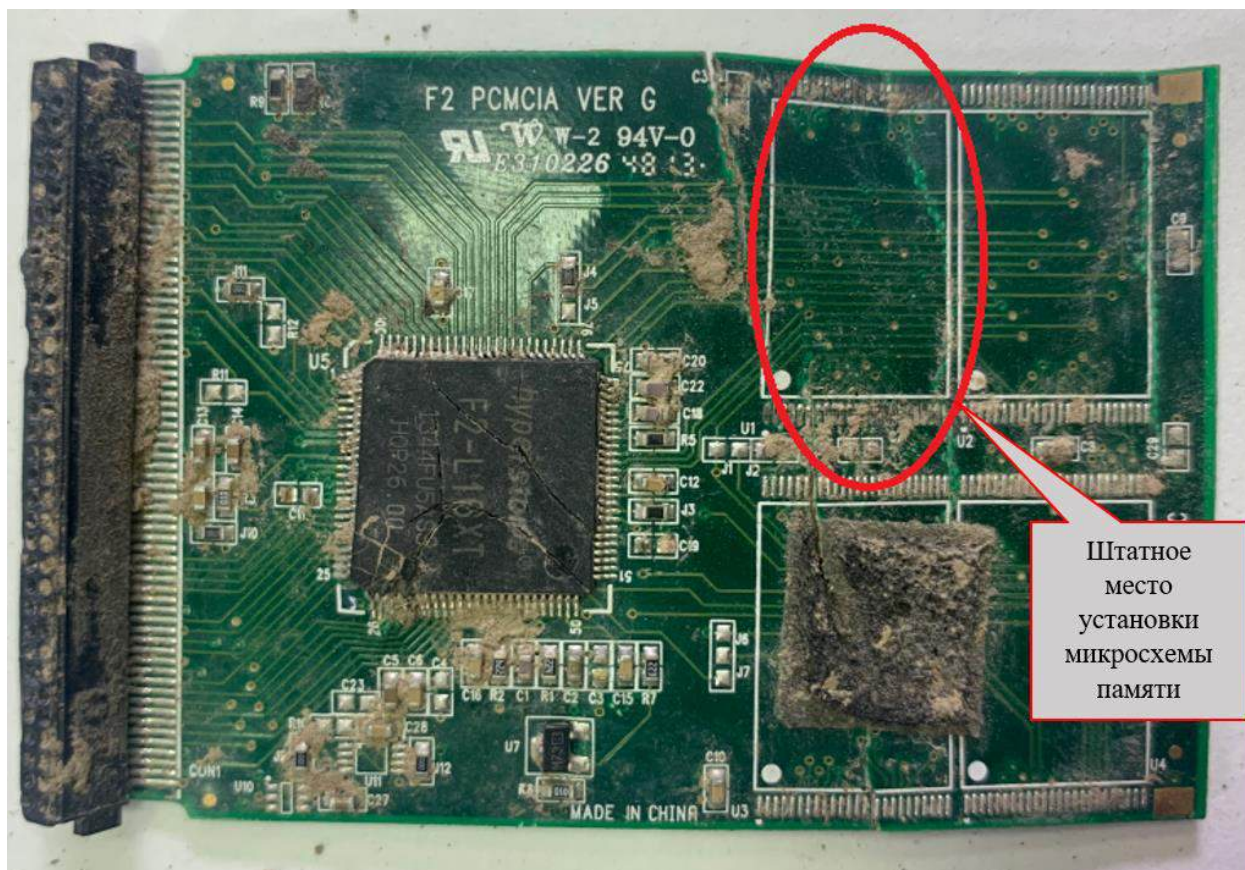


Рис. 27. Плата Flash-карты PCMCIA

В результате восстановительных работ в лаборатории МАК считана вся информация с регистраторов полетной и звуковой информации, включая информацию о полете 12.07.2024, закончившемся авиационным происшествием. Качество записи удовлетворительное.

Интегрированный блок управления полетными данными iFDMU разрушен, платы памяти отсутствуют. Считать информацию с платы Flash-карты PCMCIA не представляется возможным из-за отсутствия микросхемы памяти PCMCIA (Рис. 27).

1.12. Сведения о состоянии элементов воздушного судна и об их расположении на месте происшествия

Место АП находится в равнинной местности, в 1.5 км западнее н. п. Апракино Коломенского района Московской области. Местность представляет собой смешанный лес с высотой деревьев до 20-30 м. Превышение рельефа места АП (места столкновения ВС с земной поверхностью) составляет 163 м над уровнем моря, магнитное склонение – плюс 12°. Район места АП представлен на Рис. 28.

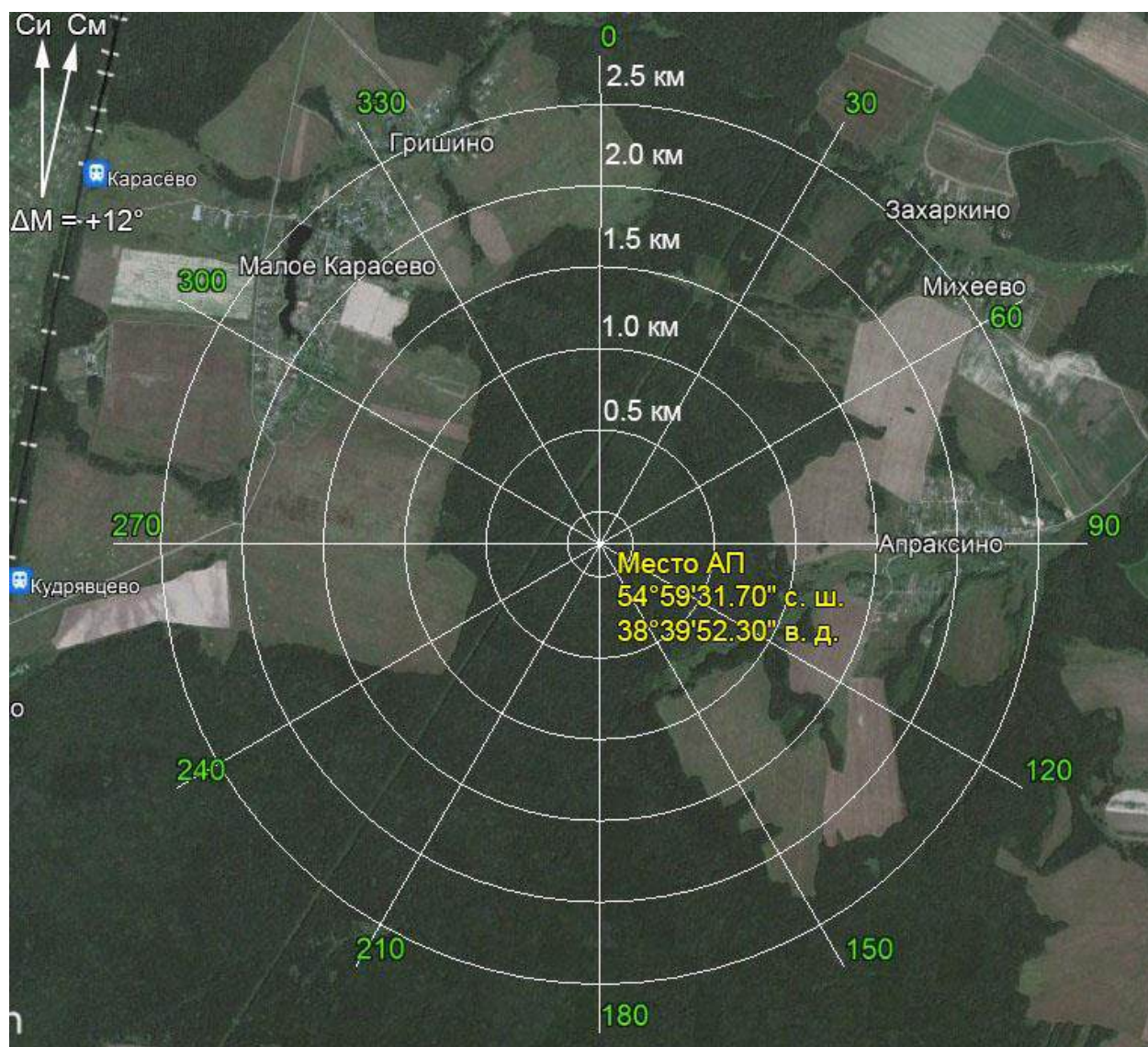


Рис. 28. Район места АП

При осмотре места АП с помощью беспилотного воздушного судна установлено место первого столкновения ВС с деревом на высоте около 30 м (Рис. 29).



Рис. 29. Место первого столкновения с деревом

Далее на линии, перпендикулярной направлению полета, находятся поврежденные деревья, по которым определен угол крена – $\gamma \approx 25^\circ$ вправо (Рис. 30).

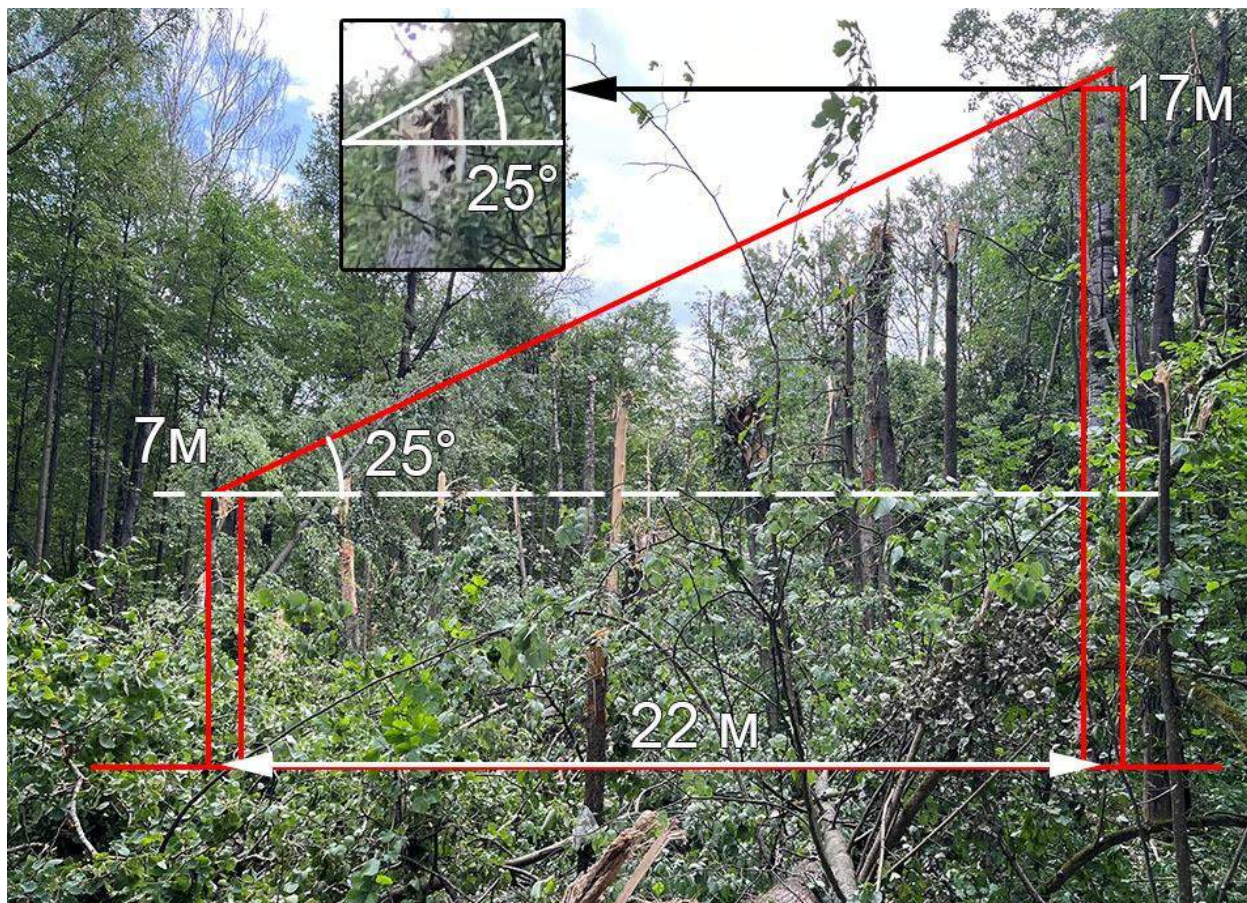


Рис. 30. Угла крена ВС при столкновении с деревьями (вид против полета)

На расстоянии 43 м в истинном азимуте 290° от первого поврежденного дерева находятся следы столкновения ВС с земной поверхностью. По высоте повреждения деревьев в направлении полета определен угол наклона траектории перед столкновением, который составил около 35° на пикирование. Место столкновения ВС с земной поверхностью представлено на Рис. 31.

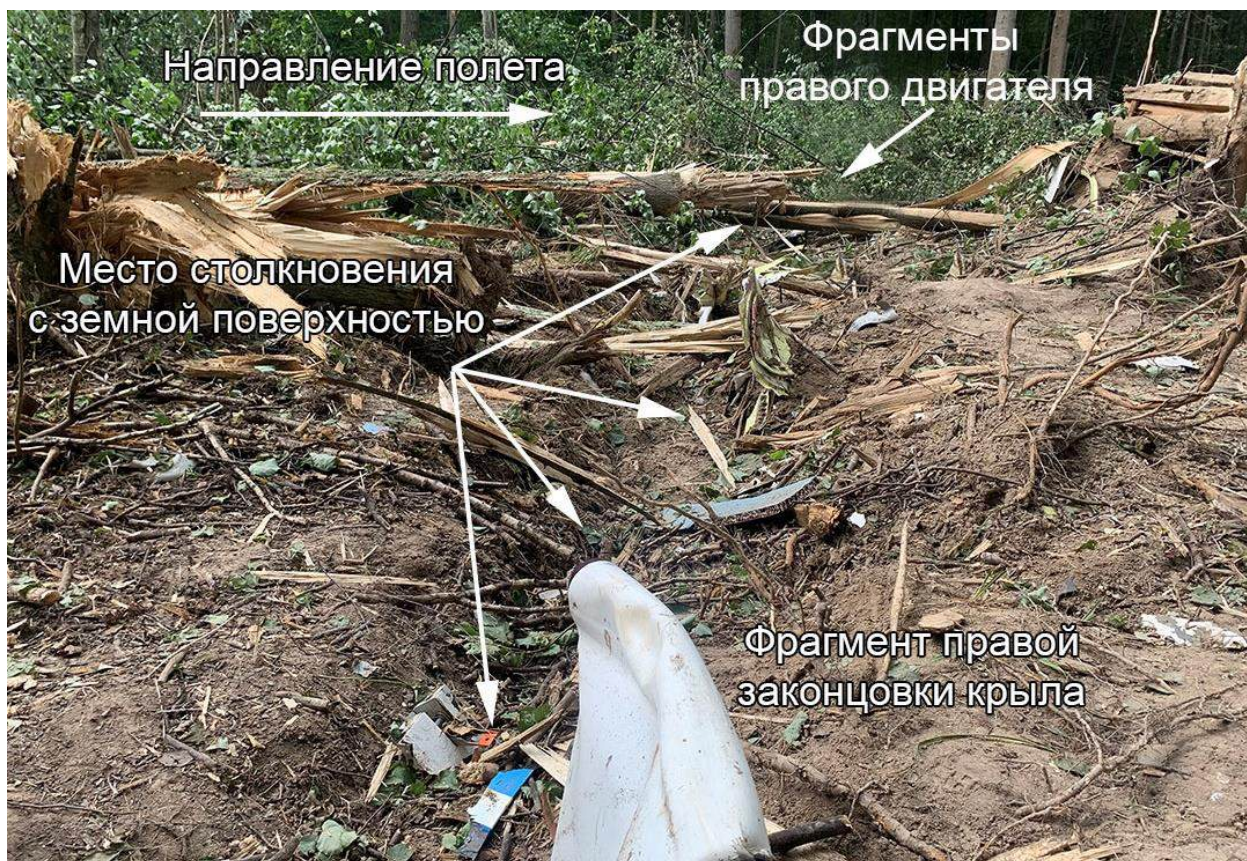


Рис. 31. Место столкновения ВС с земной поверхностью

На месте столкновения ВС с земной поверхностью обнаружены фрагменты правого двигателя (Рис. 32).



Рис. 32. Фрагменты правого двигателя на месте АП

Схема (кроки) места АП представлены на Рис. 33.

Между первым поврежденным деревом и местом столкновения ВС с земной поверхностью находятся фрагменты наружных частей двигателей (Таблица 1, пп. 1-8,). Далее с общим направлением с $МК=278^\circ$ находится зона разброса основных фрагментов ВС протяженностью ≈ 220 м и шириной ≈ 70 м.

Внутри данной зоны расположены фрагменты левого двигателя и левой консоли крыла (Таблица 1, пп. 9-14).

Далее – фрагменты обшивки фюзеляжа, креплений опор шасси, фрагменты киля и агрегатов силовых установок (Таблица 1, пп. 15-30).

На расстоянии 94 метра в истинном азимуте 285° от места столкновения ВС с земной поверхностью обнаружен бортовой регистратор полетной информации FDR FA2100 (Таблица 1, п. 24), а на расстоянии 131 м в истинном азимуте 281° – бортовой регистратор звуковой информации CVR FA2100 (Таблица 1, п. 34).

На расстоянии 130 м в истинном азимуте 288° обнаружен задний гермошпангоут (Таблица 1, п. 31).

Далее обнаружены фрагменты пассажирского салона, кабины экипажа, опор шасси и другие фрагменты ВС (Таблица 1, пп. 32-48).

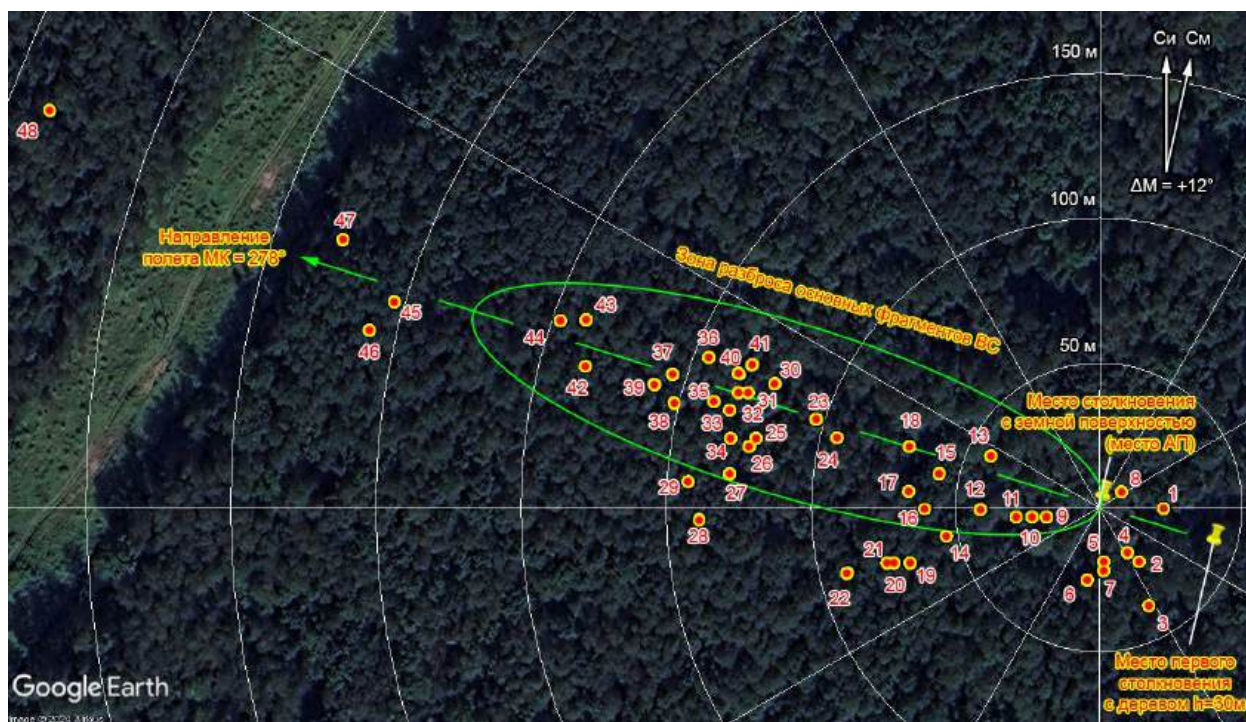


Рис. 33. Схема (кроки) места АП с самолетом RRJ-95LR-100 RA-89049

Таблица 1. Перечень фрагментов ВС на месте АП

№	Фотография	Фрагмент	Координаты	Расстояние, м	Азимут, °
1		Фрагмент капота двигателя	54°59'31.70" с. ш. 38°39'53.60" в. д.	23	88
2		Фрагмент термopокpытия капота реверса	54°59'31.10" с. ш. 38°39'53.10" в. д.	22	142
3		Фрагмент капота вентилятора	54°59'30.60" с. ш. 38°39'53.30" в. д.	38	152

№	Фотография	Фрагмент	Координаты	Расстояние, м	Азимут, °
4		Фрагмент капота газогенератора	54°59'31.20" с. ш. 38°39'52.90" в. д.	19	145
5		Лючок левого пилона 522CB	54°59'31.10" с. ш. 38°39'52.40" в. д.	19	176

№	Фотография	Фрагмент	Координаты	Расстояние, м	Азимут, °
6		Нижняя часть капота реверса	54°59'30.90" с. ш. 38°39'52.10" в. д.	26	188
7		Люк для установки рукава воздушного запуска УВЗ	54°59'31.00" с. ш. 38°39'52.40" в. д.	22	176

№	Фотография	Фрагмент	Координаты	Расстояние, м	Азимут, °
8		Фрагмент капота двигателя	54°59'31.90" с. ш. 38°39'52.30" в. д.	6	44
9		Фрагмент генератора IDG	54°59'31.60" с. ш. 38°39'51.30" в. д.	19	262
10		Фрагменты компрессора высокого давления	54°59'31.60" с. ш. 38°39'51.00" в. д.	24	264

№	Фотография	Фрагмент	Координаты	Расстояние, м	Азимут, °
11		Задняя часть двигателя (камера сгорания, турбина, выходное устройство)	54°59'31.60" с. ш. 38°39'50.70" в. д.	29	265
12		Фрагмент левой части крыла	54°59'31.70" с. ш. 38°39'50.00" в. д.	41	270
13		Цилиндр выпуска/уборки ООШ	54°59'32.30" с. ш. 38°39'50.20" в. д.	43	296
14		Фрагмент левой части крыла	54°59'31.40" с. ш. 38°39'49.30" в. д.	55	260

№	Фотография	Фрагмент	Координаты	Расстояние, м	Азимут, °
15		Балка крепления ООШ	54°59'32.10" с. ш. 38°39'49.20" в. д.	57	283
16		Задняя часть фюзеляжа с дверным проемом и фрагмент рельса закрылка	54°59'31.70" с. ш. 38°39'48.90" в. д.	61	271
17		Фрагмент обшивки фюзеляжа	54°59'31.90" с. ш. 38°39'48.60" в. д.	66	275

№	Фотография	Фрагмент	Координаты	Расстояние, м	Азимут, °
18		Фрагменты киля с гидроприводом руля направления, часть фюзеляжа с антенной TCAS	54°59'32.40" с. ш. 38°39'48.60" в. д.	70	288
19		Фрагмент левой части крыла и обшивки	54°59'31.10" с. ш. 38°39'48.60" в. д.	69	255
20		Замок реверса	54°59'31.10" с. ш. 38°39'48.30" в. д.	73	256

№	Фотография	Фрагмент	Координаты	Расстояние, м	Азимут, °
21		Маслоагрегат СУ	54°59'31.10" с. ш. 38°39'48.20" в. д.	76	256
22		Фрагмент крыла	54°59'31.00" с. ш. 38°39'47.40" в. д.	90	256
23		Фрагменты топливного бака	54°59'32.70" с. ш. 38°39'46.80" в. д.	103	287

№	Фотография	Фрагмент	Координаты	Расстояние, м	Азимут, °
24		Бортовой регистратор полетной информации FDR FA2100	54°59'32.50" с. ш. 38°39'47.20" в. д.	94	285
25		Фрагменты обшивки фюзеляжа, ООШ и пассажирского салона	54°59'32.50" с. ш. 38°39'45.60" в. д.	122	282
26		Фрагмент обшивки фюзеляжа	54°59'32.40" с. ш. 38°39'45.50" в. д.	123	280

№	Фотография	Фрагмент	Координаты	Расстояние, м	Азимут, °
27		Баллон противопожар- ной системы	54°59'32.10" с. ш. 38°39'45.10" в. д.	129	276
28		Фрагмент корпуса крышки АРМ	54°59'31.60" с. ш. 38°39'44.50" в. д.	140	269
29		Фрагмент крыльцевого бака	54°59'32.00" с. ш. 38°39'44.30" в. д.	143	274

№	Фотография	Фрагмент	Координаты	Расстояние, м	Азимут, °
30		Балка крепления ООШ	54°59'33.10" с. ш. 38°39'46.00" в. д.	120	291
31		Задний гермошпангоут	54°59'33.00" с. ш. 38°39'45.40" в. д.	130	288

№	Фотография	Фрагмент	Координаты	Расстояние, м	Азимут, °
32		Фрагменты закрылка и обтекателя	54°59'33.00" с. ш. 38°39'45.30" в. д.	131	288
33		Фрагмент ООШ	54°59'32.80" с. ш. 38°39'45.10" в. д.	133	285
34		Бортовой регистратор звуковой информации CVR	54°59'32.50" с. ш. 38°39'45.10" в. д.	131	281

№	Фотография	Фрагмент	Координаты	Расстояние, м	Азимут, °
35		Фрагменты ВСУ	54°59'32.90" с. ш. 38°39'44.80" в. д.	139	286
36		Фрагмент стойки ПОШ	54°59'33.40" с. ш. 38°39'44.70" в. д.	146	291

№	Фотография	Фрагмент	Координаты	Расстояние, м	Азимут, °
37		Замок убранного положения шасси	54°59'33.20" с. ш. 38°39'44.00" в. д.	155	288
38		Фрагменты обшивки фюзеляжа, кабины экипажа, пассажирского салона (вид по курсу полета)	54°59'32.90" с. ш. 38°39'44.00" в. д.	153	284
39		Фрагмент пассажирского салона	54°59'33.10" с. ш. 38°39'43.60" в. д.	161	286

№	Фотография	Фрагмент	Координаты	Расстояние, м	Азимут, °
40		Фрагменты пассажирского кресла и гидроцилиндр	54°59'33.20" с. ш. 38°39'45.30" в. д.	133	291
41		Фрагмент подвески ПОШ	54°59'33.30" с. ш. 38°39'45.50" в. д.	131	292

№	Фотография	Фрагмент	Координаты	Расстояние, м	Азимут, °
42		Фрагмент пилона двигателя	54°59'33.30" с. ш. 38°39'42.30" в. д.	185	285
43		Фрагмент правой ООШ	54°59'33.80" с. ш. 38°39'42.30" в. д.	190	290

№	Фотография	Фрагмент	Координаты	Расстояние, м	Азимут, °
44		Фрагмент диска правой ООШ	54°59'33.80" с. ш. 38°39'41.80" в. д.	197	289
45		Тормоз закрылков	54°59'34.00" с. ш. 38°39'38.60" в. д.	254	286

№	Фотография	Фрагмент	Координаты	Расстояние, м	Азимут, °
46		Подкос ООШ	54°59'33.70" с. ш. 38°39'38.10" в. д.	260	284
47		Фрагмент крепления крыла	54°59'34.70" с. ш. 38°39'37.60" в. д.	277	290

№	Фотография	Фрагмент	Координаты	Расстояние, м	Азимут, °
48		Фрагмент пилона двигателя	54°59'36.10" с. ш. 38°39'32.00" в. д.	388	290

1.13. Медицинские сведения и краткие результаты патолого-анатомических исследований

По результатам судебно-медицинской экспертизы в Коломенском судебно-медицинском отделении ГБУЗ Московской области «Бюро СМЭ в останках тел погибших членов экипажа этилового или других спиртов, лекарственных веществ и наркотических средств, имеющих токсикологическое значение, не обнаружено.

1.14. Данные о выживаемости пассажиров, членов экипажа и прочих лиц при авиационном происшествии

На борту ВС находились: командир воздушного судна, второй пилот и бортпроводник. Пассажиров на борту воздушного судна не было.

В полете командир воздушного судна и второй пилот занимали штатные рабочие места. Месторасположение бортпроводника на воздушном судне в момент авиационного события установить не представляется возможным.

В результате АП все, находящиеся на борту ВС, погибли.

1.15. Действия аварийно-спасательных и пожарных команд

1.15.1. Действия АСС на аэродроме Луховицы (Третьяково)

В 15:00, после пропадания отметки ВС с экрана радиолокатора, руководитель полетов аэродрома Луховицы (Третьяково) визуально наблюдал столб черного дыма в

районе места АП и объявил сигнал «Тревога» в соответствии со схемой оповещения расчетов ПСС при авиационном происшествии.

В 15:05 экипаж поисково-спасательного ВС Ми-8 RA-06173 с 5 членами АСК прибыли на воздушное судно и заняли готовность к вылету на аэродроме Луховицы (Третьяково).

В 15:16 экипаж поисково-спасательного ВС Ми-8 RA-06173 произвел взлет и полет в район поиска.

В 15:42 командир поисково-спасательного ВС Ми-8 RA-06173 доложил руководителю полетов аэродрома Луховицы (Третьяково) об обнаружении места АП и передал его координаты.

В 15:45 экипаж поисково-спасательного ВС Ми-8 RA-06173 произвел посадку на площадку, подобранную с воздуха, на удалении примерно 2 км от места АП.

В 16:15 АСК с поисково-спасательного ВС Ми-8 RA-06173 прибыла к месту АП.

На месте АП установлено, что все члены экипажа самолета погибли.

В 19:28 экипаж поисково-спасательного ВС Ми-8 RA-06173 выполнил взлет с площадки с 5 членами АСК и в 19:40 произвел посадку на аэродроме Луховицы (Третьяково).

1.15.2. Действия АСС Центральной зоны авиационно-космического поиска и спасания Росавиации

В 15:00 диспетчер, определив, что метка от ВС перестала отображаться на индикаторе воздушной обстановки, передал информацию старшему диспетчеру.

В 15:01 старший диспетчер смены АуздЦ ЕС ОрВД оповестил должностных лиц в соответствии со схемой оповещения об авиационных происшествиях.

В 15:17 Московской РПСБ (МРПСБ) объявлен сигнал «Тревога».

В 15:42 экипаж поисково-спасательного ВС Ми-8 RA-06136 с двумя специалистами СПДГ МРПСБ на борту произвел взлет с п. п Хелипорт (Москва) и полет по маршруту в район поиска.

В 17:00 экипаж поисково-спасательного ВС Ми-8 RA-06136 обнаружил место АП.

В 17:06 экипаж поисково-спасательного ВС произвел посадку на площадку, подобранную с воздуха, приблизительно в 2 км от места АП.

В 17:45 специалисты СПДГ МРПСБ прибыли на место АП.

В 21:07 экипаж поисково-спасательного ВС Ми-8 RA-06136 с двумя специалистами СПДГ МРПСБ на борту произвел взлет и в 21:46 произвел посадку на п. п. Хелипорт-Москва.

1.15.3. Действия сил МЧС России по Московской области

Сообщение об АП поступило в оперативную дежурную смену Центра управления в кризисных ситуациях Главного управления МЧС России по Московской области (далее – ЦУКС ГУ МЧС России по МО) в 15:07 от оперативного дежурного Единой диспетчерской дежурной службы городского округа Коломна.

К месту падения самолета были направлены силы и средства МЧС России и ГКУ Московской области «Мособлпожспас» для проведения аварийно-спасательных работ.

В 15:23 к месту АП прибыло отделение пожарно-спасательной части № 322 Коломенского территориального управления силами и средствами (далее – ТУ СиС) № 11 ГКУ Московской области «Мособлпожспас» в составе 4 человек, 1 ед. техники.

В 15:27 к месту АП прибыло отделение пожарно-спасательной части № 264 Коломенского ТУ СиС № 11 ГКУ Московской области «Мособлпожспас» в составе 4 человек, 1 ед. техники.

В 15:29 к месту АП прибыло отделение пожарно-спасательной части № 323 Коломенского ТУ СиС № 11 ГКУ Московской области «Мособлпожспас» в составе 3 человек, 1 ед. техники.

В 15:35 к месту авиационного происшествия прибыла оперативная группа Коломенского местного пожарно-спасательного гарнизона ГУ МЧС России по Московской области в составе 3 человек, 1 ед. техники и отделение пожарно-спасательной части № 261 Коломенского ТУ СиС № 11 ГКУ Московской области «Мособлпожспас» в составе 6 человек, 2 ед. техники.

В 15:38 к месту авиационного происшествия прибыло отделение пожарно-спасательной части № 206 Каширского ТУ СиС № 12 ГКУ Московской области «Мособлпожспас» в составе 4 человек, 1 ед. техники.

В 15:40 к месту авиационного происшествия прибыли сотрудники Центра Государственной инспекции по маломерным судам ГУ МЧС России по Московской области в составе 4 человек, 2 ед. техники.

В 15:41 к месту авиационного происшествия прибыло отделение отдельного поста пожарно-спасательной части № 316 ТУ СиС № 11 ГКУ по Московской области «Мособлпожспас» в составе 3 человек, 1 ед. техники.

В 15:53 к месту авиационного происшествия прибыло отделение пожарно-спасательной части № 232 Люберецкого ТУ СиС № 8 ГКУ Московской области «Мособлпожспас» в составе 3 человек, 1 ед. техники.

В 16:53 в лесном массиве обнаружены обломки самолета и очаговое горение (5 очагов общей площадью 30 м²). Тушение очагов горения производилось с помощью ранцевых огнетушителей.

В 17:30 к месту авиационного происшествия прибыли специалисты зональной службы пожаротушения ГУ МЧС России по Московской области № 6 в составе 3 человек, 1 ед. техники и группа контроля ГКУ Московской области «Мособлпожспас» в составе 3 человек, 1 ед. техники.

В 17:58 к месту АП прибыла оперативная группа ГУ МЧС России по Московской области в составе 3 человек, 1 ед. техники.

В 18:35 к месту АП прибыли специалисты отделения ФГКУ «Центроспас» в составе 29 человек, 6 ед. техники.

В 18:40 к месту АП прибыли специалисты отделения ФГКУ ЦССОР «Лидер» в составе 7 человек, 2 ед. техники.

В 18:45 к месту АП прибыли специалисты группы беспилотных авиационных систем ГУ МЧС России по Московской области в составе 3 человек, 1 ед. техники.

В 20:22 к месту АП прибыла аэромобильная группировка ГУ МЧС России по Московской области в составе 22 человек, 12 ед. техники.

В 20:30 к месту АП прибыло отделение специализированной пожарно-спасательной части Федеральной противопожарной службы Государственной противопожарной службы ГУ МЧС России по МО в составе 10 человек, 1 ед. техники.

В 23:00 к месту авиационного происшествия прибыл подвижный пункт управления ГУ МЧС России по Московской области в составе 5 человек, 4 ед. техники.

На месте АП проводились следующие работы:

осуществлены поисково-спасательные работы;

произведено тушение очагов возгорания;

произведена вырубка лесного массива объемом 30 м³;

проложена грунтовая дорога по лесному массиву на расстоянии 1.5 км;

погрузка фрагментов ВС в грузовые автомобили (всего вывезено около 100 м³ обломков ВС).

Всего к ликвидации последствий авиационного происшествия привлекались силы и средства в количестве 381 человека, 120 ед. техники, в том числе от МЧС России – 91 человек, 35 ед. техники.

1.16. Испытания и исследования

1.16.1. Исследование топлива

Пробы топлива, отобранные из расходных емкостей на складе ГСМ, направлены СК России для проведения исследований в Экспертно-криминалистический центр Управления на транспорте МВД России по Центральному федеральному округу (г. Москва).

Согласно заключению эксперта от 15.07.2024 № 1153:

«1. Представленные в двух бутылках однородные, подвижные, прозрачные бесцветные жидкости, по результатам исследования методом газовой хроматографии, являются светлыми среднестигматными нефтепродуктами...

2. Примесей в виде воды, механических частиц, бензина, дизельного топлива, смазочных материалов на нефтяной основе в представленных жидкостях не обнаружено».

1.17. Информация об организациях и административной деятельности, имеющих отношение к происшествию

ООО Авиапредприятие «Газпром авиа» – дочерняя компания ПАО «Газпром», учреждено приказом ПАО «Газпром» от 03 февраля 1995 года на основании постановления ПАО «Газпром» от 03 февраля 1995 года. ООО Авиапредприятие «Газпром авиа» зарегистрировано 22.03.1995 Московской Регистрационной Палатой. Свидетельство о регистрации № 036.461.

Юридический адрес ООО Авиапредприятие «Газпром авиа»: 197229, г. Санкт-Петербург, внутренняя территория городской муниципальный округ Лахта-Ольгино, проспект Лахтинский, дом 2, корпус 3, строение 1, помещение 14.19.

Авиапредприятие является держателем сертификата эксплуатанта № 423, свидетельства эксплуатанта АОН №АОН-08-12-104, сертификата эксплуатанта № АР-229. Авиапредприятие имеет сертификат организации по ТО № 285-21-076 от 23.11.2021, бессрочный (FALCON 900B, FALCON 900EX EASy, FALCON 7X, FALCON 2000EX, RRJ-95LR-100, Як-40, BOEING 737-700, Як-42Д, L 410 UVP-E20, EC-135 T2+, EC-155 B1, Ми-8Т, П, ПС, Ми-8МТВ-1, Ми-8АМТ, АW189).

Парк воздушных судов RRJ-95LR-100 (по состоянию на 12.07.2024) – 9 ВС.

Аэропорт базирования RRJ-95LR-100 – аэропорт «Внуково».

Авиационный персонал (по состоянию на 12.07.2024):

количество летного состава самолетов RRJ-95LR-100:

КВС – 22; вторые пилоты – 22; бортпроводники – 118; командно-руководящий состав – 3, пилоты-инструкторы – 4, пилот-инспектор – 1.

Количество инженерно-технического персонала, допущенного к ТО ВС RRJ-95LR-100, – 124.

Контроль (надзор) за исполнением требований субъектами надзора в сфере авиации по месту регистрации эксплуатанта осуществляет Межрегиональное территориальное управление Федеральной службы по надзору в сфере транспорта по Северо-Западному федеральному округу (МТУ Ространснадзора по СЗФО), г. Санкт-Петербург. Почтовый адрес: 190068, г. Санкт-Петербург, проспект Римского-Корсакова, д. 39.

Центр ТОиР ВС ГА ЛАЗ им. П.А. Воронина образован приказом Генерального директора АО РСК «МиГ» от 05.08.2019 № 4153-02-336-2019 «О создании центра обслуживания воздушных судов гражданской авиации».

На основании Приказов Генерального директора АО РСК «МиГ» от 07.11.2019 № 4153-02-531-2019 «О внесении изменений в организационную структуру Центра сервисного обслуживания воздушных судов гражданской авиации (7323)», от 28.07.2020 № 4153-02-352-2020 «О внесении в организационную структуру Центра технического обслуживания и ремонта воздушных судов гражданской авиации (7323)», от 05.10.2020 № 4153-02-481-2020 «О внесении изменений в организационную структуру Центра технического обслуживания и ремонта воздушных судов гражданской авиации (7323)», внесены изменения в организационную структуру Цента ТОиР.

15.04.2022 проведен совет директоров ПАО «ОАК», в рамках которого принято решение о реорганизации АО «РСК «МиГ».

На основании Приказа Генерального директора ПАО «ОАК» от 20.04.2022 № 62 «О введении в действие организационной структуры ПАО «ОАК» внесено изменение в организационную структуру, с включением в нее филиала ПАО «ОАК» – Луховицкий авиационный завод им. П.А. Воронина. Юридический адрес: Российская Федерация, 115054, г. Москва, ул. Большая Пионерская, д. 1. Почтовый адрес: 140500, Московская область, г. о. Луховицы, тер. ЛАЗ им. П.А. Воронина, филиал ПАО «ОАК» – ЛАЗ им. П.А. Воронина.

Основной задачей ЦТОиР является:

– организация и осуществление технического обслуживания ВС типа RRJ-95 и его компонентов в соответствии с требованиями Федеральных авиационных правил «Требования к юридическим лицам, индивидуальным предпринимателям, осуществляющим техническое обслуживание подлежащих обязательной сертификации беспилотных авиационных систем и (или) их элементов, гражданских воздушных судов, авиационных двигателей, воздушных винтов, за исключением легких, сверхлегких гражданских воздушных судов, не осуществляющих коммерческих воздушных перевозок

и авиационных работ. Форма и порядок выдачи документа, подтверждающего соответствие юридического лица, индивидуального предпринимателя требованиям федеральных авиационных правил. порядок приостановления действия и аннулирования документа, подтверждающего соответствие юридического лица, индивидуального предпринимателя требованиям федеральных авиационных правил», утверждённых приказом Минтранса России от 31.03.2023 № 109.

Персонал, допущенный к ТО ВС RRJ-95LR-100 (по состоянию на 12.07.2024):

руководители – 13 чел., из них 6 подтверждающий персонал;

авиатехники – 33 чел., из них 21 – подтверждающий персонал,
12 – поддерживающий;

инженерно-технический персонал – 30 чел., из них 5 – подтверждающий;

кладовщики – 2 чел.

Персонал ЦТОиР проходил обучение в сертифицированном авиационно-учебном центре Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский государственный университет гражданской авиации» (г. Егорьевск) по следующим программам:

- «Подготовка кандидатов на получение свидетельства специалиста по ТО ВС, квалификационной отметки В1.1 или В2 «Конструкция и АиРЭО самолета RRJ-95 (RRJ-95B, RRJ-95B-100, RRJ-95LR-100) с двигателями SaM-146»;

- «Подготовка кандидатов на получение свидетельства специалиста по ТО ВС, квалификационной отметки А, В, С «Возможности человека применительно к техническому обслуживанию воздушных судов отечественного и зарубежного производства»;

- «Периодическая подготовка специалистов по ТО ВС с квалификационной отметкой В1.1 или В2 «Конструкция и АиРЭО самолета RRJ-95 (RRJ-95B, RRJ-95B-100, RRJ-95LR-100) с двигателями SaM-146»;

- Периодическая подготовка специалистов по ТО ВС, квалификационной отметки А, В, С «Возможности человека применительно к техническому обслуживанию воздушных судов отечественного и зарубежного производства».

По завершении обучения инженерно-технический персонал ЦТОиР проходил стажировку в ПАО «Корпорация «Иркут».

Сертификат организации по техническому обслуживанию от 08.07.2022 № 285-22-053, выдан Росавиацией ПАО «ОАК» (ИНН 7708619320¹⁶). В приложении от

¹⁶ Филиал ПАО «ОАК» – ЛАЗ им. П.А. Воронина имеет такой же ИНН.

09.12.2022 к Сертификату, среди разрешенных видов деятельности, в том числе, указаны ОТО и ПТО самолетов RRJ-95.

Контроль (надзор) за исполнением требований субъектами надзора в сфере авиации в месте АП осуществляет Межрегиональное территориальное управление Федеральной службы по надзору в сфере транспорта по Центральному федеральному округу Московской области. Почтовый адрес: 140002, Московская обл., г. Люберцы, Октябрьский проспект, 15.

1.18. Дополнительная информация

1.18.1. Состав системы воздушных сигналов самолета RRJ-95

Система воздушных сигналов (ADS) предназначена для измерения высотно-скоростных параметров полета ВС (барометрическая высота, приборная скорость, число М, угол атаки) и передачи потребителям и для их индикации на PFD и ND.

Система воздушных сигналов самолета RRJ-95 состоит из трех подсистем: двух основных (ADS 1, ADS 2) и одной резервной (ADS 3) (Рис. 34).

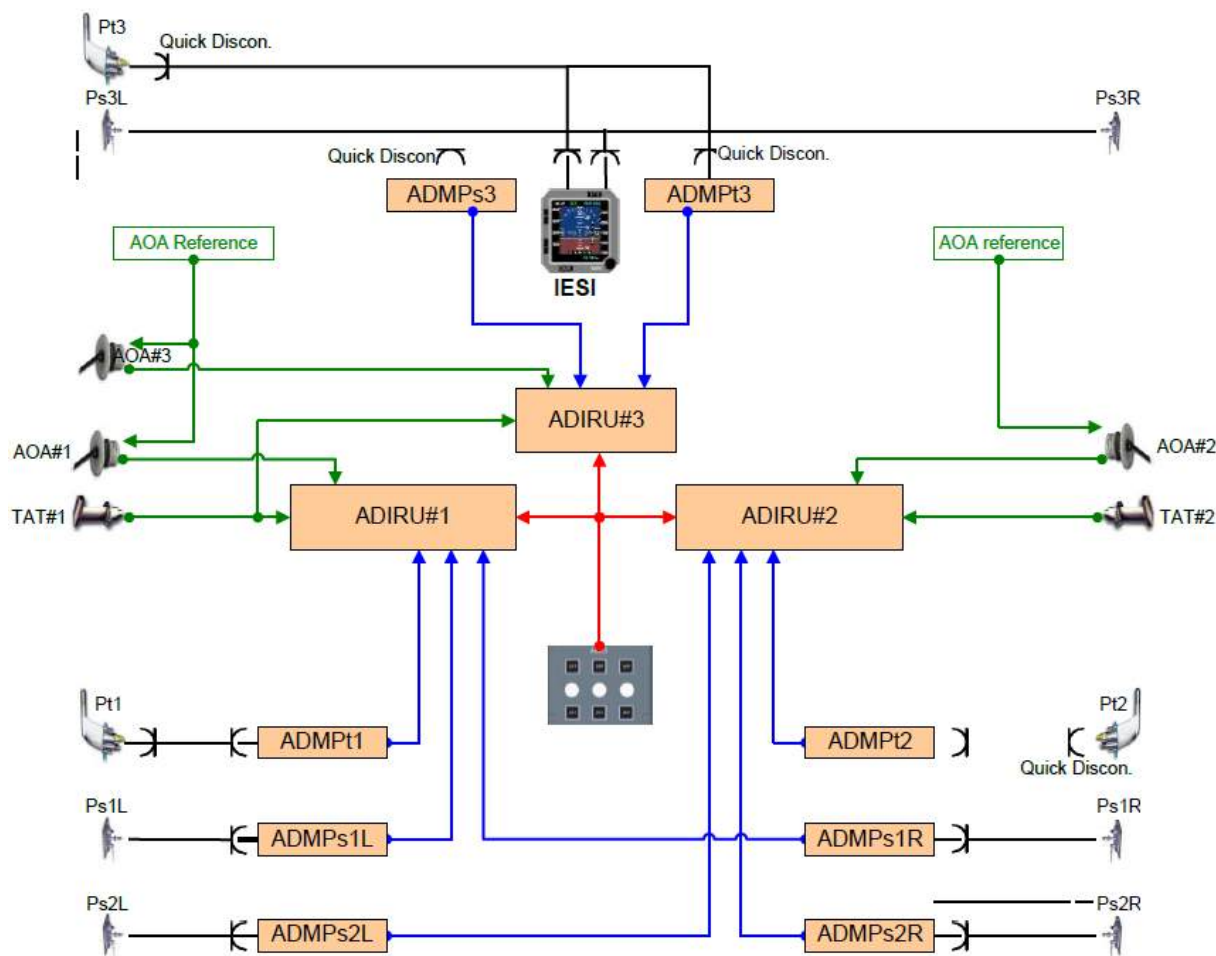


Рис. 34. Состав системы воздушных сигналов

Каждая из основных подсистем воздушных сигналов (ADS 1 и ADS 2) состоит из следующих элементов:

- 1 вычислитель воздушных данных ADC (ADIRU#1, ADIRU#2);
- 1 приемник полного давления PITOT (Pt1, Pt2);
- 2 приемника статического давления STAT (Ps1L, Ps1R, Ps2L, Ps2R);
- 1 датчик угла атаки AOA (AOA#1, AOA#2);
- 1 датчик измерения температуры воздуха TAT (TAT#1, TAT#2);
- 3 модуля воздушных данных ADM (ADMPt1, ADMPs1L, ADMPs1R, ADMPt2, ADMPs2L, ADMPs2R).

Третья подсистема воздушных сигналов (ADS3) состоит из следующих элементов:

- 1 вычислитель воздушных данных ADC (ADIRU#3);
- 1 приемник полного давления PИТОТ (Pt3);
- 2 приемника статического давления STAT (Ps3L, Ps3R);
- 2 датчика угла атаки АОА (АОА#3);
- 1 датчик измерения температуры воздуха ТАТ (ТАТ#1);
- 2 модуля воздушных данных ADM (ADMPT3, ADMPS3);

Каждый блок ADC принимает статическое давление от ADM, полное давление от ADM и температуру воздуха от датчика ТАТ. Эти три параметра необходимы для вычисления высоты и воздушной скорости.

Кроме того, блоком ADC принимаются угол атаки от датчика АОА, положение предкрылков и закрылков, данные о пространственном положении от инерциальной системы IRS, барометрические поправки от пульта управления полетом (FCP).

Система воздушных сигналов (ADS) вычисляет информацию о воздушных данных от разных датчиков, которые установлены на фюзеляже самолета, и напрямую передает их в систему электронной индикации (CDS), инерциальную систему (IRS), вычислительную систему самолетовождения FMS, систему управления воздушным движением (АТС), систему метеолокации (WXR) и в систему центрального вычислителя (CPIOM+CAC).

1.18.2. Конструкция и порядок установки датчиков угла атаки самолета RRJ-95

На самолетах семейства RRJ-95 устанавливаются четыре датчика угла атаки (ДУА). Чувствительным элементом ДУА является аэродинамически сбалансированный в воздушном потоке флюгер, который ориентируется по набегающему потоку воздуха (Рис. 35). Отклонение флюгера ДУА соответствует локальному (местному) углу атаки.

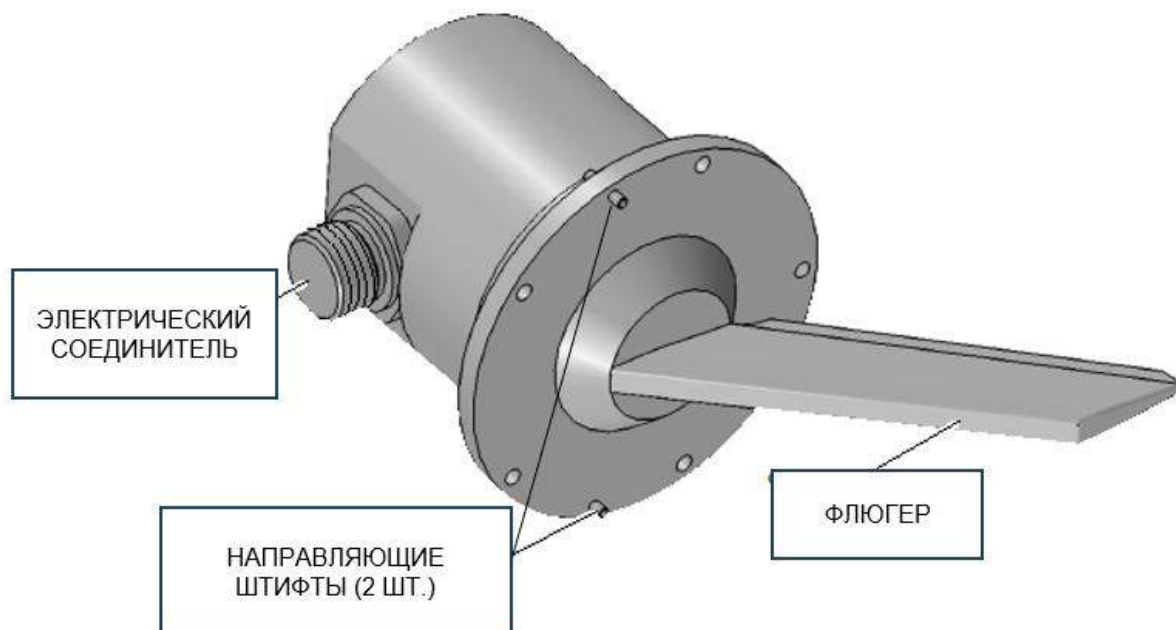


Рис. 35. Датчик угла атаки

Флюгер ориентируется в набегающем потоке воздуха, отклоняется на угол, который образован вектором воздушной скорости и осью самолета. Флюгер механически крепится к свободно вращающемуся в двух подшипниках валу. Данные снимаются с двух разрешающих устройств.

Ротор демпфирующего устройства, на котором устанавливается подвижный стопор и противовес для статического балансирования флюгера, крепится к этому валу. Вращательное движение ограничивается фиксированным стопором, который является частью корпуса. Демпфирующий механизм состоит из ротора с магнитами и статора, включая токопроводящее кольцо и магнитный контур. Для предотвращения обледенения флюгера в корпус встроен нагревательный элемент. Рабочий диапазон датчика (по отношению к аэродинамическому нулю) – $\pm 40^\circ$.

Датчики углов атаки крепятся к фюзеляжу самолета с помощью накладок. ДУА основных систем ADS 1 и ADS 2 устанавливаются на панели отсека Ф2 фюзеляжа. ДУА дублирующей системы ADS 3 – на панели отсека Ф1 фюзеляжа (Рис. 36).

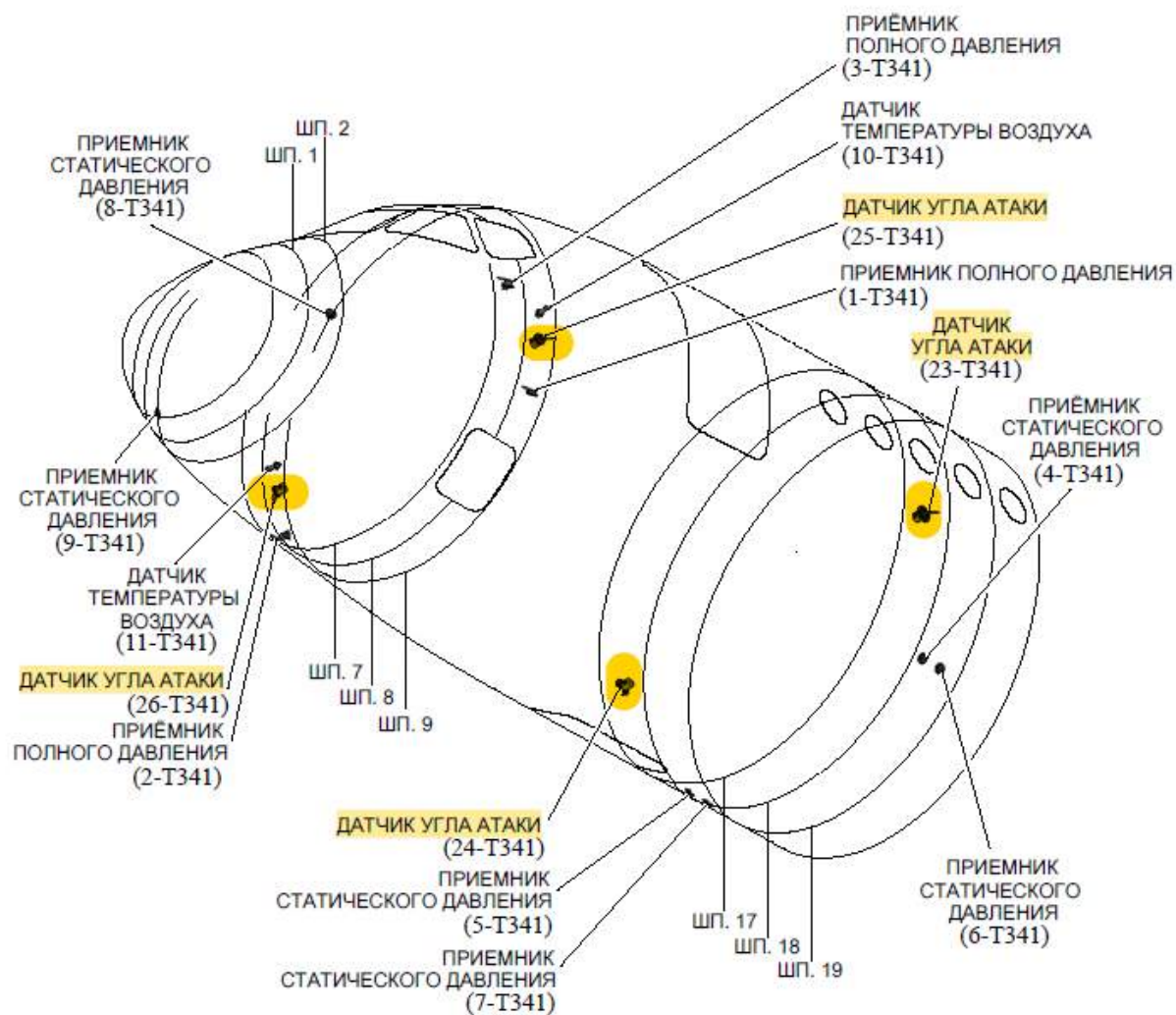


Рис. 36. Установка датчиков угла атаки на фюзеляже самолета RRJ-95

Конструктивная схема установки ДУА основных систем ADS 1 и ADS 2 приведена на Рис. 37.

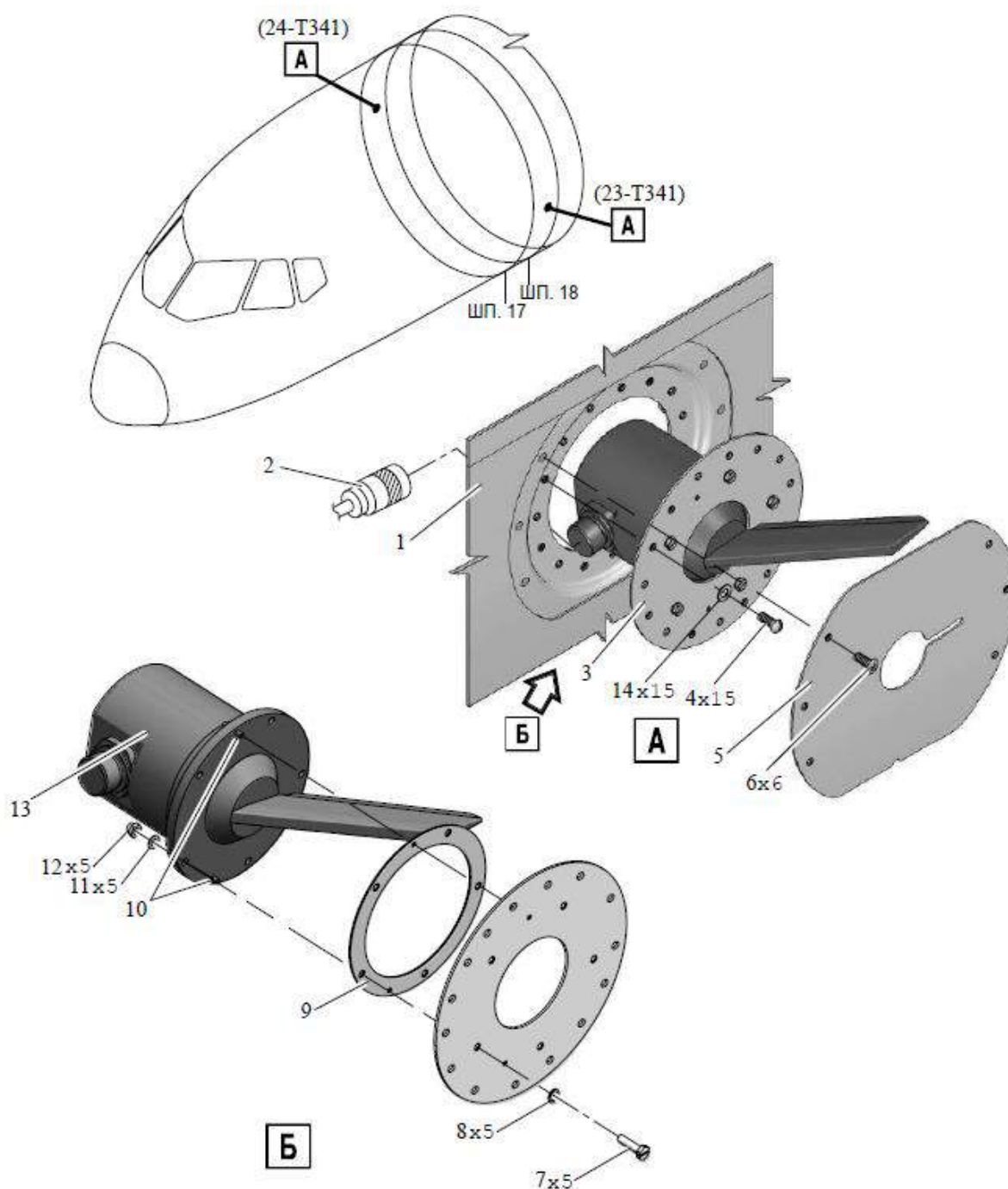


Рис. 37. Конструктивная схема установки ДУА систем ADS1 и ADS2

Конструктивно панель отсека фюзеляжа Ф2 состоит из обшивки с продольными (стрингеры) и поперечными (шпангоуты) силовыми элементами. В обшивке панели [1] между шпангоутами 17 и 18 выполнено отверстие, по контуру отверстия установлена усиливающая окантовка с анкерными гайками (15 шт.) для крепления накладки [3]. Отверстия под крепление анкерных гаек выполняются по шаблону с единым шагом 24° до установки панели отсека на ВС без определенной ориентации относительно оси отсека.

Накладка [3]¹⁷ выполнена съемной для обеспечения доступа снаружи фюзеляжа для монтажа и демонтажа датчика угла атаки [13] и подключения его электрического соединителя [2] при замене ДУА. Накладка крепится к обшивке фюзеляжа [1] болтами [7]. Так как съемная накладка [3], относительно которой позиционируется датчик [13], является невзаимозаменяемой, в технологии работы РЭ содержится примечание.

Примечание: *ВНИМАНИЕ: УСТАНАВЛИВАЙТЕ НАКЛАДКУ (3) ПОВТОРНО ТОЛЬКО НА ТО МЕСТО ОБШИВКИ ФЮЗЕЛЯЖА, С КОТОРОГО ОНА БЫЛА СНЯТА.*

Крепление датчика [13] к накладке [3] осуществляется пятью болтами [7]. Точность позиционирования датчика обеспечивается двумя направляющими штифтами [10].

В центре наклейки выполнено отверстие под корпус датчика. По периметру наклейки с равным шагом выполнены отверстия под болты [4] (15 шт.) ее крепления к окантовке по шаблону с единым шагом 24°.

Накладка является частью конструкции фюзеляжа и также покрыта с внутренней стороны серой эмалью ЭП-140, с внешней стороны накладку покрывает грунтом ЭП-0215.

Примечание: *Эмаль серого цвета на внутренней поверхности наклейки может отсутствовать в случае, если в условиях производства наклейку установили после нанесения общего внутреннего антикоррозионного покрытия фюзеляжа в виде эмали ЭП-140 серой. Согласно КД, внешним покрытием наклейки является грунтовка ЭП-0215 (жёлтого цвета) на всех самолетах.*

Для обеспечения герметичности отверстия под установку ДУА на всю внутреннюю поверхность наклейки, прилегающую к конструкции фюзеляжа, наносится герметик. Герметичность установки датчика обеспечивается уплотнительным кольцом [9] между накладкой [3] и фланцем датчика.

Для обеспечения плавности аэродинамических обводов фюзеляжа место установки ДУА закрывается крышкой [5], которая крепится к окантовке отверстия в обшивке фюзеляжа [1] шестью болтами [6] с анкерными гайками.

Установка ДУА с требуемой точностью производится в производственном цикле изготовления самолета. Для установки ДУА наклейки поступают установленными в отсеки фюзеляжа Ф1 и Ф2. Перед установкой ДУА в накладку выполняются пять отверстий под болты крепления ДУА и два – под направляющие штифты датчика. Последовательность выполнения отверстий в накладках следующая:

¹⁷ На RRJ-95LR-100 RA-89049 (заводской номер 95078) установлены наклейки T7.92.7052.031.000.73/D.

- выставление самолета в плоскость горизонта при помощи гидropодъемников;
- установка специального приспособления с кондуктором в отверстие под корпус датчика в накладке с внешней стороны обшивки фюзеляжа (Рис. 38);
- фиксация приспособления с использованием оптического квадранта для обеспечения требуемого углового положения кондуктора относительно отверстия в накладке (Рис. 39);
- установка на полку кондуктора квадранта оптического, после выставки на лимбе квадранта угла $8^{\circ}42'$ по верхней шкале в позиции – 23-Т341 (левый борт), по нижней шкале – в позиции 24-Т341 (правый борт) (Рис. 40).
- после окончательной фиксации приспособления выполняется по кондуктору сверление 7 отверстий на накладке (5 – крепление ДУА, 2 – под направляющие штифты ДУА).

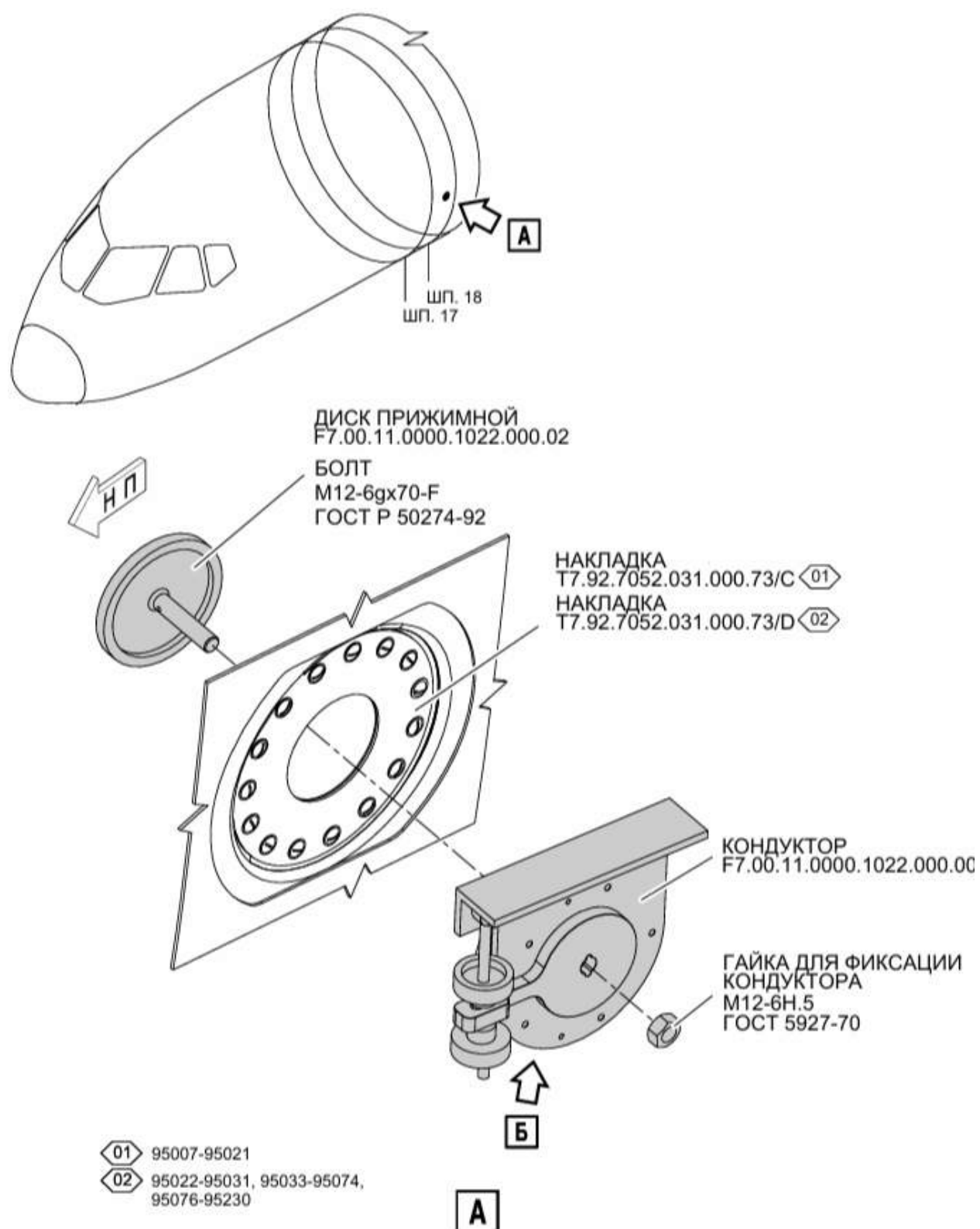


Рис. 38. Установка кондуктора для выполнения отверстий крепления ДУА
в накладке на отсеке Ф2

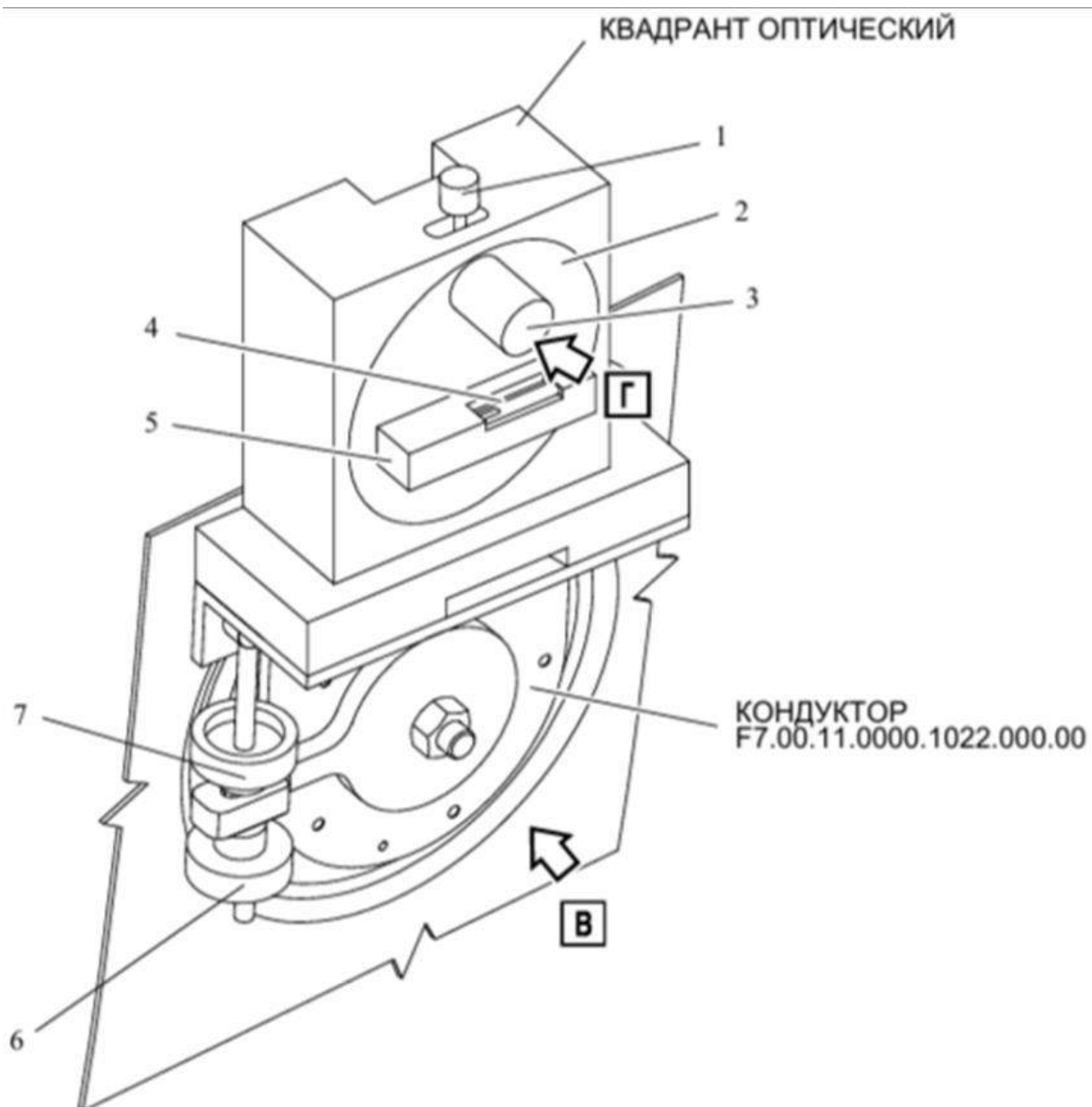


Рис. 39. Установка оптического квадранта на кондукторе для выполнения отверстий крепления ДУА в накладке

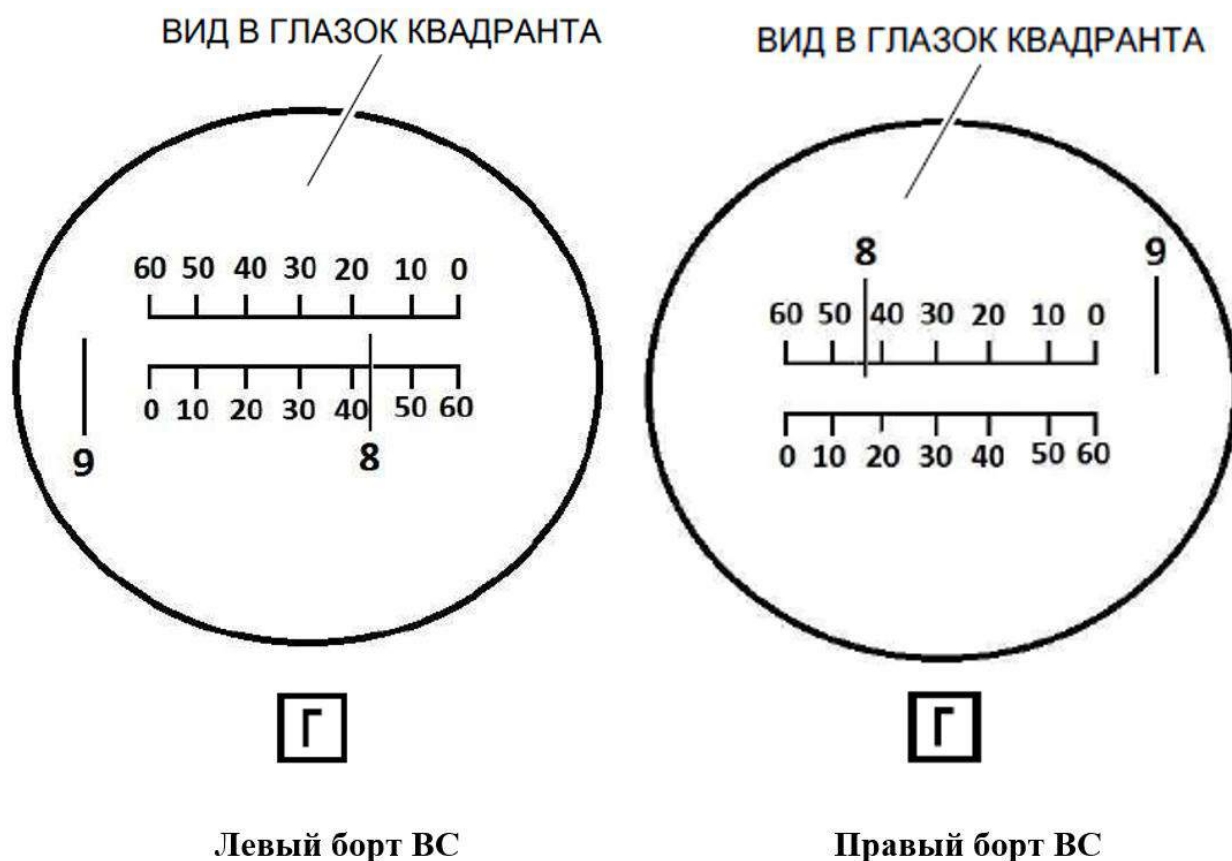


Рис. 40. Угол установки полки кондуктора с квадрантом

Такая технология работ обеспечивает требуемую точность установки датчика при его монтаже при изготовлении самолета и при замене датчиков в процессе эксплуатации самолета. Данная операция выполняется в производственном цикле при изготовлении самолета один раз – организациями по ТО замена накладки не предусматривается.

После установки датчика проводится контроль точности его установки. Контроль производится с использованием специального оборудования (оптического квадранта, приспособления для проверки установочных углов или полок для замера угла на датчиках).

Если погрешность установки для всех датчиков находится в пределах $\pm 6'$ (требования по точности установки датчика $\pm 6'$ ($0,1^\circ$) – для обеспечения корректной работы СДУ и обеспечения RVSM), то ДУА установлены правильно. В противном случае накладка заменяется и операции по установке ДУА повторяются.

Для контроля позиционирования наклейки с ДУА относительно обшивки фюзеляжа при замене ДУА в процессе эксплуатации ВС на поверхность наклейки и окантовки на обшивке фюзеляжа наносится метка. В производственном цикле изготовления самолета нанесение метки введено начиная с ВС зав. № 95020. При выполнении работ по демонтажу и монтажу датчика угла атаки РЭ RRJ-A-34-11-25-02A01-920A-A «Демонтаж и монтаж датчика угла атаки» с 2013 года также предусмотрено нанесение метки для всех ВС, вне

зависимости – имеется ли ранее нанесенная метка или метка отсутствует. Пример нанесения метки приведен на Рис. 41.

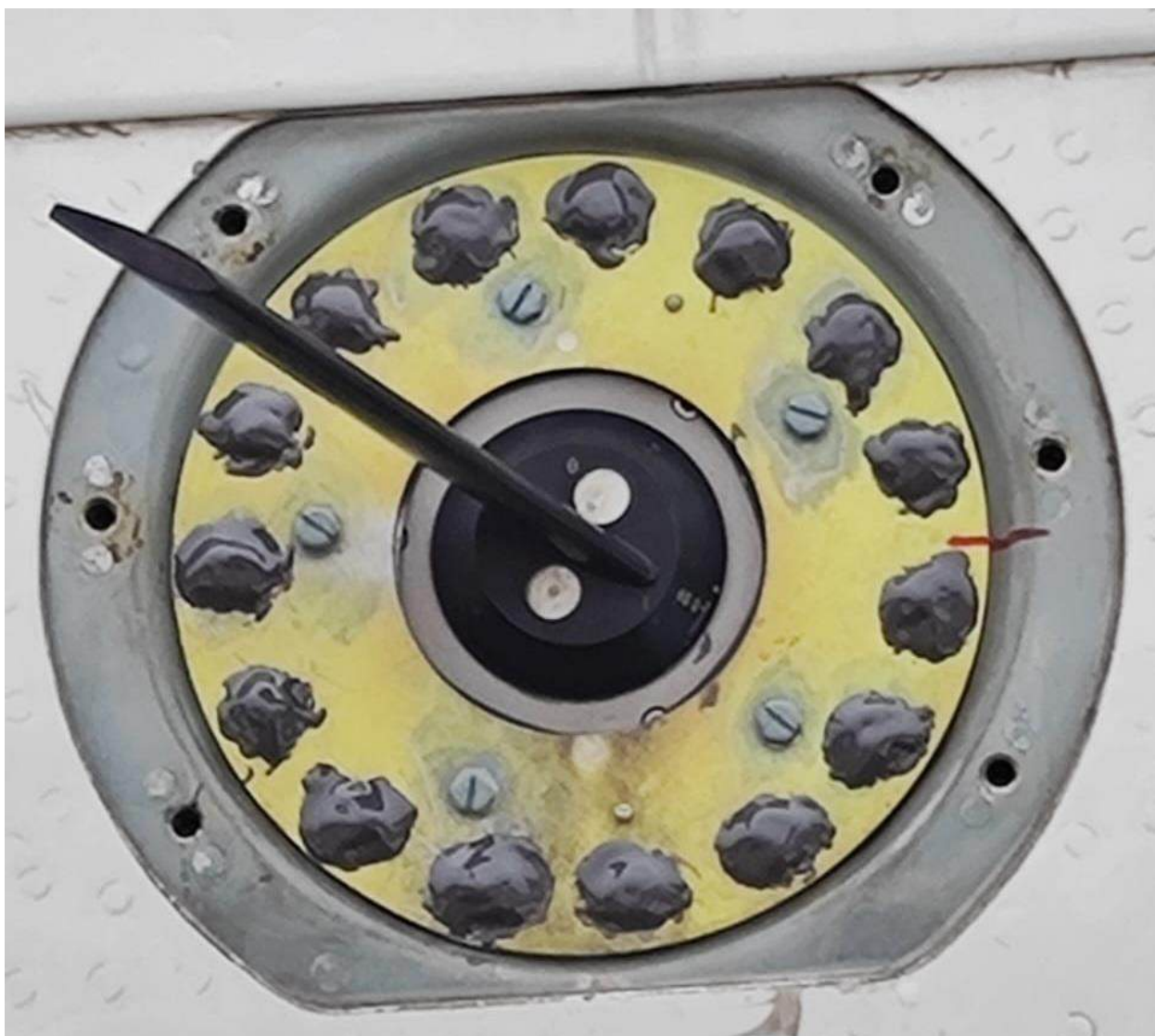


Рис. 41. Нанесение метки на поверхность накладки и окантовки ДУА (датчик ADS 2, правый борт)

На Рис. 42 – Рис. 49 представлена технология выполнения работ по техническому обслуживанию – РЭ RRJ-A-34-11-25-02A01-920A-A «Демонтаж и монтаж датчика угла атаки».



RRJ-95 РУКОВОДСТВО ПО ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

ДАТЧИК УГЛА АТАКИ — ДЕМОНТАЖ И МОНТАЖ

RRJ-A-34-11-25-02A01-920A-A

Демонтаж и монтаж датчика угла атаки (23-T341, 24-T341)1. Основание для выполнения работы

Данная работа описывает процедуры демонтажа и монтажа датчика угла атаки (23-T341, 24-T341).

2. Материально-техническое обеспечение

А. Ссылки на другие работы

<u>Номер</u>	<u>Наименование</u>
RRJ-A-20-14-00-01A01-913A-A	Контроль металлизации
RRJ-A-24-00-00-01A00-132X-A	Выключение и включение автоматов защиты сети
RRJ-A-30-31-00-01A01-342A-A	Контроль работоспособности системы обогрева приёмников полного и статического давлений

Б. Инструменты и приспособления

<u>Обозначение</u>	<u>Наименование</u>	<u>Количество</u>
Не регламентируется	Защитный колпачок	2
KI-20-001	Набор инструментов базовый для оперативного технического обслуживания самолёта (набор техника)	1
GE-06-004	Стремянка для доступа к верхней части крыла	1

В. Расходные материалы

<u>Обозначение</u>	<u>Наименование</u>	<u>Количество</u>
ST-004	Бензин-растворитель	
LU-052	Паста	
PA-018	Грунтовка (жёлтый цвет)	
PA-010	Эмаль (серый цвет)	
PA-013	Эмаль (оранжевый цвет)	
IS-009	Герметик внутришовный	

Действительно: С 95007

RRJ-A-34-11-25-02A01-920A-A

Стр. 1

Июнь 14/24

© ПАО "Яковлев"

Рис. 42. РЭ RRJ-A-34-11-25-02A01-920A-A «Демонтаж и монтаж датчика угла атаки»



RRJ-95 РУКОВОДСТВО ПО ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

<u>Обозначение</u>	<u>Наименование</u>	<u>Количество</u>
IS-014	Шпательный герметик	
или		
IS-096	Герметик	
LU-018	Смазка	
NP-008	Обтирочная ветошь	

Г. Запасные части

<u>Обозначение</u>	<u>Наименование</u>	<u>Количество</u>
** 95007-95021		
T7.92.7052.032.000.73/B	Уплотнитель	1
** 95022-95159		
T7.92.7052.032.000.73/C	Уплотнитель	1
** C 95160		
T7.92.7052.034.000.73/A	Уплотнитель	1

Д. Доступ

231, 232

3. Подготовительные работы

А. Обеспечение доступа

(1) Установите стремянку GE-06-004.

Б. Конфигурация самолёта перед выполнением работ

(1) Выключите нижеуказанные автоматы защиты сети (АЗС)
(см. RRJ-A-24-00-00-01A00-132X-A):

Распределительное устройство	Обозначение АЗС		Примечание
	на распределительном устройстве	на электросхеме	
DB 115V N1	PHC1	F5-9	Для 23-T341
DB 28V N1	ADC1	F1-40	Для 23-T341
DB 115V N2	TR1 26V AC	F6-39	Для 23-T341
DB 28V N2	PHC2	F2-42	Для 24-T341
DB 115V N2	PHC2	F6-24	Для 24-T341
DB 115V N2	TR2 26V AC	F6-17	Для 24-T341
DB 28V N2	LMU 2	F2-67	Для 24-T341

Действительно: С 95007

RRJ-A-34-11-25-02A01-920A-A

Стр. 2

Июнь 14/24

© ПАО "Яковлев"

Рис. 43. РЭ RRJ-A-34-11-25-02A01-920A-A «Демонтаж и монтаж датчика угла атаки»



RRJ-95 РУКОВОДСТВО ПО ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Распределительное устройство	Обозначения АЗС		Примечание
	на распределительном устройстве	на электросхеме	
DB 28V N1	LMU 3	F1-60	Для 23-Т341

4. Технология работы

ВНИМАНИЕ: УСТАНАВЛИВАЙТЕ НАКЛАДКУ (3) ПОВТОРНО ТОЛЬКО НА ТО МЕСТО ОБШИВКИ ФЮЗЕЛЯЖА, С КОТОРОГО ОНА БЫЛА СНЯТА,

ВНИМАНИЕ: НЕ ДОПУСКАЙТЕ ПАДЕНИЯ ИЛИ ПОВРЕЖДЕНИЯ ДАТЧИКА УГЛА АТАКИ.

** 95007-95021

А. Демонтаж датчика угла атаки

(См. Рис. 1)

- (1) Отверните шесть винтов [6] и снимите крышку [5].
- (2) Нанесите метки шириной 2 мм и длиной 15 мм эмалью РА-013 на накладку [3] и обшивку фюзеляжа [1].
- (3) Отверните 15 болтов [4], снимите шайбы [14] и снимите датчик угла атаки [13] с накладкой [3].
- (4) Отсоедините электрический соединитель [2] от датчика угла атаки.
- (5) Установите защитные колпачки на электрический соединитель [2] и его ответную часть на датчике угла атаки [13].
- (6) Отверните пять гаек [12] и снимите шайбы [11].
- (7) Снимите болты [7] с шайбами [8].
- (8) Снимите накладку [3] и уплотнитель [9]. Уплотнитель [9] утилизируйте.

** 95022-95159, С 95160

Б. Демонтаж датчика угла атаки

(См. Рис. 2)

- (1) Отверните шесть винтов [6] и снимите крышку [5].
- (2) Нанесите метки шириной 2 мм и длиной 15 мм эмалью РА-013 на накладку [3] и обшивку фюзеляжа [1].
- (3) Отверните 14 болтов [4] и один болт [14], снимите шайбы [15] и снимите датчик угла атаки [13] с накладкой [3].
- (4) Отсоедините электрический соединитель [2] от датчика угла атаки.
- (5) Установите защитные колпачки на электрический соединитель [2] и его ответную часть на датчике угла атаки [13].
- (6) Отверните пять гаек [12] и снимите шайбы [11].
- (7) Снимите болты [7] с шайбами [8].

Действительно: С 95007

RRJ-A-34-11-25-02A01-920A-A

Стр. 3

Июнь 14/24

© ПАО "Яковлев"

Рис. 44. РЭ RRJ-A-34-11-25-02A01-920A-A «Демонтаж и монтаж датчика угла атаки»



RRJ-95 РУКОВОДСТВО ПО ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

- (8) Снимите накладку [3] и уплотнитель [9]. Уплотнитель [9] утилизируйте.
- В. Подготовка к монтажу
- (1) Убедитесь в том, что нижеуказанные автоматы защиты сети выключены (см. RRJ-A-24-00-00-01A00-132X-A):
- PHC1, ADC1, TR1 26V AC, LMU 3 (для 23-T341) или PHC2 (на DB 28V N2), PHC2 (на DB 115V N2), TR2 26V AC, LMU 2 (для 24-T341).

** 95007-95021

Г. Монтаж датчика угла атаки

(См. Рис. 1)

- (1) Очистите контактирующую поверхность датчика угла атаки, наклейки [3] и место установки обтирочной ветошью, смоченной бензином-растворителем ST-004.
- (2) Установите новый уплотнитель [9] на датчик угла атаки [13].
- (3) Установите накладку [3], совместив отверстия на ней со штифтами [10] на датчике угла атаки [13].
- (4) Нанесите кистью тонкий слой пасты LU-052 на гладкие и резьбовые части болтов [7], нанесите на шайбы [8] смазку LU-018 на места контакта с головками болтов [7] и установите болты с шайбами.
- (5) Нанесите на шайбы [11] смазку LU-018 на места контакта с гайками [12], установите шайбы [11] и заверните гайки [12].
- (6) Нанесите два слоя грунтовки PA-018, затем два слоя эмали PA-010 на головки и выступающие резьбовые части болтов [7], гайки [12] и шайбы [8], [11].
- (7) Нанесите на головки болтов [7] герметик IS-014 или IS-096 на места контакта с шайбами [8].
- (8) Снимите защитные колпачки с электрического соединителя [2] и его ответной части на датчике угла атаки [13].
- (9) Убедитесь в отсутствии загрязнения и механических повреждений на электрическом соединителе и его ответной части на датчике угла атаки.
- (10) Подсоедините электрический соединитель [2] к датчику угла атаки [13].
- (11) Нанесите на поверхность фюзеляжа смазку LU-018 на место контакта с накладкой [3].
- (12) Нанесите на контактирующую поверхность наклейки [3] герметик IS-009.
- (13) Установите датчик угла атаки [13] с накладкой [3], совместив метку на наклейке [3] с меткой на обшивке фюзеляжа [1].
- (14) Нанесите кистью тонкий слой пасты LU-052 на гладкие и резьбовые части болтов [4], нанесите на шайбы [14] смазку LU-018 на места контакта с головками болтов и установите болты с шайбами.

ПРИМЕЧАНИЕ: Болты заворачивайте попеременно слева и справа во избежание перекоса.

Действительно: С 95007

RRJ-A-34-11-25-02A01-920A-A

Стр. 4

Июнь 14/24

© ПАО "Яковлев"

Рис. 45. РЭ RRJ-A-34-11-25-02A01-920A-A «Демонтаж и монтаж датчика угла атаки»



RRJ-95 РУКОВОДСТВО ПО ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

- (15) Произведите контроль металлизации (см. RRJ-A-20-14-00-01A01-913A-A).
 - (16) Нанесите кистью два слоя грунтовки PA-018, затем два слоя эмали PA-010 на головки болтов [4] и шайбы [14].
 - (17) Нанесите на головки болтов [4] герметик IS-014 или IS-096 на места контакта с шайбами [14].
 - (18) Нанесите герметик IS-014 или IS-096 по контуру накладки [3].
 - (19) Установите крышку [5] и заверните винты [6].
- ПРИМЕЧАНИЕ:** Выступление крышки относительно теоретического контура недопустимо, утопление допускается не более 0.5 mm.
- (20) Нанесите два слоя грунтовки PA-018, затем два слоя эмали PA-010 на головки винтов [6].

** 95022-95159, С 95160

Д. Монтаж датчика угла атаки

(См. Рис. 2)

- (1) Очистите контактирующую поверхность датчика угла атаки, накладку [3] и место установки обтирочной ветошью, смоченной бензином-растворителем ST-004.
- (2) Установите новый уплотнитель [9] на датчик угла атаки [13].
- (3) Установите накладку [3], совместив отверстия на ней со штифтами [10] на датчике угла атаки [13].
- (4) Нанесите кистью тонкий слой пасты LU-052 на гладкие и резьбовые части болтов [7], нанесите на шайбы [8] смазку LU-018 на места контакта с головками болтов [7] и установите болты с шайбами.
- (5) Нанесите на шайбы [11] смазку LU-018 на места контакта с гайками [12], установите шайбы [11] и заверните гайки [12].
- (6) Затяните гайки [12] моментом $(3,0 \pm 0,3) \text{ N}\cdot\text{m}$ $[(2,2 \pm 0,2) \text{ lbf}\cdot\text{ft}]$.
- (7) Нанесите два слоя грунтовки PA-018, затем два слоя эмали PA-010 на головки и выступающие резьбовые части болтов [7], гайки [12] и шайбы [8], [11].
- (8) Снимите защитные колпачки с электрического соединителя [2] и его ответной части на датчике угла атаки [13].
- (9) Убедитесь в отсутствии загрязнения и механических повреждений на электрическом соединителе и его ответной части на датчике угла атаки.
- (10) Подсоедините электрический соединитель [2] к датчику угла атаки [13].
- (11) Установите датчик угла атаки [13] с накладкой [3], совместив метку на накладке [3] с меткой на обшивке фюзеляжа [1].
- (12) Нанесите кистью тонкий слой пасты LU-052 на гладкие и резьбовые части болтов [4] и болта [14], нанесите на шайбы [15] смазку LU-018 на места контакта с головками болтов и установите болты с шайбами.

Действительно: С 95007

RRJ-A-34-11-25-02A01-920A-A

Стр. 5

Июнь 14/24

© ПАО "Яковлев"

Рис. 46. РЭ RRJ-A-34-11-25-02A01-920A-A «Демонтаж и монтаж датчика угла атаки»



RRJ-95 РУКОВОДСТВО ПО ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

ПРИМЕЧАНИЕ: Болты заворачивайте попеременно слева и справа во избежание перекоса.

- (13) Произведите контроль металлизации (см. RRJ-A-20-14-00-01A01-913A-A).
- (14) Нанесите два слоя грунтовки PA-018, затем два слоя эмали PA-010 на головки болтов [4], болта [14] и шайбы [15].
- (15) Установите крышку [5] и заверните винты [6].

ПРИМЕЧАНИЕ: Выступание крышки относительно теоретического контура недопустимо, утопание допускается не более 0,5 mm.

- (16) Нанесите два слоя грунтовки PA-018, затем два слоя эмали PA-010 на головки винтов [6].

Е. Подготовка к контролю работоспособности

- (1) Включите нижеуказанные автоматы защиты сети (см. RRJ-A-24-00-00-01A00-132X-A):

PHC1, ADC1, TR1 26V AC, LMU 3 (для 23-T341) или PHC2 (на DB 28V N2), PHC2 (на DB 115V N2), TR2 26V AC, LMU 2 (для 24-T341).

Ж. Контроль работоспособности

- (1) Произведите контроль работоспособности системы обогрева приёмников полного и статического давлений (см. RRJ-A-30-31-00-01A01-342A-A).

5. Заключительные работы

А. Закрытие доступа

- (1) Очистите зону выполнения работы, уберите инструменты и убедитесь в отсутствии посторонних предметов.
- (2) Уберите стремянку.

Действительно: С 95007

RRJ-A-34-11-25-02A01-920A-A

Стр. 6

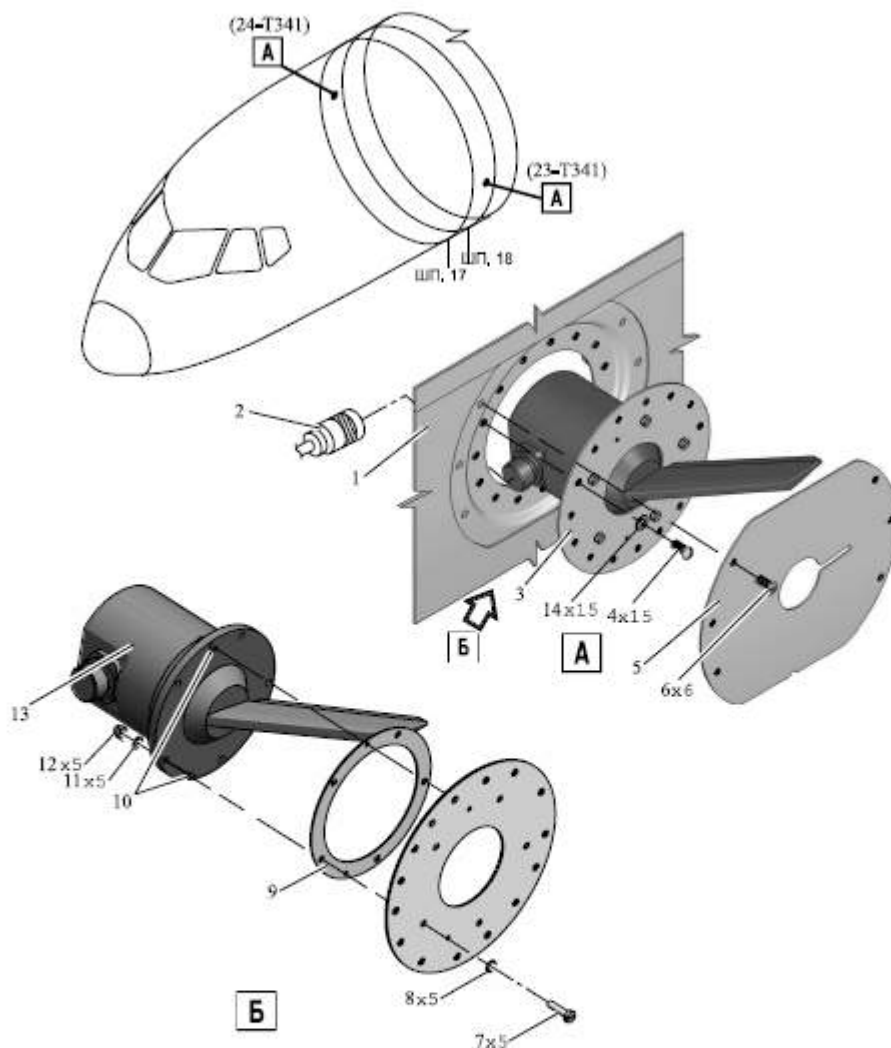
Июнь 14/24

© ПАО "Яковлев"

Рис. 47. РЭ RRJ-A-34-11-25-02A01-920A-A «Демонтаж и монтаж датчика угла атаки»



RRJ-95 РУКОВОДСТВО ПО ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ



ITK_RRJ_AMM_34_11_25_900_801_002_A01_E

Демонтаж и монтаж датчика угла атаки
Рисунок 1

Действительно: 95007-95021

RRJ-A-34-11-25-02A01-920A-A

Стр. 7

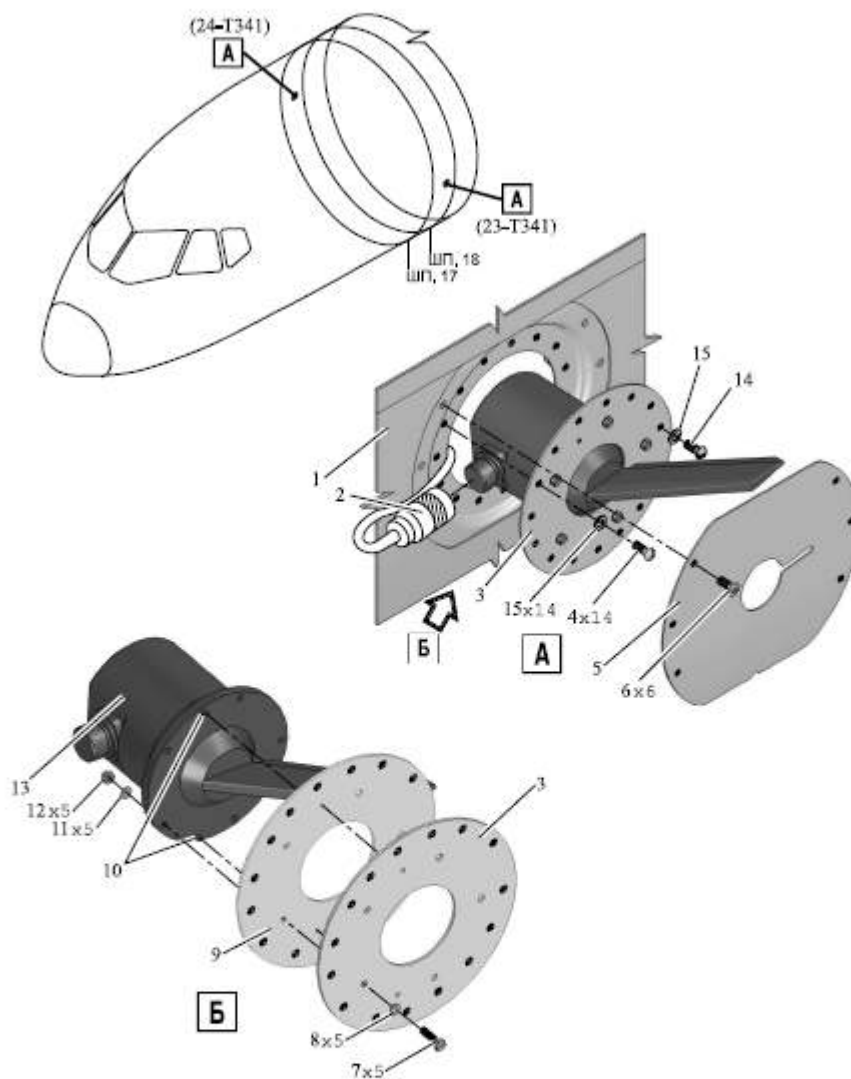
Июнь 14/24

© ПАО "Яковлев"

Рис. 48. РЭ RRJ-A-34-11-25-02A01-920A-A «Демонтаж и монтаж датчика угла атаки»



RRJ-95 РУКОВОДСТВО ПО ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ



Демонтаж и монтаж датчика угла атаки
Рисунок 2

ИТК_RRJ_AMM_34-11-25-02A01_020_A03_E

Действительно: 95022-95159, С
95160

RRJ-A-34-11-25-02A01-920A-A

Стр. 8

Июнь 14/24

© ПАО "Яковлев"

Рис. 49. РЭ RRJ-A-34-11-25-02A01-920A-A «Демонтаж и монтаж датчика угла атаки»

1.18.3. Исследование по демонтажу/монтажу датчиков угла атаки самолета RRJ-95

В ангаре Авиационно-технического комплекса ПАО «Яковлев» (г. Жуковский) на самолете RRJ-95 модели RRJ-95B зав. № 95026 был проведен наземный эксперимент по оценке возможности некорректной установки датчиков углов атаки при нарушении технологии выполнения работы РЭ RRJ-A-34-11-25-02A01-920A-A «Демонтаж и монтаж датчика угла атаки».

К датчикам полного и статического давления ADC 1, ADC 2, ADC 3 был подключен аппарат MPS31C для проверки систем воздушных сигналов.

Для флюгарок ADS 1, ADS 2 и ADS 3 на обшивке отсеков фюзеляжа Ф1 и Ф2 нанесены отметки местных углов атаки в виде непрерывных контрастных линий местных углов атаки, проходящих через ось вращения флюгарки (Рис. 50) заданного положения $\alpha_{a/c}=0^\circ, 2.4^\circ, 6^\circ$ для выбранных режимов 1, 4, 2 и 3 горизонтального полета.

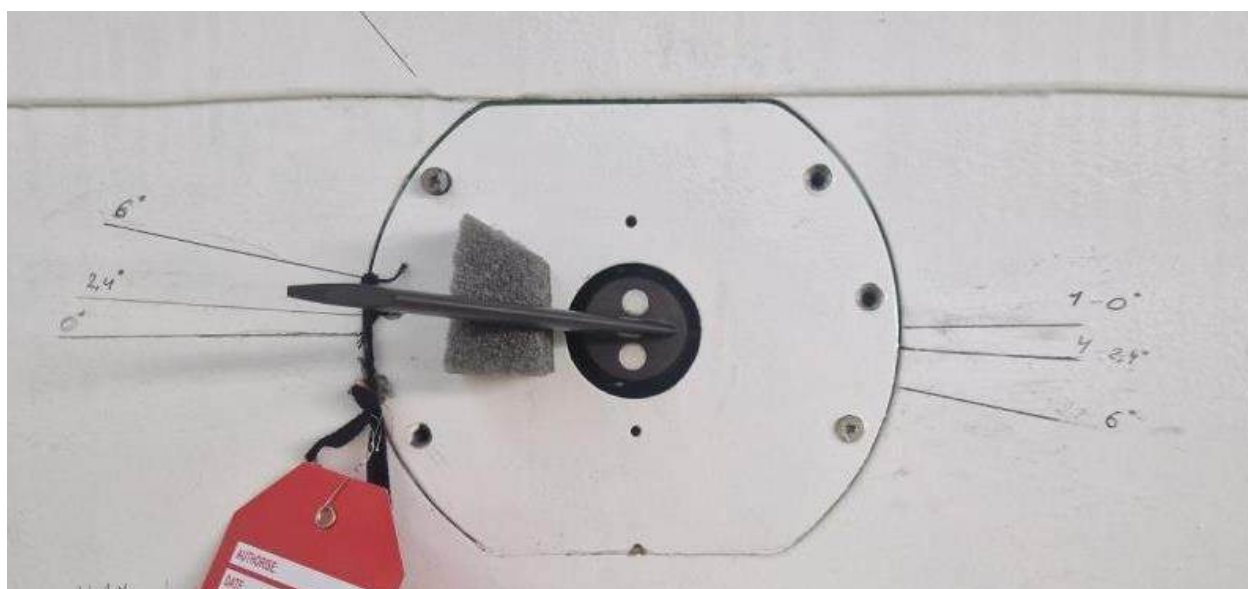


Рис. 50. Линии местных углов атаки (датчик ADS 2, правый борт)

Выполнен демонтаж накладки с датчиком ADS 1. Вращая накладку по часовой стрелке (на угол 24°), добились совпадения отверстий крепления накладки к фюзеляжу. Зафиксировали накладку. На левом и правом PFD для ADS 1, при выключенных ADS 2 и ADS 3, отображался угол атаки 13.2° .

Выполнен демонтаж накладок с датчиками на отсеке Ф2 (ADS 1 и ADS 2). Накладку с датчиком с правого борта установили на левый борт, а с левого борта установили на правый борт таким образом, чтобы разъем на датчике был направлен вперед по полету и линии 0° на накладках и обшивке совпали. Вращая накладку на правом борту против часовой стрелки и на левом борту – по часовой стрелке (на угол около 10°), добились совпадения отверстий крепления накладки к фюзеляжу. Зафиксировали накладки. При этом

отмечено, что по некоторым отверстиям присутствует смещение их осей вдоль окружности, которое, однако, позволяет выполнить установку накладок.

Зафиксированы угловые смещения между линиями на накладках и на фюзеляже, на левом и на правом бортах.

Для каждого режима (Таблица 2) устанавливались флюгарки датчиков вдоль отметок ($\alpha_{a/c}=0^\circ, 2.4^\circ, 6^\circ$).

С помощью аппаратуры MPS31C осуществлялся «наддув» датчиков статического и полного давления систем ADS 1, ADS 2 и ADS 3, воспроизводящих фактические условия реального полета по углу атаки, скорости, барометрической высоте (Таблица 2). Фотоматериалы установки флюгарки датчиков вдоль отметок – контрастных линий, значения «наддува» датчиков статического и полного давления систем ADS1, ADS2 и ADS3 представлены в материалах отчетов групп ИТП.

Таблица 2

Режим	Закрылки	$\alpha_{a/c}$	Шасси	Скорость	Высота
1	Flaps 2	0°	ШВ	79.8 kt	504 ft
4	Flaps 0	2.4°	ШУ	284.9 kt	4638 ft
2	Flaps 2	6°	ШУ	149 kt	2852 ft
3	Flaps 1	6°	ШУ	184.8 kt	4593 ft

Во время «наддува» датчиков статического и полного давления систем ADS1, ADS2 и ADS3 проводили проверку их совместной и отдельной работы в следующей последовательности:

- ADS 1, ADS 2 и ADS 3 включены;
- отключение ADS 3;
- поочередная проверка ADS 1, ADS 2 и ADS 3 при выключенных других двух ADS.

По результатам выполненных режимов зафиксированы следующие значения углов атаки на дисплеях PFD:

Режим 1 скорость – 79.8 kt; высота – 504 ft Flaps – 2					
	ADS 1+2+3	ADS 1+2	ADS 1	ADS 2	ADS 3
Значение AOA на PFD	2.6	3.9	4.1	3.7	0
Режим 4 скорость – 284.9 kt; высота – 4638 ft. Flaps – 0					
	ADS 1+2+3	ADS 1+2	ADS 1	ADS 2	ADS 3
Значение AOA на PFD	4.8	6.0	6.5	5.5	2.4

Режим 2 скорость – 149 kt; высота – 2852 ft. Flaps – 2					
	ADS 1+2+3	ADS 1+2	ADS 1	ADS 2	ADS 3
Значение АОА на PFD	8.8	10.4	11.6	9.2	5.8
Режим 3 скорость – 184.8 kt; высота – 4593 ft. Flaps – 1					
	ADS 1+2+3	ADS 1+2	ADS 1	ADS 2	ADS 3
Значение АОА на PFD	9.1	10.7	11.9	9.5	6.0

Анализом данных, зафиксированных FDR, определено незначительное (от 0.05° до 0.1°) различие, что объясняется погрешностью выставления флюгарок датчиков вдоль отметок ($\alpha/c = 0^\circ, 2.4^\circ, 6^\circ$).

После выполнения исследований и возврата самолета в исходную конфигурацию была выполнена проверка возможности монтажа датчика угла атаки ADS 1 при перевороте накладки внутренней стороной наружу. Такой поворот делает неконтролируемой метку, наносимую на накладку согласно РЭ RRJ- A-34-11-25-02A01-920A-A, и поворот наклейки до совпадения крепежных отверстий также искажает показания углов атаки аналогично перестановке накладок под датчики с правого борта на левый. Кроме этого, отмечено отличие цвета центральной части внутренней стороны наклейки от внешней (на внутренние поверхности фюзеляжа в зоне установки наклейки нанесена серая эмаль ЭП-140, с внешней стороны наклейка покрыта грунтом ЭП-0215).

Таким образом, в процессе наземного эксперимента установлено, что такие нарушения технологии выполнения работы РЭ RRJ-A-34-11-25-02A01-920A-A «Демонтаж и монтаж датчика угла атаки», как перестановка накладок с одного борта на другой или симметричная установка накладок внутренней стороной наружу, могут привести к вводу в систему воздушных сигналов недостоверных данных по углам атаки. При этом величина данного искажения может быть различной ввиду отличий в позиционировании точек крепления наклейки, как на разных бортах одного ВС так и на разных ВС.

1.18.4. Исследование влияния влаги на показания датчика углов атаки

С целью проверки возможного влияния попадания влаги в разъем датчика на показания углов атаки ADS самолета RRJ-95, 24.10.2024 в ангаре Авиационно-технического комплекса ПАО «Яковлев» (г. Жуковский) проведен наземный эксперимент на самолете RRJ-95 модели RRJ-95B зав. № 95026.

Разъем датчика ADS1 на левом борту был отсоединен согласно РЭ RRJ-A-34-11-25-02A01-920A-A «Демонтаж и монтаж датчика угла атаки». В контакты разъема датчика и кабельной части разъема обильно нанесено возможное количество воды и разъем был присоединен. После постановки самолета под ток отказных CAS-сообщений по ADS 1 на EWD не зафиксировано.

Исследование характера изменения фиксируемых значений углов атаки с «наддувом» датчиков статического и полного давления систем ADS 1, ADS 2 и ADS 3, воспроизводящих фактические условия реального полета по углу атаки, скорости CAS (числу Маха), барометрической высоте проводилось по четырем режимам (Таблица 3).

Таблица 3

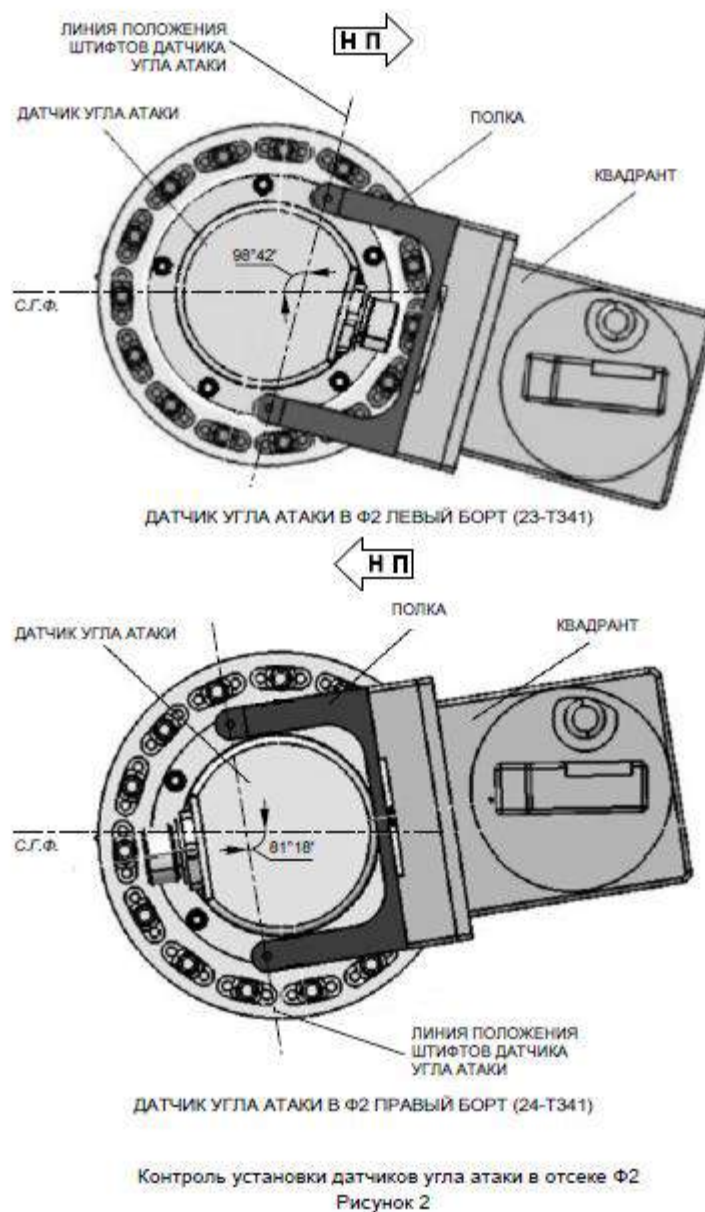
	Генерируемые параметры	Угол атаки самолета по индикации на PFD по соответствующему положению флюгарки датчика ADS 1 без нанесения воды в разъем ДУА	Индикация угла атаки на PFD с нанесением воды в разъем ДУА	Значения угла атаки по записям IFDMU с нанесением воды в разъем ДУА
Режим 1	Шасси выпущено; Нбар = 500 ft; CAS = 79.8 kt	$\alpha_{a/c} = 0^\circ$	-0.4°	-0.43°
Режим 2	Шасси убрано; Нбар = 2852 ft; CAS = 149 kt	$\alpha_{a/c} = 6^\circ$	6.8°	6.76°
Режим 3	Шасси убрано; Нбар = 4593 ft; CAS = 184.8 kt	$\alpha_{a/c} = 6^\circ$	6.8°	6.76°
Режим 4	Шасси убрано; Нбар = 4638 ft; CAS = 284.9 kt	$\alpha_{a/c} = 2.4^\circ$	2.2°	2.19°

В процессе эксперимента установлено, что влага в контактах разъема датчика углов атаки не влияет на его работоспособность и корректность данных. Зафиксированные на PFD и IFDMU углы атаки в сопоставлении с величинами, указанными в таблице, имеют различие от -0.2° до 0.8° , что объясняется погрешностью выставления вручную флюгарок датчиков вдоль отметок ($\alpha_{a/c} = 0^\circ, 2.4^\circ, 6^\circ$).

1.18.5. Эксперимент по оценке правильности установки накладок датчиков углов атаки на самолете RRJ-95LR-100 RA-89018

С целью исключения (подтверждения) версии перепутывания накладок ВС RA-89018 (заводской № 95033) и RA-89049 (заводской № 95078) выполнена оценка правильности установки накладок датчиков углов атаки на самолете RRJ-95LR-100 RA-89018 и их принадлежности данному (другому) воздушному судну.

ДУА (левый и правый) устанавливаются по отношению к СГФ по направлению полета под одинаковым углом. Угол между вертикальной осью ОУ ВС и линией между двумя направляющими штифтами ДУА, всегда составляет $8^\circ 42'$. При замере углов установки ДУА с помощью оптического квадранта в соответствии с РЭ RRJ-A-34-11-25-01A01-360A-A (для ВС с заводского номера 95007) на левом борту угол должен составлять $90^\circ + 8^\circ 42' = 98^\circ 42'$, а при замере на правом борту $90^\circ - 8^\circ 42' = 81^\circ 18'$ вследствие поворота оптического квадранта относительно оси ОУ при переносе на противоположный борт (Рис. 51).



Действительно: С 95007

RRJ-A-34-11-25-01A01-360A-A

Стр. 11

Янв 13/25

© ПАО "Яковлев"

Рис. 51. Положение квадранта при замере углов установки ДУА

Измерения угла установки датчика выполнялись с помощью оптического квадранта согласно п. 4Б МД RRJ-A-34-00-00-00675-360S-A и РЭ RRJ-A-34-11-25-01A01-360A-A.

Результаты измерений показаны в таблице.

Обозначение датчика	Требуемый угол, атр	Угол установки датчика по квадранту, α изм	Погрешность установки датчика, Δ
Датчик угла атаки (23-Т341)	98°42′	98°38′	-4′
Датчик угла атаки (24-Т341)	81°18′	81°13′	-5′

Таким образом, зафиксированные погрешности установки датчиков не превышают требуемого диапазона точности установки ($\pm 6'$) и, следовательно, накладки Т7.92.7052.031.000.73/D принадлежат ВС RRJ-95LR-100 RA-89018.

Дополнительно была выполнена оценка возможности перестановки накладок с левого борта на правый, а также установки наклейки с разворотом ее наружной частью внутрь.

Наклейка с позиции (23-Т341) установлена на позицию (24-Т341) на весь крепеж. Угол поворота наклейки относительно оси OZ был выбран произвольный, так, чтобы датчик стоял по направлению полета, и сектор его отклонения был наиболее близок к эксплуатационному.

Выполнен п. 4Б МД RRJ-A-34-00-00-00675-360S-A Контроль угла установки датчиков угла атаки (24-Т341) РЭ RRJ-A-34-11-25-01A01-360A-A. Измеренное значение занесено в таблицу.

Обозначение датчика	Требуемый угол, атр	Угол установки датчика по квадранту, α изм	Погрешность установки датчика, Δ
Датчик угла атаки (24-Т341)	81°18′	86°58′	+5°40′

Перестановка наклейки с позиции (23-Т341) на позицию (24-Т341) привела к провороту ДУА и завышению показаний величины углов атаки, поступающих в ADS.

Наклейка с позиции (24-Т341) установлена на позицию (23-Т341) на весь крепеж. Угол поворота наклейки относительно оси OZ связанной системы координат был выбран произвольный, так, чтобы датчик стоял по направлению полета, и сектор его отклонения был наиболее близок к эксплуатационному.

Выполнен п. 4Б МД RRJ-A-34-00-00-00675-360S-A Контроль угла установки датчиков угла атаки (23-Т341) РЭ, RRJ-A-34-11-25-01A01-360A-A. Измеренное значение занесено в таблицу.

Обозначение датчика	Требуемый угол, атр	Угол установки датчика по квадранту, α изм	Погрешность установки датчика, Δ
Датчик угла атаки (23-Т341)	98°42'	92°57'	-5°45'

Перестановка накладки с позиции (24-Т341) на позицию (23-Т341) привела к провороту ДУА и завышению показаний величины углов атаки, поступающих в ADS.

Выполнен демонтаж накладок Т7.92.7052.031.000.73 (в сборе с ДУА) с позиций (23-Т341) (24-Т341) и демонтаж ДУА (23-Т341) и (24-Т341), после чего выполнен переворот накладок Т7.92.7052.031.000.73 относительно линии горизонта.



Рис. 38. Переворот накладки Т7.92.7052.031.000.73

На внутреннюю часть накладки позиции 23-Т341 маркером был нанесен текст «23-Т341», после чего ДУА (23-Т341) смонтирован на перевернутую накладку.

Накладка Т7.92.7052.031.000.73 (в сборе с ДУА) установлена с переворотом на весь крепеж. Выполнен п. 4Б МД RRJ-A-34-00-00-00675-360S-A Контроль угла установки датчиков угла атаки (23-Т341) РЭ, RRJ-A-34-11-25-01A01-360A-A. Измеренное значение занесено в таблицу.

Таблица 4

Обозначение датчика	Требуемый Угол, атр	Угол установки датчика по квадранту, α изм	Погрешность установки датчика, Δ
Датчик угла атаки (23-Т341)	98°42'	90°	-8°42'

Перестановка накладки переворотом на позиции (23-Т341) привела к провороту ДУА и завышению показаний величины углов атаки, поступающих в ADS.

На внутреннюю часть накладки позиции 24-Т341 маркером был нанесен текст «24-Т341», после чего на перевернутую накладку смонтирован ДУА (24-Т341). Накладка Т7.92.7052.031.000.73 (в сборе с ДУА) установлена с переворотом на весь крепеж.

Выполнен п. 4Б МД RRJ-A-34-00-00-00675-360S-A Контроль угла установки датчиков угла атаки (24-Т341) РЭ, RRJ-A-34-11-25-01A01-360A-A. Измеренное значение занесено в таблицу.

Обозначение датчика	Требуемый угол, атр	Угол установки датчика по квадранту, α изм	Погрешность установки датчика, Δ
Датчик угла атаки (24-Т341)	81°18′	84°11′	+2°53′

Перестановка накладки переворотом на позиции (24-Т341) привела к провороту ДУА и завышению показаний величины углов атаки, поступающих в ADS.

Затем накладка с позиции (23-Т341) установлена на позицию (24-Т341) на весь крепеж и выполнен п. 4Б МД RRJ-A-34-00-00-00675-360S-A Контроль угла установки датчиков угла атаки (24-Т341) РЭ, RRJ-A-34-11-25-01A01-360A-A. Измеренное значение занесено в таблицу.

Обозначение датчика	Требуемый угол, атр	Угол установки датчика по квадранту, α изм	Погрешность установки датчика, Δ
Датчик угла атаки (24-Т341)	81°18′	78°29′	-2°49′

Перестановка накладки с переворотом с позиции (23-Т341) на позицию (24-Т341) привела к провороту ДУА и занижению показаний величины углов атаки, поступающих в ADS.

Накладка с позиции (24-Т341) установлена на позицию (23-Т341) на весь крепеж. Выполнен п. 4Б МД RRJ-A-34-00-00-00675-360S-A Контроль угла установки датчиков угла атаки (23-Т341) РЭ, RRJ-A-34-11-25-01A01-360A-A. Измеренное значение занесено в таблицу.

Обозначение датчика	Требуемый угол, атр	Угол установки датчика по квадранту, α изм	Погрешность установки датчика, Δ
Датчик угла атаки (23-Т341)	98°42′	95°50′	-2°52′

Перестановка накладки с переворотом с позиции (24-Т341) на позицию (23-Т341) привела к провороту ДУА и завышению показаний величины углов атаки, поступающих в ADS.

Для удобства анализа полученной информации сформирована сводная таблица данных.

Таблица 8.

Накладка в сборе с датчиком установлена на (левый/правый) по направлению полета борт	Изначальная позиция наклейки (левая для 23-Т341 /правая для 24-Т341)	Перевернутое состояние (перевернута/нет)	Замеренный угол
левый борт	левая наклейка	нет	98°38′
правый борт	правая наклейка	нет	81°13′
левый борт	правая наклейка	нет	92°57′
правый борт	левая наклейка	нет	86°58′
левый борт	левая наклейка	перевернута	90°
правый борт	правая наклейка	перевернута	84°11′
левый борт	правая наклейка	перевернута	95°50′
правый борт	левая наклейка	перевернута	78°29′

Вывод: установить наклейки Т7.92.7052.031.000.73 с левого борта на правый, или внутренней стороной наружу – возможно, при этом происходит изменение угла установки оси ДУА. Перестановка наклеек между бортами ВС RRJ-95LR-100 RA-89018 ВС в отсеке фюзеляжа Ф-2 может привести к провороту ДУА (в позициях 23-Т341 и 24-Т341) и завышению показаний величины угла атаки практически на одинаковую величину (5°40′; 5°45′).

1.18.6. Анализ работы алгоритмов СДУ в продольном канале

В соответствии с техническим заданием Комиссии разработчиком самолета выполнен анализ работы алгоритмов основного режима работы (Normal Mode) СДУ самолета RRJ-95 в продольном канале управления применительно к обстоятельствам аварийного полета ВС RA-89049 и детальное описание законов формирования отклонения руля высоты.

Система управления самолетом представляет собой электронную систему дистанционного управления (СДУ) без механического соединения органов управления

самолетом, расположенных в кабине экипажа, с аэродинамическими управляющими поверхностями. Вычислительная часть СДУ представлена тремя вычислителями системы управления (PFCU), четырнадцатью блоками управления и контроля гидравлических приводов (ACE) и шестью вычислителями-контроллерами электроприводов (MACE).

Три двухканальных вычислителя PFCU, независимо друг от друга формируют управляющие сигналы, которые поступают в блоки ACE, где из трех сигналов формируется один управляющий, который поступает на соответствующий привод. Основным режим (Normal Mode) реализуется при наличии всех необходимых данных от взаимодействующих систем самолета и исправной работе хотя бы одного вычислителя PFCU.

В основном режиме обеспечивается как ручной, так и автоматический режимы управления.

Алгоритмы основного режима СДУ формируют сигналы управления рулевыми поверхностями (стабилизатором, рулем высоты, элеронами, интерцепторами, воздушными тормозами и рулем направления) на основании информационных сигналов о параметрах движения самолета, положении рычагов и органов управления, конфигурации самолета, состоянии шасси и т. д. Информационные сигналы сопровождаются признаками достоверности, которые формируются внешними (относительно законов управления) алгоритмами консолидации и контроля. При обнаружении отказа какого-либо входного сигнала алгоритмы консолидации и контроля изменяют значение признака достоверности этого сигнала с «True» на «False». В этом случае алгоритмы основного режима управления восстанавливают этот сигнал по другим достоверным сигналам или значению этого сигнала присваивается определенная константа. Кроме того, некоторые информационные сигналы корректируются и фильтруются соответствующими динамическими фильтрами.

1.18.6.1. Консолидация информационных сигналов CBC

Интерфейс СДУ (блоки PFCU) и CBC (блоки ADS) организован посредством протокола в соответствии со спецификацией ARINC-429. При этом каждый блок PFCU получает данные из трех блоков ADS. От каждого ADS в каждый PFCU поступают следующие информационные сигналы: число Маха, приборная скорость (индикаторная земная скорость VCAS), истинная (воздушная) скорость и скорректированный угол атаки.

Консолидация основана на принципе мажоритарного выбора достоверных источников информации с учетом определенных допусков на расхождения и последующем расчете среднего значения для использования в алгоритмах управления.

Далее по тексту применяются следующие термины:

действительный (достоверный, валидный) сигнал – сигнал, который используется при консолидации;

недействительный (недостоверный, невалидный) сигнал – сигнал, который не используется при консолидации.

Пороговые значения (допуска) на расхождения по углам атаки представлены на Рис. 52.

Более строгие требования (узкие пороги) для двух сигналов, по сравнению с тремя, обусловлены сохранением уровня надежности и отказобезопасности.

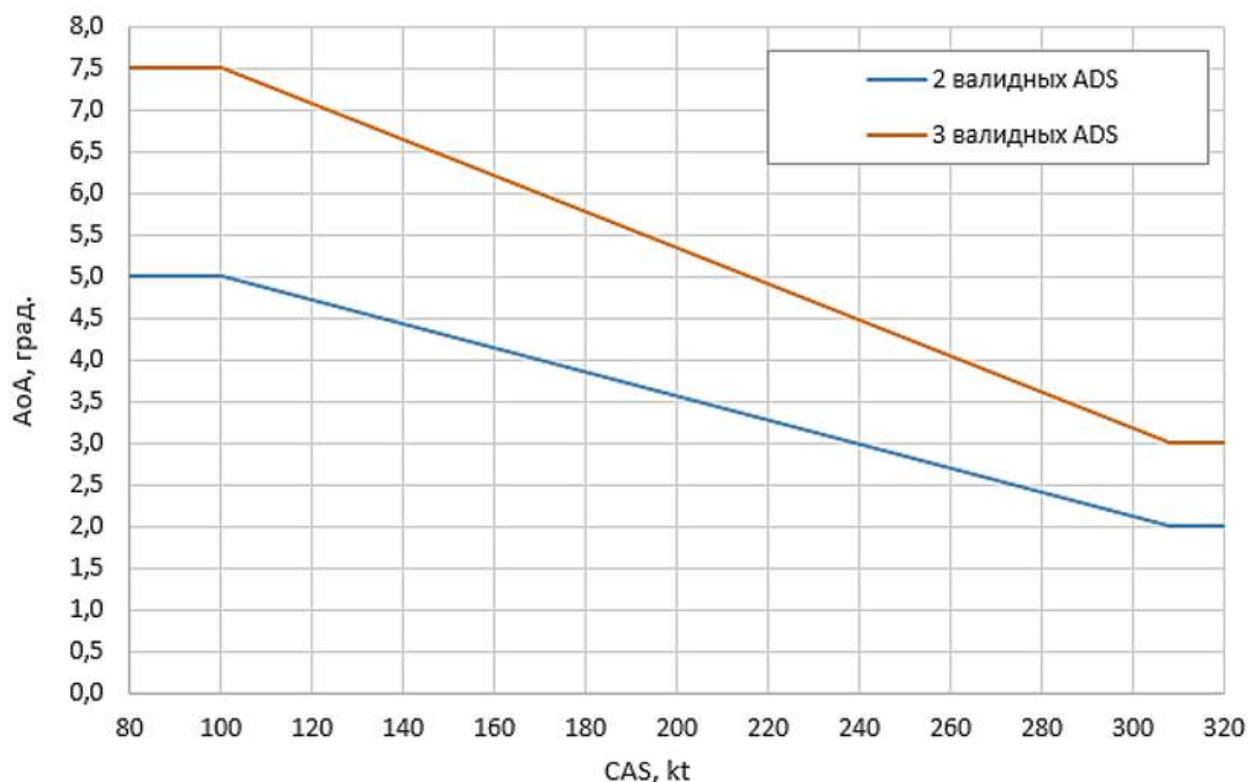


Рис. 52. Пороговые значения (допуска) на расхождения по углам атаки

Алгоритмы выбора сигналов от ADS в PFCU формируются в зависимости от количества валидных ADS. Поскольку в аварийном полете максимальные отличия значений приборных скоростей (и истинных воздушных скоростей для рассматриваемых высот) между тремя системами ADS достигали не более чем 13 kt, что значительно меньше используемых в алгоритмах консолидации СДУ пороговых значений, далее в настоящем разделе рассматривается только сравнение значений углов атаки.

1. Если входные сигналы от всех трех ADS действительны (валидны), то определяется среднее логическое их значений и относительно которого устанавливается диапазон допуска для текущей скорости.

Если два других значения (максимальное и минимальное) находятся в пределах этого диапазона, данные считаются правильными, при условии, что нет подтвержденной или неподтвержденной неисправности.

Если одно из двух других (максимальное или минимальное) значений находится за пределами этого диапазона, это значение определяется как недостоверное.

После фиксации отказа отбракованный параметр с его источником не используется в дальнейшем для формирования используемых в алгоритмах значений. Возврат признака достоверности и дальнейшее использование отбракованного параметра до окончания полета невозможен.

Если два других (максимальное и минимальное) значения находятся за пределами этого диапазона допуска, среднее логическое значение определяется, как правильное. Два других значения определяются, как недостоверные.

2. Если входные сигналы от двух из трех ADS действительны (валидны), то сравниваются значения этих двух ADS, разница не должна превышать диапазон допуска.

Если два действительных значения находятся в пределах этого диапазона допуска, то эти данные считаются достоверными.

Если диапазон допуска превышен – оба значения определяются, как недостоверные.

3. Если входные сигналы от одного из трех ADS действительны (валидны) или данные от двух ADS отсутствуют, то входной сигнал только от одного ADS является достоверным, консолидация данных от одного ADS не выполняется, и данные определяются, как достоверные.

Если сигналы ни от одного из ADS не являются действительными, контроль данных во входном канале не выполняется и данные определяются, как недостоверные.

1.18.6.2. Законы формирования отклонения руля высоты

Алгоритмы СДУ продольного канала формируют командные сигналы на отклонение рулей высоты и стабилизатора.

Суммарный командный сигнал на рули высоты в режиме работы СДУ Normal Mode состоит из 8-ми слагаемых:

- сигнал прямого управления. Канал прямого управления от БРУ содержит регулируемый по положению стабилизатора коэффициент передачи;
- заданное от БРУ приращение перегрузки в прямом канале управления;
- сигнал канала позиционных обратных связей, который содержит сигналы по перегрузке и угловой скорости тангажа с регулируемыми по параметрам полета коэффициентами;
- сигнал обратной связи по углу атаки. Обратная связь по углу атаки реализуется на углах атаки больше значения α_{LINEAR} ;

- сигнал обратной связи по углу атаки функции ограничения угла атаки. Дополнительная обратная связь по углу атаки реализуется на углах атаки больше значения α_{PROT} ;

- сигнал обратной связи по весовой составляющей производной угла атаки. Обратная связь по весовой составляющей производной угла атаки реализуется на углах атаки больше значения α_{PROT} ;

- сигнал обратной связи по тангажу функции ограничения положительного угла тангажа;

- сигнал алгоритма защиты хвостовой части фюзеляжа от удара о поверхность ВПП на взлете;

- сигнал интегрального контура управления, состоящий из двух составляющих: сигнал основного интеграла контура управления и сигнал компенсации момента тангажа при выпуске интерцепторов, изменении режима работы двигателей.

По сигналу основного интеграла контура управления вырабатывается команда на отклонение стабилизатора таким образом, чтобы сигнал стремился к нулевому значению.

Интегральная цепь управления обеспечивает точность отработки управляющего сигнала от летчика, точность работы алгоритмов ограничения угла атаки, тангажа, перегрузки, скорости полета (числа M), автоматическую балансировку самолета и постоянство характеристик управления по заданной перегрузке от БРУ для всех режимов полета во всей области условий эксплуатации (ОУЭ).

В связи с тем, что далее при описании составляющих командных сигналов на руль высоты будут использоваться характеристические углы, используемые в алгоритмах защиты от сваливания, определения этих характеристических углов и принцип работы этих алгоритмов приведен далее.

В алгоритмах СДУ в зависимости от конфигурации самолета (предкрылков и закрылков) и чисел M полета определяются значения следующих четырех характерных углов атаки:

1. α_{LINEAR} – угол границы линейности аэродинамических характеристик. Это значение угла атаки, при котором производная характеристики $mz(\alpha)$ начинает значительно изменяться. При $\alpha > \alpha_{\text{LINEAR}}$ подключается обратная связь по углу атаки для выравнивания моментной характеристики.

2. α_{PROT} – угол начала работы функции ограничения угла атаки.

3. α_{FLOOR} – угол атаки, при котором включается функция увеличения полной энергии самолета путем автоматического перевода РУД в положение «НТО» (функция α_{FLOOR});

4. α_{LIMIT} – максимально допустимый угол атаки в основном режиме управления, выбранный с запасом 1.0° относительно угла атаки предупреждения о сваливании α_{sw} .

В алгоритмах СДУ описанные выше характерные углы атаки обозначаются следующим образом:

- α_{l} – угол границы линейности α_{LINEAR} ;
- α_{s} – угол начала работы функции ограничения угла атаки α_{PROT} ;
- α_{f} – угол, при котором срабатывает функция режима увеличения полной энергии самолета (функция α_{FLOOR});
- α_{m} – максимально допустимый угол для функции ограничения угла атаки α_{LIMIT} .

Функция алгоритмического ограничения угла атаки реализуется путем перенастройки передаточной функции «ручка–руль высоты», таким образом, чтобы полное отклонение ручки по тангажу «на себя» соответствовало значению близкому к максимально допустимому углу атаки α_{m} в условиях нормального функционирования с учетом характерных для конкретных режимов темпов торможения (роста угла атаки) для обеспечения удовлетворения требований Авиационных правил в части алгоритмических ограничителей углов атаки. Приемлемая величина близости угла атаки к α_{m} зависит от конкретных параметров движения (в том числе быстро изменяющихся) и конфигурации ВС, что обусловлено требованиями Авиационных правил к алгоритмическим ограничителям углов атаки и подтверждено во всей области условий эксплуатации самолета RRJ-95 в процессе сертификационных летных испытаний.

На Рис. 53 представлены типовые зависимости продольных аэродинамических характеристик самолета с указанием на них перечисленных выше характерных углов атаки.

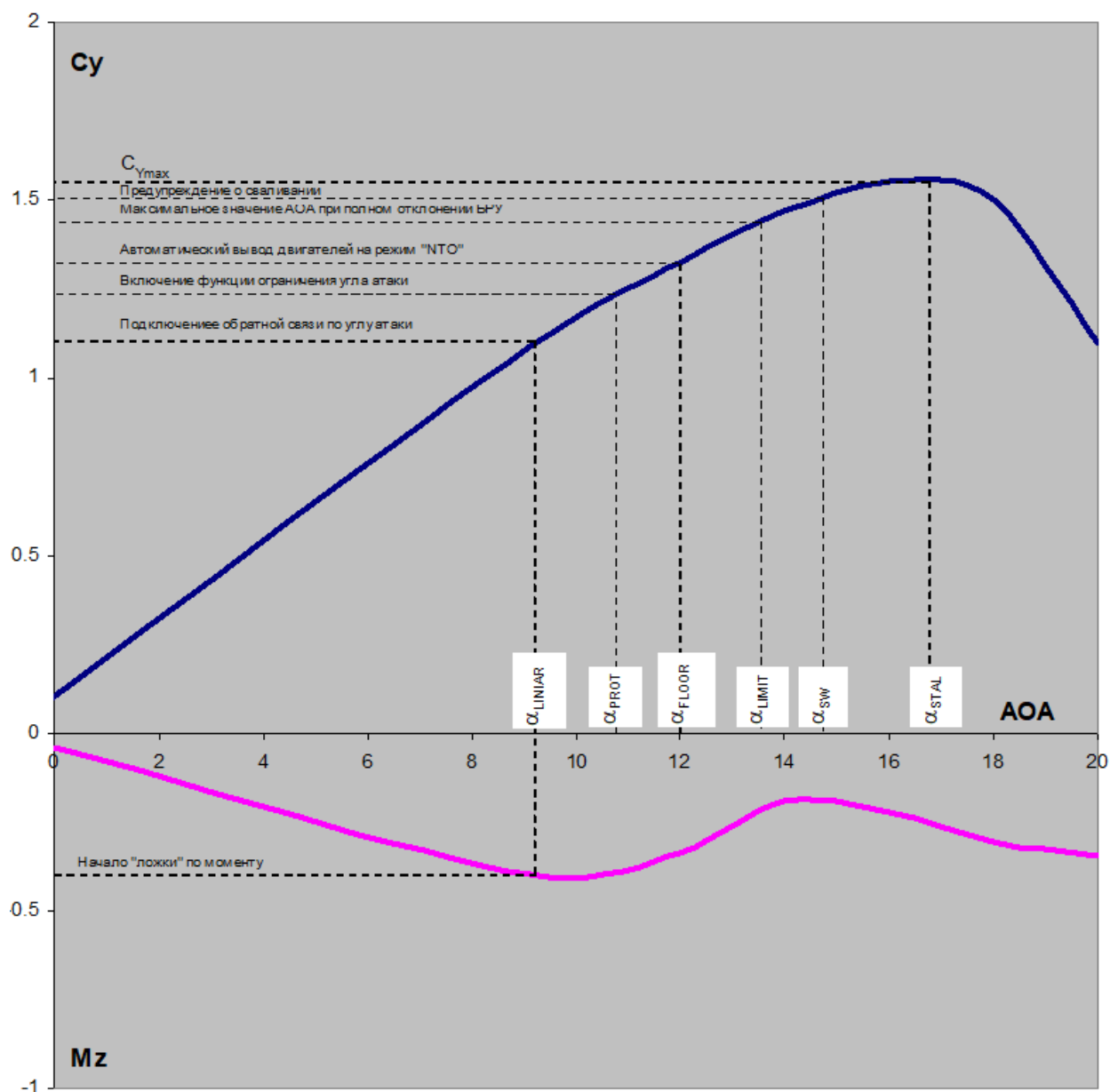


Рис. 53. Зависимость продольных аэродинамических характеристик самолета от углов атаки

1.18.6.3. Формирование командного сигнала на стабилизатор

В основном режиме управления стабилизатор управляется либо вручную (через триммерную панель) – на земле, либо автоматически – в воздухе. При ручном управлении стабилизатором интегральный контур отключен. В этом случае стабилизатор отклоняется по команде от кнопки триммера в канале тангажа.

Автоматическое управление стабилизатором включается, если интегральный контур включен. В этом случае стабилизатор отклоняется таким образом, чтобы интегральный сигнал на руль высоты стремился к нулевому значению, тем самым обеспечивая полный ход руля высоты для повышения маневренных возможностей самолета.

1.18.6.4. Сигнал функции ограничения приборной скорости полета

Ограничение приборной скорости и числа М производится за счет автоматического перевода самолета в набор высоты (путем добавления к сигналу прямого управления от БПУ на кабрирование) при превышении ограничения (на 5 kt) или числа М полета.

По мере роста скорости и с учетом темпа ее увеличения производится автоматический выпуск интерцепторов (путем добавления слагаемого к командному сигналу на отклонение интерцепторов). Значение ограничения по приборной скорости соответствует конфигурации самолета. В крейсерской конфигурации производится ограничение максимальной эксплуатационной скорости полета (V_{MO} , M_{MO}). При выпущенных закрылках скорость полета ограничивается величиной V_{FE} для текущей конфигурации.

Функция ограничения работает путем подключения сигналов по приборной скорости (и темпу роста) или по числу Маха в обратную связь управления в случае превышения ограничений по скорости и числу Маха.

В крейсерской конфигурации $FLAPS=0$ максимальная допустимая скорость $V_{MO}=308$ kt. При выпущенной механизации максимальная скорость равна величине V_{FE} для текущей конфигурации:

Положение ручки FLAPS	Индикация на EWD	Угол отклонения (градусы)		VFE (kt IAS)
		Предкрылки	Закрылки	
1	FLAP 1	18	3	250
	FLAP 1+F	18	9	230
2	FLAP 2	24	16	200
3	FLAP 3	24	25	190
FULL	FULL	24	36	180

1.18.7. Определение фактических высотно-скоростных параметров

В соответствии с техническим заданием Комиссии разработчиком самолета выполнен анализ работы 1-й и 2-й систем воздушных сигналов ADS 1 и ADS 2 BC RA-89049 в полете 12.07.2024, оценка погрешности угла атаки от ADS и расчетные оценки фактических высотно-скоростных параметров движения самолета с исключением ошибок в параметрах, измеряемых ADS.

В целях оценки фактических величин воздушно-скоростных параметров в полете ВС RA-89049 12.07.2024 разработаны специализированные алгоритмы и выполнен комплекс расчетных работ с учетом законов коррекции.

В общем виде законы коррекции являются функциями измеряемых датчиками параметров α_{meas} , M_{meas} . Скорректированные угол атаки самолета α_{ac} и статическое давление (в окружающей невозмущенной атмосфере) $P_{\text{Sкорр}}$ определяются по следующим соотношениям:

$$\alpha_{\text{ac}} = F_{\alpha}(\alpha_{\text{meas}}, M_{\text{meas}});$$

$$P_{\text{Sкорр}} = P_{\text{Smeas}} * [1 + \Delta P(\alpha_{\text{meas}}, M_{\text{meas}})].$$

С использованием скорректированного статического давления в ADS, выполнены расчеты высотно-скоростных параметров самолета.

Изменение угла атаки самолета α_{ac} вызывает примерно в 2 раза большее изменение угла отклонения флюгарки α_{meas} ДУА в соответствии с углом наклона линий тока.

Оценки фактических воздушно-скоростных параметров ВС RA-89049 в полете 12.07.2024 основаны на записях FDR по двум ADS и рассчитанным ADC параметрам – угла атаки α_{ADC} , барометрической высоты Нбар, индикаторной скорости V_{CAS} , измеренной температуры торможения T_{tmeas} , а также зарегистрированных углов тангажа ϑ и наклона траектории θ из инерциальной системы IRS. В качестве оценки истинного угла атаки самолета $\alpha_{\text{ист}}$, независимой от измерений ADS с погрешностями, в расчетах принята разность $\alpha_{\text{ист}} = \vartheta - \theta$.

В графическом виде углы ϑ и θ вместе с оценкой $\alpha_{\text{ист}}$ представлены на Рис. 54.

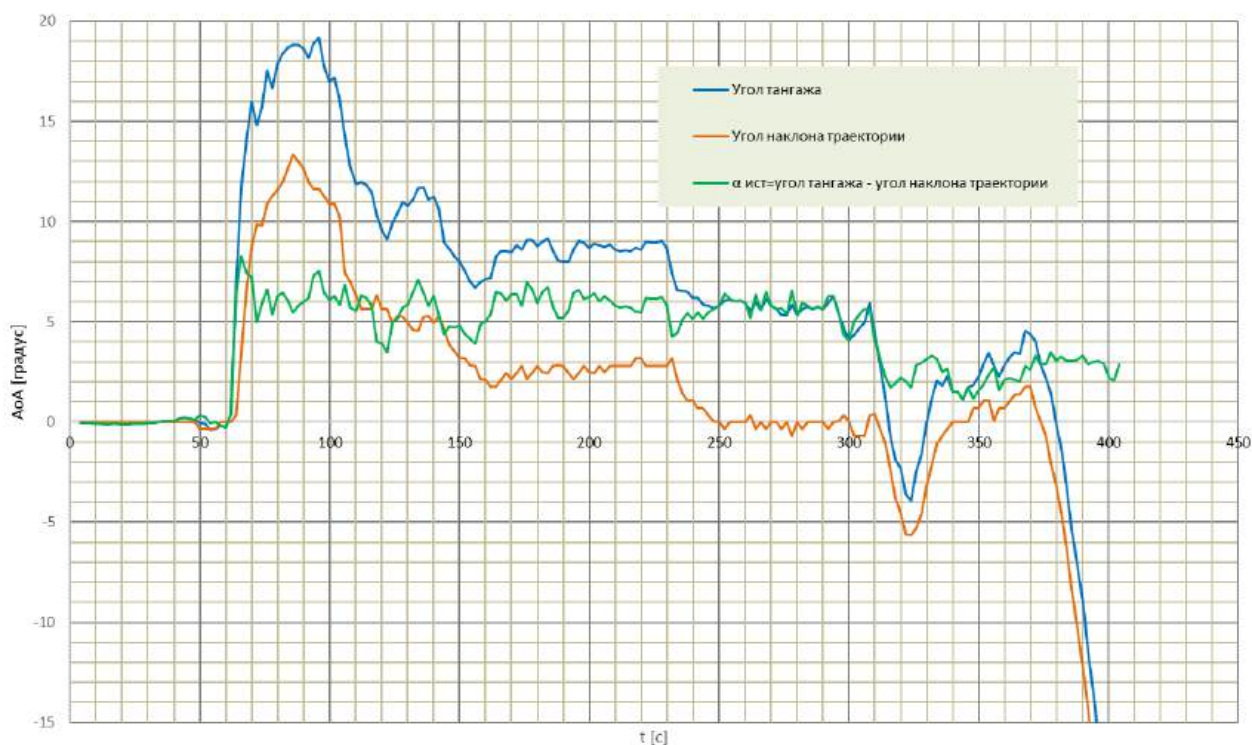


Рис. 54. Оценка истинного угла атаки ВС RA-89049

Из сопоставления полученной оценки $\alpha_{\text{ист}}$ с зарегистрированными значениями углов атаки $\alpha_{1\text{ADC}}$ и $\alpha_{2\text{ADC}}$, представленными на Рис. 55, видно их существенное превышение над $\alpha_{\text{ист}}$ на 4–6°, системное по всей траектории полета. На Рис. 55 представлена расчетная оценка этих погрешностей, полученная на основе погрешностей показаний углов атаки $\alpha_{1\text{ADC}}$ и $\alpha_{2\text{ADC}}$ «обратным» пересчетом закона коррекции для угла атаки. Погрешности показаний углов установки ДУА оценены осредненно, в 9° для ADS 1 и в 12° – для ADS 2.

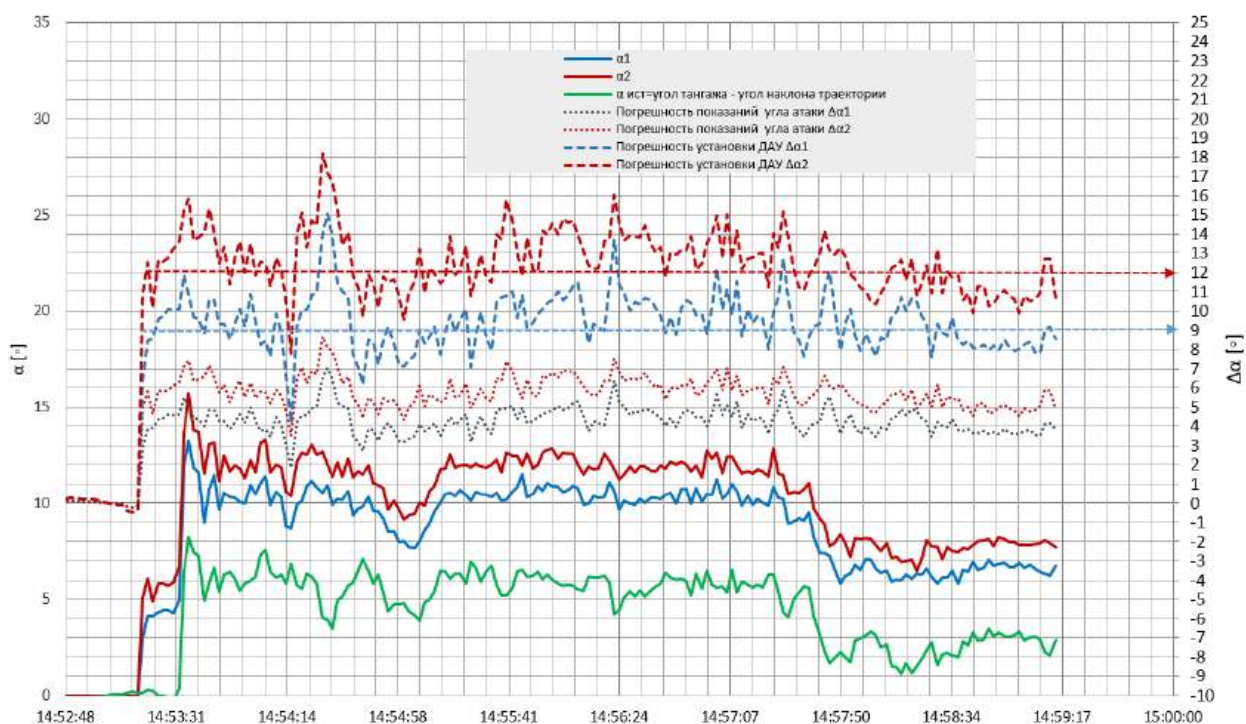


Рис. 55. Результаты расчета погрешностей установки ДУА ВС RA-89049

Расчетные оценки фактических высотно-скоростных параметров ВС RA-89049 в полете 12.07.2024 с использованием высотно-скоростных параметров, записанных на FDR для систем ADS 1 и ADS 2 ($\alpha_{ас}$, V_{CAS} , $H_{бар}$) с учетом представленных выше законов коррекции.

Погрешность в углах установки ДУА $\Delta\Phi_{уст}$ в расчетах принималась равной 9° для ADS 1 и в 12° – для ADS 2 согласно оценке на Рис. 55.

Полученные результаты оценки фактических высотно-скоростных параметров представлены на Рис. 56 – Рис. 60.

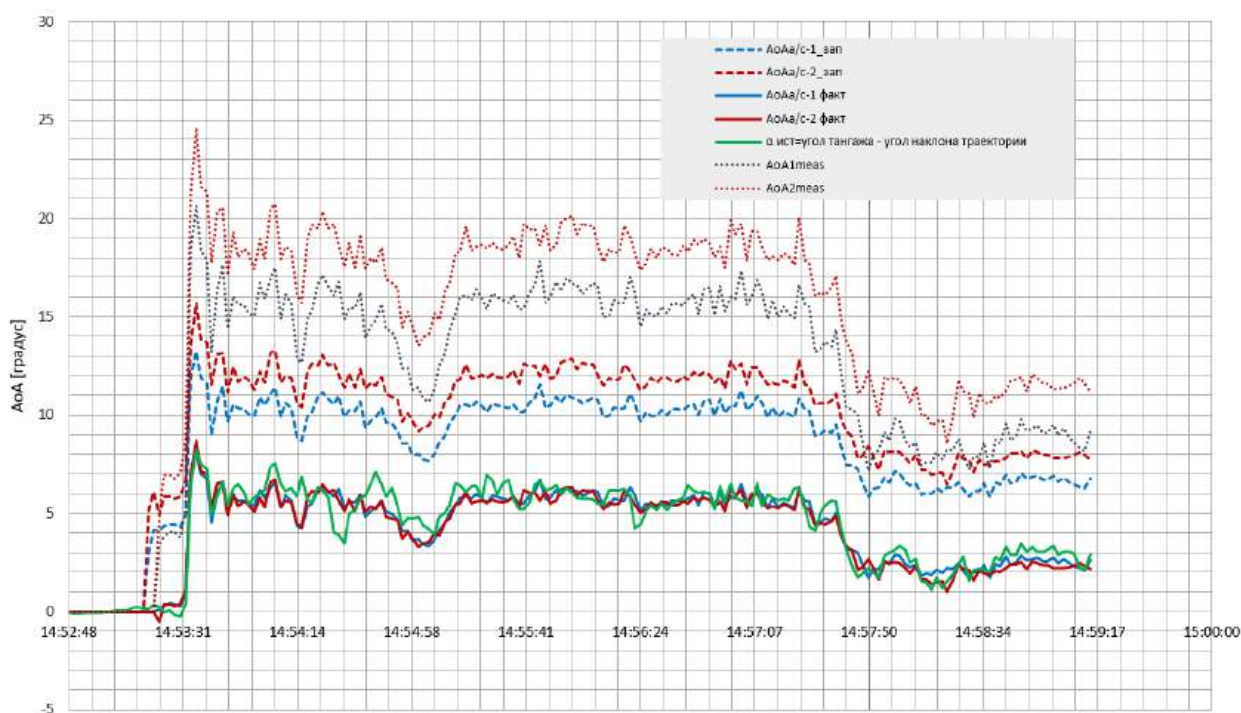


Рис. 56. Результаты расчета фактических углов атаки ВС RA-89049

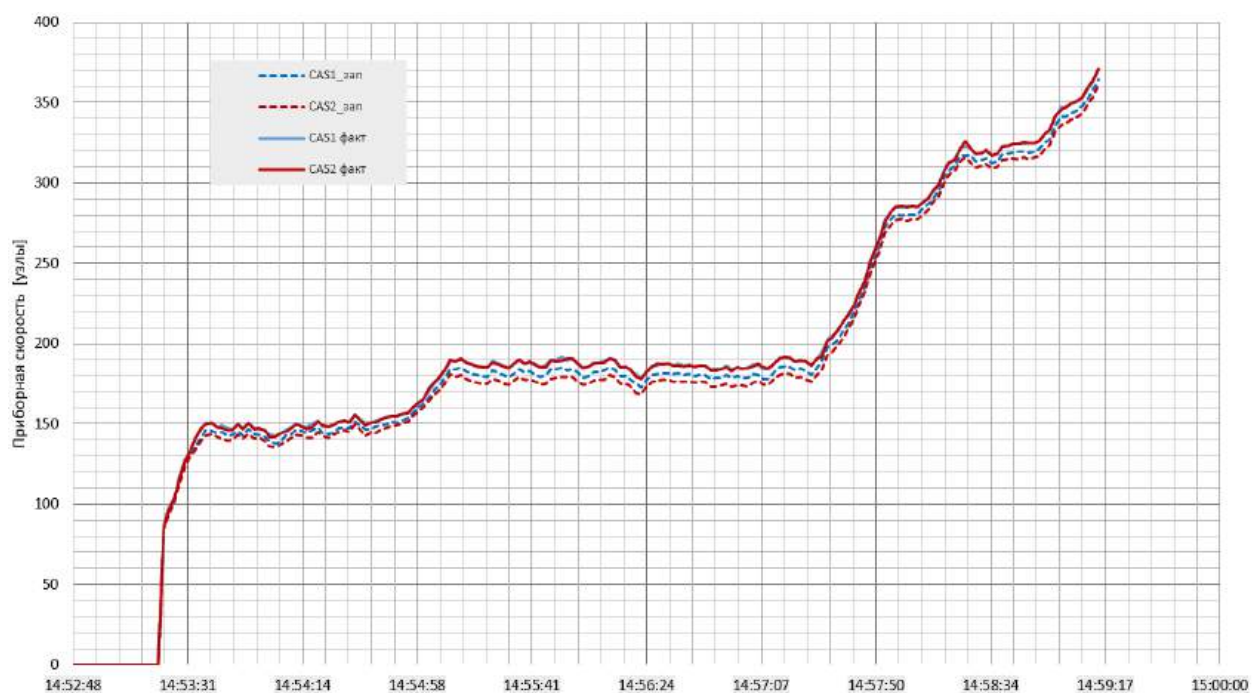


Рис. 57. Результаты расчета фактической скорости VCAS BC RA-89049

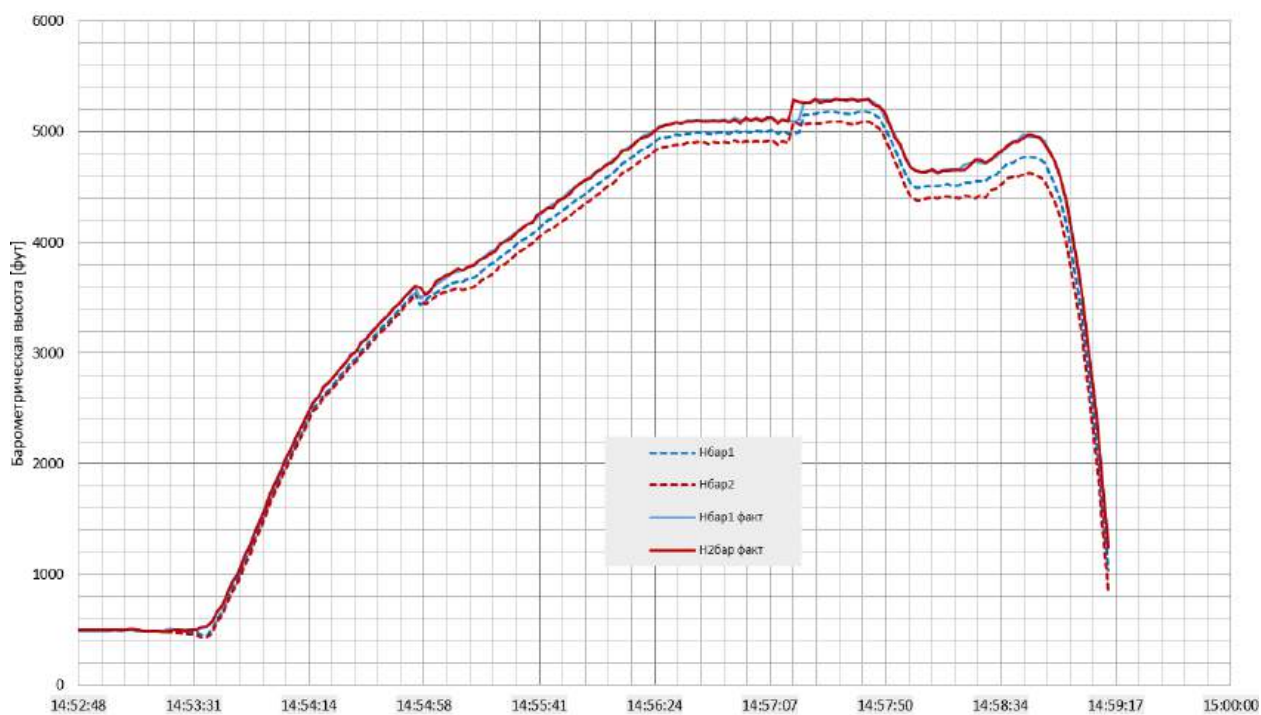


Рис. 58. Результаты расчета фактической барометрической высоты BC RA-89049

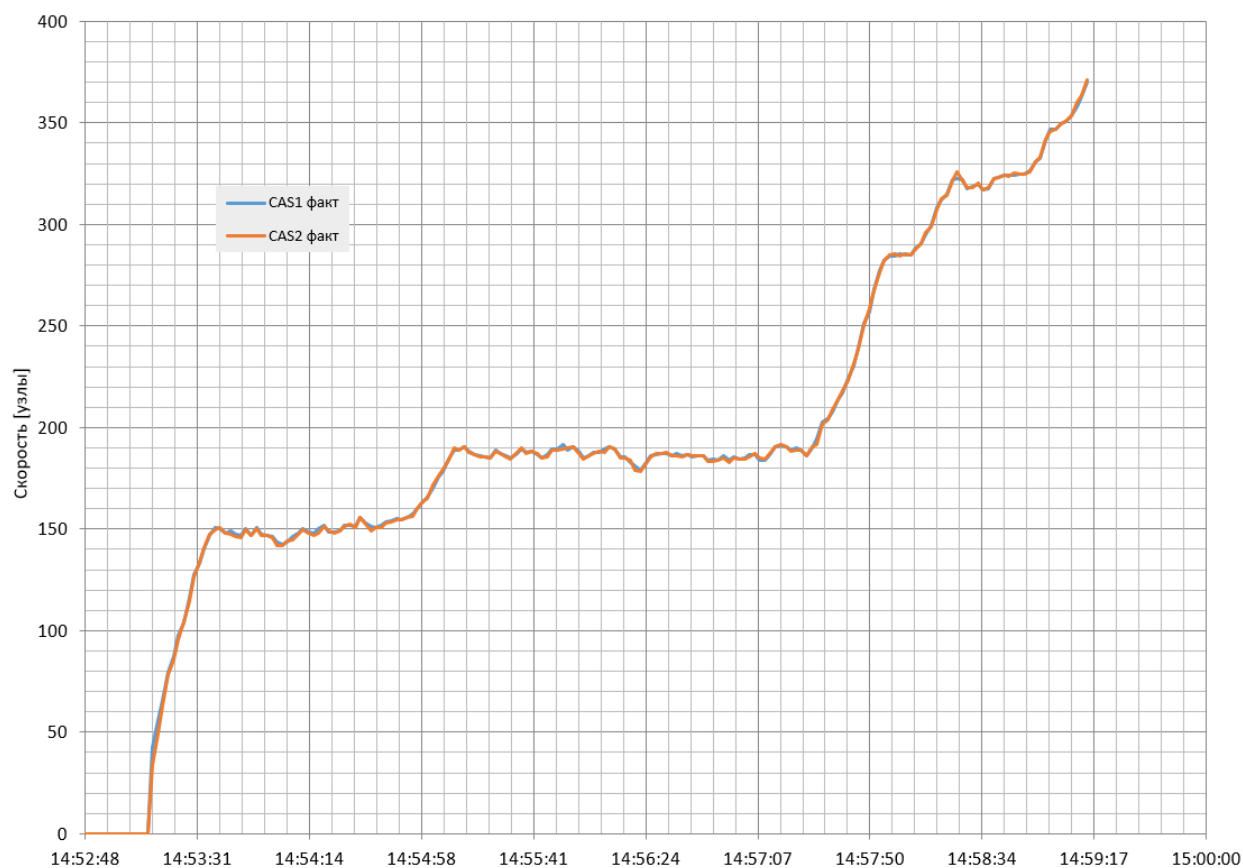
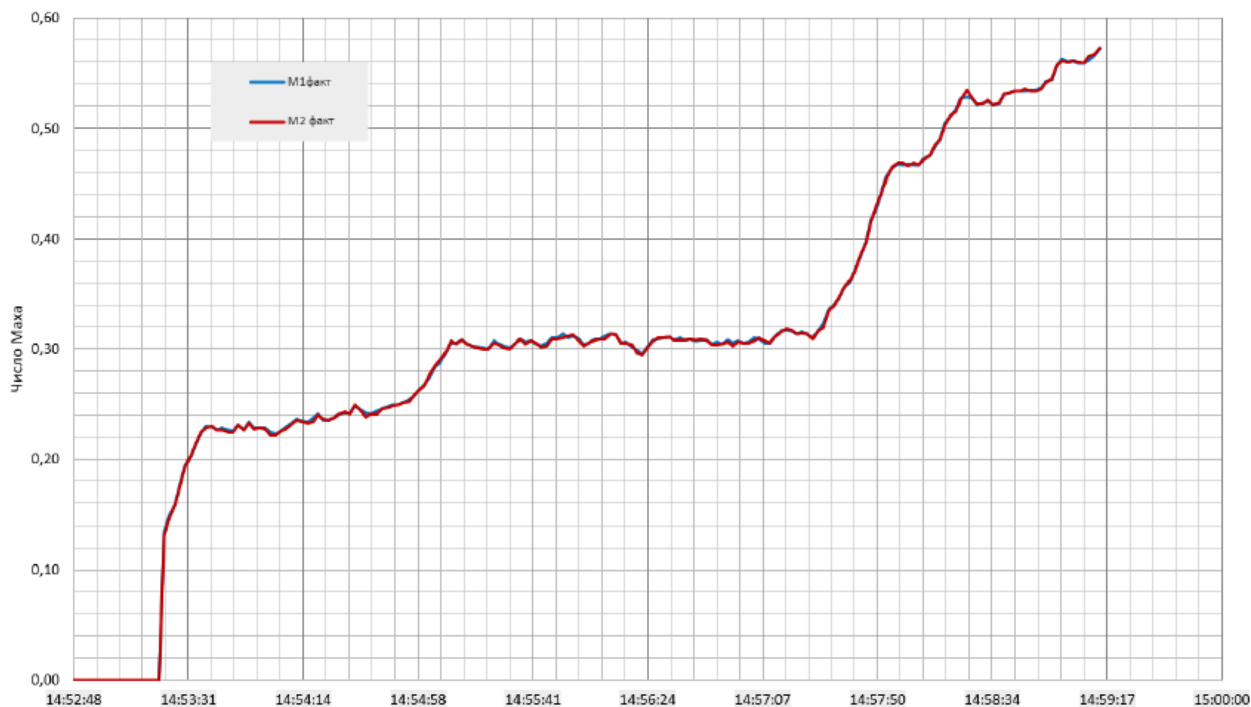
Рис. 59. Результаты расчета фактической скорости V_{TAS} ВС RA-89049

Рис. 60. Результаты расчета фактического числа Маха ВС RA-89049

В целом, расчеты ADC воздушно-скоростных параметров ВС RA-89049 в полете 12.07.2024 через законы коррекции с учетом ошибки установки ДУА ADS 1 и ADS 2 приводили по сравнению с фактическими высотно-скоростными параметрами к

завышению значений углов атаки самолета RA-89049 (используемых другими системами и индицируемых экипажу), завышению скорректированного статического давления и через него к занижению скоростей, числа Маха и высоты полета.

Восстановленные расчетом фактические высотно-скоростные параметры самолета – с исключенной ошибкой в установке ДУА – позволяют выявить причину фиксации на FDR признака сигнализации «NAV SPEED DISAGREE» (соответствует появлению CAS-сообщения на EWD «NAV ADS DISAGREE» и сигнализации уровня CAUTION), указанной на графике Рис. 61 вместе с записанными и восстановленными фактическими скоростями VCAS.

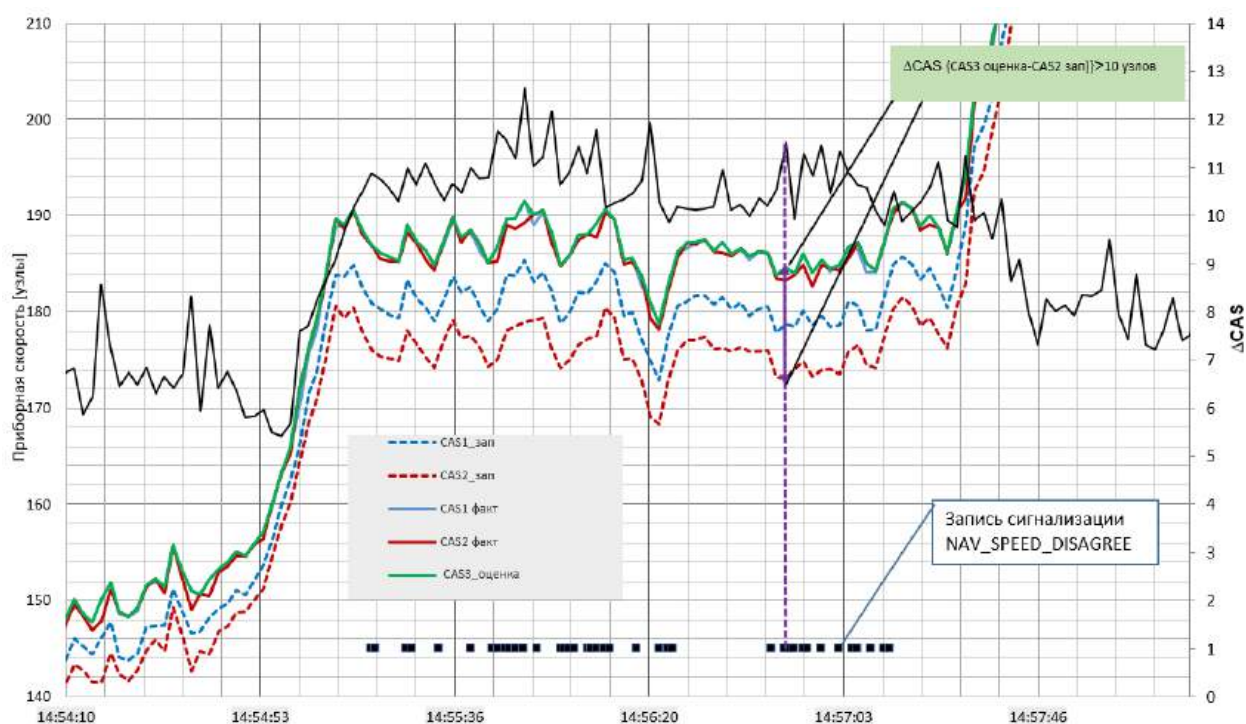


Рис. 61. Оценка расхождения скоростей VCAS BC RA-89049

Из Рис. 61 видно, что периоды времени, когда разница между зарегистрированными значениями приборной скорости от ADS2 и расчетными оценками приборной скорости от ADS3 составляет более 10 kt, удовлетворительно согласуются с моментами срабатывания сигнализации «NAV ADS DISAGREE».

Сигнализация NAV ADS DISAGREE (и соответствующее CAS-сообщение на EWD) активируется, если в течение 0.8 с между двумя значениями приборной скорости, которые используются для отображения на PFD, подтверждается разница более чем в 10 kt, или 3% от суммы обеих приборных скоростей полета.

При этом в FWS, совместно с описанной выше логикой для формирования сообщения и сигнализации «NAV ADS DISAGREE» постоянно выполняется мониторинг всех трех ADS по логике, которая описана далее. Выполняется проверка согласованности барометрической высоты и приборной скорости между 3 каналами ADS путем попарного

сравнения (включая резервный или который не выбран для отображения). Если FWS может идентифицировать неисправный канал (однозначное несоответствие одного канала двум другим), то отображается соответствующее CAS-сообщение «NAV ADS X FAULT», где X – это идентификатор ADS – 1, 2 или 3. Отображение на EWD CAS-сообщения «NAV ADS X FAULT» не регистрируется на FDR. В случае, если ситуация является «неоднозначной» и FWS не может однозначно идентифицировать неисправный канал ADS, активируется сигнализация «NAV ADS DISAGREE» и CAS-сообщение «NAV ADS DISAGREE» на EWD, с регистрацией разовой команды «NAV SPEED DISAGREE» на FDR. Например, при значениях приборной скорости CAS 1=200, CAS 2=215, CAS 3=212 – несоответствие канала CAS 1 двум другим однозначное, а при значениях CAS 1=200, CAS 2=215, CAS 3=230, или CAS 1=200, CAS 2=209, CAS 3=211 – отсутствует возможность определить однозначное несоответствие какого-либо из 3-х каналов на основании попарного сравнения. Идентификация неисправности канала ADS осуществляется путем попарного сравнения значений приборной скорости CAS от ADS 1, 2, 3, и в случае отличий значений одного из 3-х каналов от двух других на величину, равную или более 10 kt или 3% от суммы сравниваемых значений между каналами, для соответствующего канала ADS формируется внутренний признак, наличие которого в течение 5 с приводит к формированию CAS-сообщения «NAV ADS X FAULT» (где X – это идентификатор ADS 1, 2 или 3). При этом, при наличии этого внутреннего признака для любой из ADS проверяется также наличие однозначного рассогласования между тремя ADS по другим параметрам. Логический признак рассогласования между тремя ADS по другим параметрам принимает значение «True» при условии, что присутствуют не менее двух ADS, для которых имеются: признак о внутренней ошибке, или признак об однозначной отбраковке угла атаки, или признак об однозначной отбраковке барометрической высоты, или признак об однозначной отбраковке приборной скорости.

CAS-сообщение «NAV ADS X FAULT» также формируется при расхождении значений углов атаки между 3-мя системами в SWS, при этом логика мониторинга и используемые пороговые значения соответствуют логике и пороговым значениям, используемым в СДУ.

В соответствии с описанной выше логикой, имеющих на FDR записей для прямого установления причины появления сигнализации «NAV ADS DISAGREE» в полете 12.07.2024 недостаточно – данные по ADS 3 на FDR не записываются, поэтому выполнена расчетная оценка значений высотно-скоростных параметров, поступавших от ADS 3.

Для оценки возможных показаний ADS 3 в полете 12.07.2024 и условий появления сигнализации выполнен анализ результатов ПСИ ВС RA-89049 в 2015 году.

По записям на эксплуатационный параметрический регистратор результатов ПСИ, на режимах взлета отличия скорости V_{CAS} , определяемой ADS 3, от скоростей ADS 1 и ADS 2 являются пренебрежимо малыми и можно принять, что и в полете 12.07.2024 скорости ADS 3 были близки к фактическим скоростям по ADS 1 и ADS 2. На этом основании в качестве оценки скорости V_{CAS} ADS 3 на Рис. 61 принята верхняя огибающая фактических скоростей ADS 1 и ADS 2. Представленная разность между принятой оценкой V_{CAS} ADS 3 и записанной на FDR скоростью V_{CAS} ADS 2 в ряде точек траектории превышает 10 kt и хорошо коррелирует с появлением по времени регистрации в записях FDR признака сигнализации «NAV ADS DISAGREE» (соответствует регистрируемому параметру «NAV SPEED DISAGREE» на FDR).

Таким образом, можно констатировать, что зарегистрированная на FDR сигнализация «NAV ADS DISAGREE» возникала при расхождении показаний скоростей V_{CAS} более 10 kt между ADS 2 и ADS 3 за счет ошибочной установки ДУА, и использования этого значения угла атаки для коррекции измерений приборной скорости.

Условия для появления сообщения «NAV ADS 3 FAULT» до уборки механизации крыла в положение FLAPS 0 отсутствовали (Рис. 62, Рис. 63). На Рис. 65 Пунктирной линией красного цвета представлены погрешности выполненной оценки скорости ± 1 kt.

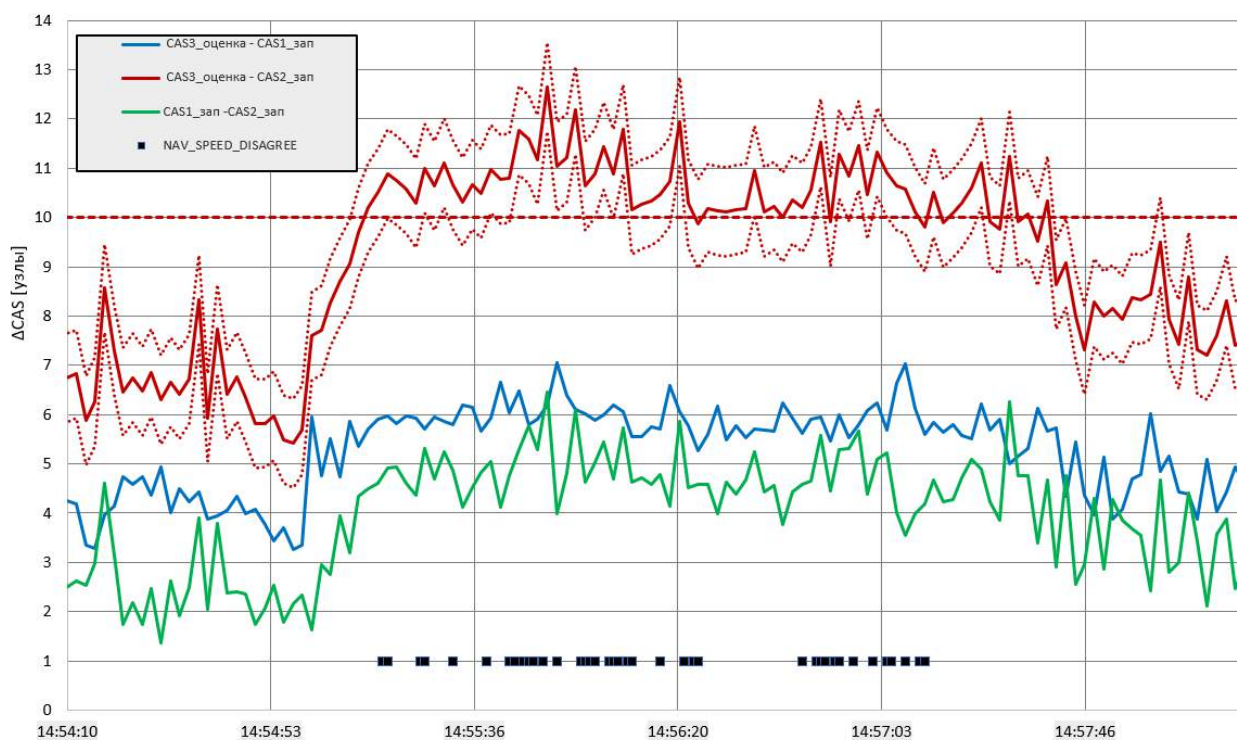


Рис. 62. Разность приборных скоростей между ADS 1,2,3



Рис. 63. Разность барометрических высот между ADS 1, 2, 3 (попарное сравнение)

Результаты выполненных расчетных оценок измеренных датчиками параметров α_{meas} и M_{meas} являются основой для формирования исходных данных для проведения математического моделирования (ММ) полета ВС RA-89049 12.07.2024 в условиях, максимально приближенных к реальности – с погрешностями в работе ADS и, соответственно, в высотно-скоростных параметрах. ММ осуществляется путем интегрирования уравнений движения, и в его результате определяются физические характеристики движения самолета, включая высотно-скоростные параметры, без привлечения в расчет измерений датчиками углов атаки, статического давления и законов коррекции.

Таким образом, в результате комплекса расчетно-аналитических работ оценены фактические высотно-скоростные параметры ВС RA-89049 12.07.2024, ошибки в углах установки ДУА, составляющие примерно 9° для ADS 1 и 12° для ADS 2, сформированы исходные данные для математического моделирования движения ВС с работой ADS с учетом ошибок в установке ДУА.

1.18.8. Моделирование параметров движения самолета и их сравнение с зарегистрированными значениями

Для подтверждения выводов, полученных по результатам анализа записей аварийного регистратора, и определения фактических воздушно-скоростных параметров на

программном комплексе полного пространственного движения самолета, выполнено математическое моделирование полета ВС RA-89049 12.07.2024.

Математическое моделирование (ММ) движения ВС RA-89049 выполнено для отрезка времени, на котором осуществлялось пилотирование в ручном режиме управления СДУ «Normal Mode». Для формирования условий по параметрам движения самолета, близким к моменту отключения АП и АТ, математическое моделирование выполнялось путем подачи в замкнутый контур «СДУ – Самолет» сигналов управления для стабилизации тангажа, угла наклона траектории и угла крена и признака работы АП. После отключения АП (по зарегистрированным параметрам) моделирование выполнено для замкнутого контура самолет – СДУ путем подачи в математическую модель зарегистрированных параметров отклонения органов управления (отклонений левой и правой БРУ в канале тангажа – X_{vl}/r , положения левого и правого РУД – $rudl/r$).

В рамках моделирования, на основании предварительного анализа записей аварийного регистратора учитывалось, что значение углов атаки, поступающих в СДУ, подавалось с имитацией ошибочной установки ДУА, при этом учитывались алгоритмы консолидации значений углов атаки от трех источников. До момента отбраковки углов атаки от ADS 3 в алгоритмы СДУ подавалась поправка 3.5° , рассчитанная, как разница среднего значения зарегистрированных α_1 , α_2 и рассчитываемого в моделировании истинного угла атаки полета α_m . После отбраковки углов атаки от ADS 3 величина поправки составляла $4.7...5.3^\circ$.

Фактическая приборная скорость и высота полета определялись с учетом наличия ошибок в углах установки ДУА (см. раздел 1.18.7 настоящего отчета).

Начальные условия для моделирования определены на основании записей FDR, при этом положение центра тяжести оценено с учетом зарегистрированного веса ВС (32695 кг). Угол установки стабилизатора во взлетном положении – минус 1.9° на кабрирование соответствует рассчитанной центровке ВС $X_T = 18\% CAX$.

1.18.8.1. Результаты моделирования

Результаты математического моделирования, применительно к продольному каналу, представлены на Рис. 64, Рис. 65. Общее время моделируемого участка движения составляет 165 с и соответствует отрезку времени 11:56:32-11:59:17 (UTC) записи FDR. На рисунках используются следующие обозначения параметров движения:

$\alpha_{mistake_model}$ – угол атаки, подаваемый в ММ СДУ, град.;

α_{fa1_rec} – зарегистрированное значение α_1 , град.;

α_{fa2_rec} – зарегистрированное значение α_2 , град.;

Θ – угол тангажа в ММ, град.;

Theta_rec – зарегистрированное значение угла тангажа, град;
TETA – угол наклона траектории в ММ, град;
TETA_rec – зарегистрированное значение угла наклона траектории, град;
Hrad_model – значение радиовысоты до подстилающей поверхности в ММ, м;
Hbar1_rec – зарегистрированное значение высоты Нбар1, м;
Hbar2_rec – зарегистрированное значение высоты Нбар2, м;
Real_Hbar – фактическое значение баровысоты, рассчитанное с учетом ошибки по углу атаки, м;
VCAS_model – приборная скорость в ММ, kt;
Vпр1 – зарегистрированное значение Vпр1, kt;
Vпр2 – зарегистрированное значение Vпр2, kt;
Real_CAS – фактическое значение приборной скорости с учетом ошибки по углу атаки, kt;
int_L/R_X – отклонение правого/левого X (I – внутренний, с – средний, о – внешний) интерцептора в ММ, град.;
Xvl/r_mod(Xvl/r_rec) – угол отклонения левой/правой БРУ (зарегистрированные, поданы в ММ), град.;
dvl/p – угол отклонения левого/правого РВ в ММ, град.;
drv_l/r – зарегистрированный угол отклонения левого/правого РВ, град.;
fi – положение стабилизатора в ММ, град.;
fi_l_rec/ fi_r_rec – зарегистрированные значения положения стабилизатора, град.;
rudl/r – положение левого/правого РУД (зарегистрированные, поданы в ММ), град.;
dpr/dzak – зарегистрированные положения предкрылков/закрылков, поданные в ММ (самолета и СДУ), град.;
AP_ON – зарегистрированный признак работы автопилота (1 – ON, 0 – OFF);

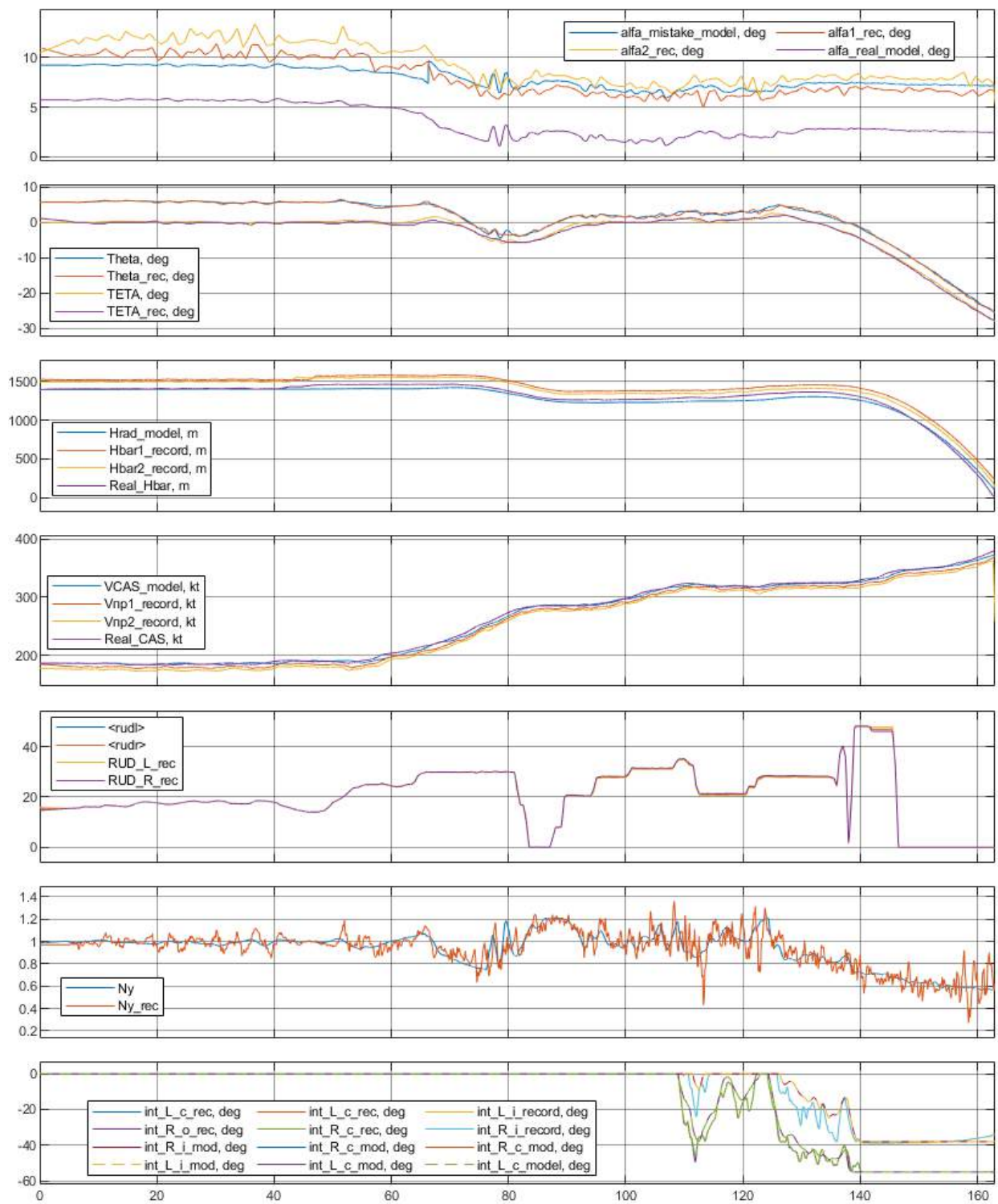


Рис. 64. Результаты моделирования

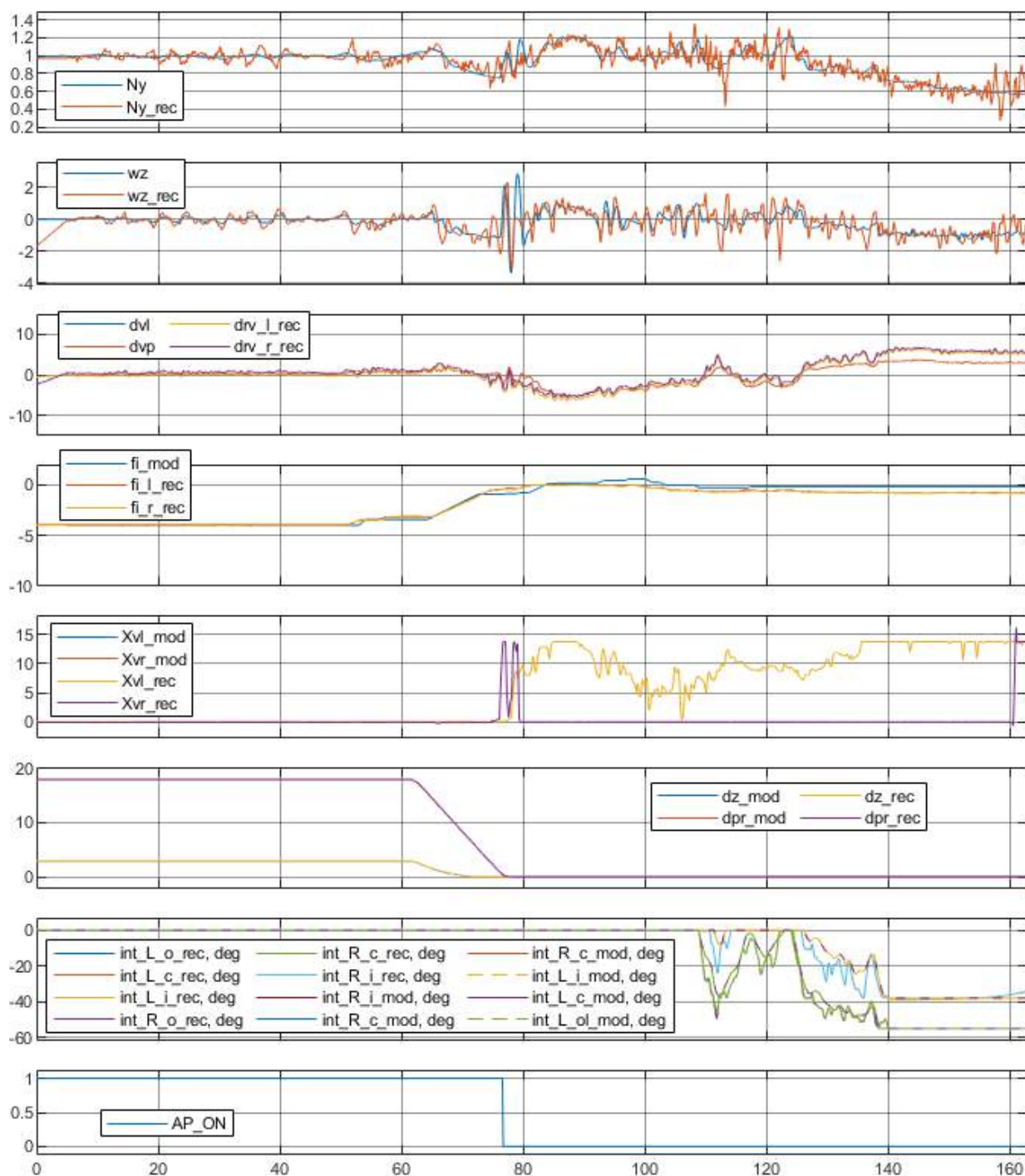


Рис. 65. Результаты моделирования

Из рисунков следует, что все основные параметры движения ВС RA-89049, полученные путем математического моделирования, хорошо сходятся с зарегистрированными значениями.

Влияние интерцепторов на изменение подъемной силы рассчитано при максимальном отклонении интерцепторов в полете ВС RA-89049 (Таблица 4).

Таблица 4

Время (UTC)	11:58:25	11:58:54	11:58:56
α_{IRS} , град	2.37	3.04	3.04
V_{cas} , kt	322	330	332
n_{ya}	0.95	0.60	0.64
$\phi_{ст}$, град	-0.7	-0.8	-0.8
δ_v , град	4.6	5.6	6.1
$\delta_{инт1}$, град	23.3	38.5	38.5
$\delta_{инт23}$, град	47.5	55	55
$\Delta C_{уинт}$	-0.30	-0.34	-0.34
$\Delta C_{уинт}/C_{y\Sigma}$ без $инт$	-67%	-66%	-68%

Из таблицы видно, что снижение подъемной силы за счет выпуска интерцепторов в рассматриваемых условиях полета составляло 67...68%.

На Рис. 66 представлены значения углов атаки, зарегистрированные и реализуемые при моделировании рассматриваемого сценария полета ВС RA-89049, совместно с характеристическими углами атаки, используемыми в СДУ, где:

α_{m} – предельный угол атаки α_{limit} , град.;

α_s – угол атаки начала работы защиты по углу атаки (подключение обратной связи по углу атаки), град.;

α_l – угол границы линейности моментной характеристики (значение совпадает с значением α_s , представленным на Рис. 66, Рис. 67, и по этой причине не нанесено отдельной линией);

α_{floor} – угол атаки начала работы функции AoA Floor, град.;

α_{AP_off} – угол атаки, при достижении которого выполняется отключение АП по команде от СДУ, град.

$\alpha_{mistake_model}$ – угол атаки, подаваемый в ММ СДУ, град.;

α_{real_model} – угол атаки ВС, на котором осуществляется полет в ММ, град.;

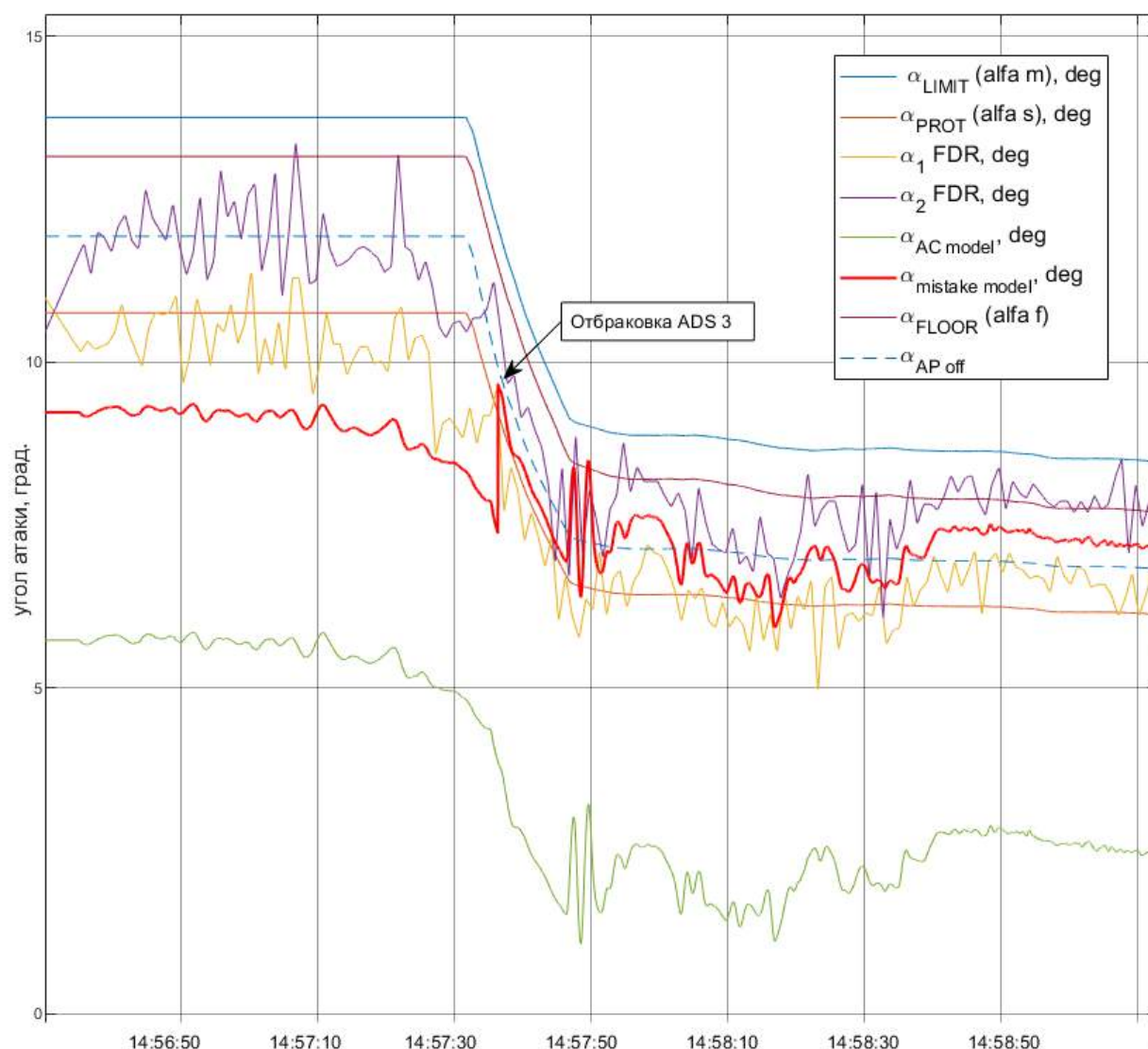


Рис. 66. Зарегистрированные и реализуемые при моделировании углы атаки

Значение угла атаки, поступающего в СДУ ($\alpha_{mistake_model}$ – арифметическое среднее из трех углов атаки от ADS 1, 2, 3) до отбраковки угла атаки от ADS 3, не превышало границу α_s (начала работы защиты по углу атаки), а также границу α_{AP_off} . Запас до границы α_s составлял 1.5° (Рис. 66). После отбраковки значения угла атаки от ADS 3, значение угла атаки, поступающего в СДУ $\alpha_{mistake_model}$, практически на всем дальнейшем участке полета находилось выше границы начала работы защиты по углу атаки α_s , то есть в СДУ формировались сигналы, снижающие коэффициент усиления сигналов отклонения БРУ «на себя». На Рис. 67 представлен увеличенный фрагмент рисунка Рис. 66, из которого видно, что после отбраковки угла атаки от ADS 3, значение угла атаки $\alpha_{mistake_model}$ не превысило границу α_{AP_off} , таким образом, в соответствии со штатной работой алгоритмов автоматического отключения АП не произошло, как и в полете ВС RA-89049, что подтверждает отключение АП пересиливанием БРУ.

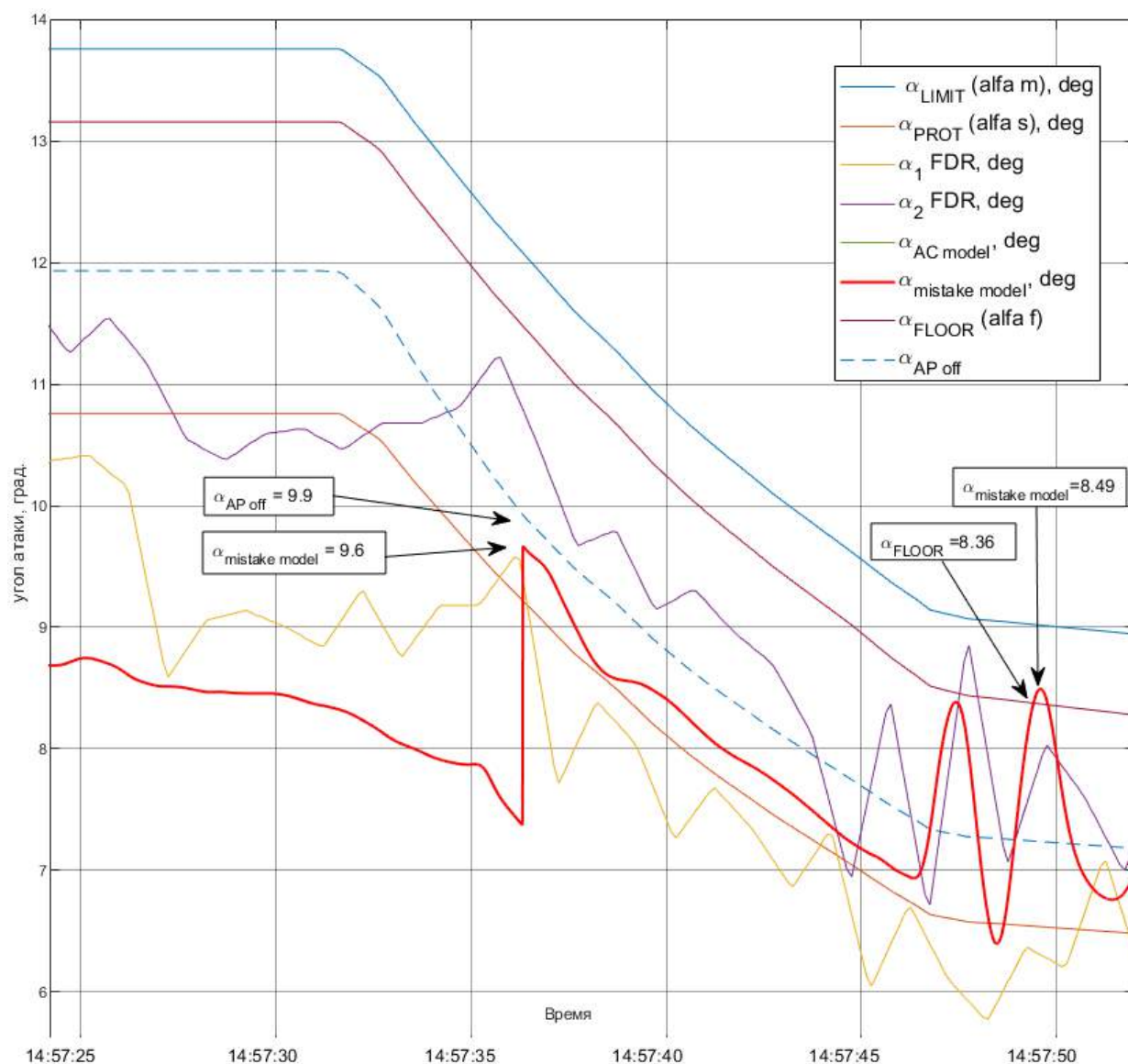


Рис. 67. Зарегистрированные и реализуемые при моделировании углы атаки

В момент времени 14:57:59 с угол атаки $\alpha_{mistake model}$ кратковременно превышает значение α_{floor} , функция автоматического увеличения тяги двигателей не активируется. Это объясняется тем, что условием для активации функции автоматического увеличения тяги двигателей является достижение значения $\alpha_{floor} + 0.5^\circ$.

Из представленных в настоящем разделе рисунков следует, что зарегистрированные аварийным регистратором параметры движения хорошо согласуются с параметрами, полученными по результатам математического моделирования. Отклонения рулевых поверхностей качественно и количественно повторяют зарегистрированные значения, что свидетельствует о корректности работы алгоритмов продольного канала управления СДУ для рассматриваемого сценария.

На основании проведенного анализа результатов математического моделирования можно сделать следующие выводы:

- подтверждается ошибка во входных значениях углов атаки от двух систем ADS 1, ADS 2;
- причиной отсутствия реакции ВС RA-89049 в канале тангажа на кабрирование, при полностью отклоненной БРУ «на себя», является работа алгоритмов СДУ по ограничению углов атаки;
- выпуск интерцепторов обусловлен работой алгоритма ограничения максимальной приборной скорости полета V_{mo} ;
- причиной перехода ВС RA-89049 на снижение явилось уменьшение подъемной силы вследствие выпуска интерцепторов, а также отклонения руля высоты на пикирование вследствие выпуска интерцепторов.

1.18.8.2. Результаты математического моделирования полета ВС с учетом возможных вариантов действий экипажа

Дополнительно выполнено математическое моделирование полета ВС с возможными действиями экипажа, обеспечивающими прекращение развития особой ситуации на этапе «сложной ситуации» по пяти сценариям.

Первый и второй сценарий предусматривают действия экипажа, регламентированные процедурой QRH «Недостовверная индикация скорости» для соответствующих условий полета ВС RA-89049.

По первому сценарию в условиях Above THRUST RED ALT and Below FL 100 (согласно QRH) при угрозе безопасности полета экипаж по памяти должен выполнить установку обоих РУД в положение CLIMB и установить угол тангажа 10° . Для начала введения управляющих воздействий по данному сценарию взят момент, соответствующий фразе КВС «*Air speed unreliable*» (UTC 11:58:00).

Для первого сценария, начиная с времени моделирования соответствующего времени 11:58:00 UTC РУД обоих двигателей переводились в положение CLIMB (32°), далее в продольном канале осуществлялось отклонение БРУ для установки угла тангажа 10° .

Параметры моделирования движения по описанному выше сценарию представлены на Рис. 68, Рис. 69.

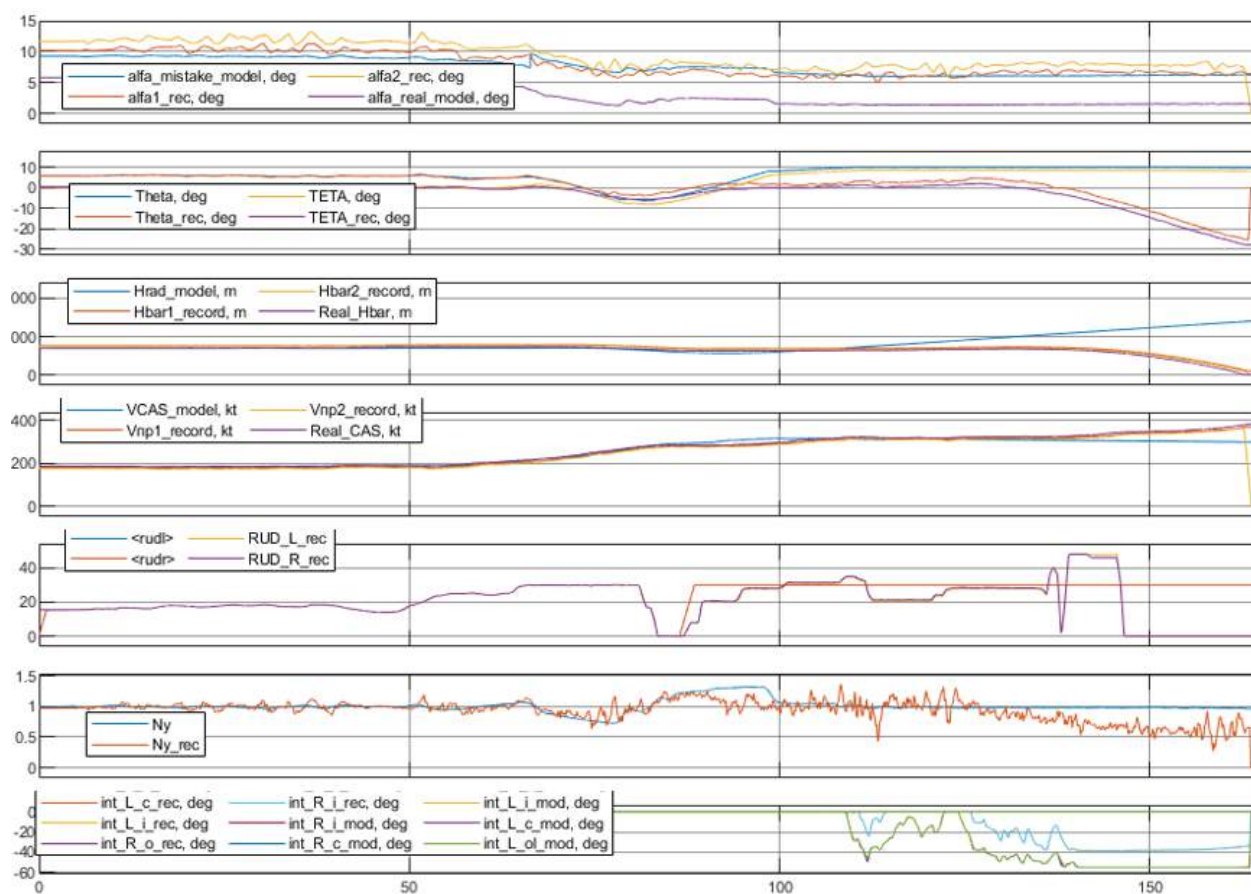


Рис. 68. Параметры моделирования вариантов действий экипажа

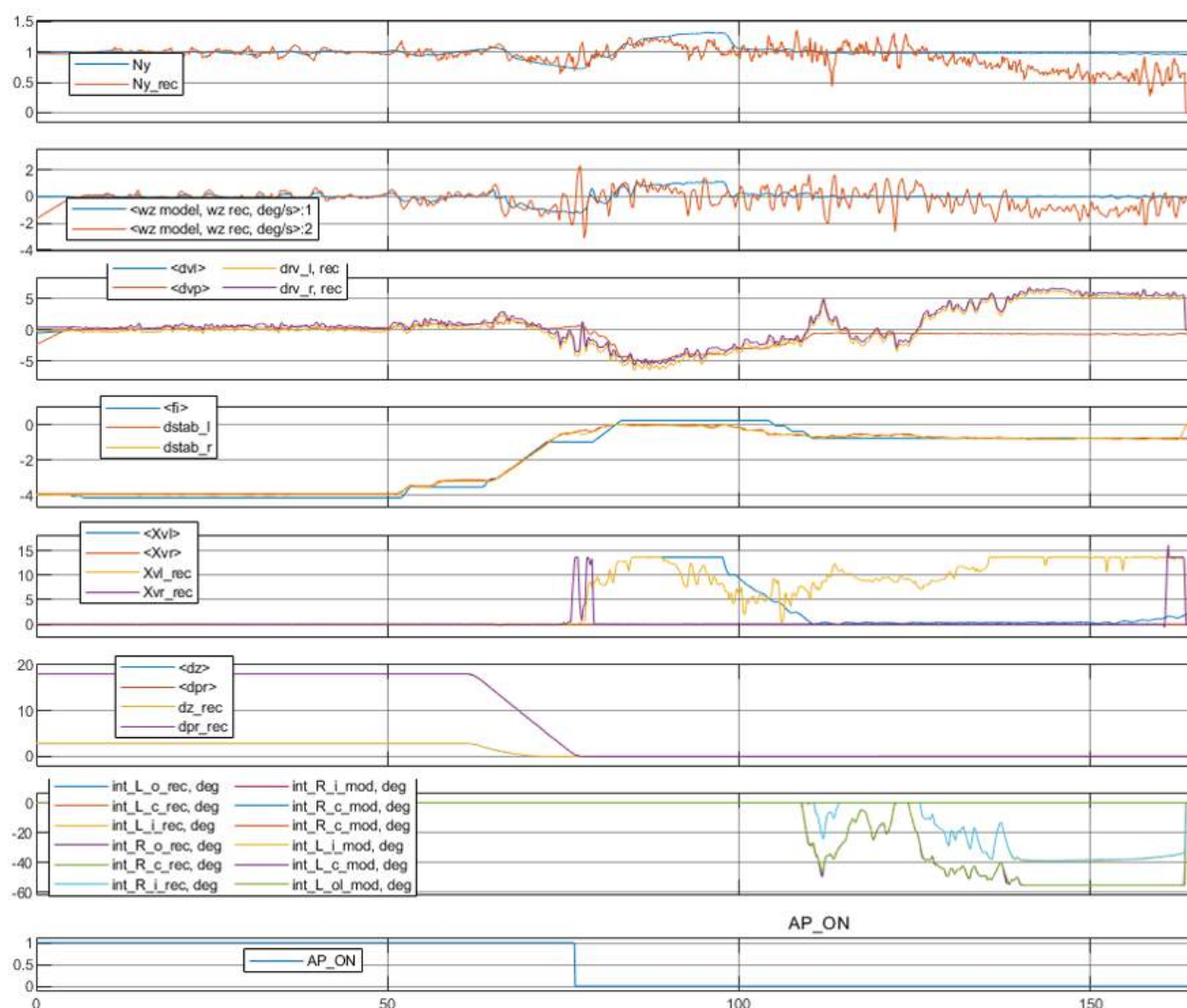


Рис. 69. Параметры моделирования вариантов действий экипажа

С установкой обоих РУД в положение «CLIMB» в рассматриваемых условиях полета ВС RA-89049 и угла тангажа 10° ВС переходит в устойчивый набор высоты и скорость стабилизируется на границе V_{MO} . Потребное отклонение БРУ для установки угла тангажа 10° – соответствует полному отклонению «на себя» с удержанием на упоре в течение 8 с. Дальнейшая стабилизация тангажа осуществляется в целом при нейтральном положении БРУ.

Таким образом, выполнение действий в соответствии с QRH по памяти для процедуры «Недостовверная индикация скорости», позволяло перевести ВС в набор высоты и обеспечить возможность безопасного продолжения полета и выполнения дальнейших действий в соответствии с летной документацией для рассматриваемой процедуры.

Второй сценарий в соответствии с QRH «Недостовверная индикация скорости» регламентирует экипажу применить таблицу PITCH/AOA/THRUST.

В соответствии с таблицей PITCH/AOA/THRUST для текущих условий полета (масса ВС, положение механизации крыла, высота полета) экипаж должен определить

потребные значения оборотов двигателей и угла тангажа для обеспечения горизонтального прямолинейного полета.

Для соответствующих условий полета ВС RA-89049 РУДы обоих двигателей устанавливались в положение, которое соответствует оборотам N1 63%, указанным в QRH, далее в канале тангажа осуществлялось управление БРУ, потребное для стабилизации высоты полета (Рис. 70, Рис. 71).

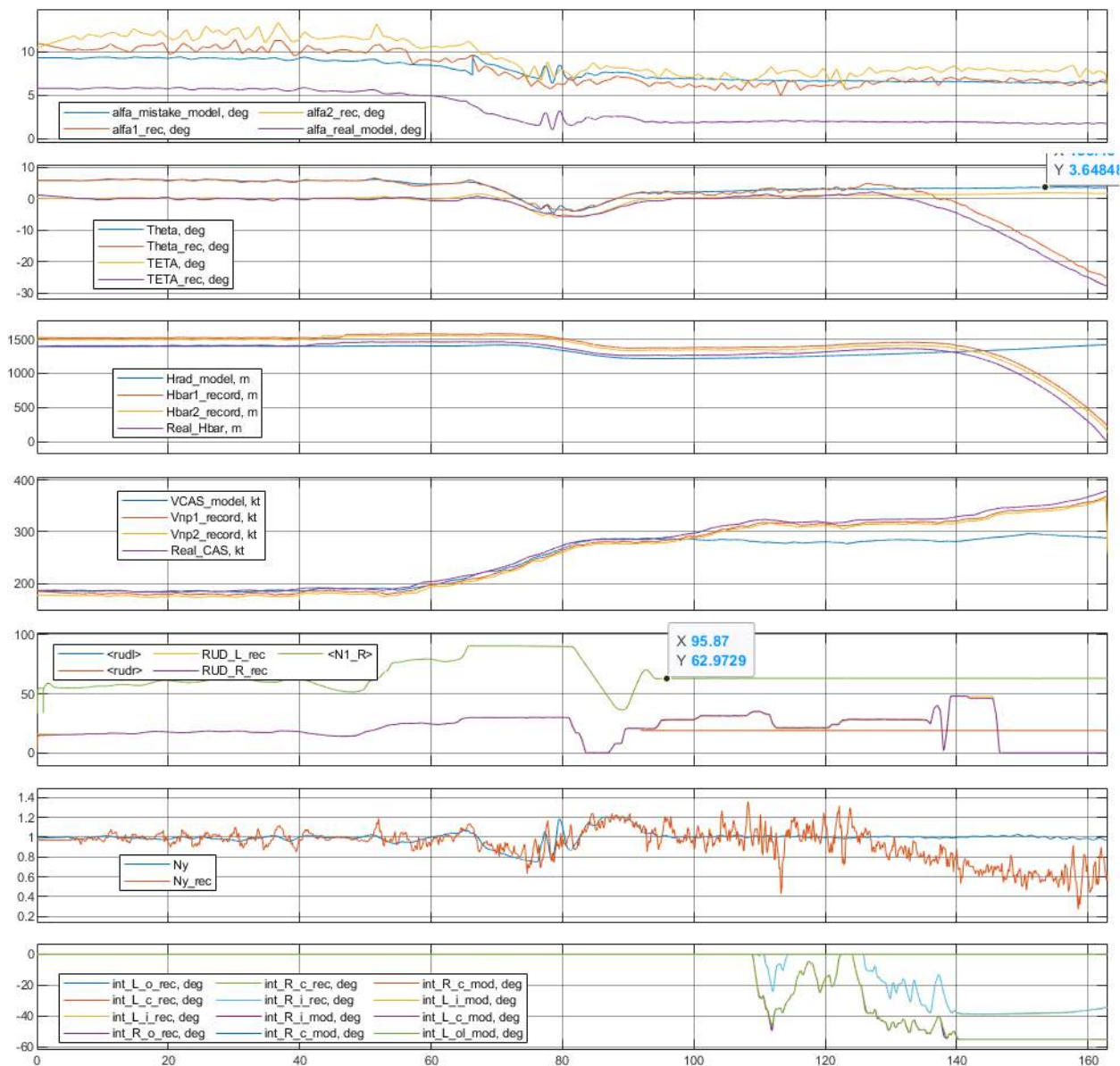


Рис. 70. Параметры моделирования вариантов действий экипажа

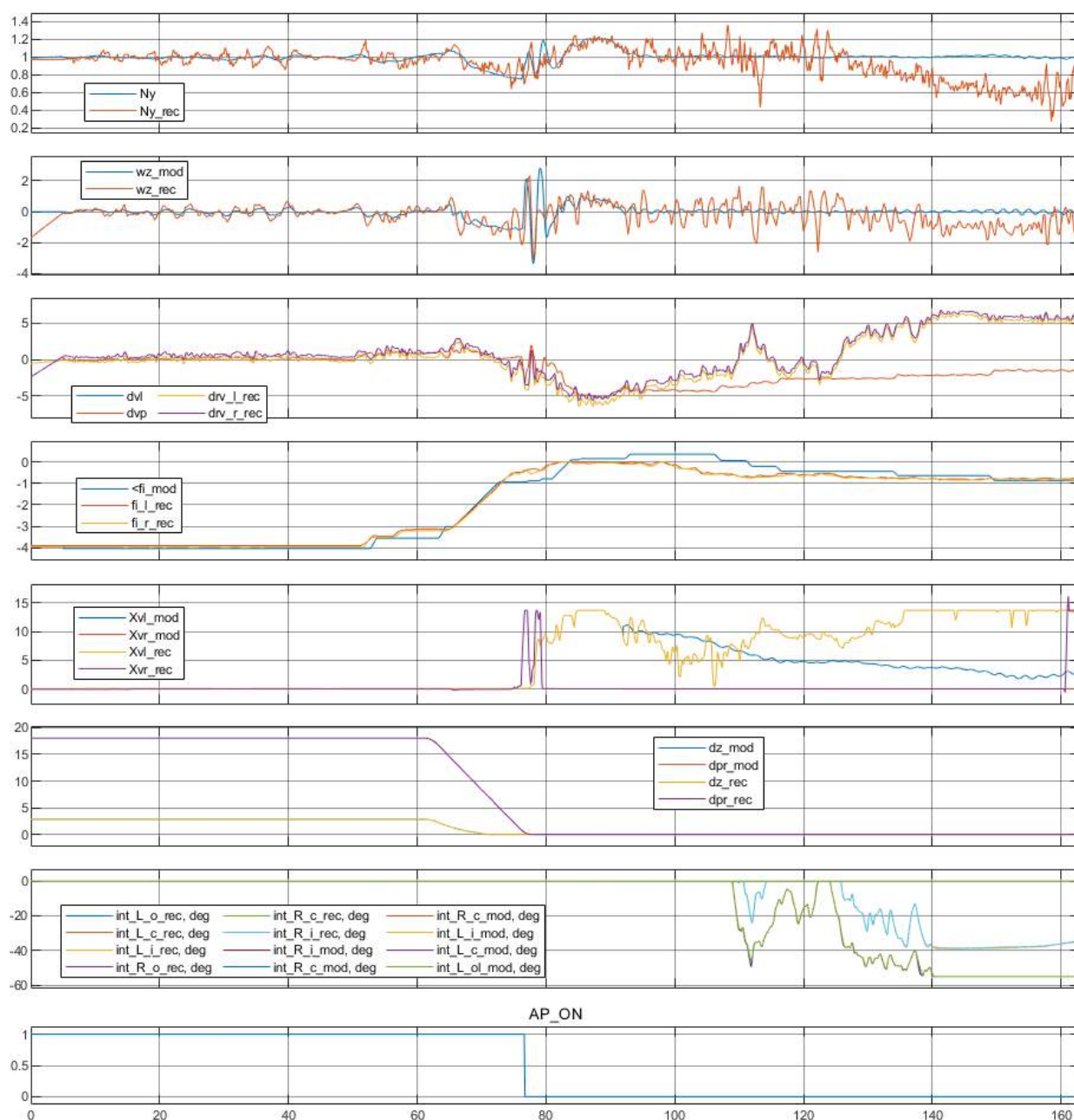


Рис. 71. Параметры моделирования вариантов действий экипажа

Первоначальные действия экипажа по процедуре QRN «Недостовверная индикация скорости» в части установки РУД в положение в соответствии с представленными в процедуре значениями N1 63%, в рассматриваемом случае позволяют в горизонтальном прямолинейном полете стабилизировать высоту и скорость полета.

Дальнейшие действия экипажа в данном сценарии обеспечивают возможность безопасного продолжения полета и выполнения дальнейших действий в соответствии с ЛД для рассматриваемой процедуры.

Третий сценарий не предусматривает управления тягой двигателей начиная с времени UTC 11:58:02 и сохранение зарегистрированных на записи отклонений БРУ. Временной момент UTC 11:58:02 выбран как момент, в который экипаж предпринял

первоначальные меры по увеличению тяги двигателей после стабилизации ВС в горизонтальном полете с РУД в положении IDLE. Положение РУД 20° определено как потребное для полета ВС на постоянной скорости, но без превышения V_{mo} .

Для третьего сценария на времени, соответствующем времени UTC 11:58:02, РУД обоих двигателей устанавливались в положение 20° и более не перемещались до конца моделируемого отрезка времени. Результаты моделирования представлены на Рис. 72, Рис. 73.

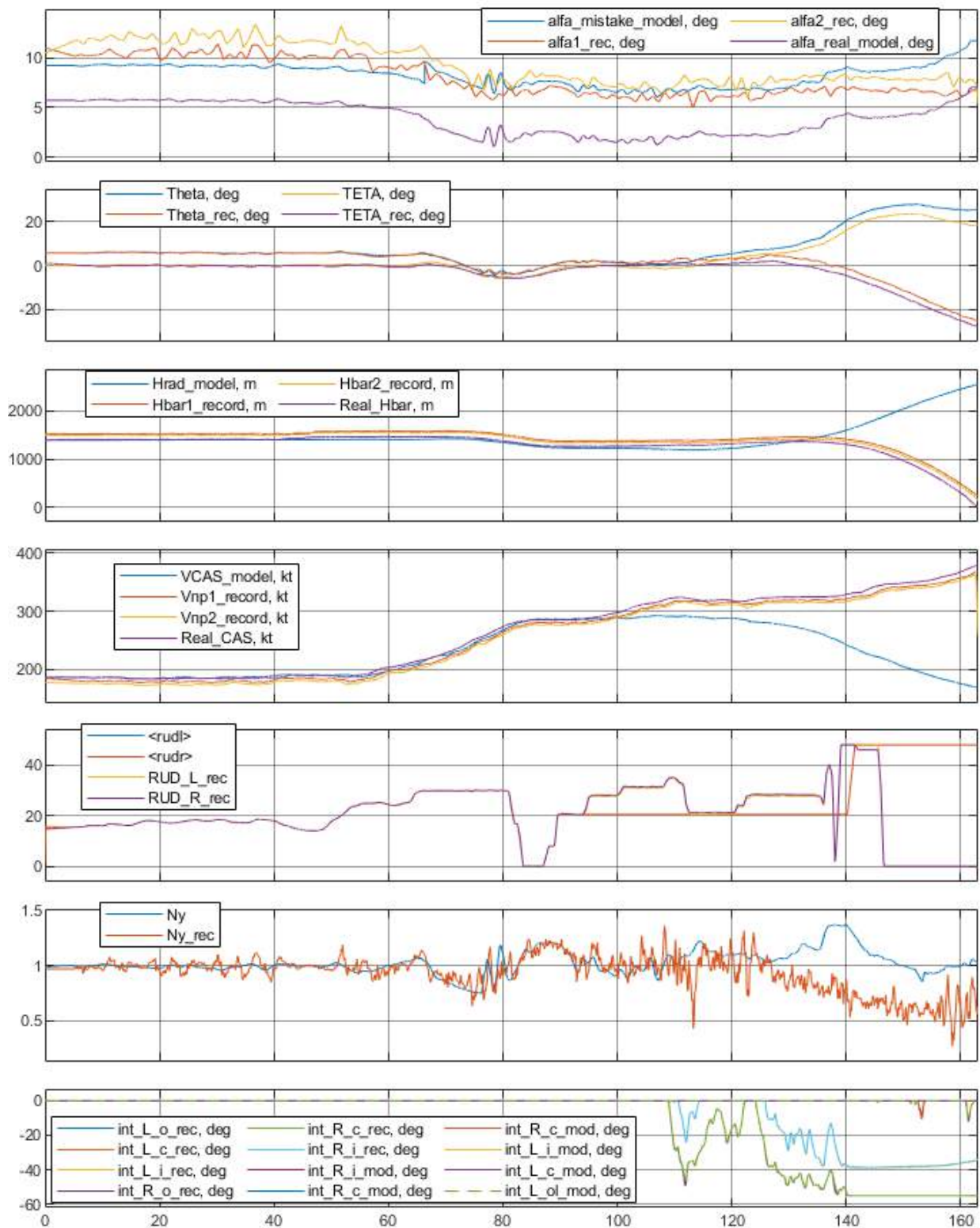


Рис. 72. Параметры моделирования вариантов действий экипажа

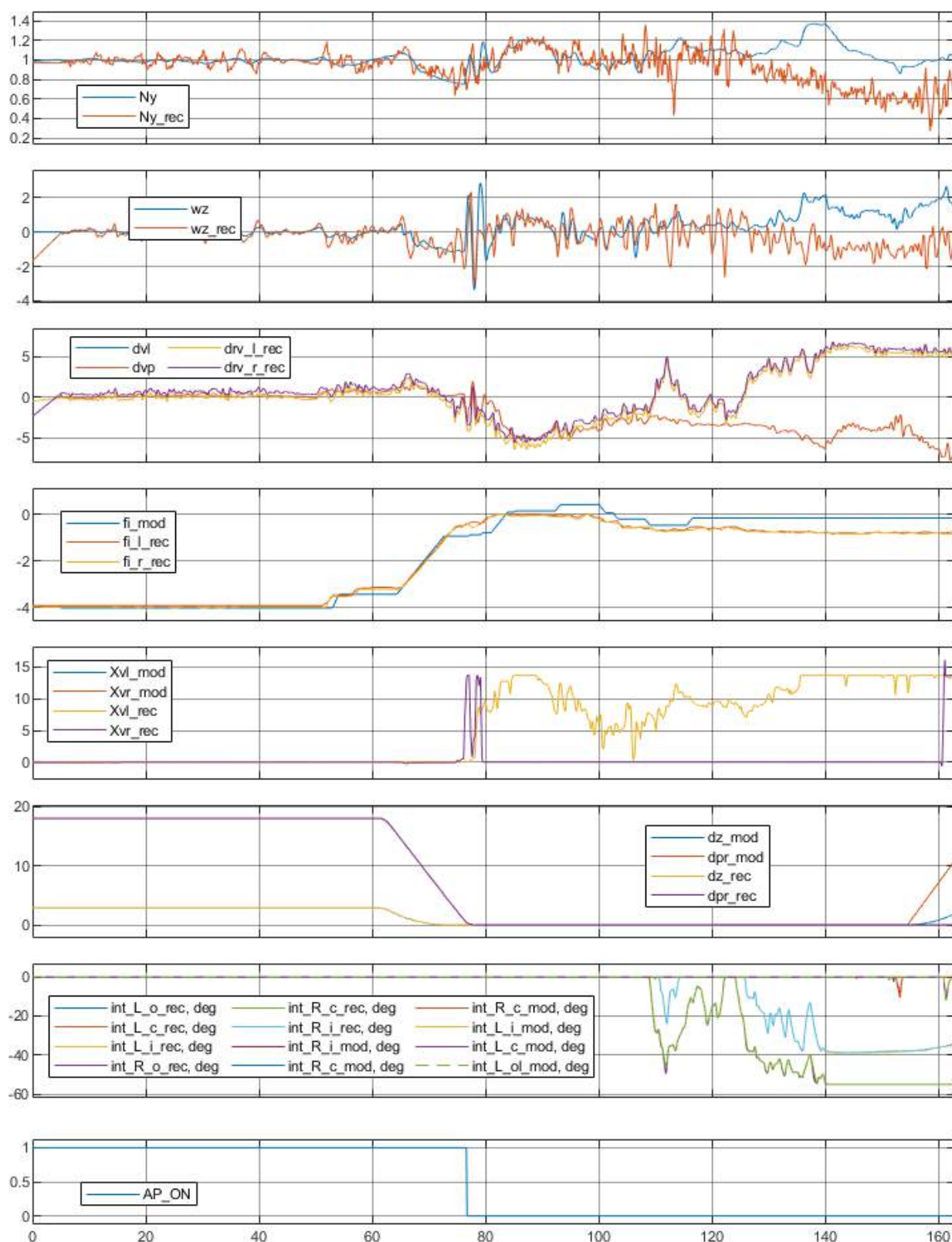


Рис. 73. Параметры моделирования вариантов действий экипажа

Из рисунков следует, что при непревышении скорости более максимально разрешенной V_{mo} и сохранении зарегистрированных управляющих воздействий в канале тангажа (отклонении обоих БРУ «на себя» до полного хода) ВС переходит в набор высоты. Нормальная перегрузка в процессе изменения траектории на кабрирование достигает 1.4g. Последующая потеря скорости полета приводит к автоматическому выпуску механизации

в положение FLAPS 1, которая происходит штатно в соответствии с алгоритмами СДУ. При этом следует отметить, что в процессе набора высоты и торможения ВС углы атаки достигают значений $\alpha_{\text{floor}} + 0.5$ град (условие включения режима $\text{AoA}_{\text{floor}}$), что в свою очередь приводит к срабатыванию функции автоматического увеличения тяги двигателей $\text{AoA}_{\text{floor}}$. Таким образом, представленные выше результаты моделирования и анализ подтверждают наличие запаса управляемости ВС в канале тангажа «на кабрирование», при непревышении скорости, более максимально разрешенной $V_{\text{мо}}$. Соответственно, сохраняется возможность безопасного продолжения полета и выполнения дальнейших действий в соответствии с ЛД.

Четвертый сценарий управляющих воздействий не предусматривал управления тягой двигателей начиная с времени UTC 11:58:02, но предусматривал потребное отклонение БРУ в канале тангажа для стабилизации прямолинейного горизонтального полета.

Для четвертого сценария на времени моделирования, соответствующем времени UTC 11:58:02, РУД обоих двигателей устанавливались в положение 20° и более не перемещались до конца моделируемого отрезка времени, после чего подбирались потребное отклонение БРУ в канале тангажа для последующей стабилизации нулевого угла наклона траектории и продолжения горизонтального полета. Результаты моделирования представлены на Рис. 74, Рис. 75.

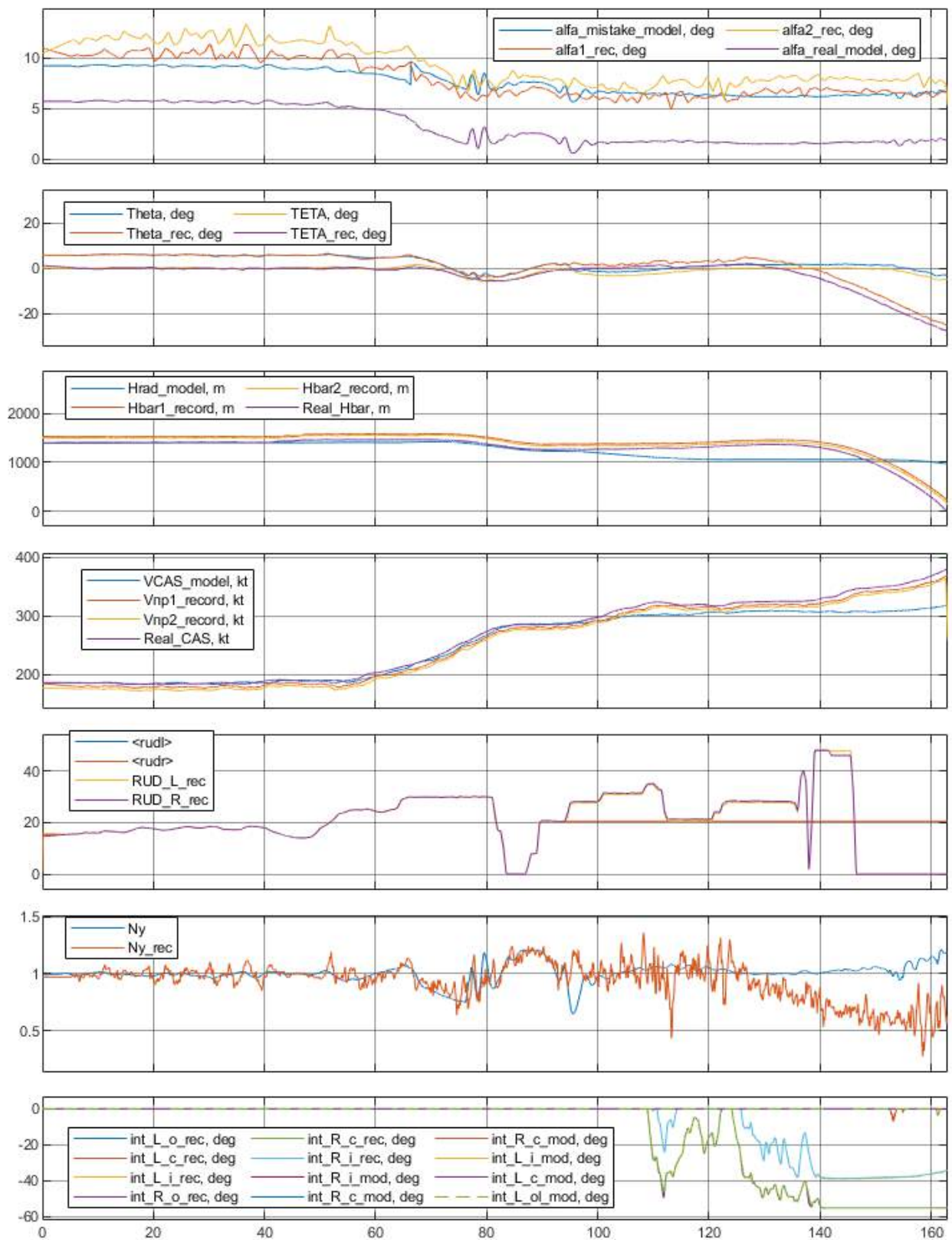


Рис. 74. Параметры моделирования вариантов действий экипажа

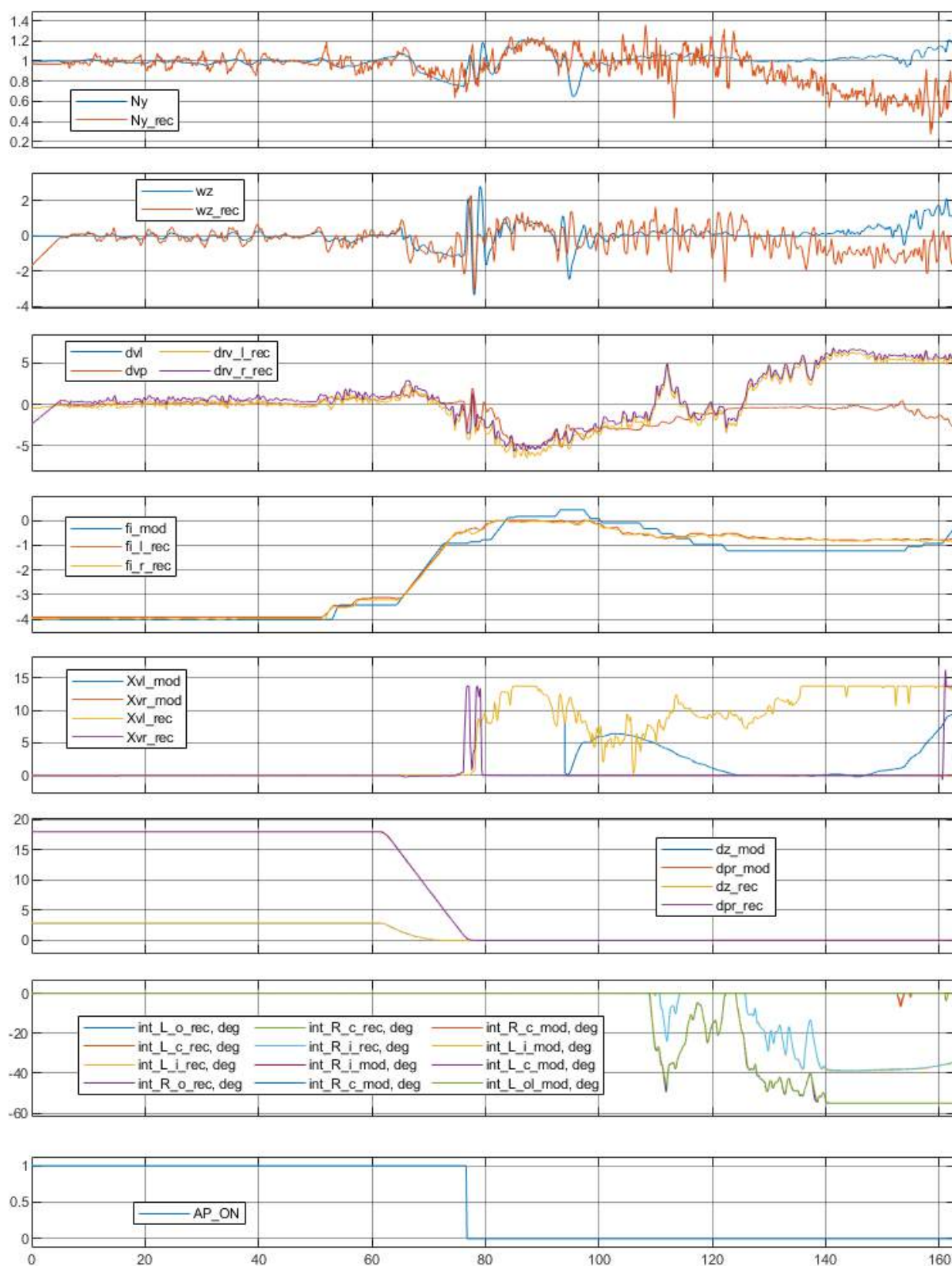


Рис. 75. Параметры моделирования вариантов действий экипажа

Из рисунков следует, что при непревышении скорости, более максимально разрешенной V_{mo} , и управляющих воздействиях в канале тангажа выполняется горизонтальный полет. Потребные управляющие воздействия для перевода ВС в горизонтальный полет не превышают 50% полного хода БРУ. Нормальная перегрузка в

процессе перехода траектории на кабрирование достигает 1.07g. Последующий рост скорости ВС, обусловленный фиксированным положением РУД, в представленном моделировании приводит к приближению к границе максимально разрешенной скорости полета V_{MO} и началу работы алгоритмов защиты от превышения максимальной скорости. В данном сценарии для выполнения дальнейшего полета и захода на посадку требуется управление тягой двигателей после выхода в горизонтальный полет из условия непревышения максимально разрешенной скорости полета V_{MO} .

Пятый сценарий управляющих воздействий предусматривал уменьшение режима работы двигателей после разгона самолета выше максимально разрешенной скорости полета и потребные отклонения БРУ в канале тангажа для стабилизации прямолинейного горизонтального полета.

Для пятого сценария во время, соответствующее UTC 11:58:22 – момент срабатывания речевой сигнализации OVERSPEED, РУД обоих двигателей устанавливались в положение 18° с последующим управлением потребной тягой для обеспечения скорости полета близкой к V_{MO} , после чего подбиралось потребное отклонение БРУ в канале тангажа для последующей стабилизации нулевого угла наклона траектории и продолжения горизонтального полета. Результаты моделирования представлены на Рис. 76, Рис. 77.

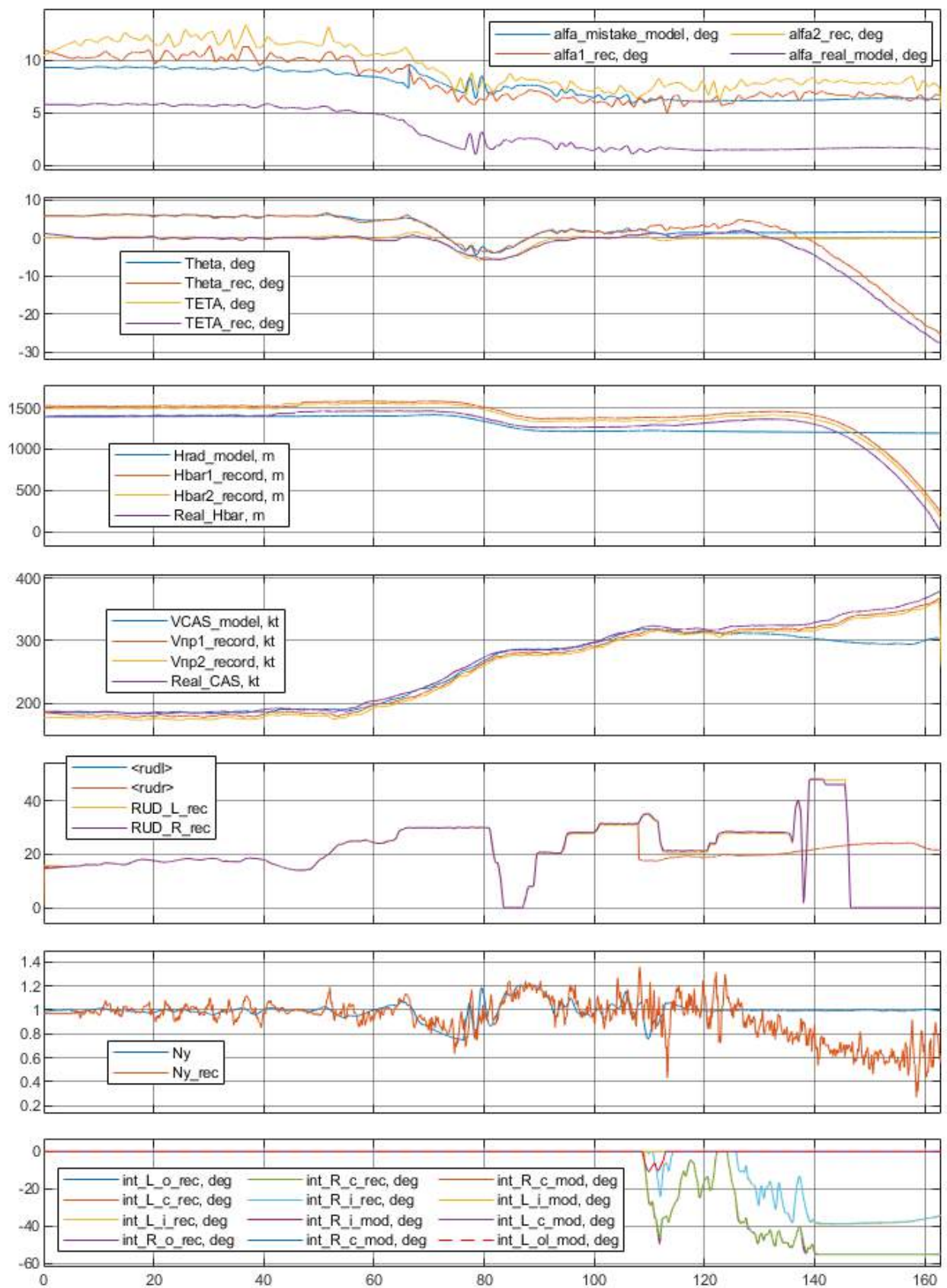


Рис. 76. Параметры моделирования вариантов действий экипажа

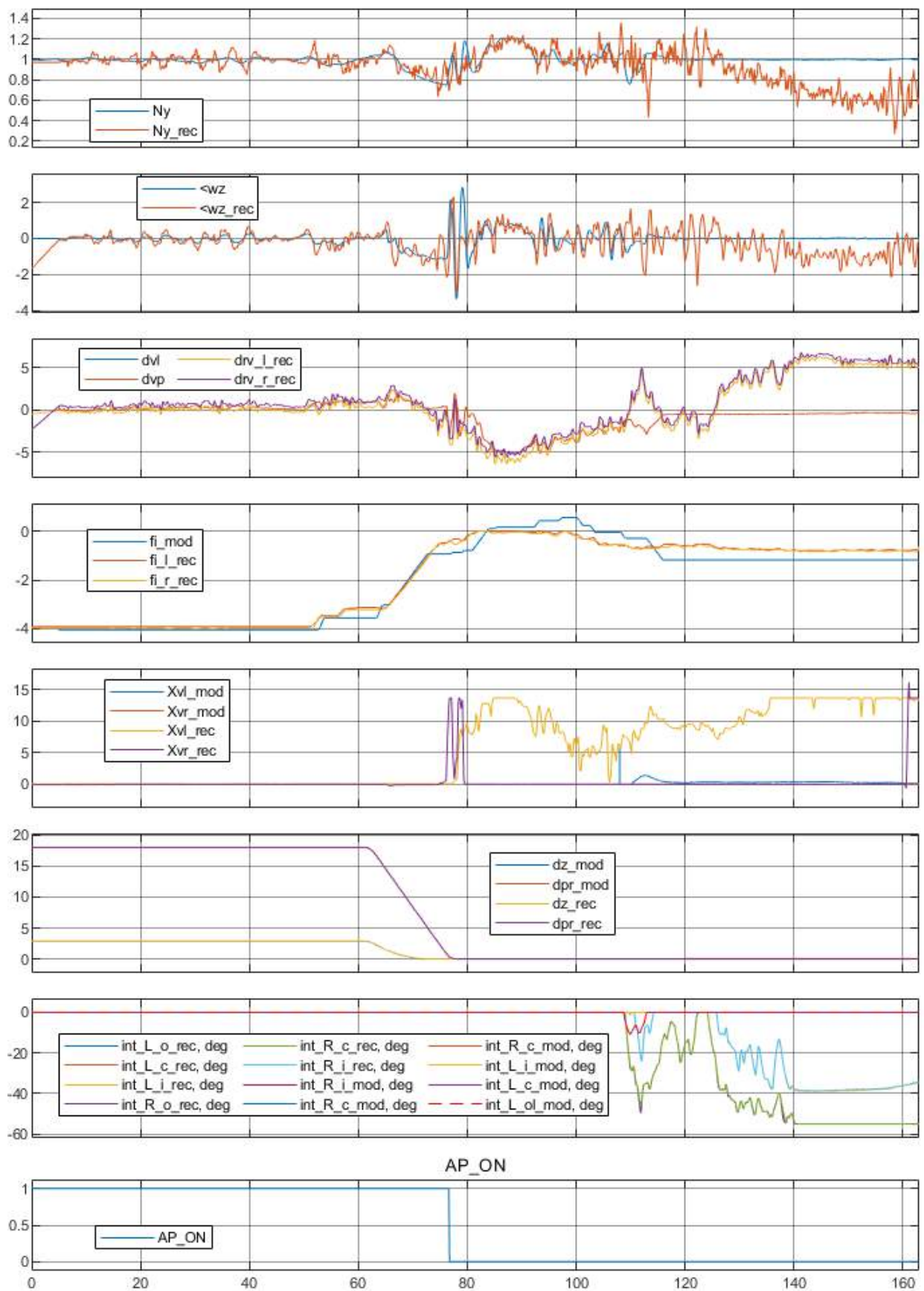


Рис. 77. Параметры моделирования вариантов действий экипажа

При уменьшении режима работы двигателя путем перестановки РУД в положение 18° спустя 2 секунды после превышения скорости и сигнализации «OVERSPEED» возможно

сохранение последующего прямолинейного горизонтального полета на скорости, близкой, но не превышающей V_{MO} . Для стабилизации горизонтального полета ВС для рассмотренного сценария не требуется постоянных потребных отклонений БРУ «на себя», при этом необходимо кратковременное отклонение БРУ «на себя» не более 12% полного хода после перебалансировки ВС, за счет уменьшения тяги двигателей. Соответственно, сохраняется возможность безопасного продолжения полета и выполнения дальнейших действий в соответствии с ЛД.

Таким образом, приведенные выше результаты дополнительного моделирования различных сценариев и их анализ позволяют сделать вывод о том, что в сложившихся условиях полета ВС RA-89049 запас резервов работоспособности воздушного судна и характеристик устойчивости и управляемости обеспечивал возможность прекращения развития особой ситуации.

1.18.9. Анализ результатов испытаний на стенде «Электронная Птица»

В соответствии с заданием комиссии для проведения наземного эксперимента на стенде «Электронная Птица» разработчиком самолета была разработана программа испытаний по реконструкции авиационного происшествия с самолетом RRJ-95 (модель RRJ-95LR-100, ВС RA-89049) RRJ0000-PL-015-3921 Rev. A.

Результаты реконструкции аварийного полета самолета RRJ-95LR-100 RA-89049 на стенде «Электронная Птица» с учетом анализа записей эксплуатационного регистратора стенда коррелируются с характеристиками работы систем и параметрами аварийного полета ВС RA-89049.

В процессе реконструкции полета ВС RA-89049 продемонстрирована возможность автоматического отключения АП при достижении угла атаки α_{ap_off} , которая не реализовалась при полете самолета RRJ-95LR-100 RA-89049 по причине отключения АП экипажем путем пересиливания БРУ.

В части наличия CAS-сообщений в процессе реконструкции полета самолета RRJ-95LR-100 RA-89049 не произошла выдача экипажу сообщения «NAV ADS DISAGREE» по причине того, что отличия в показаниях скорости ввести не представляется возможным, за счет особенностей введения ошибок по углам атаки на стенде. При этом, подтверждено формирование CAS-сообщения «NAV ADS3 FAULT» (имевшего место на ВС RA-89049, но отсутствующего в перечне регистрируемых FDR параметров) по причине отбраковки значений угла атаки от ADS 3 на основании логики работы системы и пороговых значений.

В процессе реконструкции полета ВС RA-89049 продемонстрировано наличие речевой сигнализации «OVERSPEED» при достижении скорости полета ВС $V_{MO}+4.5$ kt в соответствии со штатным функционированием заложенной логики.

В процессе реконструкции полета самолета RRJ-95LR-100 RA-89049 продемонстрированы отличия при индикации на основном пилотажном кадре PFD (при одном и том же фактическом положении самолета в пространстве для случаев корректной установки двух ДУА и установки двух ДУА с ошибкой $+5 - 6^\circ$ истинных углов атаки) в части индицируемых значений ограничений по скорости на шкале скорости. Так, на Рис. 78 представлено сравнение индицируемых ограничений на шкале скорости: V_{LS}^{18} (тонкая оранжевая линия), V_{AoA_prot} (начало оранжево-черной зоны), V_{AoA_max} (начало красно-черной зоны).



Рис. 78. Косвенный признак ошибочных показаний углов атаки

При завышенных значениях углов атаки происходит возрастание индицируемых скоростей V_{AoA_prot} , V_{AoA_max} , при этом значение скорости V_{LS} не изменяется, за счет чего происходит скрывание значения скорости V_{LS} за значением V_{AoA_prot} .

На стенде «Электронная птица» (ЭП) 15.08.2024 и 23.10.2024 экипажами в составе летчиков-испытателей и действующих пилотов-инструкторов проведена реконструкция полета самолета RRJ-95LR-100 RA-89049 12.07.2024.

Первый полет был выполнен с имитацией действий экипажа в полете при введении ошибки установки ДУА приводящей к ошибке значений истинного угла атаки на $+5^\circ$ одновременно в ADS 1 и в ADS 2. По результатам эксперимента установлено, что поведение

¹⁸ Наименьшая скорость, на которой экипажу разрешено летать в ручном или в директорном режиме или при включенном автомате тяги или автопилоте.

самолета в полете на стенде «Электронная птица» идентично поведению самолета RRJ-95LR-100 RA-89049 в полете 12.07.2024.

Также летчики-испытатели пришли к выводу, что экипаж воспринял ситуацию поведения самолета RRJ-95LR-100 RA-89049 в полете 12.07.2024 как отказ ADS в части индикации скорости, а не как ошибки в показаниях угла атаки, что предопределило действия экипажа по увеличению режима работы двигателей вплоть до взлетного и, как результат, к превышению скорости выше V_{mo} , срабатыванию звуковой сигнализации «OVERSPEED», автоматическому выпуску интерцепторов, потере подъемной силы и переходу в непарируемое снижение.

Во втором экспериментальном полете до уборки механизации в положение FLAPS 0 полет выполнялся с достоверной имитацией действий экипажа. После уборки механизации в положение FLAPS 0 и перехода самолета на снижение БРУ «на себя» не отклонялась, при достижении угла атаки α_{ap_off} , в соответствии с заложенным алгоритмом СДУ произошло автоматическое отключение АП. Отключением на левой потолочной панели на 1 с ADS 1+ ADS 2+ ADS 3 и последующим их включением управление ВС переводилось в режим «DIRECT MODE». Затем самолет выводился в горизонтальный полет с допустимой эксплуатационной перегрузкой и выполнялся заход на посадку и посадка в конфигурации «FLAPS 3», в соответствии с РЛЭ.

В третьем экспериментальном полете до уборки механизации в положение FLAPS 0 полет выполнялся с достоверной имитацией действий экипажа. После уборки механизации в положение FLAPS 0 самолет переводился в горизонтальный полет на скорости менее V_{mo} , скорость выдерживалась изменением тяги двигателей с помощью РУД, при этом оранжево-черная и красно-черная индикация V_{AoA_prot} , V_{AoA_max} , «наползала» на указатель скорости за счет работы алгоритмов ограничения предельных режимов по углу атаки. Запас по углам атаки позволил вывести самолет в горизонтальный полет при сохранении тянущих усилий на БРУ, с последующим выполнением захода на посадку и посадки в конфигурации «FLAPS 3».

В четвертом экспериментальном полете до отключения АП полет выполнялся с имитацией действий экипажа. После отключения АП БРУ выдерживалась в полностью отклоненном положении «на себя», при этом экипажем производился перевод СДУ в режим «DIRECT MODE» в результате чего нормальная перегрузка увеличивалась до 6 ед., что недопустимо по прочности конструкции самолета.

В пятом экспериментальном полете до уборки механизации в положение FLAPS 0 полет выполнялся с достоверной имитацией действий экипажа. После уборки механизации в положение FLAPS 0 БРУ устанавливалась в нейтральное положение

(полностью освобождалась по усилиям), при этом производился перевод экипажем СДУ в режим «DIRECT MODE». Затем самолет переводился в горизонтальный полет с допустимой эксплуатационной перегрузкой и выполнялся заход на посадку и посадка в конфигурации «FLAPS 3», в соответствии с РЛЭ.

В шестом экспериментальном полете до уборки механизации в положение FLAPS 0 полет выполнялся с имитацией действий экипажа. После уборки механизации в положение FLAPS 0 скорость выдерживалась изменением тяги двигателей с помощью РУД и при недопущении превышения V_{mo} запас по углам атаки позволил вывести самолет в горизонтальный полет при сохранении тянущих усилий на БРУ с последующим выполнением захода на посадку и посадки в конфигурации «FLAPS 3».

Вывод самолета из снижения обеспечивался при угле тангажа на пикирование не более 8° .

В седьмом экспериментальном полете до уборки механизации в положение FLAPS 1 полет выполнялся с достоверной имитацией действий экипажа. После уборки механизации в положение FLAPS 1 после срабатывания звуковой сигнализации «CHIME», высвечивания табло «CAUTION» и оранжевого CAS-сообщения «NAV ADS DISAGREE» на EWD самолет переводился в горизонтальный полет на $H=5000$ ft активировалась процедура QRH «NAV ADS DISAGREE». Однако имитировать ошибки по скорости в ADS 1, ADS 2 и ADS 3, возникающие за счет неправильной установки датчиков углов атаки в ADS 1 и ADS 2, не удалось.

1.18.10. Оценка эффективности выполнения процедур QRH при возникновении и развитии особой ситуации

В настоящем разделе проведен анализ требований летной документации самолета RRJ-95 Оперативный сборник экипажа (QRH) применительно к особой ситуации, возникшей в полете самолета RRJ-95LR-100 RA-89049 12.07.2024.

Так как FDR не регистрируется вся информация, необходимая для оценки действий экипажа в особой ситуации, анализ зарегистрированных значений появления признака для формирования CAS-сообщения «NAV ADS DISAGREE» выполнен с учетом полученных расчетных значений приборной скорости и угла атаки от ADS 3, на основании логики, используемой в комплексе Авионики (раздел 1.18.7 настоящего отчета).

На Рис. 79 представлены значения зарегистрированных приборных скоростей от ADS 1, 2, восстановленной расчетной приборной скорости от ADS 3 и соответствующие признаки (зарегистрированные и расчетные) для формирования сигнализации и сообщений экипажу.

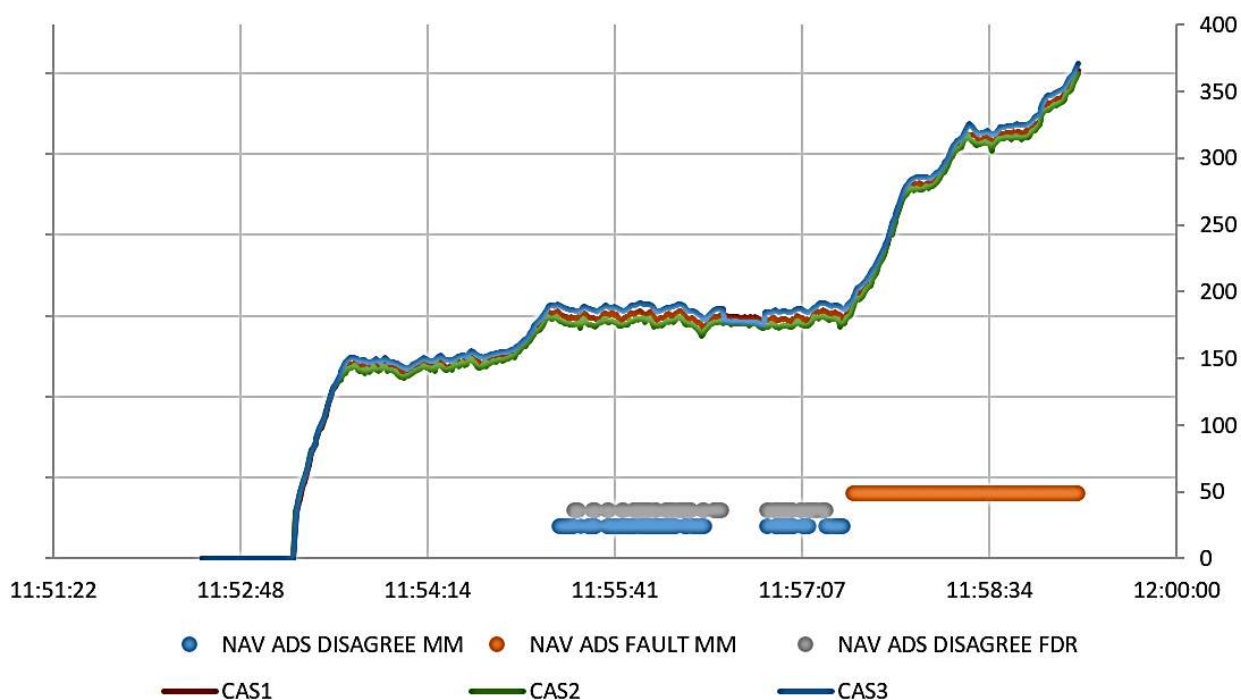


Рис. 79. Восстановленные признаки сигнализации (время UTC)

При расхождении между двумя значениями приборных скоростей более чем в 10 kt в течение 0.8 с формировались условия для срабатывания сигнализация «NAV ADS DISAGREE», при этом на EWD появлялось соответствующее CAS-сообщение янтарного цвета. После снятия признака расхождения показаний скорости цвет сообщения изменялся на белый на 5 с (Рис. 80).

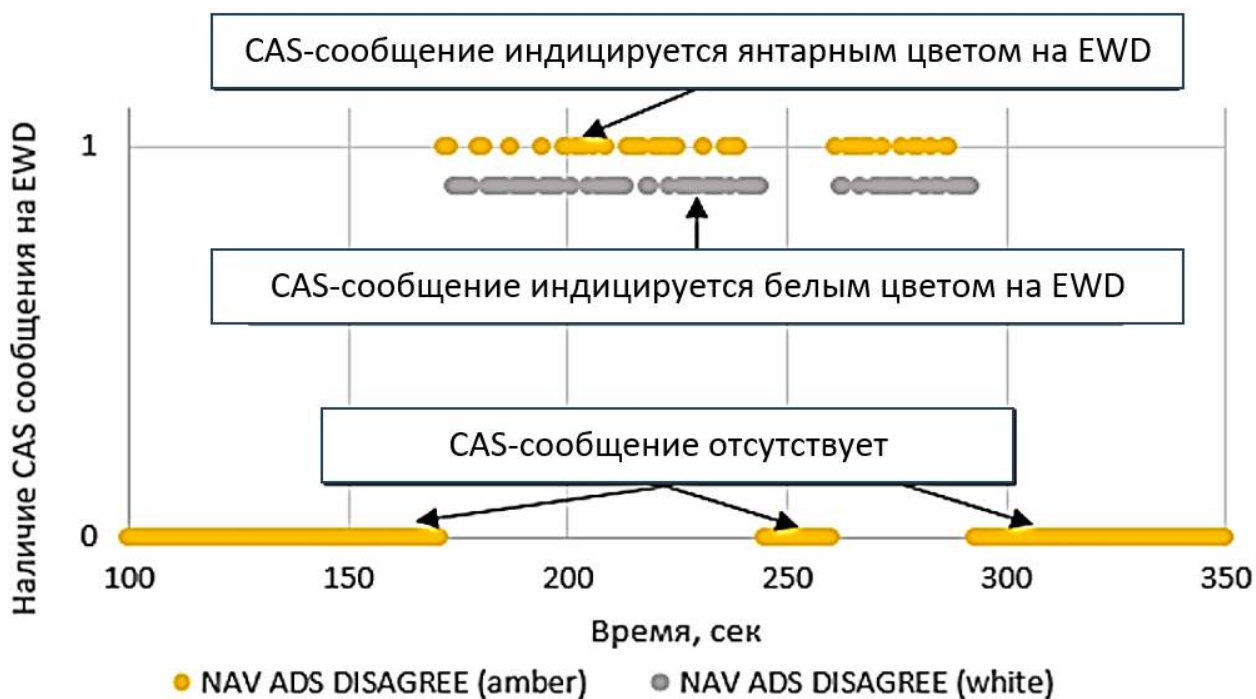


Рис. 80. Восстановленные данные по отображению CAS-сообщения на EWD

Требуемые действия экипажа при появлении сообщений «NAV ADS DISAGREE» на EWD, «NAV ADS 3 FAULT» определены в летной документации самолета RRJ-95 Оперативный сборник экипажа (QRH) и приведены на рисунках (Рис. 81, Рис. 86).

Действия по QRH «NAV ADS DISAGREE» предусмотрены при наличии CAS-сообщения «NAV ADS DISAGREE» янтарного цвета. В аварийном полете имело место многократное снятие признака расхождения в показаниях скорости и изменение цвета CAS-сообщения с янтарного на белый.

В приведенном в настоящем разделе анализе рассматриваются действия экипажа, соответствующие восприятию периодически появляющегося CAS-сообщения «NAV ADS DISAGREE», как достоверного.

26	A-42	АВАРИЙНЫЕ И ОСОБЫЕ ПРОЦЕДУРЫ	 RRJ-95 Оперативный сборник экипажа
	05.34	НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	

NAV ATT DISAGREE

Рассогласование в показаниях IRS по крену и/или тангажу.

На PFD1 и PFD2 появляется предупреждающая сигнализация CHECK ATT

– ПЕРЕКРЕСТНУЮ ПРОВЕРКУ ПОКАЗАНИЙ

КРЕНА, ТАНГАЖА НА PFD1, PFD2 И IESI ВЫПОЛНИТЬ

Определить отказавшую IRS.

– IRS (ОТКАЗАВШУЮ) OFF

■ **Если отказала IRS 1 или IRS 2:**

– ATT/HDG (RCP) CAPT 3 ИЛИ F/O 3

NAV ADS DISAGREE

– ПЕРЕКРЕСТНУЮ ПРОВЕРКУ ПОКАЗАНИЙ

СКОРОСТИ И ВЫСОТЫ

НА PFD1, PFD2 И IESI ВЫПОЛНИТЬ

Определить отказавшую ADS.

– ADS (ОТКАЗАВШУЮ) OFF

■ **Если отказала ADS 1 или ADS 2:**

– AIR DATA (RCP) CAPT 3 ИЛИ F/O 3

■ **Если отказавшую ADS определить нельзя:**

– ПРОЦЕДУРУ “НЕДОСТОВЕРНАЯ
ИНДИКАЦИЯ СКОРОСТИ” ВЫПОЛНИТЬ

Рис. 81. Процедура QRH «NAV ADS DISAGREE»

В соответствии с летной документацией экипаж после появления CAS-сообщения «NAV ADS DISAGREE» должен был выполнить перекрестную проверку показаний скорости и высоты на PFD 1, PFD 2 и IESI с целью определения отказавшей ADS.

Отличия показаний приборной скорости IESI от ADS 1 и ADS 2 на участке полета с возникновением CAS-сообщения «NAV ADS DISAGREE» составляли 2-3 kt, а барометрической высоты – 15-20 ft. С учетом различий между тремя значениями приборных скоростей между ADS 1, ADS 2, IESI однозначное определение достоверной системы не представлялось возможным и, в соответствии с QRH, необходимо было выполнить процедуру «Недостоверная индикация скорости» (Рис. 82, Рис. 83, Рис. 84, Рис. 85).

 RRJ-95 Оперативный сборник экипажа	АВАРИЙНЫЕ И ОСОБЫЕ ПРОЦЕДУРЫ НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	A-30	15
		05.34	

НЕДОСТОВЕРНАЯ ИНДИКАЦИЯ СКОРОСТИ

Недостоверная индикация скорости может быть следствием повреждения обтекателя антенны радиолокатора или отказа/закупорки приемников полного и/или статического давления.

- AP OFF
- A/T DISC
- FD OFF
- SPEEDBRAKES CHECK RETRACTED

● If the safe conduct of the flight is impacted:

■ **Below THRUST RED ALT:**

- PITCH/THRUST 15°/TOGA

■ **Above THRUST RED ALT and Below FL 100:**

- PITCH/THRUST 10°/CLIMB

■ **Above THRUST RED ALT and Above FL 100:**

- PITCH/THRUST 5°/CLIMB

● IF FLAPS FULL:

- FLAPS SELECT FLAP 3 AND MAINTAIN
- L/G UP

На высоте MSA или выше, или на высоте круга переведите самолет в горизонтальный полет, используя таблицу "PITCH / AoA / THRUST", для определения недостоверной ADS.

MANEUVER WITH CARE

ВНИМАНИЕ

Максимальный угол атаки:

- 5° для горизонтального полета
- 7° при выполнении разворотов с убранной механизацией
- 10° при выполнении разворотов с выпущенной механизацией

Продолжение на следующей странице

Рис. 82. Процедура QRH «Недостоверная индикация скорости»

16	A-30	АВАРИЙНЫЕ И ОСОБЫЕ ПРОЦЕДУРЫ	 RRJ-95 Оперативный сборник экипажа
	05.34	НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	

Продолжение с предыдущей страницы

● To level off: – PITCH / AoA / THRUST TABLE.....APPLY				
PITCH / AoA/ THRUST FOR LEVEL OFF				
		WEIGHT		
		45 t	40 t	35 t
SLATS / FLAPS EXTENDED				
FLAPS level	PITCH/ AoA	THRUST %N1 (Resultant speed)		
3	3.5°	66% (180 kt)	64% (170 kt)	62% (160 kt)
2	5°	68% (180 kt)	64% (170 kt)	62% (160 kt)
1	5°	64% (220 kt)	61% (210 kt)	58% (200 kt)
CLEAN CONFIGURATION (FLAP 0/FLAP ICE)				
FL	PITCH/ AoA	THRUST % N1 (Resultant speed)		
100	4°	67% (260 kt)	65% (255 kt)	63% (250 kt)
200	3.5°	75% (260 kt)	73% (255 kt)	71% (250 kt)
300	3°	84% (260 kt)	82% (255 kt)	79% (250 kt)
above 300	3°	88% (255 kt)	86% (250 kt)	84% (250 kt)
– V/S INDICATION ON PFD..... MONITOR – GPS / GLONASS STATUS 2/2 PAGE..... DISPLAY ON MCDU Индикация MSL ALT и VER SPD может быть использована для подтверждения того, что самолет находится в горизонтальном полете. <i>Примечание:</i> Барометрическая высота может отличаться от высоты MSL ALT, вычисленной GPS/GLONASS.				
<u>FLYING TECHNIQUE TO STABILIZE SPEED</u>				
Стабилизируйте высоту полета. После стабилизации высоты:				
– если значение угла тангажа/угла атаки больше заданного, увеличьте тягу и выдерживайте высоту полета.				
– если значение угла тангажа/угла атаки меньше заданного, уменьшите тягу и выдерживайте высоту полета.				
При достижении заданного значения угла тангажа/угла атаки, выдерживайте тягу так, чтобы сохранить заданное значение угла тангажа/угла атаки, не допуская отклонения угла тангажа/угла атаки $\pm 0.5^\circ$ от заданной величины.				

Продолжение на следующей странице

Рис. 83. Процедура QRH «Недостоверная индикация скорости»

 Оперативный сборник экипажа	АВАРИЙНЫЕ И ОСОБЫЕ ПРОЦЕДУРЫ НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	A-30	17
		05.34	

ПРОДОЛЖЕНИЕ С ПРЕДЫДУЩЕЙ СТРАНИЦЫ

- **When the aircraft is stabilized in level flight:**
 - FLIGHT PATH..... KEEP STABILIZED
 - RESPECT STALL WARNING
- AFFECTED ADS IDENTIFICATION**
 - WINDOW PROBE MAN
 - ALL SPEED INDICATIONS..... CROSSCHECK
 - При проверке учитывайте, что ADS3 и IESI используют данные от одних и тех же приемников давления
 - При определении недостоверной ADS учитывайте значения Resultant speed таблиц «PITCH / AoA / THRUST»
 - Если имеются данные о ветре в полете, то индикация GS на дисплее ND и на страницах MCDU «GPS STATUS 2/2» и «GLONASS STATUS 2/2» может быть использована для сравнения с индикацией скорости на дисплеях PFD 1, PFD 2 и IESI
- **If at least one ADS confirmed reliable:**
 - AIR DATA SELECTOR..... AS RQRD
Установите переключатель AIR DATA в положение с достоверной ADS.
 - UNRELIABLE ADS P/B (S)..... OFF
- **If all ADSs affected, or affected ADS(s) cannot be identified:**
 - ALL ADS P/B(S)..... OFF
Система управления самолета переходит в режим DIRECT MODE.
 - ALL ADS P/B(S)..... ON
Это действие восстановит индикацию угла атаки на PFD.
- FOR FLIGHT CONTINUATION:**
 - **If a clean configuration is required:**
 - LEVEL FLIGHT MAINTAIN
 - BOTH THROTTLE LEVERS..... CLIMB
 - **Once CLIMB thrust is reached:**
 - **If FLAPS 3 or FLAPS 2:**
 - FLAPS 1 SELECT
 - **When 5° PITCH / AOA is reached:**
 - FLAPS 0..... SELECT
 - **When 4° PITCH / AOA is reached:**
 - CLIMB (IF REQUIRED)..... PERFORM
 - PITCH / AOA / THRUST TABLE APPLY
Примените соответствующую таблицу «PITCH / AOA / THRUST» для требуемой фазы полета.
 - TCAS MODE (ON MCDU XPDR/TCAS PAGE)..... TA

Продолжение на следующей странице

Рис. 84. Процедура QRH «Недостоверная индикация скорости»

18	A-30	АВАРИЙНЫЕ И ОСОБЫЕ ПРОЦЕДУРЫ	 RRJ-95 Оперативный сборник экипажа
	05.34		

Продолжение с предыдущей страницы

CLIMB

CLIMB IN CLEAN CONFIGURATION (FLAP 0/ FLAP ICE)

	45 t	40 t	35 t	
FL	PITCH / AoA (Resultant speed / Mach) [V/S (ft/min)]			THRUST
100	9°/4° (250 kt) [2500]	10°/3.5° (250 kt) [3000]	11°/3° (250 kt) [3400]	CLIMB
200	5°/2.5° (280 kt) [1200]	5°/2° (280 kt) [2100]	5°/1.5° (280 kt) [2300]	
300	3°/2.5° (280 kt) [400]	2.5°/2° (280 kt) [700]	2.5°/1.5° (280 kt) [1000]	
above 300	/	2.5°/2.5° (M.78) [400]	2.5°/1.5° (M.78) [500]	

CRUISE

- FLYING TECHNIQUE TO STABILIZE SPEED.....APPLY

LEVEL FLIGHT IN CLEAN CONFIGURATION (FLAP 0 /FLAP ICE)

	45 t	40 t	35 t	
FL	PITCH/ AoA	THRUST % N1 (Resultant speed)		
100	4°	67% (260 kt)	65% (255 kt)	63% (250 kt)
200	3.5°	75% (260 kt)	73% (255 kt)	71% (250 kt)
300	3°	84% (260 kt)	82% (255 kt)	79% (250 kt)
above 300	3°	88% (255 kt)	86% (250 kt)	84% (250 kt)

DESCENT

DESCENT IN CLEAN CONFIGURATION (FLAP 0/ FLAP ICE)

	45 t	40 t	35 t		
FL	PITCH	AoA	(Resultant speed/ Mach) [V/S (ft/min)]		THRUST
above 300	-1.5°	1.5°	(M.78) [-2600]		IDLE
300	-0.5°	2.5°	(280 kt) [-2400]		
200	0°	3°	(280 kt) [-2100]		
100	0.5°	3.5°	(250 kt) [-1400]		

INITIAL / INTERMEDIATE APPROACH

- FLYING TECHNIQUE TO STABILIZE SPEED.....APPLY

LEVEL FLIGHT

	45 t	40 t	35 t	
WITH LANDING GEAR UP				
FLAPS	PITCH / AoA	THRUST %N1 (Resultant speed)		
0 (ICE)	5°	62% (225 kt)	59% (215 kt)	57% (210 kt)
1	8.5°	63% (180 kt)	60% (170 kt)	58% (160 kt)
2	5°	67% (175 kt)	64% (165 kt)	61% (155 kt)
WITH LANDING GEAR DOWN				
3	5°	74% (160 kt)	71% (155 kt)	79% (150) kt)

FINAL APPROACH AT -3° DESCENT FLIGHT PATH

APPROACH IN FLAPS 3 AND LANDING GEAR EXTENDED

	45 t	40 t	35 t		
FLAPS	PITCH	AoA	THRUST % N1 (Resultant speed)		
3	2°	5°	60% (160 kt)	58% (155 kt)	57% (150 kt)

Продолжение на следующей странице

Рис. 85. Процедура QRH «Недостовверная индикация скорости»

Согласно процедуре QRH «Недостовверная индикация скорости», при положении закрылков FLAPS 1 в горизонтальном полете при потребной тяге (обороты двигателя 58%)

для соответствующей массы самолета (35 т) значения углов тангажа/углов атаки должны составлять 5° при приборной скорости 200 kt.

Фактические значения углов тангажа, углов атаки, скоростей горизонтального полета при потребной тяге (обороты двигателя) для соответствующей массы самолета 32.6 т в аварийном полете представлены в таблице (Таблица 5).

Таблица 5

Время	PITCH, град	AoA 1, град	AoA 2, град	N1 (G=32.6 t)	V _{cas} 1, kt	V _{cas} 2, kt
14:56:47	6.1	10.6	12.3	58%	173	178
14:56:54	5.9	10.9	12.4	60%	174	179
14:57:00	5.7	10.5	12	62%	174	177
14:57:08	5.8	11.3	13.2	61%	174	178

Фактические значения оборотов двигателя и угла тангажа в полете 12.07.2024 удовлетворительно согласуются со значениями, указанными в процедуре QRH «Недостовверная индикация скорости», при этом индицируемые углы атаки значительно завышены относительно углов тангажа.

Следует отметить, что процедурой QRH «Недостовверная индикация скорости» расхождения между углом тангажа и углами атаки не регламентированы.

Ввиду незначительных расхождений в показаниях скорости определение отказавшей ADS не представляется возможным, а предотвращение развития особой ситуации в рассматриваемом сценарии полета возможно при условии продолжения процедуры QRH «Недостовверная индикация скорости» и переходе СДУ в режим «DIRECT MODE» выключением и последующим включением всех 3-х ADS.

Действия экипажа при появлении CAS-сообщения «NAV ADS 3 FAULT» согласно QRH приведены на Рис. 86.

 RRJ-95 Оперативный сборник экипажа	АВАРИЙНЫЕ И ОСОБЫЕ ПРОЦЕДУРЫ НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	A-01	3
		05.34	

NAV ADS 1(2)(3) FAULT	
■ ADS 1 FAULT: – AIR DATA CAPT 3 – ADS 1 OFF ■ ADS 2 FAULT: – AIR DATA F/O 3 – ADS 2 OFF – BARO SET CHECK ■ ADS 3 FAULT: – AIR DATA (ЕСЛИ ADS 3 ИСПОЛЬЗУЕТСЯ) NORM – ADS 3 OFF	
Подробнее смотрите ⁽¹⁾	СТАТУС ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ ADS 1 (2) (3)
⁽¹⁾ Допускается индикация сообщения NAV ADS 3 FAULT в полете при резком изменении угла тангажа, на снижении и на пробеге на скорости менее 60 kt. До скорости 35 kt индикация сообщения NAV ADS 3 FAULT сопровождается индикацией "CHECK CAS" на дисплее PFD. Действий экипажа не требуется	

Рис. 86. Процедура QRH «NAV ADS 1(2)(3) FAULT»

В рассматриваемой ситуации действия экипажа предполагают отключение ADS 3 при появлении CAS-сообщения «NAV ADS 3 FAULT» на EWD.

В рамках развития особой ситуации отключение экипажем ADS 3 влияния на работу других систем самолета оказать не могло.

Прекращение развития особой ситуации после срабатывания сигнализации о превышении максимальной скорости «OVERSPEED» было возможно управлением тягой двигателей, не допуская превышения скорости полета более максимально разрешенной V_{МО} (Рис. 87).

 Оперативный сборник экипажа	АВАРИЙНЫЕ И ОСОБЫЕ ПРОЦЕДУРЫ ОБОРУДОВАНИЕ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ	A-22	5
		05.22	

ОТКАЗ ФУНКЦИИ ОТКЛЮЧЕНИЯ AP ОТ КНОПКИ SS PRIOR/AP OFF НА ОБЕИХ РУЧКАХ SS
– НА FCP КНОПКУ AP НАЖАТЬ ● Если безуспешно – AP ПЕРЕСИЛИВАНИЕМ РУЧКИ SS ОТКЛ

ОТКАЗ ФУНКЦИИ ВКЛЮЧЕНИЯ РЕЖИМА УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ КНОПКОЙ TO/GA
– РУД В ПОЛОЖЕНИЕ NTO В РУЧНУЮ УСТАНОВИТЬ

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ СИСТЕМЫ SWS														
● Речевое сообщение OVERSPEED: <i>Превышена максимальная скорость полета V_{MAX}:</i> • При убранной механизации крыла и убранном шасси $V_{MAX}=V_{MO}+4.5 \text{ kt}/M_{MO}+0.01M$. • При выпущенной механизации крыла $V_{MAX}=V_{FE}+4.5 \text{ kt}$. • При убранной механизации крыла и выпущенном шасси $V_{MAX}=V_{LE}+4.5 \text{ kt}$ V_{MO}/M_{MO} 308KT/0.81M V_{LE} 255KT V_{FE} смотри таблицу ниже														
<table border="1"> <thead> <tr> <th>КОНФИГУРАЦИЯ</th> <th>СКОРОСТЬ V_{FE}</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>FULL</td> <td>180 KT</td> </tr> <tr> <td>3</td> <td>190 KT</td> </tr> <tr> <td>2</td> <td>200 KT</td> </tr> <tr> <td>1+F</td> <td>230 KT</td> </tr> <tr> <td>1</td> <td>250 KT</td> </tr> <tr> <td>FLAP ICE</td> <td>308 KT/0.81M</td> </tr> </tbody> </table>	КОНФИГУРАЦИЯ	СКОРОСТЬ V_{FE}	FULL	180 KT	3	190 KT	2	200 KT	1+F	230 KT	1	250 KT	FLAP ICE	308 KT/0.81M
КОНФИГУРАЦИЯ	СКОРОСТЬ V_{FE}													
FULL	180 KT													
3	190 KT													
2	200 KT													
1+F	230 KT													
1	250 KT													
FLAP ICE	308 KT/0.81M													

Рис. 87. QRH «OVERSPEED»

По результатам анализа рекомендаций ЛД самолета RRJ-95, с учетом моделирования аварийного полета на стенде «Электронная птица» установлено, что имеющихся в настоящее время рекомендаций в QRH самолета RRJ-95 по действиям, предусмотренным процедурой «Недостовверная индикация скорости» достаточно для парирования событий, предусмотренных Сводным перечнем особых ситуаций самолета RRJ-95 с дополнениями 1-28 RRJ0000-RP-121-1273.

Поскольку одновременный отказ с выдачей ложного сигнала по углу атаки от двух и более систем воздушных сигналов в систему управления полетом по требуемому и подтверждаемому при сертификации уровню отказобезопасности относится к практически

невероятным событиям (вероятность менее чем 1×10^{-9}), а, в соответствии с п. 5.3. раздела «Определения» АП-25. Часть 25 «Практически невероятные. Настолько невероятные, что нет необходимости считать возможным их возникновение» летной документацией (Оперативный сборник экипажа, Руководство по летной эксплуатации), действия в подобных ситуациях не регламентированы.

Примечание: *Выписка из Описания типовой конструкции системы воздушных сигналов, утвержденного главным конструктором программы SSJ 31.01.2013*

«системы авионики (FHA – RRJ0000-RP-121-109 rev.F):

...

- 34.5.5: на всех этапах полета вероятность выдачи ложного критического параметра от двух и более систем воздушных сигналов непосредственно во взаимодействующие самолетные системы не должна превышать 1×10^{-9} ».

АП-25, Раздел А-0

«п. 4.7...если показано, что отказное состояние (вид отказа, функциональный отказ) относится к категории событий практически невероятных, то такое событие может быть исключено из дальнейшего анализа особых ситуаций...».

1.18.11. Результаты проведения эксперимента на тренажере FFS RRJ-95

С целью определения времени, необходимого для выполнения экипажем самолета RRJ-95 процедуры QRH «Недостовверная индикация скорости» 20.11.2024 на территории Инновационного центра «Сколково» проведен эксперимент на тренажере FFS RRJ-95 АУЦ «РАТА».

К проведению эксперимента от различных авиакомпаний России были привлечены пять экипажей (десять пилотов), эксплуатирующих самолеты RRJ-95. Все пилоты имели действующие свидетельства линейных пилотов. Квалификационные проверки и тренажерная подготовка проводились своевременно, в том числе – проверки действий экипажей по процедуре «Недостовверная индикация скорости».

Перед выполнением полета на тренажере экипажам была доведена информация о том, что после взлета, в процессе уборки механизации, будет имитироваться ситуация с признаками аварийной процедуры «Недостовверная индикация скорости» введением «закупорки» приемников воздушного двоения (PITOT). При этом осуществлялась видеорегистрация и хронометрирование действий экипажей.

По результатам эксперимента установлено, что время с момента проявления признаков «Недостоверная индикация скорости» до перевода экипажами СДУ в режим «DIRECT MODE» составило более 7 минут.

Кроме того, пилоты, владея информацией об обстоятельствах авиационного происшествия с самолетом RRJ-95LR-100 RA-89049, выполняя процедуры QRH «Недостоверная индикация скорости», допускали увеличение скорости вплоть до V_{MO} .

Экипажи испытывали затруднения в распознавании отказа при частом и прерывистом срабатывании сигнализации «NAV ADS DISAGREE» и «NAV ADS 1(2) FAULT». На критических этапах полета (в наборе высоты после взлета) у экипажей наблюдалось повышенное психоэмоциональное напряжение, в результате чего пилоты испытывали затруднения в поиске процедуры в QRH и ее выполнении.

1.18.12. Психофизиологический анализ состояния членов экипажа

Рабочей группой авиационной медицины в составе авиационного врача по авиационно-космической медицине, авиационного психолога с привлечением линейных пилотов проведен психофизиологический анализ состояния членов экипажа.

Общее состояние здоровья

(наличие или отсутствие диагнозов ВЛЭК, хронических заболеваний и т.п.)

Согласно представленным материалам прохождения КВС и вторым пилотом ВЛЭК за 2021 и 2023 годы установлено, что ВЛЭК проведены в соответствии с требованиями Руководства по психологическому обеспечению отбора, подготовки и профессиональной деятельности летного и диспетчерского состава гражданской авиации¹⁹ и приказа Минтранса России от 22.04.2002 № 50 «Об утверждении Федеральных авиационных правил «Медицинское освидетельствование летного, диспетчерского состава, бортпроводников, курсантов и кандидатов, поступающих в учебные заведения гражданской авиации».

Согласно заключениям ВЛЭК, КВС и второй пилот по состоянию здоровья были годны к летной работе в качестве линейных пилотов. Отклонений в психическом состоянии испытуемых не выявлено.

Состояние здоровья экипажа перед полетом и в полете

По результатам предполетного медицинского осмотра экипаж был допущен к полету. При анализе радиопереговоров физиолого-акустических признаков ухудшения состояния здоровья членов экипажа не выявлено.

¹⁹ Распоряжение Минтранса России от 31.10.2000 № 57-р

Психическое состояние членов экипажа.**Общие психологические характеристики членов экипажа. Их соответствие профессии, направленность на летную работу**

Представленные результаты тестирований КВС и второго пилота свидетельствуют о высоких когнитивных способностях с положительной направленностью на летную работу.

Текст данного раздела не публикуется для обеспечения соответствия положениям Главы 2.6 ПРАПИ.

Текст данного раздела не публикуется для обеспечения соответствия положениям Главы 2.6 ПРАПИ.

Оценка психологической подготовленности и направленности на полет

Особенностями полета 12.07.2024 являлись:

- малая продолжительность полета, высокая насыщенность деятельности при выполнении взлета и необходимость выполнения процедуры предпосадочной подготовки с возможным наложением (одновременным выполнением) нескольких алгоритмов действий;
- необходимость уделять повышенное внимание и контролю состояния систем самолета после технического обслуживания.

Установлено, что КВС имел общий налет 13220 ч, налет в качестве командира воздушного судна RRJ-95 – 4983 ч. При освоении нового типа ВС проявил себя грамотным, инициативным и добросовестным специалистом. Авиационных происшествий и инцидентов не имел.

Второй пилот имел общий налет 12518 ч, на RRJ-95 – 3944 ч.

При освоении нового типа ВС проявил себя грамотным, инициативным и добросовестным специалистом. Авиационных происшествий и инцидентов не имел.

Предварительная подготовка экипажа к полету проведена в полном объеме.

После предварительной подготовки экипаж отдыхал в домашних условиях.

Таким образом, экипаж в достаточной степени был психологически подготовлен к полету.

Оценка динамики психического состояния членов экипажа при изменении ситуации в полете

В процессе разбега, с 14:53:18, имела место индикация завышенных значений угла атаки на PFD, что является сигналом с низким привлекающим эффектом и, судя по радиообмену, не было замечено экипажем. Нервно-психическое напряжение отсутствует.

В процессе взлета и набора высоты до 14:55:17 признаков психологической напряженности в речи и действиях членов экипажа не выявлено. Внешний и внутренний радиообмен спокойный, деловой. Признаков опасности экипаж не определяет.

В 14:55:17 на EWD появилось сообщение «NAV ADS DISAGREE», произошло срабатывание звуковой сигнализации «CHIME» и загорание лампы-кнопки желтого цвета «CAUTION», которые повторялись кратковременно 12 раз за период 34 с. В 14:56:03 KBC произнес «NAV ADS DISAGREE че там такое», после чего экипаж приступил к сравнению показаний скорости в соответствии с предписанной процедурой. В переговорах экипажа напряжение не выявляется, по характеру эмоциональной окраски голосов можно предположить озабоченность членов экипажа. В последующем сообщения «NAV ADS DISAGREE» не появлялись в течение 22 с.

После нажатия селекторной кнопки «ALT» на FCP в 14:57:38 самолет в набор высоты не перешел. Второй пилот обратил внимание KBC на отсутствие перехода ВС в набор высоты: «Подожди, что-то thrust climb. Куда там она? Смотри...».

Невыполнение автопилотом перевода самолета в набор заданной высоты, при отсутствии инструментальных признаков отказов систем и оборудования ВС, стало неожиданным для экипажа и вызвало появление эмоционального компонента – беспокойство. С этого момента в переговорах экипажа отмечается появление эмоционального компонента, беспокойство, вызванное несоответствием траектории полета заданным параметрам.

Передаваемая вторым пилотом несколько раз информация «...Unreliable speed» не доходила до требуемого абонента («Домодедово – круг»), поскольку осталась активирована на передачу прежняя радиостанция, по которой он до этого осуществлял радиосвязь. Это связано с незапланированной передачей управления от второго пилота к KBC в особой ситуации в полете и, соответственно, передачей функции радиообмена KBC второму пилоту, в результате чего второй пилот, сосредоточившись на считывании приборной информации в условиях дефицита времени на критическом участке полета, переключение на требуемую радиостанцию не осуществил.

В последующем, неопределенность ситуации в сочетании с ошибкой второго пилота при ведении радиообмена и повторные запросы диспетчера «Домодедово-круг», привели к нарастанию уровня нервно-психического напряжения.

С 14:58:15 речь второго пилота (резкая, обрывистая, оживленная с повышением интонаций) указывает на появление у него признаков состояния тревоги (стресса).

С 14:58:30 исходя из обрывистых незаконченных фраз внешних переговоров, можно заключить, что экипаж, осознавая неотвратимое столкновения ВС с земной поверхностью, находился в состоянии выраженного стресса.

Связь психического состояния экипажа с его действиями

В процессе возникновения и развития особой ситуации в полете психическое состояние членов экипажа характеризовалось следующей динамикой.

С 14:56:03, когда экипаж приступил к обсуждению ситуации со срабатыванием сигнализации «NAV ADS DISAGREE», до 14:57:33 состояние экипажа характеризуется нормальной рабочей активацией.

Примечание: *Леонова А.Б. Психодиагностика функциональных состояний*

человека. – Монография: Издательство Москва, МГУ. 1984:

«Рабочая активация – максимальное соответствие состояния нервной системы поведенческому акту, вследствие чего достигается высокая эффективность его исполнения».

С 14:57:33, когда механизация крыла была переведена из положения «FLAPS 1» в положение «FLAPS 0» и активирован режим «CLIMB», самолет в набор высоты не перешел. Для экипажа отсутствие набора высоты было неожиданным, что подтверждается фразой второго пилота: «*Подожди, че-то thrust climb, куда там она?*». В результате усложнения особой ситуации возникло и стало нарастать нервно-психическое напряжение экипажа, не оказавшее влияния на правильность действий экипажа.

С 14:58:38, когда экипаж, определив невозможность влияния на развитие особой ситуации, в переговорах экипажа отмечается эмоциональная команда «*На себя! На себя!*» и вопрос «*Че такое-то?*», которая свидетельствует об отсутствии понимания причин особой ситуации. На указанном участке полета, вероятно, произошло осознание экипажем катастрофического характера ситуации, сопровождавшееся выраженным стрессом.

Причинами возникновения и усиления стресса были сложность и сохраняющаяся неопределенность особой ситуации, необходимость парировать одновременно несколько составляющих особой ситуации, не укладывающихся в какую-либо одну процедуру: неадекватная реакция самолета на управляющие воздействия экипажа, несоответствие

показаний скорости значениям величин углов атаки, отсутствие в Оперативном сборнике экипажа (QRH) рекомендаций по оценке работоспособности ДУА и действий при их отказе.

В процессе подготовки и выполнения полета влияние психического состояния членов экипажа на исход полета не прослеживается.

Психологический анализ действий экипажа

Первый нештатный сигнал в виде индикации повышенных значений текущего угла атаки на PFD обоих пилотов возник в процессе разбега, начиная со скорости 60 kt. Данный сигнал относится к инструментальным сигналам с низким привлекающим эффектом и, учитывая преимущественное распределение внимания на внекабинную обстановку в процессе разбега, мог быть не воспринят членами экипажа.

В 14:55:17 на FDR зафиксирована РК «Предупреждение: «Расхождение в показаниях по скорости» длительностью не более 1 с.

В дальнейшем имело место периодическое кратковременное срабатывание сигнализации уровня CAUTION (высвечивание центрального светового огня (ЦСО) желтого цвета «CAUTION») с выдачей звуковой сигнализации «CHIME» и CAS-сообщения на EWD «NAV ADS DISAGREE» янтарного цвета. С 14:55:17 до 14:55:59 в течение 42 с периодически, от одной до трех секунд, происходило срабатывание сигнализации «NAV ADS DISAGREE» янтарного цвета с переходом в белый цвет (при снятии РК «Предупреждение: «Расхождение в показаниях по скорости»).

В результате анализа материалов эксперимента, проведенного на стенде «Электронная Птица», установлено, что при одиночном срабатывании CAS-сообщения длительностью менее 0.5...1.0 с, пилот не успевает прочесть сообщение. При многократном (3 или 4 раза) последовательном срабатывании CAS-сообщения длительностью 0.5 ...1.0 с и более информация высвечивается на EWD непрерывно с привлекающим мигающим эффектом и может быть воспринята пилотом.

В период кратковременных появлений CAS-сообщения NAV ADS DISAGREE» на критическом режиме полета (набор высоты) экипаж вел радиообмен с диспетчером и выполнял действия по установке режима набора высоты при включенных автопилоте и автомате тяги. Следует отметить, что сообщения, индицирующиеся желтым цветом, не требуют экстренных действий экипажа (располагаемое время для парирования отказа более 15 с).

В 14:56:01 экипаж приступил к обсуждению ситуации, связанной с появлением сигнализации «NAV ADS DISAGREE», при этом второй пилот команду на начало выполнения процедуры QRH «NAV ADS DISAGREE не подал.

Экипаж выполнил предусмотренную QRH перекрестную проверку показаний скорости на PFD 1, PFD 2 и на резервном пилотажном приборе (IESI). Разница в индикации скорости не превышала допустимых пределов – 10 kt. Экипаж продолжил ведение радиообмена с органами УВД, в процессе чего, в 14:56:24, высвечивание CAS-сообщения на EWD «NAV ADS DISAGREE» прекратилось.

В условиях отсутствия признаков отказа экипаж прекратил выполнение процедуры QRH «NAV ADS DISAGREE».

Кратковременное высвечивание CAS-сообщения «NAV ADS DISAGREE» с последующим его прекращением влияния на изменение психологического состояния не оказало.

Управление самолетом до момента появления «неадекватных» реакций самолета на управляющие воздействия осуществлялось вторым пилотом. После того, как самолет вместо заданного экипажем набора высоты перешел на снижение, второй пилот отклонением БРУ отключил автопилот, а управление ВС взял КВС.

Второй пилот в дальнейшем вел совмещенную деятельность по контролю параметров полета, внутрикабинным переговорам с КВС и ведению радиообмена с органами УВД. В сложившихся условиях динамично меняющейся обстановки, множественности задач и неопределенности ситуации второму пилоту не хватило резервов внимания для работы с радиостанцией (непереключение на другую радиостанцию).

На конечном участке полета, при увеличении угла тангажа на пикирование и отсутствии реакции самолета на управляющие воздействия КВС на БРУ, отмечалась также перемещение РУД последовательно на режимы «CLIMB», «IDLE», «TOGA», «IDLE». Действия по перемещению РУД, вероятно, обусловлены состоянием крайнего психического напряжения КВС в условиях отсутствия возможности управления самолетом и угрозы неминуемой гибели. Также, перемещения РУД могли носить характер пробных (гностических) движений, выполняя которые пилот оценивал реакцию самолета на них.

Вывод:

1. КВС и второй пилот по состоянию здоровья были допущены к полетам. Отклонений в психическом состоянии пилотов не выявлено. Психологические показатели находились в пределах нормы. Экипаж был психологически совместимым, вероятность внутригруппового конфликта – низкая.
2. Экипаж в психологическом отношении был подготовлен к полету.
3. Динамика психического состояния экипажа в процессе возникновения и развития особой ситуации включала три этапа:

- на первом этапе, от взлета до момента, когда самолет не перешел в набор высоты после нажатия экипажем селекторной кнопки «ALT» на FCP, экипаж находился в состоянии рабочей активации, обусловленной летной деятельностью;

- на втором этапе от момента увеличения угла тангажа на пикирование и отсутствии реакции самолета на управляющие воздействия КВС на БРУ до момента выпуска интерцепторов экипаж находился в состоянии напряжения (стресса), обусловленного сочетанием обстоятельств, не укладывающихся в какую-либо одну процедуру: отсутствие ожидаемой реакции воздушного судна на управляющие воздействия экипажа, несоответствие показаний скорости значениям величин углов атаки, выпуск интерцепторов.

- на третьем этапе от момента выпуска спойлеров до столкновения с земной поверхностью экипаж находился в состоянии крайнего напряжения (выраженного стресса), обусловленного осознанием экипажем катастрофического характера ситуации в условиях отсутствия возможности управления самолетом и угрозы неминуемой гибели.

4. Действия КВС в особой ситуации в полете были направлены на парирование возникшей особой ситуации. Неадекватных действий и неблагоприятных психических состояний не выявлено.

5. Действия второго пилота в особой ситуации в полете были направлены на распознавание характера особой ситуации, информирование КВС о параметрах полета, характеризовались совмещенной деятельностью по ведению радиообмена в условиях дефицита времени.

6. Психическое состояние членов экипажа соответствовало уровню сложности возникшей особой ситуации в полете, и не оказало влияния на исход полета.

1.18.13. Перечень регистрируемых IFDMU углов атаки

В интегрированный блок управления данными с эксплуатационным параметрическим накопителем (IFDMU) поступают параметры величин 11 углов атаки, которые представлены в таблице (с указанием источника сигнала).

№	Параметр	Обозначение	Источник сигнала
1	Угол атаки на левом дисплее (ADC 241)	AOA_1	Угол атаки самолета от выбранной ADS на левом PFD

2	Угол атаки на правом дисплее (ADC 241)	AOA_2	Угол атаки самолета от выбранной ADS на правом PFD
3	Скорректированный угол атаки ADC 1	AOA.1	Угол атаки самолета на выходе из ADC 1 после корректировки по закону коррекции $\alpha_u = f(M, \alpha_m)$
4	Скорректированный угол атаки ADC 2	AOA.2	Угол атаки самолета на выходе из ADC 2 после корректировки по закону коррекции $\alpha_u = f(M, \alpha_m)$
5	Скорректированный угол атаки ADC 3	AOA.3	Угол атаки на выходе из ADC 3 после корректировки по закону коррекции $\alpha_u = f(M, \alpha_m)$
6	Индицируемый угол атаки левый, ADC 1	AOA.1.1	Угол отклонения флюгарки ДУА 23-Т341 поступающий на вход в ADC 1
7	Индицируемый угол атаки правый, ADC 1	AOA.2.1	Угол отклонения флюгарки ДУА 23-Т341 поступающий на вход в ADC 1
8	Индицируемый угол атаки левый, ADC 2	AOA.1.2	Угол отклонения флюгарки ДУА 24-Т341 поступающий на вход в ADC 2
9	Индицируемый угол атаки правый, ADC 2	AOA.2.2	Угол отклонения флюгарки ДУА 24-Т341 поступающий на вход в ADC 2
10	Индицируемый угол атаки левый, ADC 3	AOA.1.3	Угол отклонения флюгарки ДУА 25-Т341 поступающий на вход в ADC 3
11	Индицируемый угол атаки правый, ADC 3	AOA.2.3	Угол отклонения флюгарки ДУА 26-Т341 поступающий на вход в ADC 3

1.18.14. Событие с ВС RRJ-95LR-100 RA-89029

В период с 20.03.2024 по 06.05.2024 ВС RRJ-95LR-100 RA-89029 ООО Авиапредприятие «Газпром авиа» проходило техническое обслуживание в ЦТОиР.

В ходе технического обслуживания, в том числе, менялись датчики углов атаки, расположенные на позициях 23-Т341 и 24-Т341 (Рис. 36). Установка датчиков на ВС осуществлялась 04.05.2024 авиационным техником-2.

06.05.2024, после завершения технического обслуживания экипажем ООО Авиапредприятие «Газпром авиа», выполнялся перегон ВС.

В процессе разбега на скорости 60 kt зарегистрировано скачкообразное изменение значений угла атаки от ADC 1 до величины 7.2° (Рис. 88)²⁰. Значения двух других углов атаки (от ADC 2 и ADC 3) и угла тангажа были около 0° .

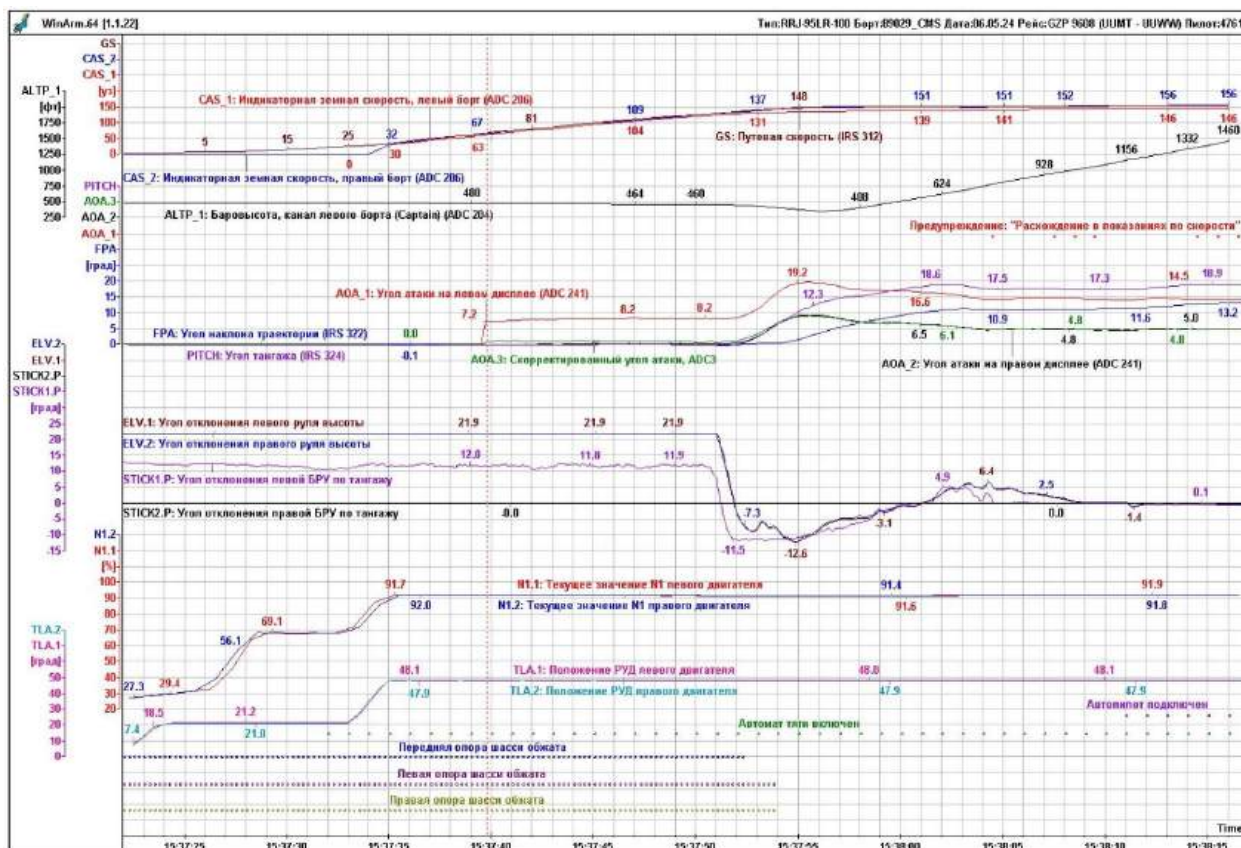


Рис. 88. Параметры взлета ВС RRJ-95LR-100 RA-89029 06.05.2024

После отрыва самолета от ВПП неоднократно регистрировалась разовая команда «ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: «РАСХОЖДЕНИЕ В ПОКАЗАНИЯХ ПО СКОРОСТИ» с выдачей на EWD CAS сообщений «NAV ADS 1 FAULT», «NAV BARO REF DISAGREE», «NAV ALT DISAGREE».

В дальнейшем экипаж произвел переключение источника воздушных сигналов для левого PFD на ADC 3 и благополучно завершил полет.

После полета экипаж внес в бортовой журнал замечания: «NAV ADS 1 FAULT», «NAV BARO REF DISAGREE», «NAV ALT DISAGREE».

²⁰ На рисунке представлены данные эксплуатационного регистратора, который фиксирует параметры от всех трех подсистем системы воздушных сигналов.

Согласно записи в разделе 3.1 Выполненные работы Карты на дополнительные работы № GPA-WS-24M-283:

«1. Выполнен контроль состояния систем самолета с помощью БСТО согласно РЭ RRJ-A-45-45-00-01A01-343A-A, обнаружен код отказа ID (54 Invalid Program) в состоянии INACTIVE, отказ следует считать перемежающимся.

2. Выполнены работы согласно РУН RRJ-A-34-11-00-16A01-420A-A.

3. Замечаний нет».

Работы завершены в 15:00 07.05.2024.

По информации эксплуатанта – ООО Авиапредприятие «Газпром авиа» после перезагрузки бортовых систем самолета отказ не проявился, работы с датчиком углов атаки не производились.

После проведенных работ согласно РУН RRJ-A-34-11-00-16A01-420A-A следующий полет самолета RRJ-95LR-100 RA-89029 был выполнен 15.05.2024. В этом и последующих полетах отказы ADS не зафиксированы, показания углов атаки от трех ADC были одинаковы.

Анализ динамики изменений показаний углов атаки самолета RRJ-95LR-100 RA-89029 в полете 06.05.2024 свидетельствует об устойчивых недостоверных, системных по всей траектории полета показаниях углов атаки от ADC 1.

Комиссия рассмотрела версию некорректных показаний значений ДУА ADC 1 из-за попадания влаги в разъем датчика при выполнении демонтажно-монтажных работ в ЦТОиР, и последующего восстановления корректной работы системы в результате высыхания влаги в разъеме ДУА при нахождении самолета на аэродроме Москва (Внуково).

Оценка влияния влаги на показания углов атаки

На территории Авиационно-технического комплекса ПАО «Яковлев» (г. Жуковский) на ВС RRJ-95B заводской № 95026 был проведен наземный эксперимент с целью оценки влияния влаги на показания углов атаки при ее попадании в разъем ДУА. По результатам эксперимента установлено, что попадание влаги в разъем ДУА на работоспособность ДУА не влияет, и не приводит к изменению показаний углов атаки.

Анализ показаний углов атаки по данным IFDMU

Для анализа были использованы 11 параметров показаний углов атаки (см. раздел 1.18.13 настоящего отчета). В процессе разбега на скорости около 60 kt зарегистрировано скачкообразное изменение значения скорректированного (истинного) угла атаки от ADC 1 до величины $\alpha_{i1} = 7.2^\circ$. Зарегистрированные углы атаки с двух разрешающих устройств. ДУА 23-Т341 (согласно п. 6, 7 перечня регистрируемых IFDMU углов атаки –

Индицируемый) составляли $\approx 9.4^\circ$, $\approx 10.1^\circ$ (Рис. 89). При этом угол тангажа $\vartheta = 0^\circ$, угол наклона траектории $\theta = 0^\circ$ и скорректированный угол атаки от ADC 2 – $\alpha_{i2} = 0^\circ$, индицируемые (датчик 24-Т341) – $\approx -5.8^\circ$, $\approx -5.8^\circ$.

С ростом скорости значения углов атаки стабилизировались на отметках $\alpha_{i1} = 8.2 \dots 8.3^\circ$ ($\alpha_{m1} = 12.2 \dots 12.3^\circ$), $\alpha_{i2} = 0.1 \dots 0.2^\circ$ ($\alpha_{m2} = -4.8 \dots -4.6^\circ$). Следует отметить, что для обоих ADC разница между местным и истинным углами атаки соответствовала закону коррекции. Учитывая, что при разбеге самолета справедливо кинематическое соотношение $\vartheta - \theta = \alpha_i$, истинный угол атаки от ADC 1 имел постоянную ошибку $\Delta \alpha_{i1} = 8.2 \dots 8.3^\circ$. Так как $\alpha_{i1} = f(\alpha_{m1})$, местный угол атаки левый имел постоянную ошибку $\Delta \alpha_{m1} = \alpha_{m1} - \alpha_{m2} \approx +17^\circ$.

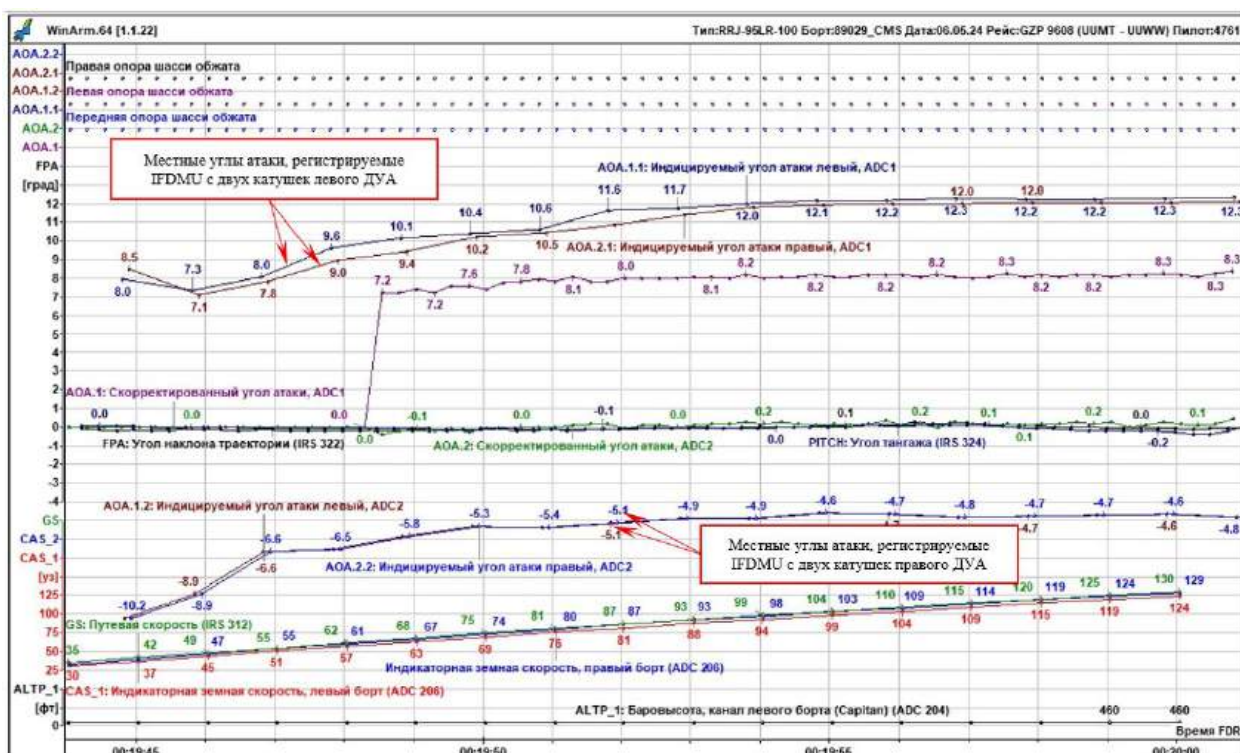


Рис. 89. Параметрическая информация на этапе разбега ВС RRJ-95LR-100 RA-89029 06.05.2024

Для дальнейшего анализа были выбраны несколько участков горизонтального прямолинейного полета при отсутствии скольжения ($n_z = 0$ ед.), когда условия обтекания левой и правой флюгарки были практически одинаковыми и соблюдалось кинематическое соотношение $\vartheta - \theta = \alpha_i$.

В результате анализа установлено, что местный угол атаки от датчика 23-Т341 (левой флюгарки) и, как следствие, истинный угол атаки от ADC 1 регистрировались с постоянной ошибкой $\Delta \alpha_{i1} \approx +8.5^\circ$, $\Delta \alpha_{m1} \approx +17^\circ$ (Рис. 90).



Анализ последующих полетов показал, что местный угол атаки от датчика 23-Т341 (левой флюгарки) и, как следствие, истинный угол атаки от ADC 1 регистрировались корректно (Рис. 91Рис. 92).



Для выяснения причин искажения угла атаки от ADC 1 в полете 06.05.2024 в Комиссию по расследованию АП 16.08.2024 была представлена фотография левого ДУА, установленного на самолет RRJ-95LR-100 RA-89029 (Рис. 94).

По представленной фотографии была проведена графическая оценка угла установки ДУА. По результатам оценки установлено, что положение оси ДУА соответствует конструкторской документации (КД), угол между осью ДУА и положительным направлением оси ОХ связанной системы координат ВС (СГФ) составляет 81.3° (Рис. 92). Погрешность графической оценки не превышает $\pm 0.5^\circ$.

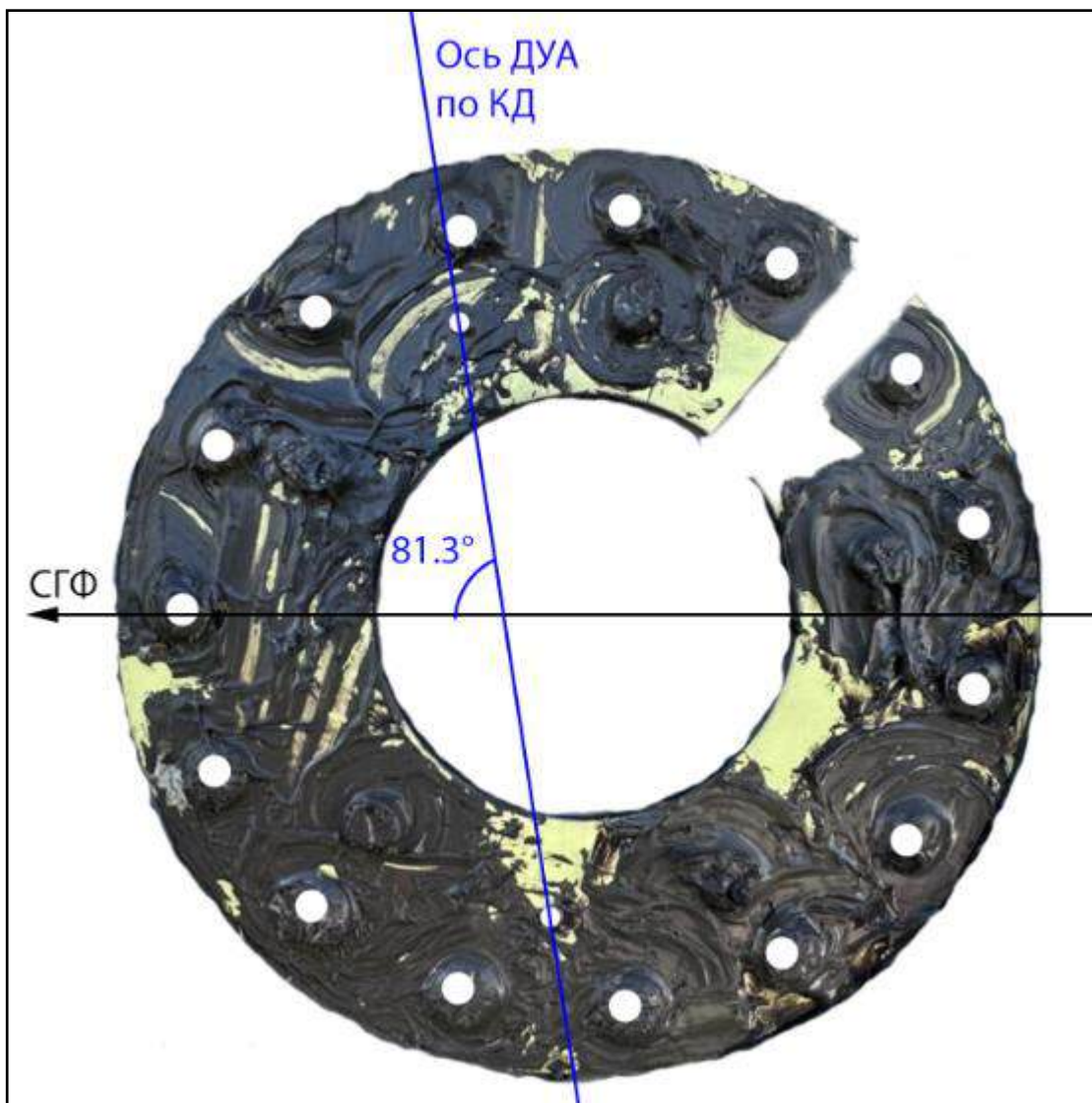


Рис. 92. Графическая оценка угла установки левого ДУА самолета RRJ-95LR-100 RA-89029

В результате графического моделирования переворота накладки внутренней стороной наружу (путем ее поворота по продольной оси на 180°) установлено, что при таком перевороте установить накладку с сохранением требуемого угла установки ДУА невозможно из-за несовпадения отверстий крепления накладки к фюзеляжу с отверстиями

на самом фюзеляже (Рис. 93). При этом ее возможно установить двумя различными способами:

1. Поворотом оси ДУА на $\approx 17^\circ$ по часовой стрелке (увеличение $\Delta\alpha_{M1} \approx +17^\circ$).
2. Поворотом оси ДУА на $\approx 7^\circ$ против часовой стрелки (уменьшение $\Delta\alpha_{M1} \approx -7^\circ$).

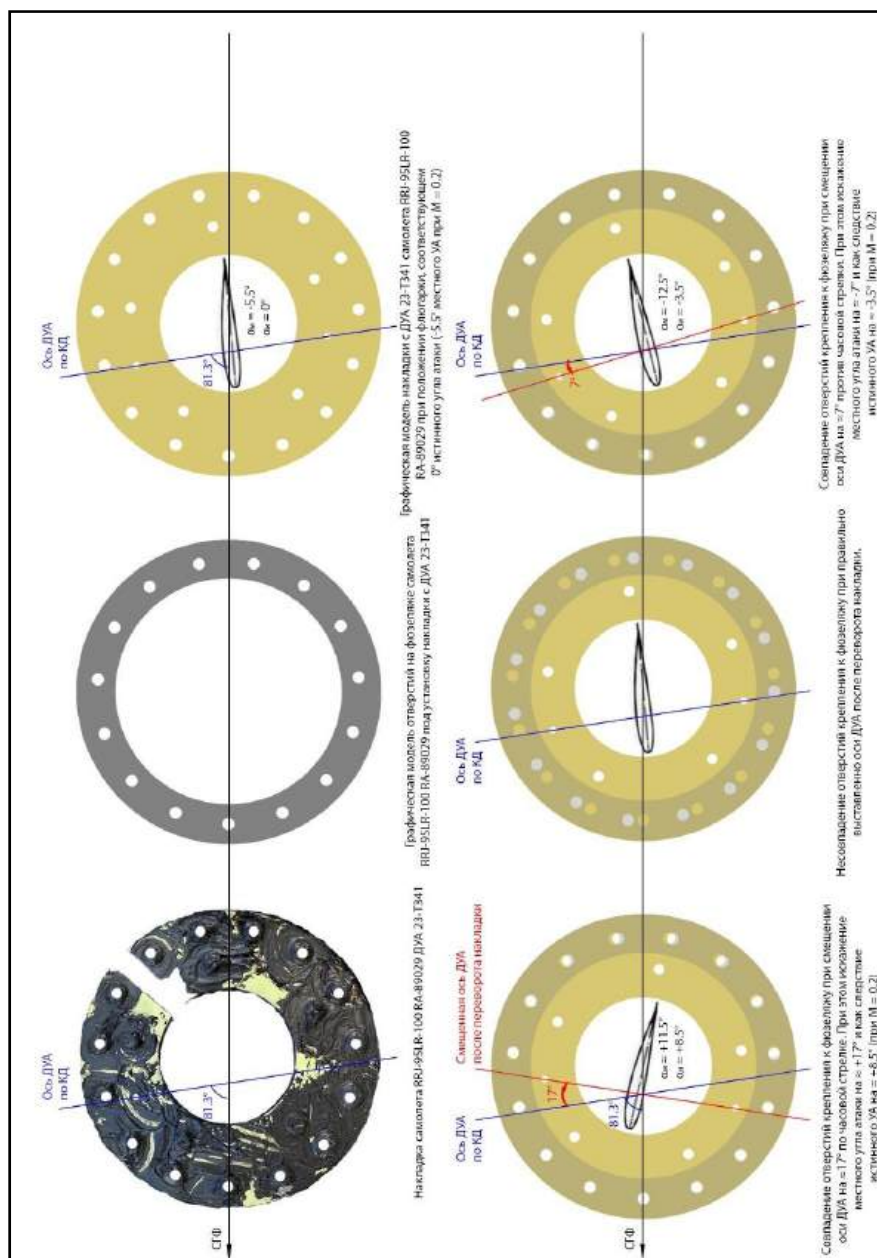


Рис. 93. Графическое моделирование монтажа накладки с ДУА (23-T341) после ее переворота внутренней стороной наружу на самолете RRJ-95LR-100 RA-89029

Согласно информации, полученной от всех авиакомпаний, эксплуатирующих самолеты RRJ-95, за весь период эксплуатации случаев устойчивых недостоверных, системных по всей траектории полета показаний ДУА в полетах не зафиксировано, за исключением полетов 06.05.2024 и 12.07.2024 при выполнении перелетов ВС после их технического обслуживания с заменой ДУА.

Графическое моделирование переворота накладки внутренней стороной наружу (путем ее поворота по продольной оси на 180°) приводит к повороту ДУА на $\approx 17^\circ$, что коррелируется с зарегистрированными IFDMU в полете 06.05.2024 местными углами атаки $\Delta\alpha_{и1} \approx +17^\circ$ от датчика 23-Т341 (левой флюгарки) и истинными углами атаки от ADC 1 с постоянной ошибкой $\Delta\alpha_{и1} \approx +8.5^\circ$.

Другие варианты наличия устойчивых недостоверных, системных по всей траектории полета показаний ДУА в полетах практического обоснования не имеют.

Характер нанесения герметика на накладку также может свидетельствовать о нанесении герметика на левую и правую накладку разными специалистами (по разным методикам) (Рис. 94). При этом, согласно представленным документам по выполненному ТО в ЦТОиР, а также объяснениям должностных лиц, монтаж двух ДУА на ВС RRJ-95LR-100 RA-89029 осуществлялся одним специалистом.

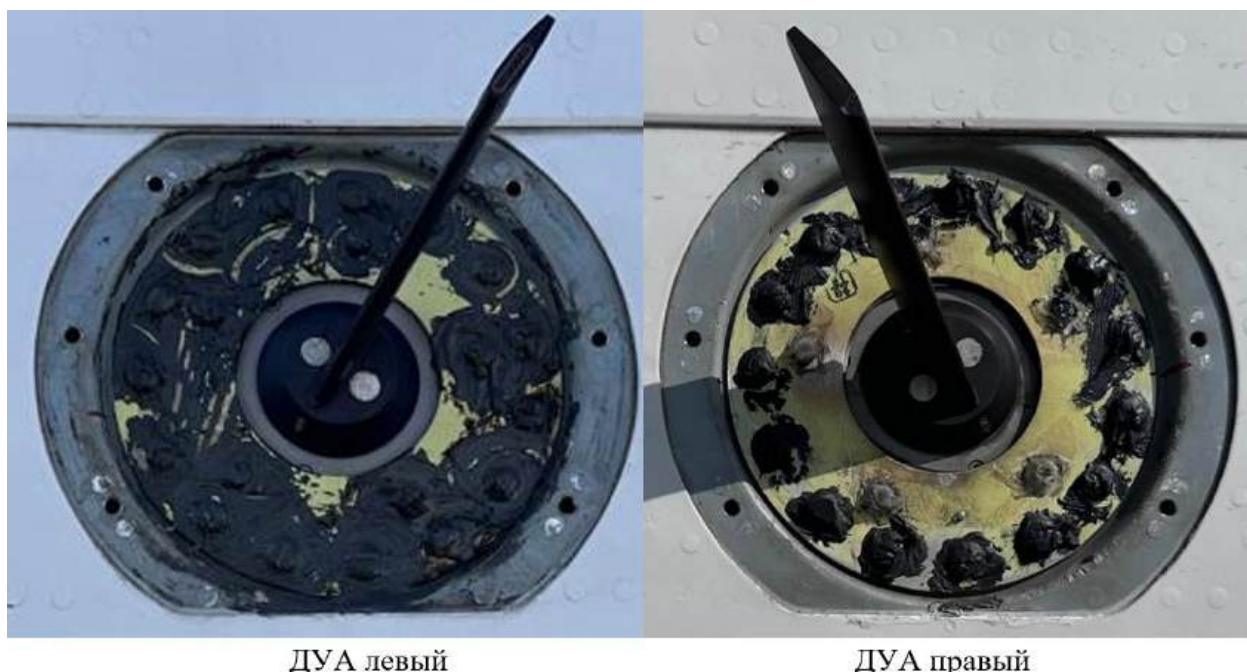


Рис. 94. Фотографии левого и правого ДУА самолета RRJ-95LR-100 RA-89029

1.18.15. **Авиационные инциденты, произошедшие в период эксплуатации самолета RRJ-95LR-100 RA-89049**

По данным Автоматизированной системы обеспечения безопасности полетов в гражданской авиации Российской Федерации за период эксплуатации воздушного судна RRJ-95LR-100 RA-89049 учтено и расследовано пять авиационных инцидентов:

- 10.04.2016 – невключение реверсивных устройств двигателей;
- 20.04.2018 – столкновение ВС с птицей, приведшее к повреждению передней звукопоглощающей панели правого двигателя (СУ №2);
- 29.09.2020 – невключение реверсивного устройства правого двигателя на пробеге;

03.02.2022 – нештатное срабатывание наземной системы предупреждения столкновений.

10.08.2022 – отказ системы кондиционирования.

Указанные инциденты не оказывали влияния на работу систем ВС, которые рассмотрены в настоящем отчете.

1.18.16. Неисправности, выявленные в процессе эксплуатации самолета RRJ-95LR-100 RA-89049

За время эксплуатации самолета RRJ-95LR-100 RA-89049 в ООО «Газпром авиа» с 2015 года было зафиксировано 267 отказов и неисправностей, в том числе:

- по замечаниям летных экипажей – 60;
- выявленным при ТО – 207.

На момент расследования события на ВС отсутствовали открытые дефекты по перечню минимального состава оборудования – «MEL/ПСМО».

В системе управления ВС отказы (неисправности) в основном были связаны с работоспособностью приводов исполнительных механизмов, которые устранялись в процессе эксплуатации ВС (Таблица 6).

Указанные неисправности не оказывали влияния на работу систем ВС, которые рассмотрены в настоящем отчете.

Таблица 6

№п/п	Дата	Отказы (неисправности)
1.	10.12.2015	Отказ электроблока (вычислитель контроллера) управления привода закрылков
2.	30.07.2016	Отказ электроблока управления привода стабилизатором
3.	06.08.2016	Отказ электроблока управления привода закрылков
4.	15.08.2016	Отказ электроблока управления привода закрылков
5.	30.12.2016	Отказ гидропривода руля высоты
6.	15.04.2017	Отказ одного из датчиков правого блока сдвоенных датчиков рассогласования закрылков
7.	25.02.2018	Отказ электроблока управления привода закрылков и предкрылков
8.	18.04.2020	Отказ электроблока управления привода закрылков
9.	20.04.2020	Неисправность системы коммутации в «кабинете авионики»
10.	30.04.2020	Неисправность блока управления и контроля (ACE 1) привода правого внешнего интерцептора

11.	30.01.2021	Неисправность блока управления и контроля (ACE 1) привода левого внешнего руля высоты
12.	07.12.2021	Неисправность блока управления и контроля (ACE 1) левого внешнего привода руля высоты
13.	18.08.2022	Отказ электроблока управления приводом стабилизатора
14.	17.07.2023	Отказ электроблока управления привода элеронов
15.	16.03.2024	Отказ электроблока управления привода закрылков

1.18.17. Сведения о ДУА, установленных ЦТОиР на ВС RRJ-95LR-100 RA-89049

При выполнении дополнительных работ по ТО самолета RRJ-95LR-100 RA-89049 на отсеке фюзеляжа Ф-2ВС были установлены два основных ДУА:

- № C16177003325;

- № C16177003128.

Согласно данным паспорта ДУА № C16177003325 изготовлен 11.06.2014 и поставлен фирмой Thales по условиям контракта DDC-RRJ-SCA-TA-005 от 14.05.2005 и признан годным для эксплуатации.

ДУА № C16177003325 был установлен на ВС RA-89048 12.11.2014 и 09.10.2017 был демонтирован в исправном состоянии.

09.10.2017 ДУА был установлен на ВС RA-89030 и 19.07.2023 был демонтирован в исправном состоянии.

19.07.2023 ДУА был установлен на ВС RA-89018 и 08.07.2024 был демонтирован в исправном состоянии.

08.07.2024 ДУА был установлен на ВС RA-89049.

Основываясь на информации из паспорта на изделие, ДУА P/N C16177BB S/N C16177003325 не имел ремонтов с начала эксплуатации.

Сведения о движении изделия (ДУА) в эксплуатации:

Дата установки/снятия	ВС	Наработка СНЭ, ч/циклов	Причина снятия
12.11.2014 09.10.2017 (снят)	89048	2267 ч/1145 ц	Перестановка
09.10.2017 19.07.2023 (снят)	89030	7466 ч/3316 ц	Перестановка
19.07.2023 08.07.2024 (снят)	89018	8604 ч/3822 ц	Перестановка
08.07.2024	89049		

Согласно данным паспорта ДУА № C16177003128 изготовлен 16.11.2012 и поставлен фирмой Thales по условиям контракта DDC-RRJ-SCA-TA-005 от 14.05.2005 и признан годным для эксплуатации.

ДУА № C16177003128 был установлен на ВС RA-89020 28.12.2013 и 22.06.2020 был демонтирован по причине отказа с наработкой с начала эксплуатации 4906 ч и 2109 циклов. После 22.06.2020 ДУА был направлен на ремонт в организацию THALES AVS FRANCE SAS. После выполнения ремонта был выписан сертификат EASA Form 1 № V711759-5-00 и представлен отчет № 3710591 о выполненном ремонте в связи с перегревом ДУА, перечень выполненных работ и внедрение SB C16177B-34-002 Rev 00.

30.08.2021 ДУА был установлен на ВС RA-89019 и 28.12.2022 был демонтирован в исправном состоянии.

29.12.2022 ДУА был установлен в состав ВС RA-89018 и 08.07.2024 был демонтирован в исправном состоянии.

09.07.2024 ДУА был установлен на ВС RA-89049.

Сведения о движении изделия (ДУА) в эксплуатации:

Дата установки/снятия	ВС	Наработка СНЭ, ч/циклов	Причина снятия
28.12.2013 22.06.2020 (снят)	RA-89020	4906 ч/2109 ц	Отказ
30.08.2021 28.12.2022 (снят)	RA-89019	5428 ч/2320 ц	Перестановка
29.12.2022 08.07.2024 (снят)	RA-89018	7347 ч/3157 ц	Перестановка
08.07.2024	RA-89049		

1.18.18. Анализ положения ДУА на правом борту самолета RRJ-95LR-100 RA-89049 по видеоматериалам от 12.07.2024

В комиссию были представлены видеоматериалы с самолетом RRJ-95LR-100 RA-89049 перед полетом 12.07.2024, на которых наблюдается положение флюгарки ДУА на правом борту ВС на отсеке фюзеляжа Ф2 (Рис. 95).

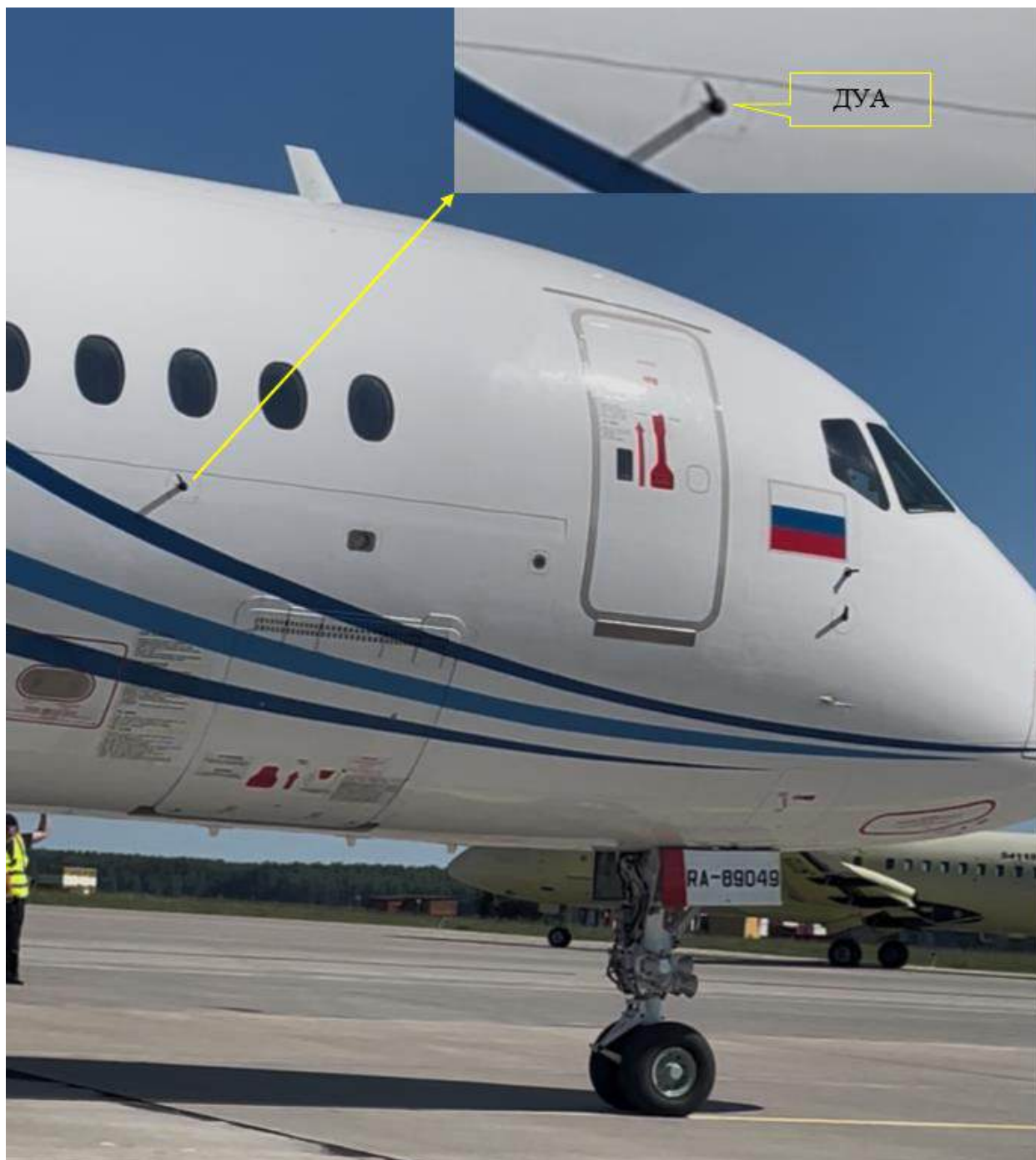


Рис. 95. Вид носовой части ВС RRJ-95LR-100 RA-89049 перед полетом 12.07.2024

В рамках работы комиссии рассмотрена возможность внешнего визуального определения угла установки ДУА и идентификации его возможной неправильной установки. Рассмотрение некорректной установки проведено на примере датчика системы ADS 2, установленного на отсеке фюзеляжа Ф2. Датчики всех систем ADS 1, ADS 2 и ADS 3 идентичны по конструкции и схожи по принципу установки.

При проведении экспериментов с датчиками углов атаки установлено, что в неподвижном состоянии ВС, в основном, флюгарки занимают положение «хвостиком» вверх, при этом отмечались случаи их «замирания» в промежуточном положении.

В результате анализа положения флюгарки датчиков углов атаки по данным FDR установлено, что при движении ВС «по земле», в том числе при буксировке, флюгарки перемещаются в положение, близкое к нейтральному.

Для примера углы отклонения флюгарок ДУА ВС RA-89029 представлены на Рис. 96, как «Индицируемый угол атаки левый (правый), ADC 1 (2)(3).

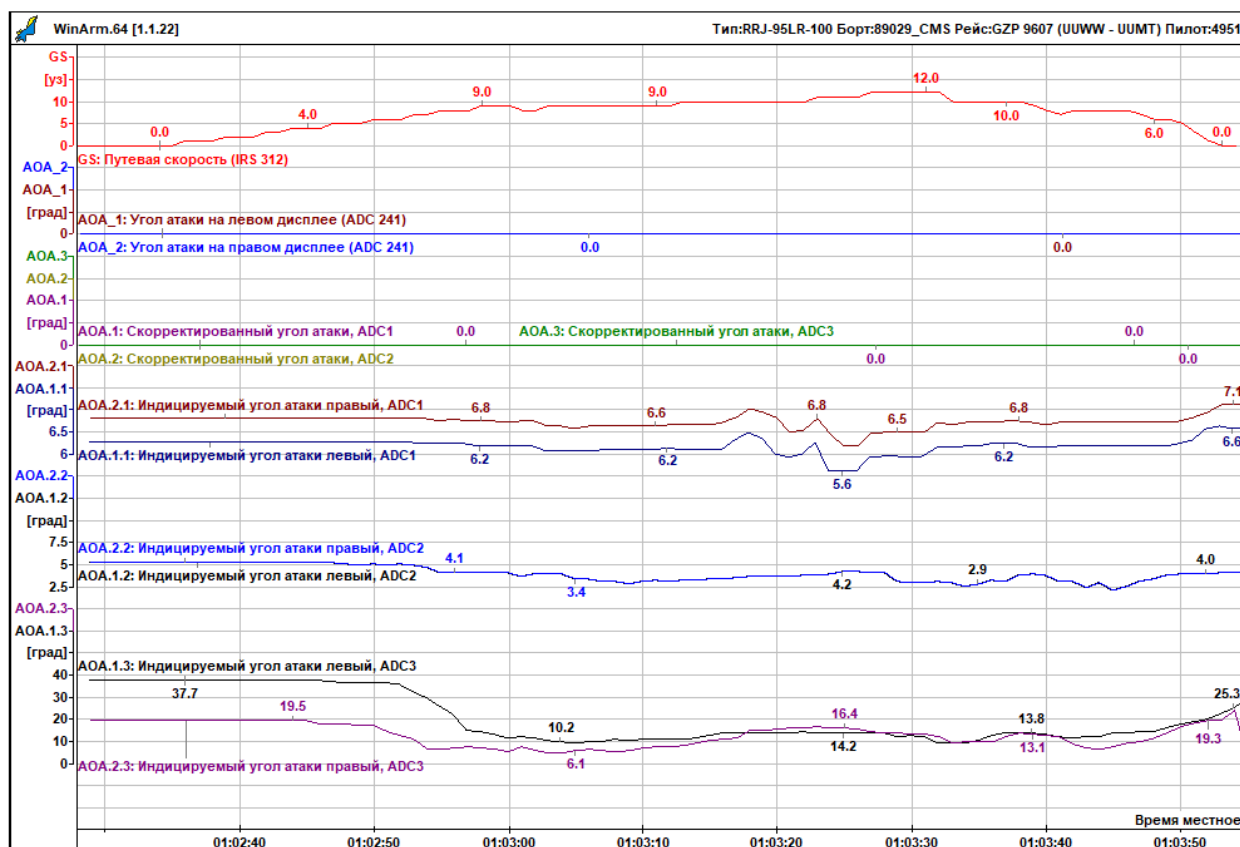


Рис. 96. Положение флюгарок ДУА при рулении ВС RA-89029

В процессе анализа возможности визуальной идентификации неправильной установки на внешнее определение угла установки ДУА по положению флюгарки выявлено значительное влияние следующих факторов:

- в конструкции ДУА не предусмотрено каких-либо фиксированных положений, в том числе – крайних, флюгарка ДУА может произвольно занимать любое положение внутри диапазона измеряемых углов;
- под воздействием внешних возмущающих факторов, таких, как воздействие ветра, колебания самолета при буксировке, рулении или движении по ВПП, флюгарка ДУА также может произвольно занимать любое положение внутри диапазона измеряемых углов;
- даже незначительное изменение относительного положения наблюдателя со смещением угла зрения существенно влияет на восприятие углового положения флюгарки, также оценку осложняет тень от флюгарки на поверхности обшивки фюзеляжа, так как сливается с темным силуэтом самой флюгарки в корневой ее части.

В результате установлено, что с приемлемой точностью при внешнем визуальном наблюдении по положению флюгарки определить угол установки ДУА и идентифицировать его неправильную установку невозможно, особенно в относительно небольшом оцениваемом диапазоне углов неправильной установки.

1.18.19. Анализ углового положения линий штифтов ДУА и меток при смене мест левой и правой накладок

С целью оценки углового положения линий штифтов ДУА и меток при перепутывании левой и правой накладки, при выполнении работ с нарушением требований РЭ, проведено моделирование для четырех самолетов RRJ-95 (зав. № 95026, зав. № 95027, зав. № 95031, зав. № 95032). Сканы накладок представлены разработчиком ВС.

При переносе левой накладки на правый борт самолета RRJ-95B зав. № 95026 после совмещения отверстий крепления накладки – красные метки не совпадут. Черные метки с надписью «НП» совпадут. Угол оси ДУА левой накладки на правом борту будет повернут на 13° в сторону завывшения (Рис. 97).

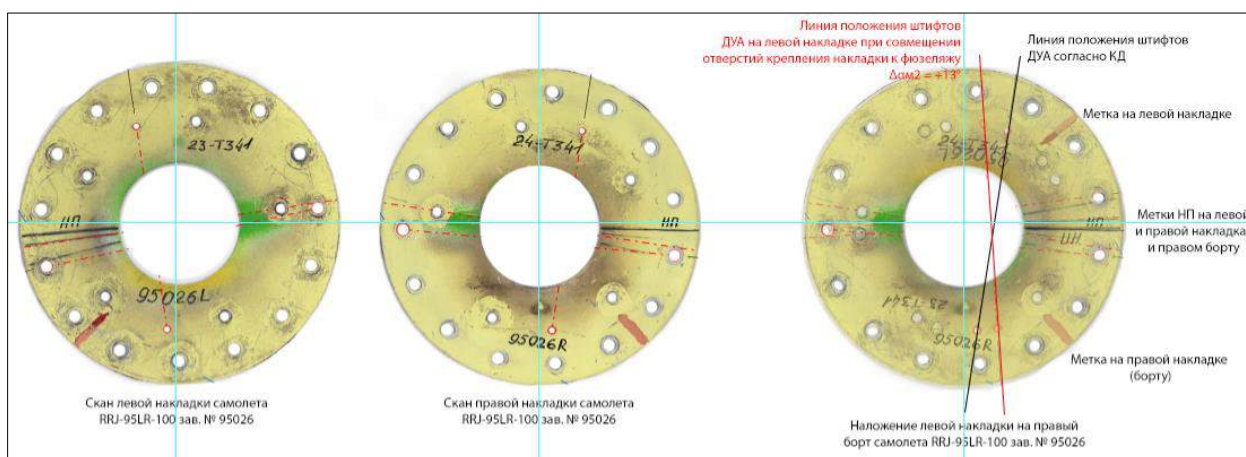


Рис. 97. Наложение левой накладки на правую (правый борт) ВС 95026

При переносе правой накладки на левый борт самолета RRJ-95B зав. № 95026 после совмещения отверстий крепления накладки – красные метки не совпадут. Черные метки с надписью «НП» совпадут. Угол оси ДУА правой накладки на левом борту будет повернут на 12° в сторону завывшения (Рис. 98).

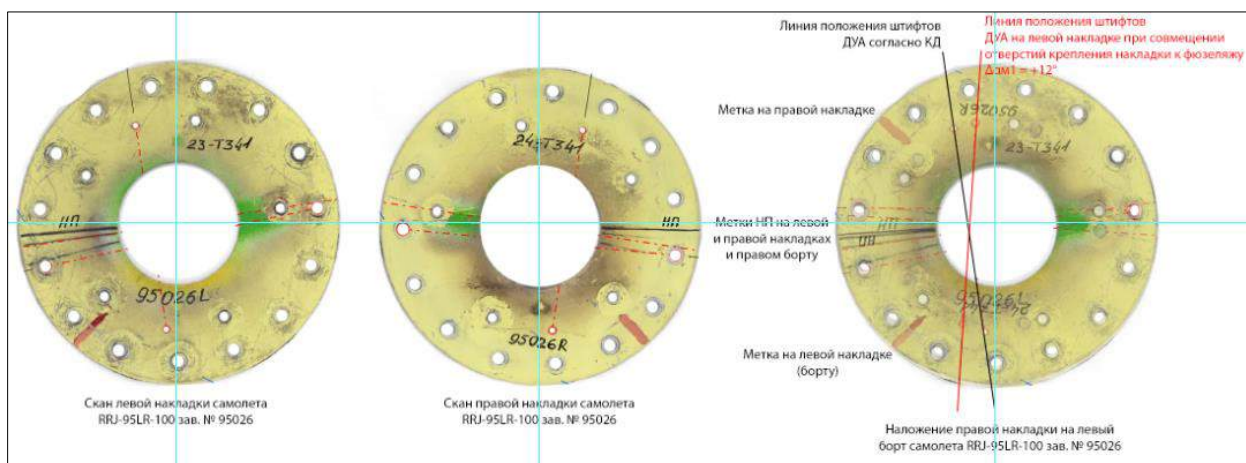


Рис. 98. Наложение правой накладки на левую (левый борт) ВС 95026

Перестановка левой накладки на правый борт, а правой накладки – на левый борт на самолете RRJ-95B зав. № 95026 приведет к завышению местных углов атаки флюгарок от левого ДУА поз. 23-Т341 ($\Delta\alpha m1 = +13^\circ$) и правого ДУА поз. 24-Т341 ($\Delta\alpha m2 = +12^\circ$).

При переносе левой накладки на правый борт самолета RRJ-95B зав. № 95027 после совмещения отверстий крепления накладки – красные метки не совпадут. Черные метки с надписью «НП» совпадут. Угол оси ДУА левой накладки на правом борту будет повернут на 11° в сторону завышения (Рис. 99).

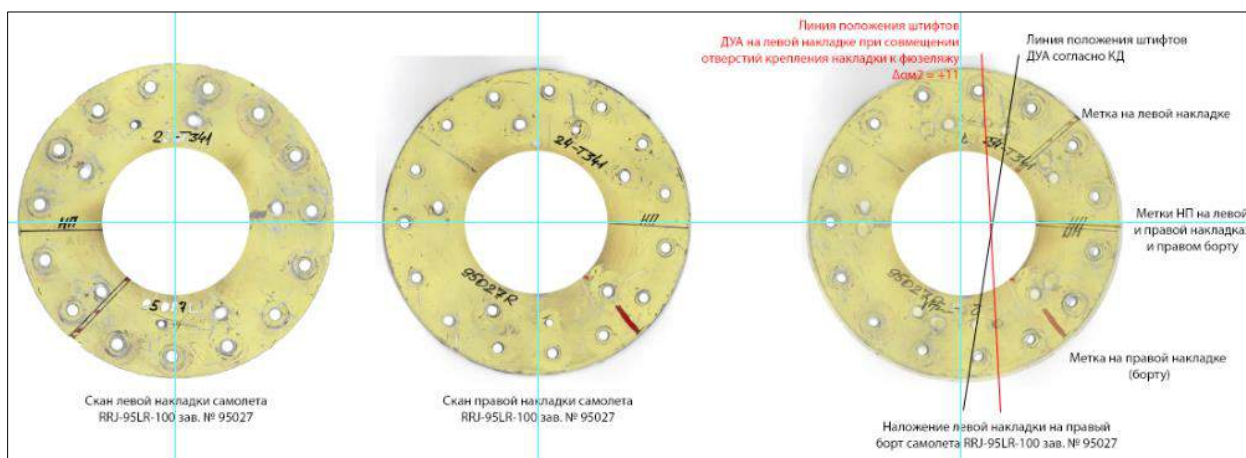


Рис. 99. Наложение левой накладки на правую (правый борт) ВС 95027

При переносе правой накладки на левый борт самолета RRJ-В зав. № 95027 после совмещения отверстий крепления накладки – красные метки не совпадут. Черные метки с надписью «НП» практически совпадут (в пределах $\pm 1^\circ$). Угол оси ДУА правой накладки на левом борту будет повернут на 12° в сторону завышения (Рис. 8).

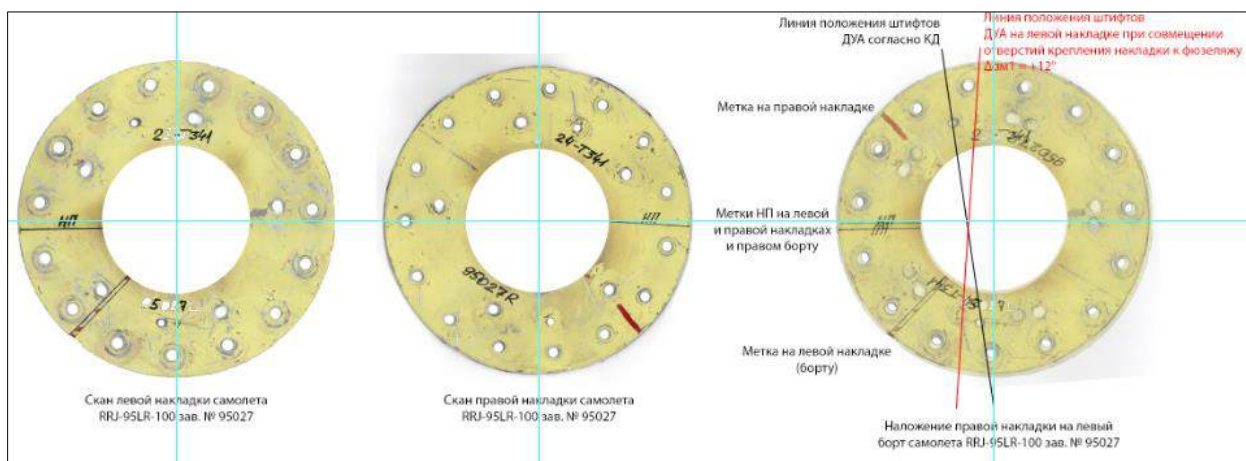


Рис. 100. Наложение правой накладки на левую (левый борт) ВС 95027

Перестановка левой накладки на правый борт, а правой накладки на левый борт на самолете RRJ-95B зав. № 95026 приведет к завышению местных углов атаки флюгарок от левого ДУА поз. 23-Т341 ($\Delta\alpha_{м1} = +11^\circ$) и правого ДУА поз. 24-Т341 ($\Delta\alpha_{м2} = +12^\circ$). При переносе левой накладки на правый борт самолета RRJ-95B зав. № 95031 после совмещения отверстий крепления накладки – метки находятся близко (в пределах $\pm 7^\circ$), но не совпадают. Угол оси ДУА левой накладки на правом борту будет повернут на 9° в сторону завышения (Рис. 101).

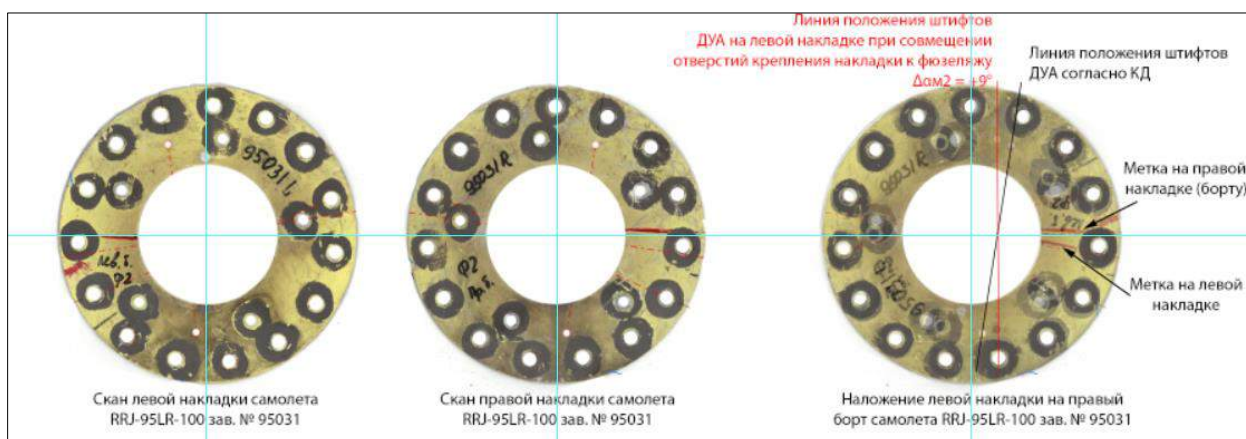


Рис. 101. Наложение левой накладки на правую (правый борт) ВС 95031

При переносе правой накладки на левый борт самолета RRJ-95LR-100 зав. № 95031 после совмещения отверстий крепления накладки – метки находятся близко ($\pm 5^\circ$), но не совпадают. Угол оси ДУА правой накладки на левом борту будет повернут на 8° в сторону завышения (Рис. 102).

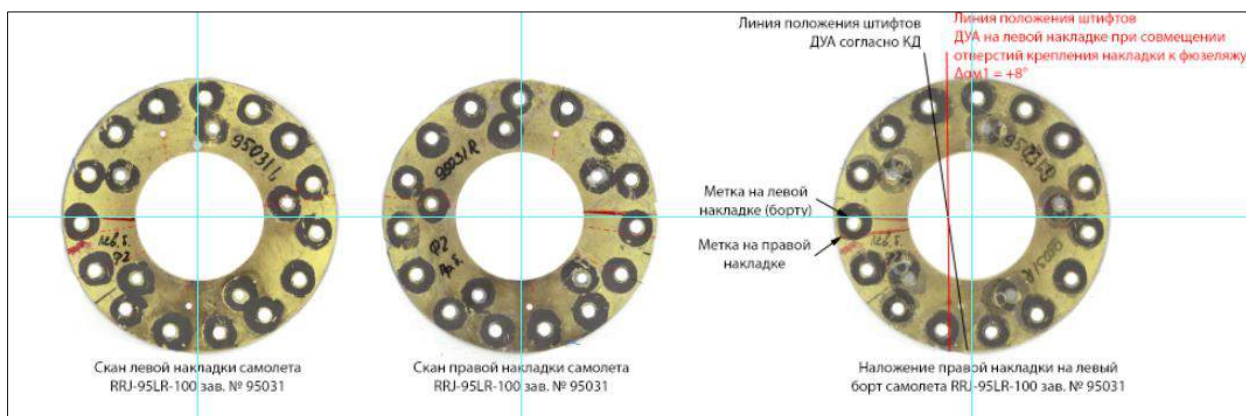


Рис. 102. Наложение правой накладки на левую (левый борт) ВС 95031

Перестановка левой накладки на правый борт, а правой накладки на левый борт на самолете RRJ-95LR-100 зав. № 95031 приведет к завышению местных углов атаки флюгарок от левого ДУА поз. 23-Т341 ($\Delta\alpha_{m1} = +8^\circ$) и правого ДУА поз. 24-Т341 ($\Delta\alpha_{m2} = +9^\circ$).

При переносе левой накладки на правый борт самолета RRJ-95LR-100 зав. № 95032 после совмещения отверстий крепления накладки – метки не совпадают. Угол оси ДУА левой накладки на правом борту будет повернут на 4° в сторону завышения (Рис. 103).

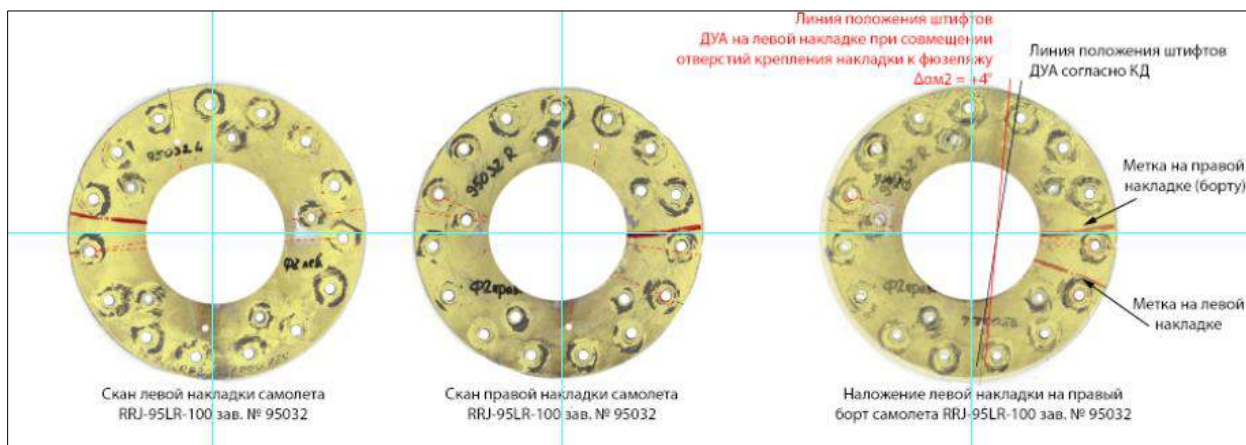


Рис. 103. Наложение левой накладки на правую (правый борт) ВС 95032

Однако есть возможность совместить метки и отверстия на фюзеляже так, что угол оси ДУА будет повернут на $+26^\circ$ (Рис. 104).



Рис. 104. Наложение левой накладки на правую (правый борт) ВС 95032 с совпадением меток

При переносе правой накладки на левый борт самолета RRJ-95LR-100 зав. № 95032 после совмещения отверстий крепления накладки – метки не совпадают. Угол оси ДУА правой накладки на левом борту будет повернут на 3° в сторону завышения (Рис. 13).

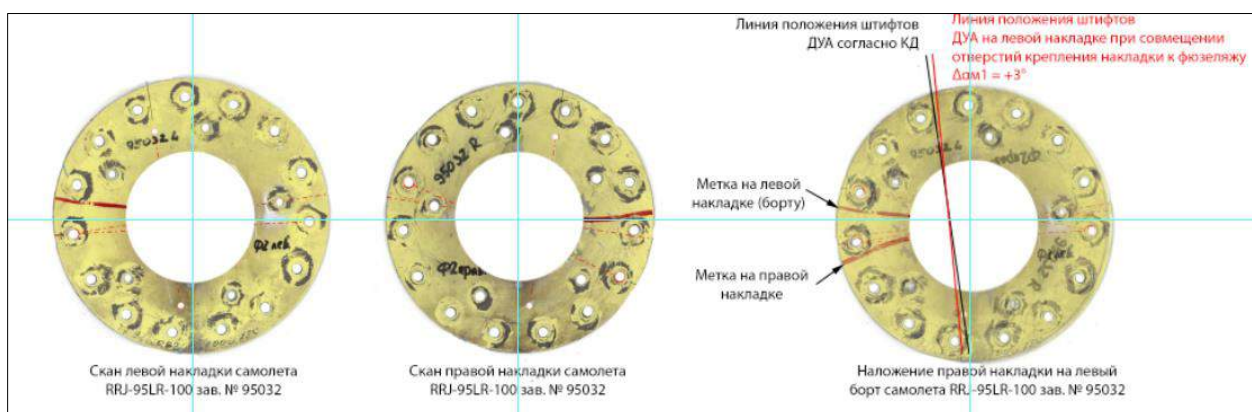


Рис. 105. Наложение правой накладки на левую (левый борт) ВС 95032

Однако есть возможность совместить метки и отверстия на фюзеляже так, что угол оси ДУА будет повернут на $+27^\circ$ (Рис. 106).

Перестановка левой накладки на правый борт, а правой накладки – на левый борт на самолете RRJ-95LR-100 зав. № 95032 приведет к завышению местных углов атаки флюгарок от левого ДУА поз. 23-Т341 ($\Delta\alpha_1 = +3^\circ$) и правого ДУА поз. 24-Т341 ($\Delta\alpha_2 = +4^\circ$).

Перестановка левой накладки на правый борт, а правой накладки – на левый борт на самолете RRJ-95LR-100 зав. № 95032 с совмещением меток возможна, такая перестановка приведет к завышению местных углов атаки флюгарок от левого ДУА поз. 23-Т341 ($\Delta\alpha_1 = +27^\circ$) и правого ДУА поз. 24-Т341 ($\Delta\alpha_2 = +26^\circ$).

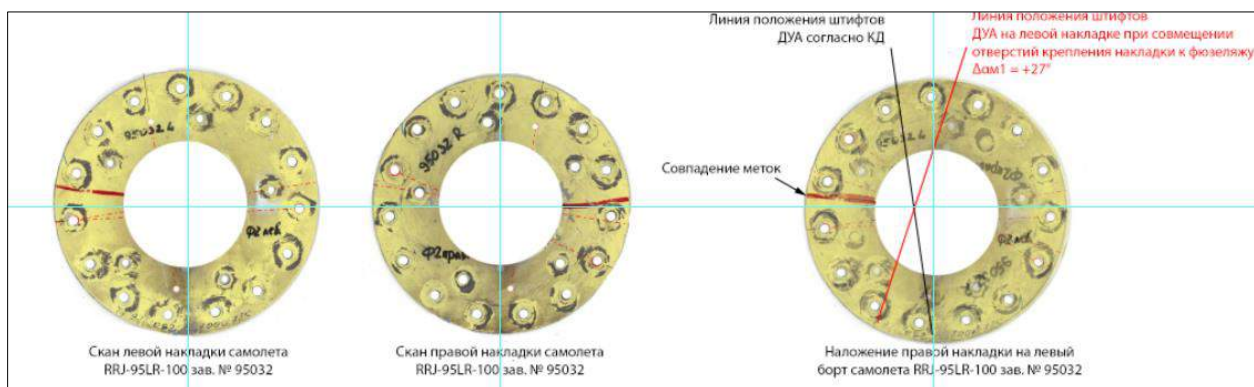


Рис. 106. Наложение правой накладки на левую (левый борт) ВС 95032 с совпадением меток

Выводы:

1. При выполнении работ с нарушением требований РЭ перестановка накладок с левого борта на правый и наоборот (на одном ВС) может привести к изменению угла установки левого и правого ДУА примерно на одинаковую величину.
2. При выполнении работ с нарушением требований РЭ перестановка накладок с левого борта на правый и наоборот с совмещением отверстий крепления и меток – возможна. При этом не исключается поворот ДУА.

1.18.20. Исследование фрагментов накладки ДУА самолета RRJ-95LR-100 RA-89049

Фрагменты накладки ДУА (Т7.92.7052.031.000.73D) самолета RRJ-95LR-100 RA-89049 (в сборе с фрагментом ответной части фюзеляжа ВС) с места авиационного происшествия были направлены в лабораторию МАК для исследования.



а) внешняя сторона

б) внутренняя сторона

Рис. 107. Общий вид фрагмента накладки

При внешнем осмотре фрагментов установлено:

1. С внешней стороны накладки, в районе болтовых соединений нанесен герметик черного цвета (Рис. 107а).
2. На внутренней стороне объекта исследования между накладкой и фюзеляжем находятся фрагменты резинового уплотнителя датчика угла атаки (Рис. 107б).
3. На внешней стороне накладки (Рис. 108) просматривается часть ее чертежного номера.
4. На внешней стороне накладки и на фрагменте фюзеляжа нанесены метки, предположительно красной эмалью, толщиной 2-3 мм, длиной 4 мм на накладке и 3 мм на ответной части фюзеляжа. Метки на накладке и на фюзеляже совпадают (Рис. 109).
5. На внутренней части фрагмента фюзеляжа обнаружено разрушенное отверстие под гермогайку с фрагментом металлизации (Рис. 110).
6. На фрагменте фюзеляжа сохранилось одно отверстие под гермогайку крепления крышки ДУА (Рис. 111).
7. На накладке имеются три отверстия под крепление ДУА, одно отверстие под направляющий штифт ДУА и девять отверстий крепления накладки к фюзеляжу, восемь из которых соединены с фрагментом фюзеляжа болтовым соединением, девятое – разрушено (Рис. 112).
8. На внешней стороне накладки в районе болтовых соединений обнаружены отпечатки с пластическим оттиснением материала (Рис. 113), на внутренней стороне такие отпечатки отсутствуют (Рис. 114), что свидетельствует о том, что накладка не была установлена внутренней стороной наружу.



Рис. 108. Часть чертежного номера накладки

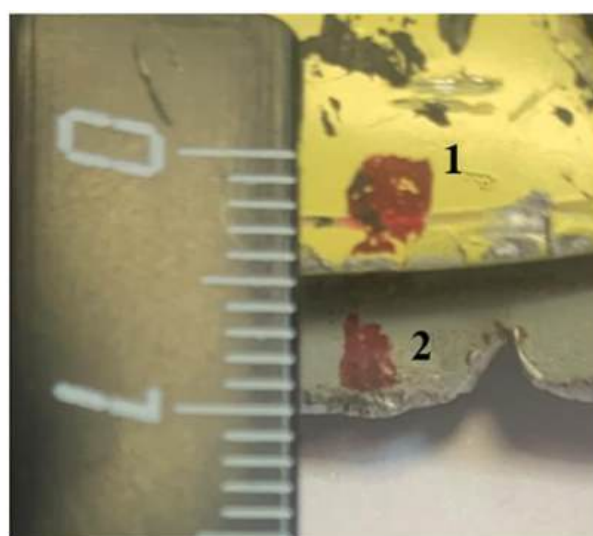
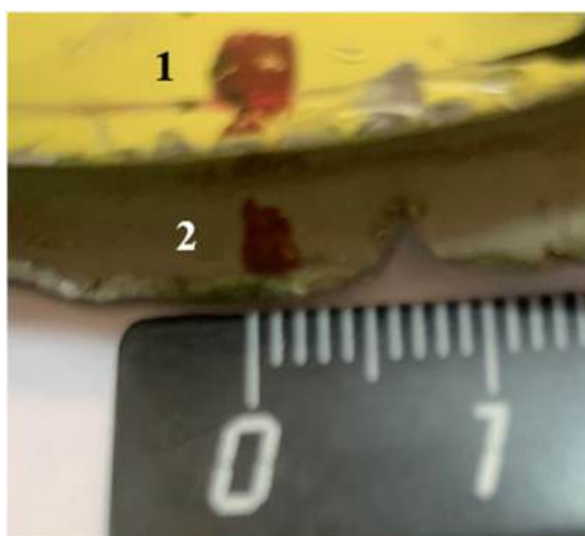


Рис. 109. Метка с внешней стороны накладки (1) и фюзеляжа (2)



Рис. 110. Отверстие под гермогайку с фрагментом металлизации



Рис. 111. Отверстие под гермогайку крепления крышки ДУА



Рис. 112. Общий вид отверстий на исследуемых фрагментах

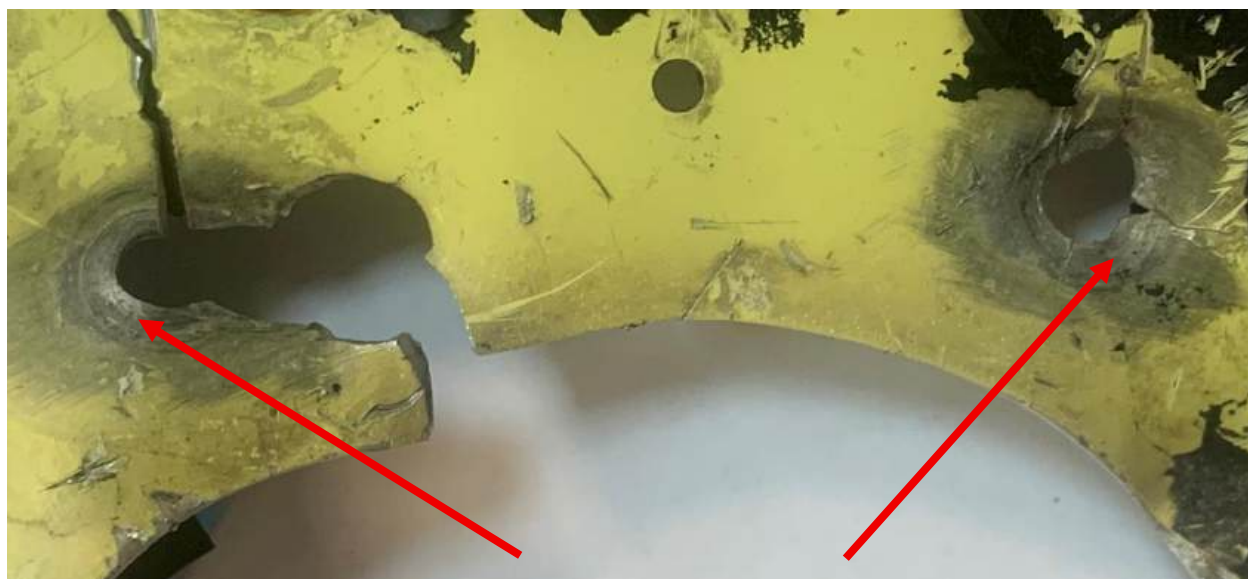


Рис. 113. Отпечатки пластического оттиснения материала на внешней стороне накладки

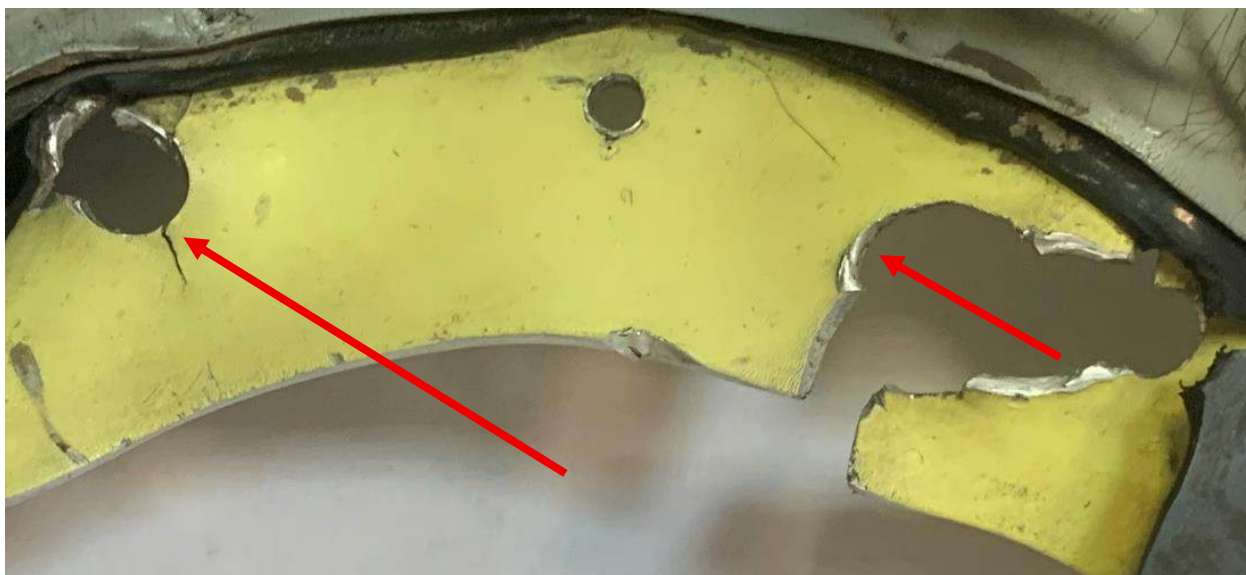


Рис. 114. Отсутствие следов пластического оттиснения материала на внутренней стороне накладки

С целью детального исследования была выполнена «развертка» объекта исследования, с удалением части герметика и двух болтов (Рис. 115).



а) внешняя сторона



б) внутренняя сторона

Рис. 115. Вид фрагмента ВС после «развертки»

После удаления герметика стал полностью читаем чертежный номер Т7.92.7052.031.000.73D накладки и обнаружена печать ОТК «26/12» (Рис. 116)



Рис. 116. Фрагмент накладки с чертежным номером и печатью ОТК

Исследуемый узел самолета RRJ-95LR-100 RA-89049 (зав. №95078) был выполнен согласно конструкторской документации, представленной разработчиком ВС (Рис. 117).

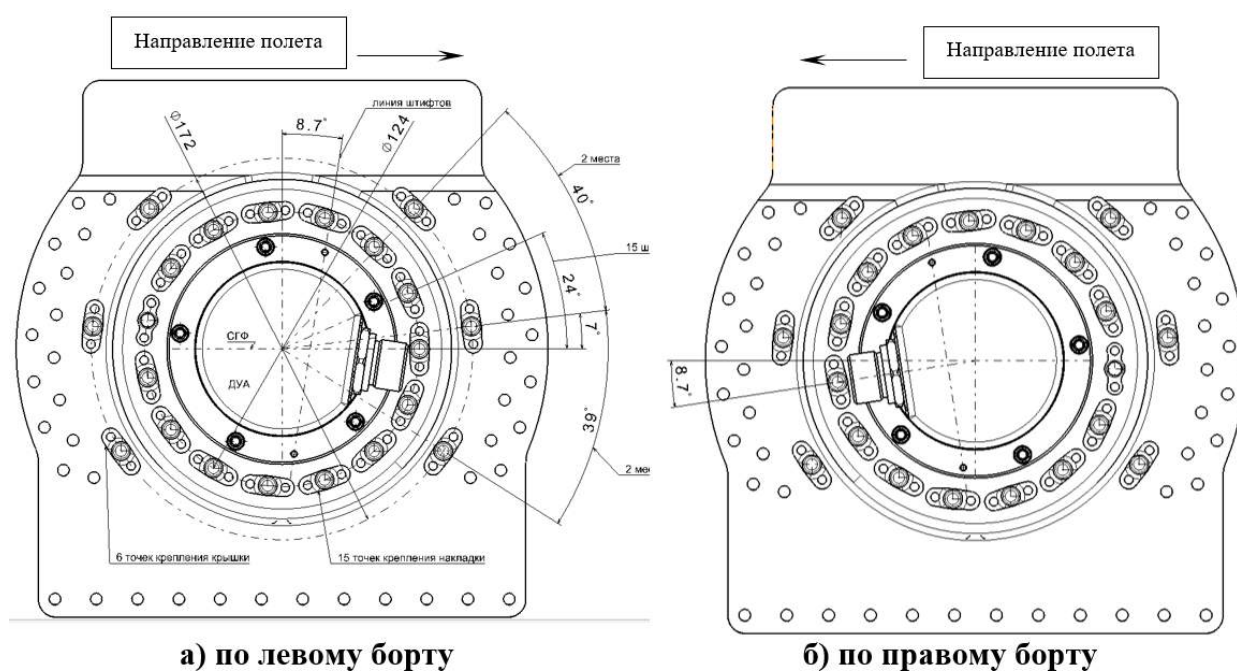


Рис. 117. Эскиз расположения ДУА изнутри самолета RRJ 95LR-100 RA-89049 (зав. № 95078)

С целью определения принадлежности накладки левому или правому борту ВС и правильности её установки на борту ВС RRJ-95LR-100 RA-89049 (зав. № 95078) выполнено наложение «развернутой» накладки (с учетом пластических деформаций) на модель, выполненную согласно конструкторской документации (Рис. 117).

Модель левого борта представлена на Рис. 118. Наложение фрагмента на модель левого борта показано на Рис. 119.

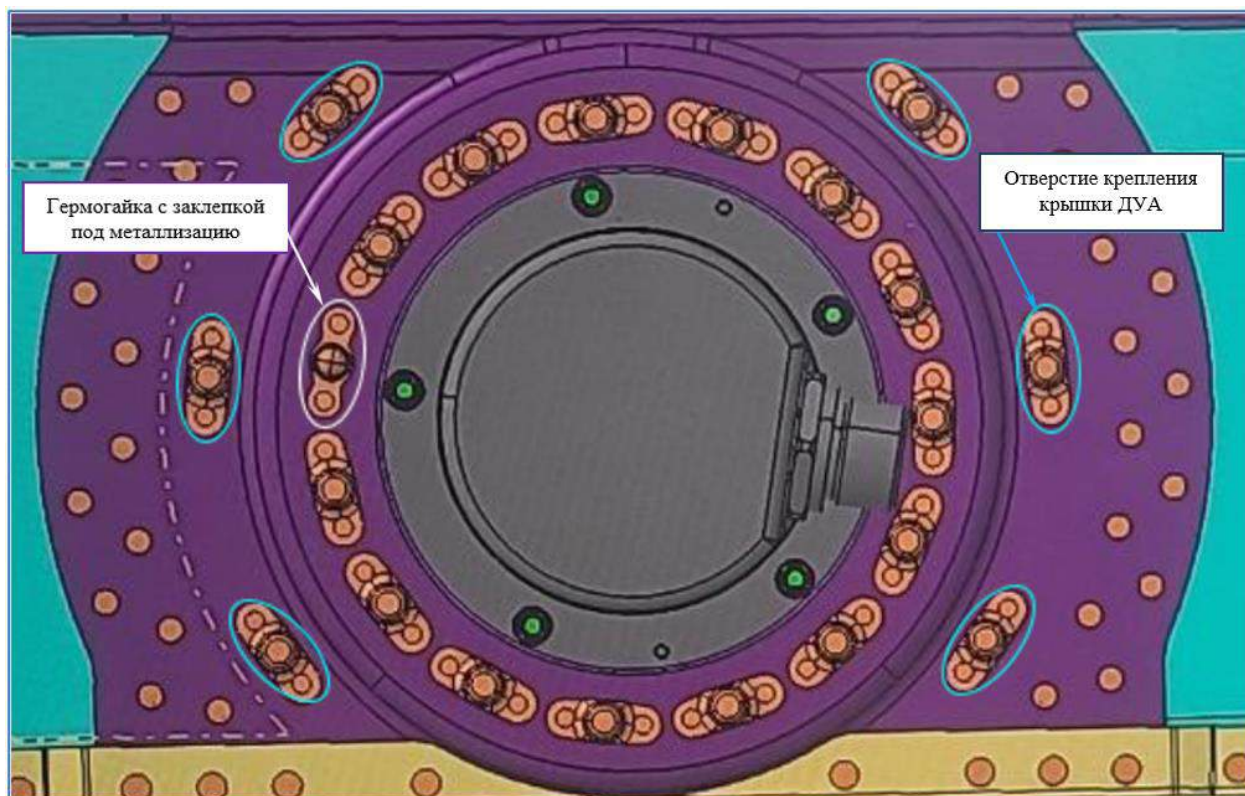


Рис. 118. Графическая модель левого борта ВС (место установки датчика 23-Т341)

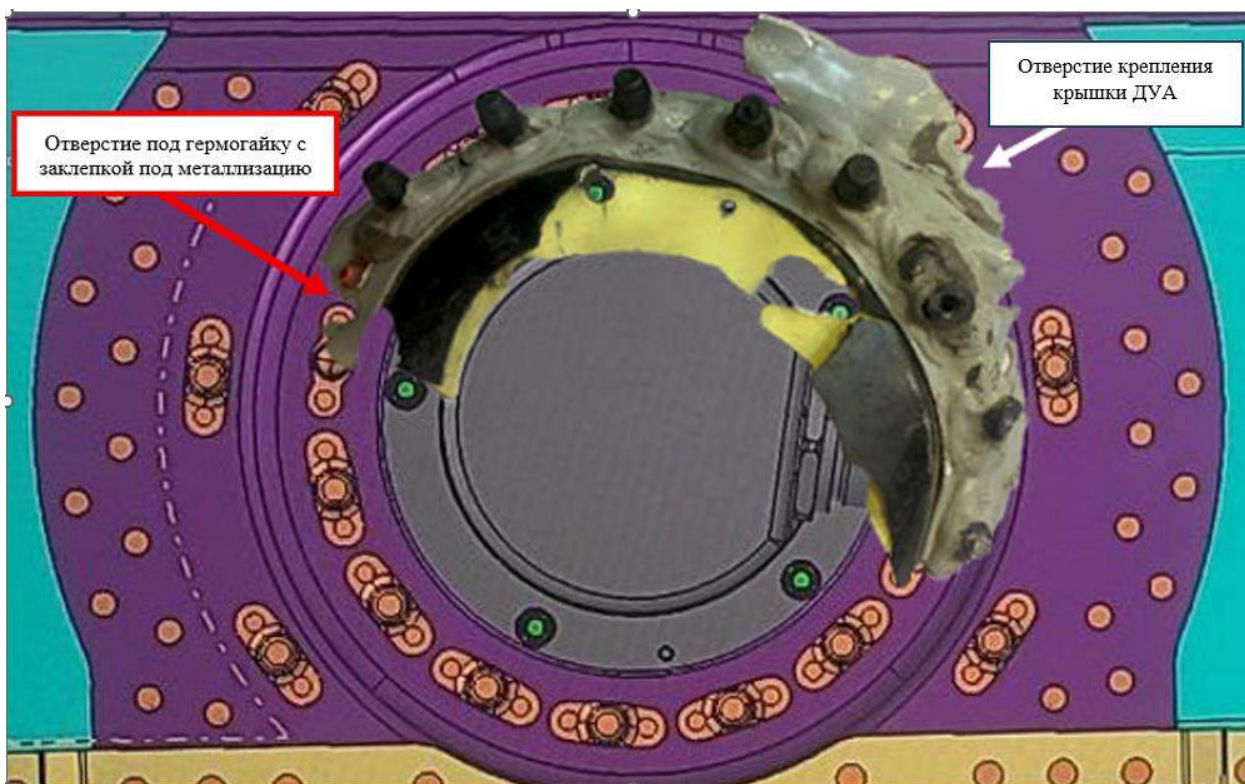


Рис. 119. Наложение «развертки» фрагмента на модель левого борта ВС.

В результате наложения установлено, что при правильно установленной накладке, отверстие крепления крышки ДУА (показано белой стрелкой) не совпадает с моделью. Отверстия совпадут, если довернуть фрагмент на 11° (Рис. 120).

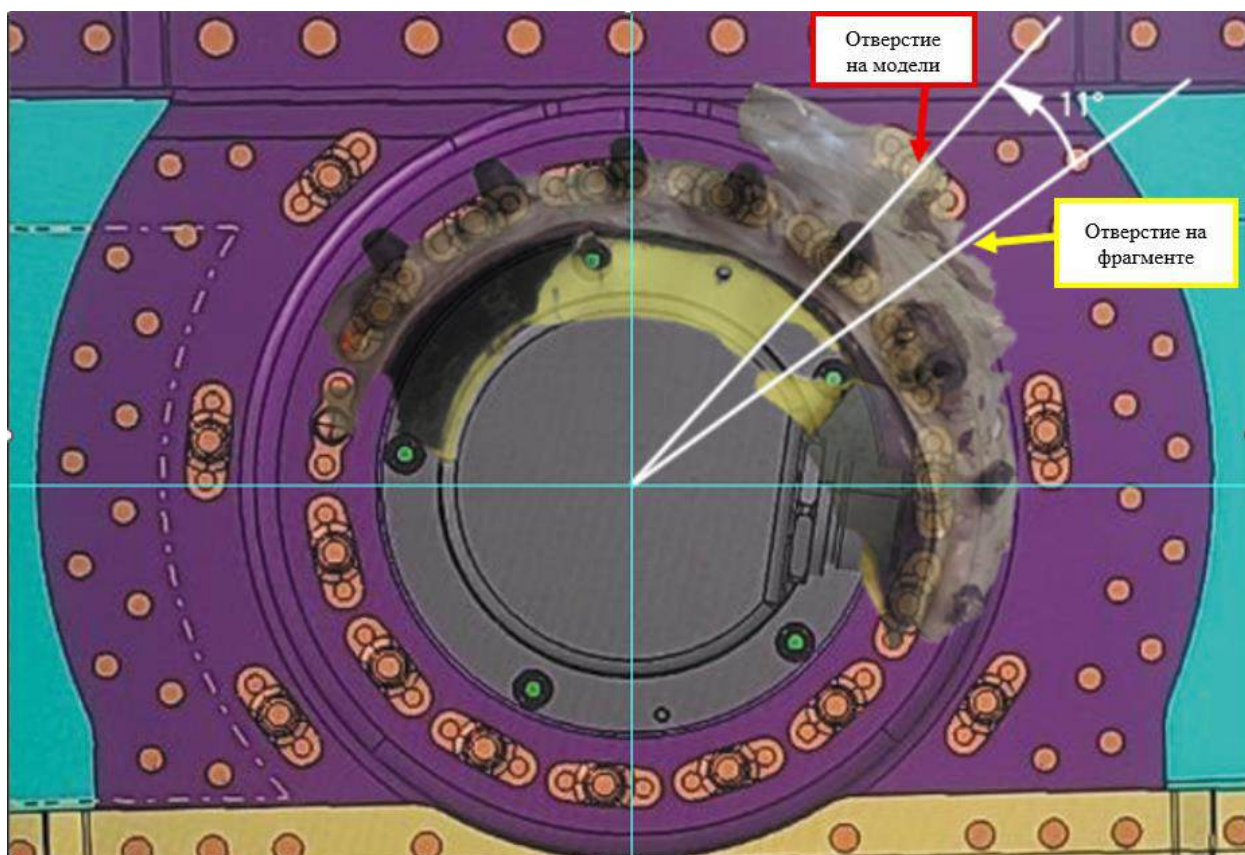


Рис. 120. Разница углов между отверстиями крепления крышки ДУА при правильно выставленной накладке

После такого поворота отверстия под крепление крышки ДУА (желтая стрелка) и под гермогайку с заклепкой под металлизацию (белая стрелка) совпадают с моделью, но возникнет поворот оси ДУА на 11° , который приводит к завышению измеренного местного угла атаки на соответствующую величину (Рис. 121).



Рис. 121. Поворот оси ДУА при совмещении отверстий крепления крышки ДУА и гермогайки с заклепкой под металлизацию

Оценка пластической деформации была выполнена путем замера углов между отверстиями крепления накладки к фюзеляжу (Рис. 122).



Рис. 122. Пластическая деформация исследуемого фрагмента

Учитывая допуски на изготовление и пластическую деформацию исследуемого фрагмента, погрешность в определении угла поворота оси ДУА составляет не более $\pm 4^\circ$.

Таким образом, если исследуемый фрагмент принадлежит левому борту, на нем угол оси ДУА повернут на $7...15^\circ$ по часовой стрелке по положительному направлению оси OZ. При таком изменении угла установки ДУА измеренное значение местного угла атаки в полете будет завышено на $7...15^\circ$, что коррелирует с завышенным значением местного угла атаки ($\Delta\alpha_{м1} = +9^\circ$), рассчитанным по записи FDR и данным, представленным разработчиком ВС.

Модель правого борта представлена на Рис. 123. Наложение фрагмента на модель правого борта показано на Рис. 124.

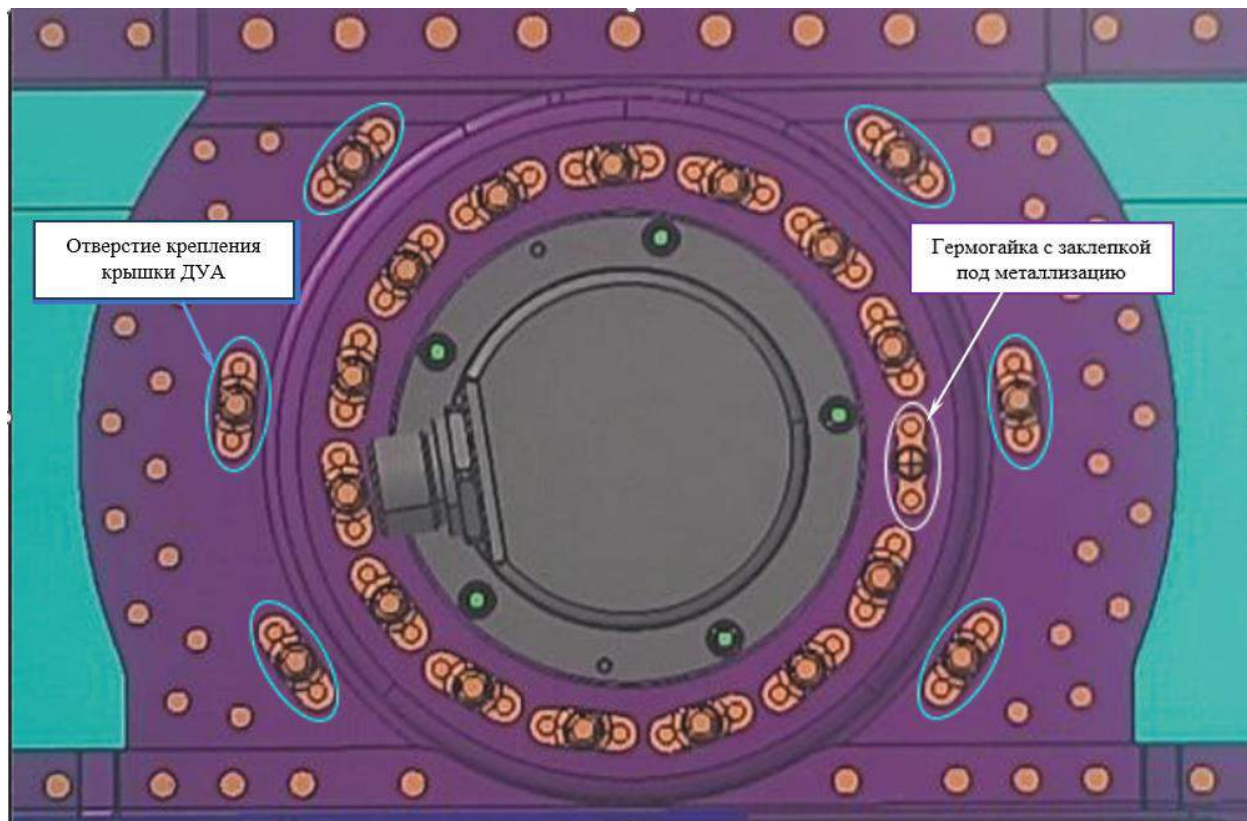


Рис. 123. Графическая модель правого борта ВС (место установки датчика 24-Т341)

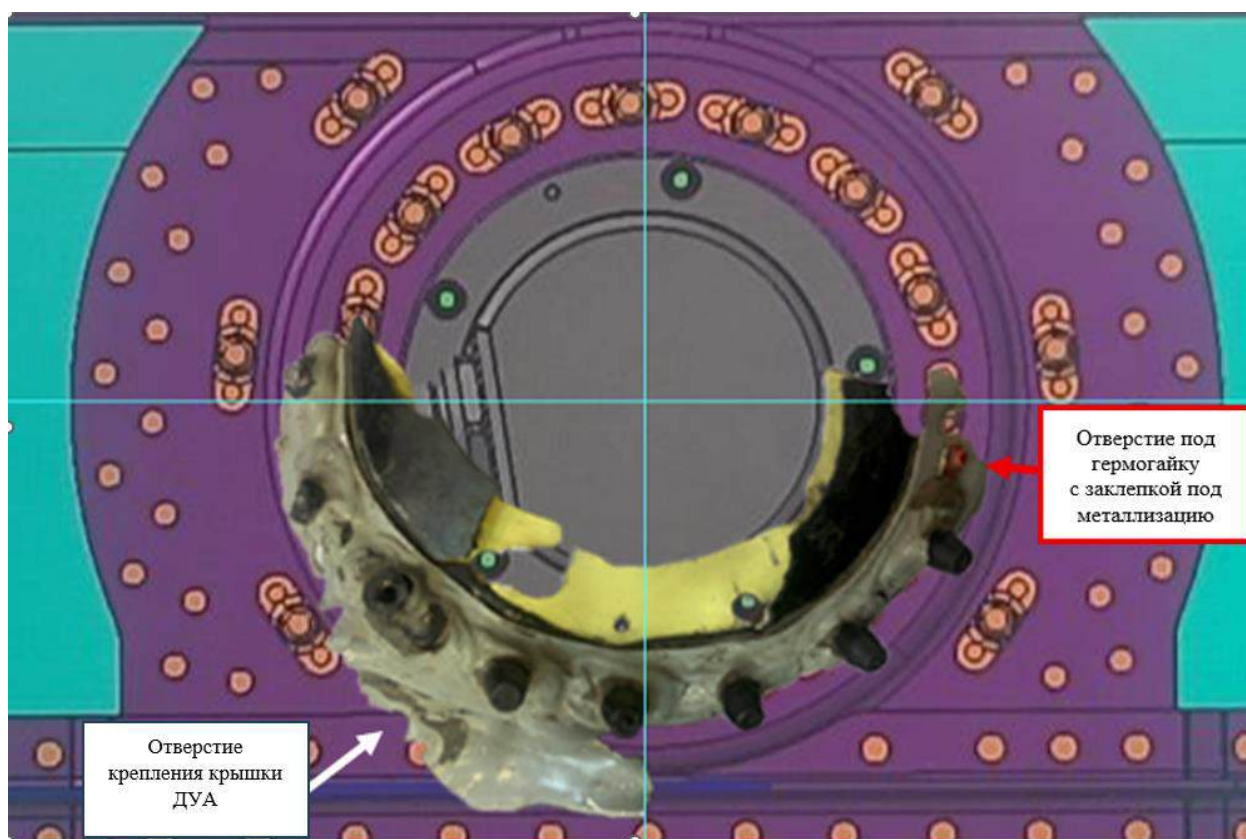


Рис. 124. Наложение «развертки» фрагмента на модель правого борта ВС

В результате наложения установлено, что при правильно установленной накладке, отверстие крепления крышки ДУА (показано белой стрелкой) не совпадает с моделью. Отверстие совпадет если повернуть фрагмент на 20° (Рис. 125).

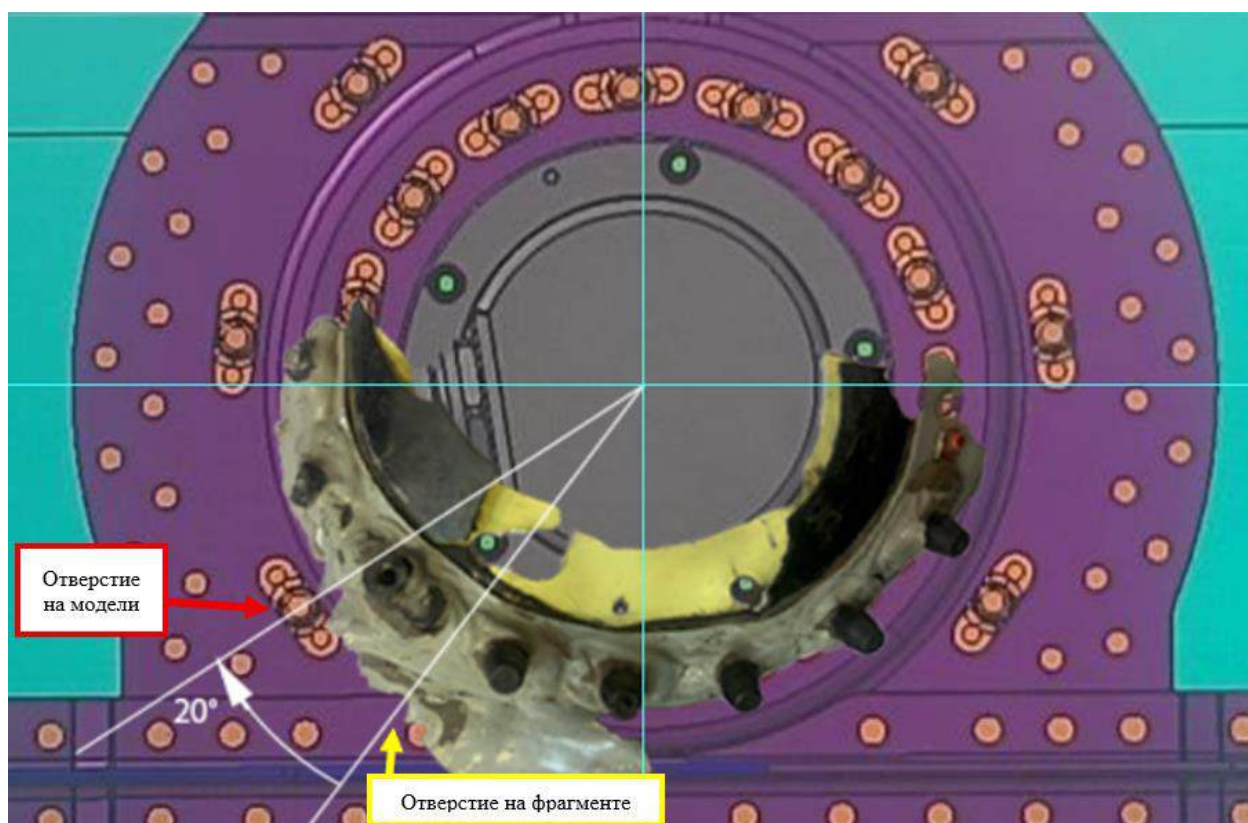


Рис. 125. Разница углов между отверстиями крепления крышки ДУА при правильно выставленной накладке

В результате оценки принадлежности исследуемого фрагмента правому борту, установлено, что в случае совмещения отверстия под крепление крышки ДУА, отверстие под гермогайку с заклепкой под металлизацию не совпадает с месторасположением согласно конструкторской документации (повернуто на 21° , Рис. 126). При этом накладка и, как следствие, – ось ДУА повернута на $16...24^\circ$ (с учетом пластической деформации и допусков на изготовление) по часовой стрелке по положительному направлению оси OZ. При таком изменении угла установки ДУА измеренное значение местного угла атаки в полете будет завышено на $16...24^\circ$, что не коррелирует с завышенным значением местного угла атаки ($\Delta\alpha_{м2} = +12^\circ$), рассчитанным по записи FDR и данным, предоставленным разработчиком ВС.

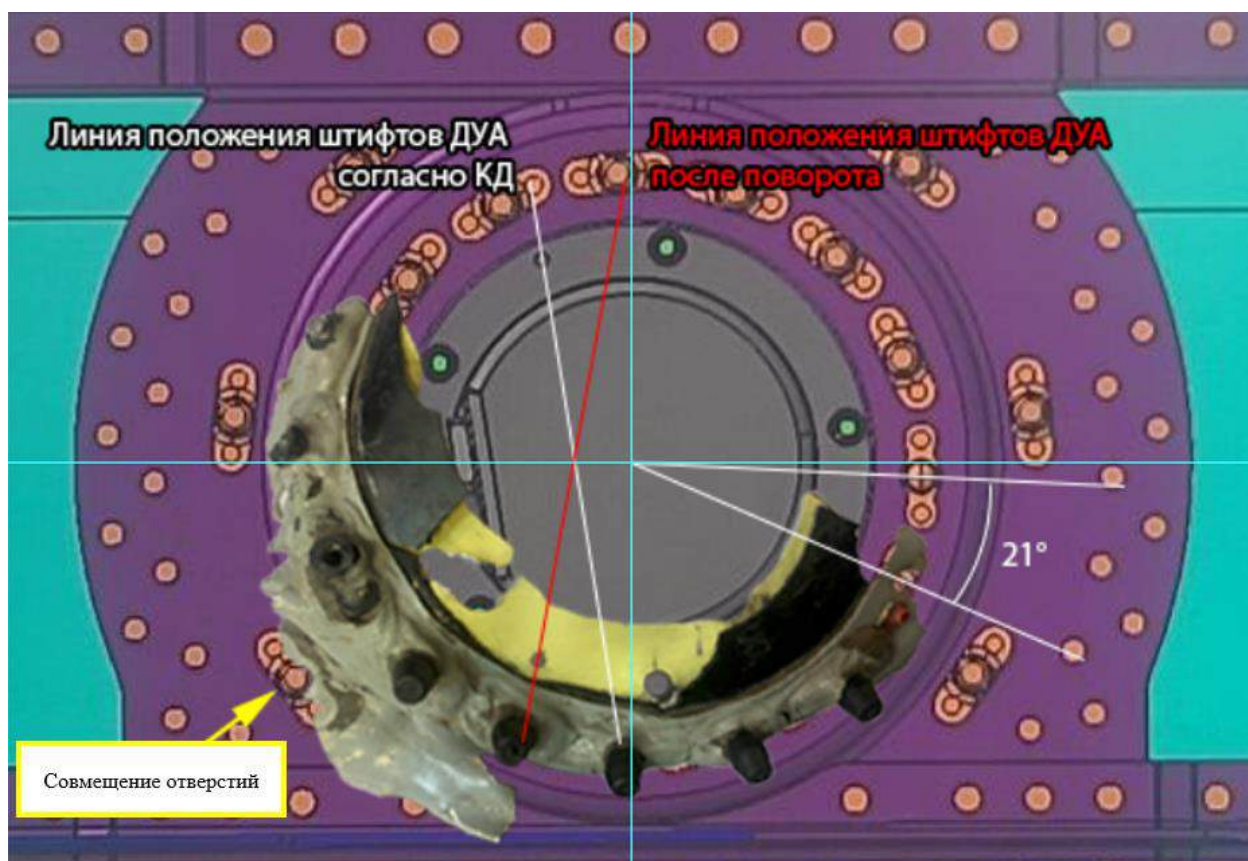


Рис. 126. Поворот оси ДУА и отверстия гермогайки с заклепкой под металлизацию при совмещении отверстий крепления крышки ДУА

В результате графического анализа наложений фрагмента на модели левого и правого бортов установлено, что исследуемый фрагмент ВС располагался по левому борту (место установки ДУА 23-Т341), а ось ДУА 23-Т341 была повернута на $7...15^\circ$ по часовой стрелке по положительному направлению оси OZ, что явилось причиной завышения измеренного значения местного угла атаки ($\Delta\alpha_{м1} = +9^\circ$).

Исходя из предположения, что на левом борту фюзеляжа была ошибочно установлена накладка с правого борта, при этом метки совпадали, было выполнено графическое моделирование отверстий на фюзеляже слева и справа, левой и правой накладок и меток на накладках и на фюзеляже при их установке на ВС (Рис. 127).

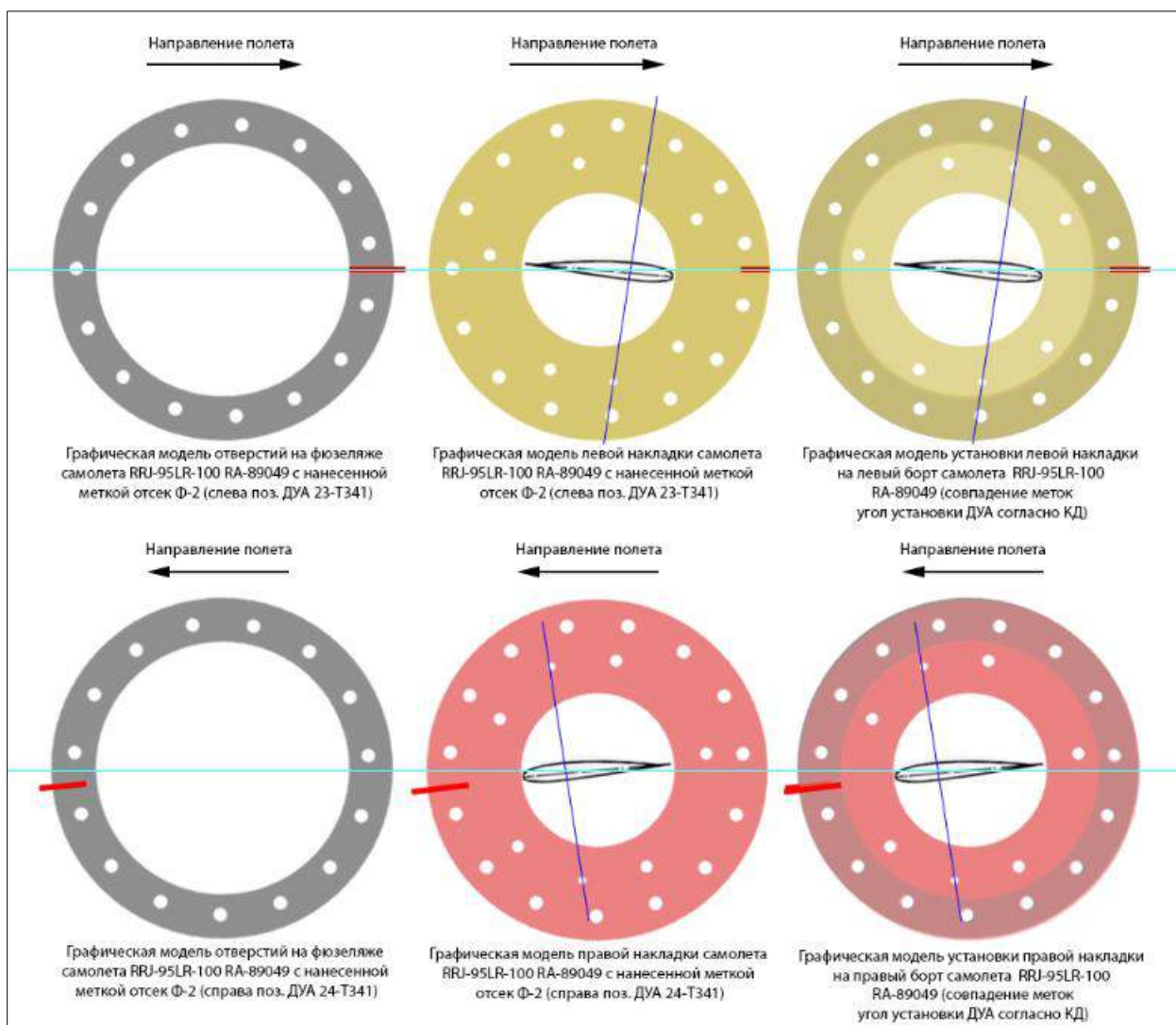


Рис. 127. Графическое моделирование отверстий на фюзеляже слева и справа, левой и правой накладок и меток на накладках и на фюзеляже при их установке на самолет RRJ-95LR-100 RA-89049

При монтаже модели правой накладки на модель левого борта ВС установлено, что при положении линии штифтов ДУА, соответствующем КД, отверстия и метки на накладке и фюзеляже не совпадают. При довороте модели правой накладки на $\approx 10^\circ$ в сторону завышения углов атаки метки и отверстия совпали.

Графическое моделирование установки правой накладки на левый борт самолета RRJ-95LR-100 RA-89049 представлено на Рис. 128.

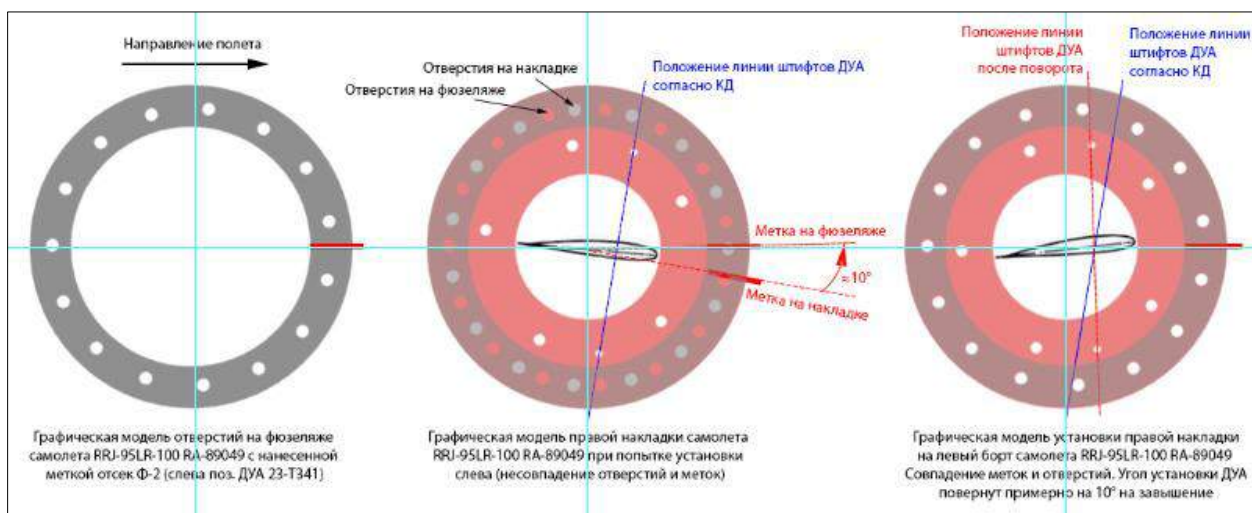


Рис. 128. Результаты графического моделирования установки правой накладки на левый борт самолета RRJ-95LR-100 RA-89049

При монтаже модели левой накладки на модель правого борта ВС (Рис. 129) установлено, что при положении линии штифтов ДУА, соответствующем КД, отверстия и метки на накладке и фюзеляже не совпадают. При довороте модели левой накладки на $\approx 10^\circ$ в сторону завышения углов атаки метки и отверстия совпали.

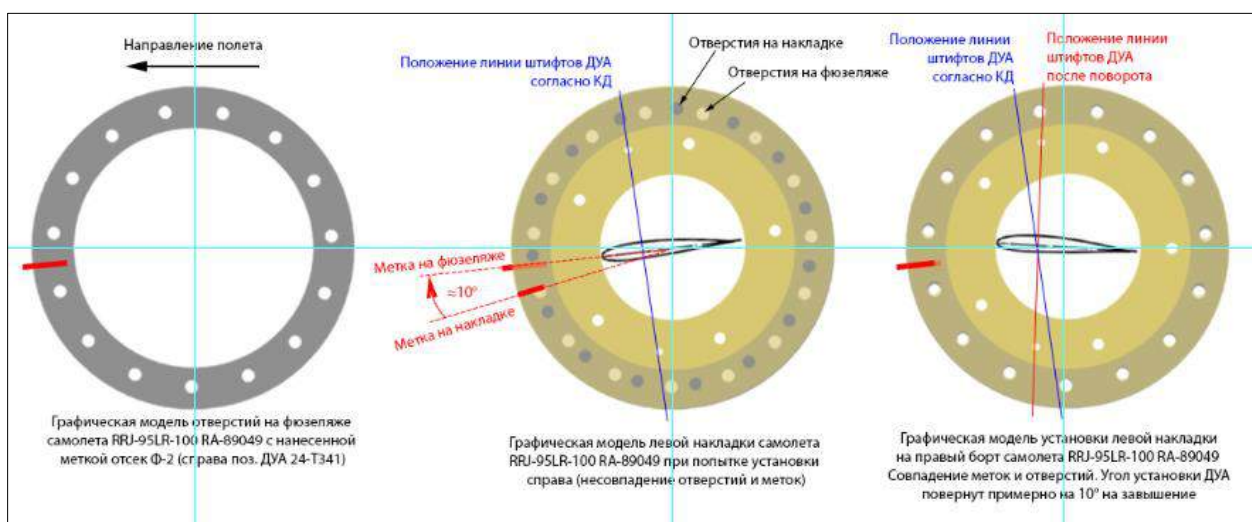


Рис. 129. Результаты графического моделирования установки левой накладки на правый борт самолета RRJ-95LR-100 RA-89049

Вывод:

1. Исследуемый фрагмент является частью накладки (чертежный номер Т7.92.7052.031.000.73D), ранее установленной (штатно) на позиции 24-Т341 (правый борт) скрепленной болтами с фрагментом отсека Ф-2 левого борта фюзеляжа самолета RRJ-95LR-100 RA-89049 (зав. № 95078).

2. Ранее, в процессе технического обслуживания, данная накладка внутренней стороной наружу не устанавливалась.

3. На исследуемом фрагменте отсека Ф-2 левого борта фюзеляжа накладка установлена таким образом, что ось ДУА повернута относительно штатного расположения на $7...15^\circ$ по часовой стрелке по положительному направлению оси OZ. При таком изменении угла установки ДУА измеренное значение местного угла атаки в полете будет завышено на $7...15^\circ$, что коррелирует с расчетным завышенным значением местного угла атаки ($\Delta\alpha_{m1} = +9^\circ$).

4. Перестановка накладок с левого борта на правый и наоборот (на одном ВС) привела к завышению угла установки левого и правого ДУА примерно на одинаковую величину, при этом метки на правом и левом борту совпадали с метками на накладках.

2. Анализ

2.1. Анализ высотно-скоростных параметров полета

Анализом информации, зарегистрированной 12.07.2024 FDR самолета RRJ-95LR-100 RA-89049, установлено, что при выполнении запуска, проверки систем самолета и на первоначальном этапе разбега, до скорости 60 kt, отклонений в работоспособности систем ВС не зарегистрировано.

По достижении скорости 60 kt, после появления валидных значений углов атаки, в соответствии с заложенной логикой работы системы воздушных сигналов, при значении угла тангажа 0° зарегистрированные значения углов атаки скачкообразно изменились с 0° до 3.8° – ADC 1, и с 0° до 4.8° – ADC 2 (Рис. 130). В ходе дальнейшего разбега продолжалась регистрация завышенных значений углов атаки. Перед началом действий по подъему передней опоры шасси, на скорости ~ 125 kt, значения углов атаки составляли 4.3° ADC 1 и 5.9° ADC 2.

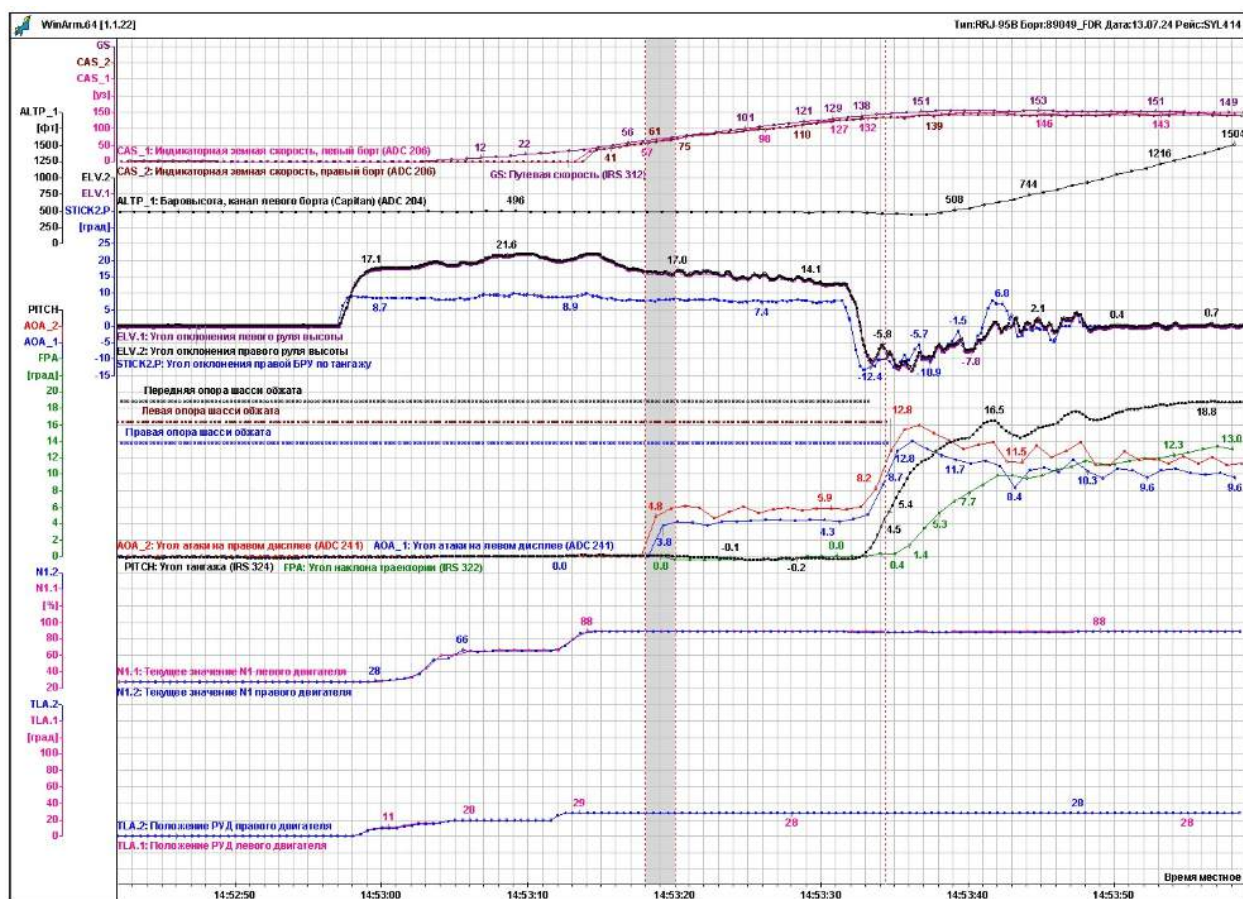


Рис. 130. Параметры взлета ВС RA-89049 (12.07.2024)

В момент отрыва основных опор шасси от ВПП зарегистрированные значения углов атаки составляли ADC 1 $\approx 9^\circ$, ADC 2 $\approx 11^\circ$, при этом регистрируемый от инерциальной системы угол тангажа составлял $\approx 5^\circ$.

В стандартных условиях, при отсутствии ветра, углы атаки и тангажа в процессе разбега должны быть близки к нулю, а в момент отрыва основных опор шасси – близки в абсолютных значениях, что подтверждается анализом данных параметров предыдущих полетов.

На Рис. 131 представлены высотно-скоростные параметры, зарегистрированные 15.05.2015 в приемо-сдаточных испытаниях самолета RA-89049.

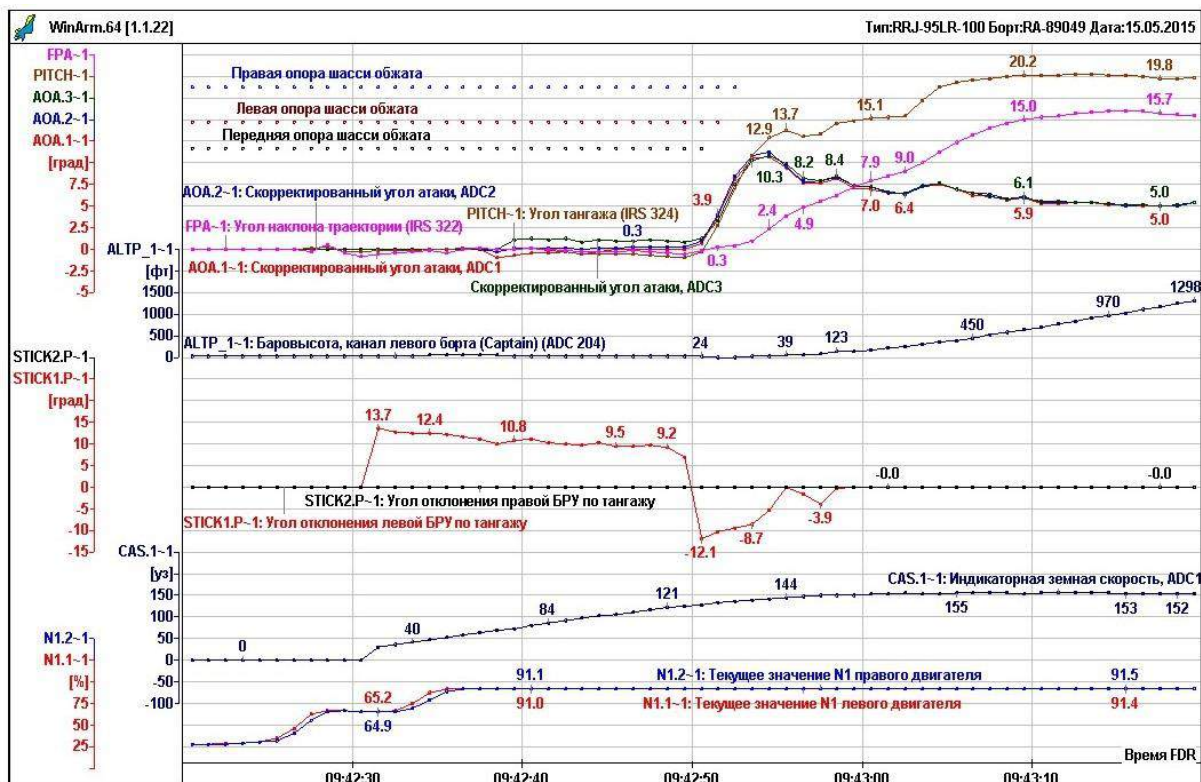


Рис. 131. Высотно-скоростные параметры при ПСИ самолета 15.05.2015

Зарегистрированные в трех предыдущих полетах, предшествовавших техническому обслуживанию ВС RA-89049 (26.04.2024, 29.04.2024, 03.05.2024), значения углов атаки и тангажа при выполнении взлета представлены на (Рис. 132, Рис. 133, Рис. 134).

Среднее значение разницы между регистрируемым углом атаки и углом тангажа до момента отрыва от ВПП не превышало 0.7° .

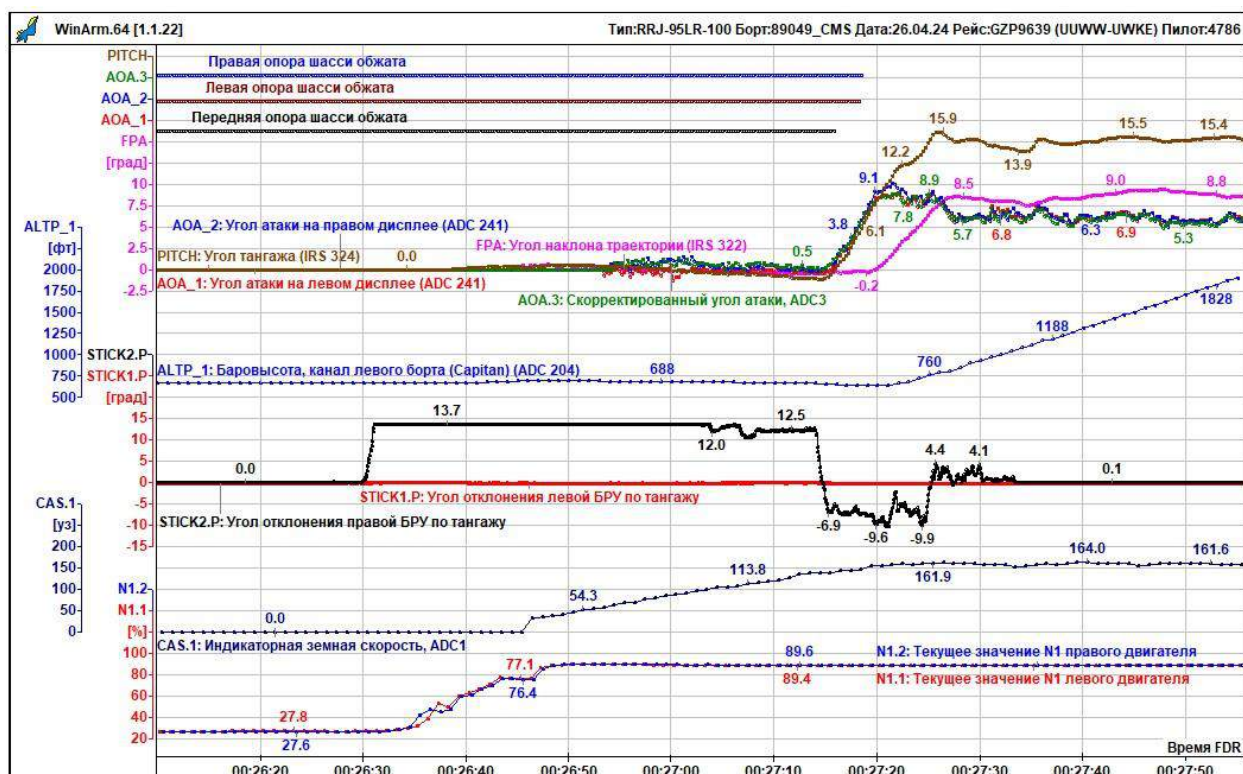


Рис. 132. Параметры взлета ВС RA-89049 (26.04.2024)

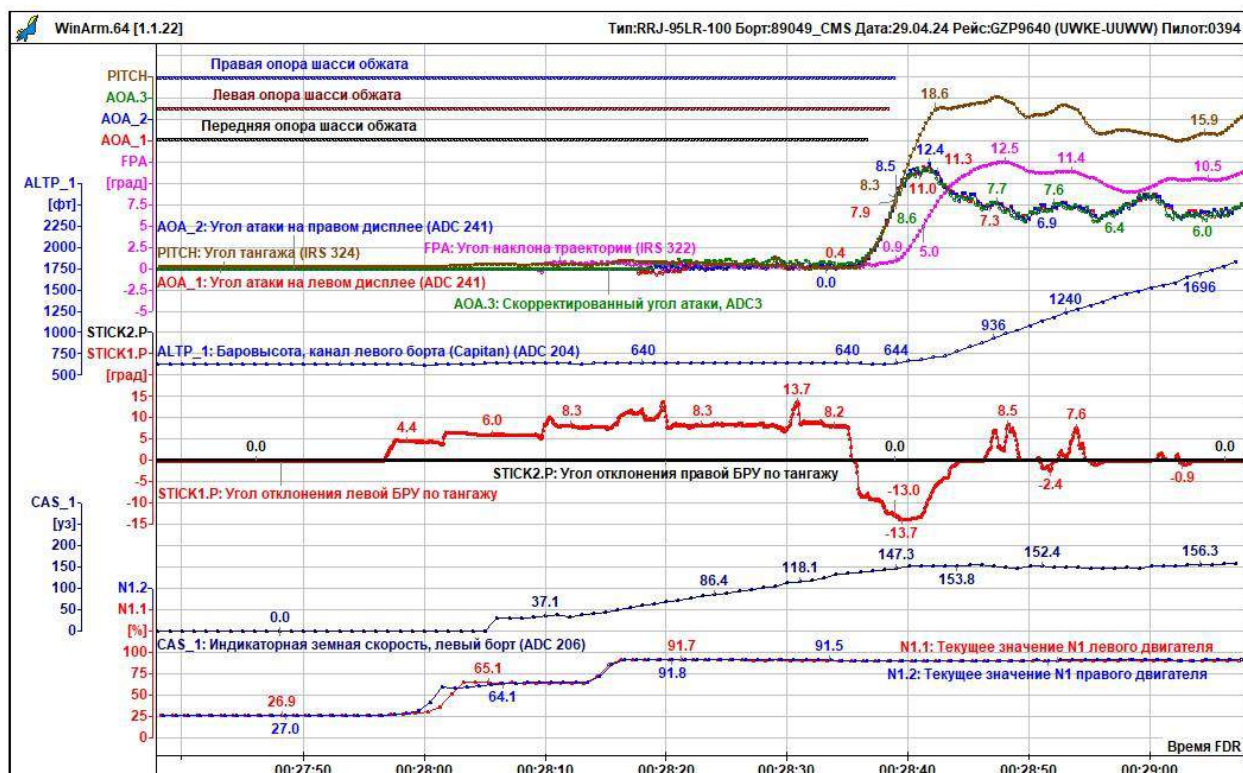


Рис. 133. Параметры взлета ВС RA-89049 (29.04.2024)

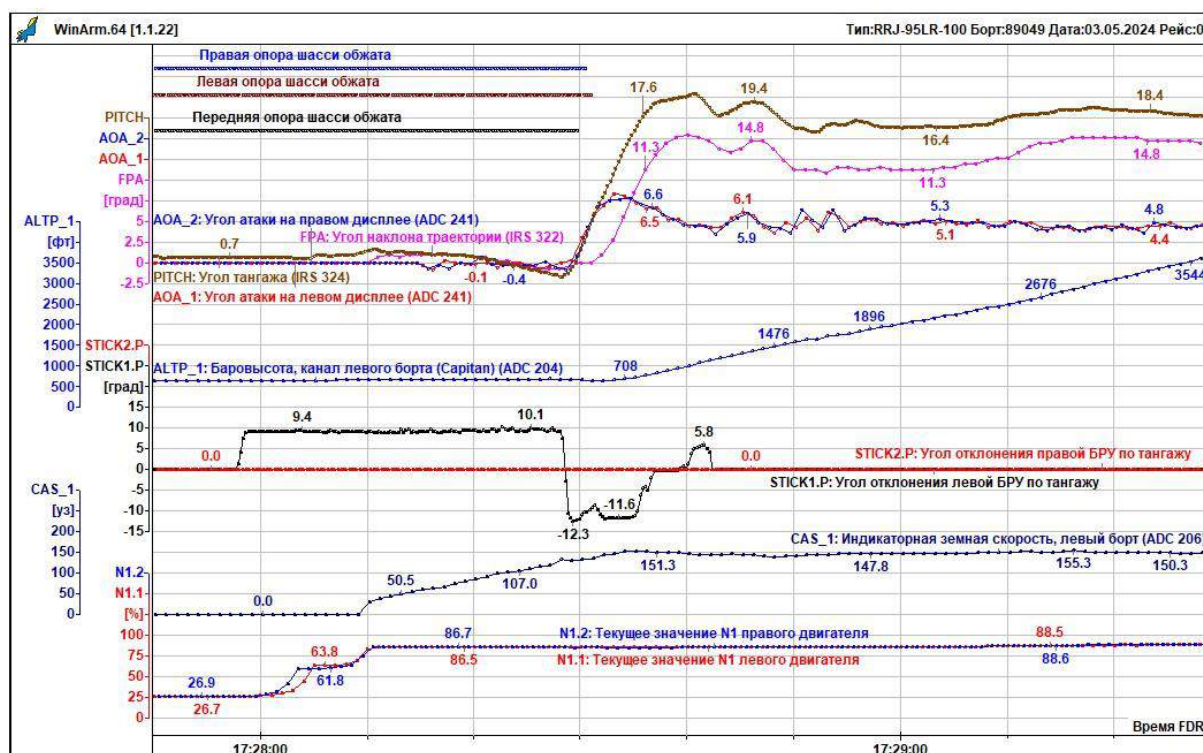


Рис. 134. Параметры взлета ВС RA-89049 (03.05.2024)

Сравнительным анализом высотно-скоростных параметров предыдущих полетов самолета RRJ-95LR-100 RA-89049 установлено, что на разбеге до отрыва носового колеса (роста угла тангажа) углы атаки и тангажа околонулевые, расхождения между зарегистрированными ADC 1 и ADC 2 значениями углов атаки составляют величины не более одного градуса, а по скоростям – не более одного узла.

Анализом высотно-скоростных параметров движения самолета по ВПП и в полете 12.07.2024 в конфигурации FLAPS 2 установлено:

- на разбеге, до отрыва носового колеса, при угле тангажа около 0° зарегистрированные углы атаки ADC 1 и ADC 2 составляют величины около 4.3° и 5.9° соответственно, что свидетельствует о наличии ошибки в показаниях углов атаки;
- расхождения между зарегистрированными углами атаки от ADC 1 и ADC 2 в полете составляют величины около 1.5° , что является нехарактерно большой величиной по сравнению с другими полетами.

В целях оценки фактических величин воздушно-скоростных параметров в полете самолета RRJ-95LR-100 RA-89049 12.07.2024 разработчиком самолета созданы специализированные алгоритмы расчетов (см. раздел 1.18.7 настоящего отчета).

Выполненные расчеты базируются на использовании реализованных в бортовых вычислителях ADC алгоритмов пересчета, измеренных непосредственно датчиками местных углов атаки и давления на поверхности фюзеляжа, в фактические углы атаки

полета самолета и в невозмущенное самолетом статическое давление в окружающей атмосфере.

Первоначально законы коррекции системы воздушных сигналов самолета RRJ-95 были получены по результатам расчетов на основе методов вычислительной гидродинамики, скорректированы по результатам испытаний специализированных моделей в аэродинамической трубе на базе Центрального аэрогидродинамического института им. профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ) и уточнены по результатам летных сертификационных испытаний опытных самолетов.

В математическом виде законы коррекции представляют собой полиномы 4-й степени, зависящие от измеренного ДУА местного угла атаки и местного числа Маха в зоне расположения датчиков и статического давления, которое рассчитывается по измеренным датчиками полному давлению и местному статическому давлению согласно обычному газодинамическому соотношению для дозвукового течения.

В силу дозвукового характера обтекания самолета полное давление его внешней поверхностью не искажается. В то же время в статическое давление поверхность фюзеляжа вносит искажения, и законы коррекции вводят корректирующую поправку, переводя его в статическое давление невозмущенной атмосферы. Флюгарки ДУА в полете разворачиваются вдоль линий тока²¹ на поверхности фюзеляжа, направление которых в общем случае не совпадает с направлением вектора скорости набегающего на самолет потока. Измеренный ДУА угол атаки α_{meas} (угол отклонения флюгарок вдоль линий тока) пересчитывается по законам коррекции угла атаки в угол атаки самолета по строительной горизонтали фюзеляжа относительно набегающего потока α_{ac} (ac – AirCraft).

Согласно расчетам высотно-скоростных параметров самолета RRJ-95, с использованием скорректированного статического давления в ADS, изменение величины угла атаки самолета α_{ac} приводит к увеличению угла отклонения флюгарки α_{meas} ДУА на величину примерно в 2 раза большую величины изменения угла атаки самолета α_{ac} .

Примечание: Например, в полете при положении флюгарки с углом отклонения 5° , в случае увеличения угла атаки самолета на 2° , угол отклонения флюгарки увеличится на 4° и составит 9° .

Оценка фактических воздушно-скоростных параметров в полете 12.07.2024 основывается на записях FDR и рассчитанных параметрах – угла атаки α_{ADS} ,

²¹ Линия тока – в гидромеханике (аэродинамике) линия, направление касательной к которой в каждой точке совпадает с направлением скорости частицы жидкости (газа) в этой точке (другими словами, в каждый момент времени частица движется вдоль линии тока). Линия тока является частным случаем векторной линии, когда в качестве векторного поля выступает поле скоростей точек сплошной среды. Набор линий тока дает представление о потоке жидкости или газа в данный момент времени.

барометрической высоты Нбар, приборной скорости V_{CAS} , измеренной температуры торможения $T_{t_{meas}}$, а также зарегистрированных углов тангажа ϑ и наклона траектории θ из инерциальной системы (IRS). В качестве оценки истинного угла атаки самолета $\alpha_{ист}$, независимой от измерений системы воздушных сигналов с погрешностями, в расчетах принята разность $\alpha_{ист} = \vartheta - \theta$.

В графическом виде углы ϑ и θ вместе с оценкой $\alpha_{ист}$ представлены на Рис. 54.

Из сопоставления полученной оценки $\alpha_{ист}$ с зарегистрированными значениями углов атаки α_{1ADC} и α_{2ADC} , представленными на Рис. 55 установлено их превышение над $\alpha_{ист}$ на 4–6°, системное по всей траектории полета.

В целом, расчеты ADC воздушно-скоростных параметров ВС RA-89049 в полете 12.07.2024 приводили к завышению значений углов атаки, завышению скорректированного статического давления и через него – к занижению скоростей, числа Маха и высоты полета. (см. раздел 1.18.7 настоящего отчета).

Полученные по результатам анализа записей FDR и рассчитанные фактические воздушно-скоростные параметры также подтверждены результатами математического моделирования на программном комплексе полного пространственного движения самолета (см. раздел 1.18.9 настоящего отчета), а также в ходе экспериментов на стенде «Электронная Птица».

При проведении на территории Авиационно-технического комплекса ПАО «Яковлев» (г. Жуковский) наземного эксперимента на самолете RRJ-95B (заводской № 95026) продемонстрировано, что неправильная установка накладок (поворот, перестановка с одного борта на другой или установка накладок внутренней стороной наружу) приводит к передаче от СВС потребителям недостоверных значений углов атаки.

Так как конструктивно расположение отверстий под болты крепления накладок ДУА относительно строительной оси фюзеляжа ВС не регламентировано, и для каждого борта ВС индивидуально, величина ошибок после неправильной установки накладок может быть различной и находиться в диапазоне $\pm 24^\circ$ местных углов атаки.

По результатам моделирования положения накладки (фрагмента) ВС RRJ-95LR-100 RA-89049 (раздел 1.18.20 настоящего отчета) установлено, что данный фрагмент является верхней частью накладки левого борта ВС RA-89049. Линия направляющих штифтов ДУА левой накладки повернута на 9° (на завышение местных углов атаки), что явилось причиной завышенных показаний углов атаки ADS 1 ($\Delta \alpha_{м1} = +9^\circ$). Перестановка накладок с левого борта на правый и наоборот (на одном ВС) привела к завышению угла установки левого и правого ДУА примерно на одинаковую величину.

Результаты моделирования положения ДУА (с учетом пересчета местных углов атаки в истинные) согласуются с зарегистрированными FDR значениями истинных углов атаки ADS 1 и ADS 2.

Результаты проведенных расчетов высотно-скоростных параметров полета самолета, экспериментов на стенде «Электронная Птица», математического моделирования аварийного полета, наземного эксперимента на базе АТК (г. Жуковский), моделирования положения (угла установки) ДУА ADS 1 и ADS 2 самолета RRJ-95LR-100 RA-89049 свидетельствуют о перепутывании накладок ДУА левого и правого бортов ВС.

2.2. Анализ организации и выполнения ТО по замене ДУА

За период с 2021 г. по 2024 г. включительно в ЦТОиР выполнялись работы по ТО 26 самолетов RRJ-95 различных модификаций, из них работы по демонтажу/монтажу датчиков углов атаки были проведены на двух ВС, по демонтаж ДУА – на одном ВС.

Работы по демонтажу/монтажу датчиков углов атаки осуществлялись техническим персоналом, имеющим в свидетельствах специалиста по техническому обслуживанию воздушных судов квалификационные отметки «B2». Специальных допусков для выполнения указанных работ не требуется.

Примечание: ФАП-147

17.8. Обладатель свидетельства специалиста по техническому обслуживанию воздушных судов:

...

с квалификационной отметкой «B2» может выполнять функции по обслуживанию электрических систем, приборного и радиоэлектронного оборудования, а также подписывать документ о проведенных работах, включая свидетельство о выполнении оперативного технического обслуживания;»

Согласно требованиям п. 3.5.1.4 РД ЦТОиР, одним из определяющих требований ко всему персоналу, который задействован в выполнении технического обслуживания ВС и компонентов, является соответствие его установленным требованиям и наличия внутреннего (ЦТОиР) документа, определяющего полномочия каждого специалиста «ПОЛНОМОЧИЯ №/COMPANY AUTHORIZATION» (форма 3.6-1 РД ЦТОиР).

Контроль выполнения работ по монтажу ДУА осуществлялся специалистами с соответствующими квалификационными отметками, обозначенными литерой Q2²².

²² Работы, по контролю обслуживания электрических систем, приборного и радиоэлектронного оборудования.

В работах по демонтажу/монтажу ДУА участвовали четыре авиационных техника с соответствующими квалификационными отметками «В2», предусмотренными ФАП-147 (авиационный техник-1, (2), (3), (4) и начальник цеха). Контроль выполнения работ по демонтажу/монтажу ДУА осуществлялся начальником цеха и авиационным техником-2, которые, распоряжениями Директора ЦТОиР, были наделены соответствующими полномочиями, обозначенными литерой Q2.

Демонтаж ДУА с ВС RA-89029: В соответствии с Заказом на работу 007/24-ГПА от 19.03.2024, авиационным техником-1 был выполнен демонтаж датчика углов атаки № С16177003368 с ВС RA-89029. Контроль выполнения работ по демонтажу ДУА осуществлялся авиационным техником-2.

Демонтированный датчик углов атаки был передан 20.03.2024 представителю ООО Авиакомпания «Газпром авиа».

В соответствии с Заказом на работу 013/24-ГПА от 21.03.2024, авиационным техником-3 был выполнен демонтаж датчика углов атаки № С16177003199 с ВС RA-89029.

Контроль выполнения работ по демонтажу ДУА осуществлялся начальником цеха.

Датчик углов атаки был передан 22.03.2024 представителю ООО Авиакомпания «Газпром авиа».

Демонтаж ДУА с ВС RA-89049: В соответствии с Заказом на работу 06/24-ГПА от 02.05.2024, авиационным техником-4 был выполнен демонтаж двух датчиков углов атаки № С16177003371 и № С16177003203 с ВС RA-89049, которые были сданы на склад АТИ. Сведения о перемещении накладок ВС RA-89049 отсутствуют.

Контроль выполнения работ по демонтажу ДУА производился начальником цеха.

Монтаж ДУА на ВС RA-89029: В соответствии с Заказами на работу 011/24-ГПА и 014/24-ГПА от 04.05.2024, авиационным техником-2 был выполнен монтаж двух датчиков углов атаки № С16177003371 и № С16177003203 на ВС RA-89029. Контроль выполнения работ по монтажу ДУА осуществлялся начальником цеха.

Демонтаж ДУА с ВС RA-89018: В соответствии с Заказом на работу 008/24-ГПА от 07.07.2024, авиационным техником-1 был выполнен демонтаж двух датчиков углов атаки № С161770033128 и № С161770033125 с ВС RA-89018, которые были сданы на склад АТИ. Контроль выполнения работ осуществлялся авиационным техником-2.

Монтаж ДУА на ВС RA-89049: Заказ на работу от 02.05.2024 № 007/24-ГПА на выполнение монтажа двух ДУА на ВС RA-89049, подготовленный ПДО, был получен 08.07.2024 авиационным техником-1.

В представленном комиссии заказе на работу были допущены ошибки. Так, в разделе «Выполненные работы» внесена запись об установке одного датчика, а не двух. Согласно записям в разделе «Используемые материалы» авиационным техником-2 были получены со

склада два ДУА (№ С16177003325, № С16177003128), при этом определить места установки датчиков в позиции 23-Т341 (левый борт ВС) и 24-Т341 (правый борт ВС) из представленной документации не представляется возможным.

В Журнале регистрации временно снятого АТИ и ВС на складе АТИ 7323, согласно записи от 06.07.2024, сотрудником склада были выданы с временного хранения авиационному технику-2 демонтированные ранее с ВС RA-89049 «Лючки датчика угла атаки»²³ в количестве 1 комплекта. Согласно данным системы электронного учета «Каталог деталей и сборочных единиц», демонтированные ранее с ВС RA-89049 «Лючки датчика угла атаки» в количестве 1 комплекта с 06.05.2024 по 08.07.2024 находились на складе АТИ.

В заказе на работу в графе «Приложение» указаны два документа: сертификат и ярлык пригодности. Вышеуказанные ярлыки пригодности АТИ на ДУА (№ С16177003128 и № С16177003325) (входной контроль) оформлены начальником ОТК 12.07.2024 (после завершения работ по монтажу ДУА), что является нарушением.

Примечание: Согласно требованиям пунктов 2.3.3.2.2.4 и 2.3.3.2.2.5 РД ЦТОиР ВС ГА перед установкой АТИ на ВС предусмотрено выполнение входного контроля. После успешного его выполнения персоналом ОТК выписывается форма 2.2-1С «ярлык пригодности АТИ», которая прикладывается к проверенному АТИ.

Данная форма является приложением к полному пакету документов по выполненным работам.

В связи с нарушениями, допущенными при ведении документации, а также при хранении демонтированного оборудования на складе АТИ, достоверно установить порядок перемещения ДУА, накладок ДУА и крышек датчиков угла атаки не представляется возможным. Перепутывание накладок могло произойти как в процессе вероятной сдачи накладок ДУА с целью хранения на складе АТИ и их получения, так и вне склада.

Работы по монтажу ДУА, согласно внесенным в Заказ на работу сведениям, выполнялись в соответствии с требованиями РЭ RRJ-A-34-11-25-02A01-920A-A издание 005, изменения 15 от 12.04.2024.

Согласно объяснениям должностных лиц после получения авиационным техником-1 двух ДУА со склада 08.07.2024 работы по монтажу одного ДУА в позиции 23-Т341 (левый борт ВС) были выполнены в период с 18:00 до 19:00 авиационным техником-1. Контроль работ осуществлялся авиационным техником-2. Однако, согласно карте замены изделий ВС

²³ Согласно регламентации раздела 53-31-01-10 Каталога деталей и сборочных единиц – крышка датчика угла атаки.

RA-89049 (приложение к ведомости работ по ТО SWO, MJSS № 006-24 от 02.05.2024), записям № 23 и № 24, установка двух ДУА была выполнена 08.07.2024. Согласно имеющейся документации, расходные материалы (герметик, растворитель, эмаль) в этот день со склада получены не были. По окончании работ второй ДУА, а также инструмент на склад не сдавались.

Согласно объяснениям авиационного техника-1, при монтаже ДУА левого борта *«...метка после установки левого датчика угла атаки совпала»*, что подтверждается исследованием фрагмента накладки самолета RRJ-95LR-100 RA-89049, в результате которого установлено совпадение метки позиционирования датчика угла атаки на накладке ДУА с меткой на отсеке фюзеляжа левого борта ВС (1.18.20).

09.07.2024 авиационный техник-1 на работе отсутствовал в течение полного рабочего дня.

Авиационным техником-2 было принято решение продолжить работы по монтажу ДУА на ВС RA-89049 лично, вместо назначенного Заказом на работу исполнителя.

При этом в отчетной документации исполнителем работ указан авиационный техник-1, а в качестве контролера – авиационный техник-2. О выполненных 09.07.2024 работах по монтажу правого ДУА авиационный техник-1 узнал 10.07.2024 по прибытии на работу.

Около 15:00 09.07.2024 авиационным техником-2, на основании выписанной спецификации, на складе были получены заказанные ранее необходимые расходные материалы (герметик, растворитель, ветошь).

По объяснениям авиационного техника-2, работы 09.07.2024 он начал с левой стороны ВС. Визуально осмотрев ДУА на левом борту ВС он нанес герметик на головки болтов люка и на обечайку (по контуру накладки).

В ходе монтажа накладки ДУА на правом борту ВС, по объяснениям авиационного техника-2, имелись затруднения. *«Была одна ситуация, которую я могу расценить как нештатную, когда были сомнения. 09.07.2024, когда я один участвовал в монтаже датчиков угла атаки на воздушное судно RA-89049, в ходе монтажа накладки правого датчика угла атаки при соединении штатной метки накладки (нанесена на накладку краской красного цвета с внутренней стороны, там где были следы герметика) с меткой, нанесенной на фюзеляж маркером черного цвета (кто и когда ее нанес, я не знаю), отверстия под болты на накладке и на фюзеляже были не соосны, завернуть болты не представлялось возможным. С внешней стороны накладки также была метка, нанесенная маркером черного цвета, которая совпала с меткой, нанесенной на фюзеляж маркером*

черного цвета. То есть, соединив черные метки на фюзеляже и накладке, я смог установить накладку с правым датчиком».

Таким образом, информация коррелирует с выводами о перепутывании накладок левого и правого бортов ВС RA-89049 и является косвенным свидетельством об отступлениях от требований РЭ, допущенных при демонтаже ДУА, организации хранения авиационно-технического имущества, а также при монтаже ДУА.

Работы по демонтажу/монтажу ДУА в ЦТОиР ВС ГА выполнялись согласно заказам эксплуатантов на техническое обслуживание по предусмотренному пунктом 3.10.3.9 РД заказу на работу (Форма 2.17-4 – «ЗАКАЗ НА РАБОТУ/SERVICE WORK ORDER»).

Согласно объяснениям руководящих должностных лиц ЦТОиР, а также авиационных техников, перед выполнением работ «ЗАКАЗ НА РАБОТУ/SERVICE WORK ORDER» сотрудниками цеха ТО должны быть распечатаны и предоставлены исполнителям работ требования РЭ по конкретным работам.

В соответствии с требованиями РЭ RRJ-A-34-11-25-02A01-920A-A накладку ДУА необходимо устанавливать повторно только на то место обшивки фюзеляжа, с которого она была снята. Перед демонтажем ДУА необходимо нанести на накладку и обшивку фюзеляжа метку, а при монтаже требуется совместить метку на накладке с меткой на обшивке фюзеляжа. Выполнение требований РЭ по демонтажу и монтажу ДУА исключает возможность неправильной (ошибочной) его установки.

Согласно положениям п. 3.10.1.2 РД ЦТОиР работы по демонтажу/монтажу ДУА подлежат пооперационному контролю.

Примечание: РД ЦТОиР ВС ГА

«3.10.1.2 Пооперационному контролю подлежат:

- работы по оперативному и периодическому ТО, являющиеся критическими;*
- особые виды работ, на которых задействован персонал подразделений ЦТОиР ВС ГА как вспомогательный;*
- работы по устранению сложных и повторных неисправностей;*
- работы по замене агрегатов и изделий, требующие сложных регулировок;*
- работы на производственных участках, где предусмотрены специалисты ОТК;*
- монтажные и регулировочные работы;*
- работы по разовым осмотрам и проверкам АТ;*
- работы по выполнению доработок АТ по бюллетеням;*

– работы по осмотру двигателей и проверке НМК состояния элементов ВС».

Согласно требованиям п. 3.10.1.4 РД ЦТОиР, пооперационный контроль при выполнении вышеуказанных видов работ осуществляется в соответствии с формой 2.8-4 «ПООПЕРАЦИОННАЯ ВЕДОМОСТЬ РАБОТЫ ПО TO/MAINTENANCE TASK CARD», в которой описывается вся пошаговая технология выполнения работы, и которая оформляется исполнителем и контролером в соответствующих столбцах «ИСП» или «КОНТР».

Требованиями п. 2.16.1.6.9 РД ЦТОиР определено, что перед установкой исправного компонента, демонтированного с ВС – донора на другое ВС с целью восстановления, ИТП обязан убедиться в наличии следующих документов:

- «1) Заказа на работу (SWO) на выполнение работ по перестановке данного компонента;*
- 2) Оформленного ярлыка пригодности на демонтированный компонент;*
- 3) Сопроводительного документа качества на демонтированный компонент (Паспорт изделия, Талон Годности Компонента, EASA FORM I или эквивалент и т.д.) или письма от Эксплуатанта/владельца ВС, ответственного за поддержание летной годности, с заключением и удостоверением, что компонент поставлялся в составе ВС (или не был заменен в эксплуатации) – то в этом случае дополнительных документов качества не требуется;*
- 4) Письма от Эксплуатанта или владельца ВС».*

В соответствии с формой 2.17-4 – «ЗАКАЗ НА РАБОТУ/SERVICE WORK ORDER» был определен контроль работ по демонтажу/монтажу ДУА, при этом «ПООПЕРАЦИОННАЯ ВЕДОМОСТЬ РАБОТЫ ПО TO/MAINTENANCE TASK CARD» для выполнения монтажа ДУА, предусмотренная формой 2.8-4, не разрабатывалась.

Определить объем и качество выполненных операций по монтажу ДУА авиационными техниками не представляется возможным. Следует отметить, что из четырех установленных ДУА (на ВС RA-89029 и RA-89049) три были установлены с ошибкой в угле установки.

Таким образом перепутывание накладок ДУА стало следствием выполнения работ с нарушением требований РЭ RRJ-A-34-11-25-02A01-920A-A при отсутствии пооперационного контроля. Способствующими факторами могли быть нарушения в организации хранения деталей и агрегатов, в том числе – на складе АТИ, и в ведении технической документации.

2.3. Анализ работоспособности СДУ и СВС самолета в полете

После взлета полет осуществлялся в автоматическом режиме работы АП с включенным автоматом тяги двигателей. Недостоверные показания углов атаки ADS 1, ADS 2 влияния на работоспособность СДУ на данном этапе не оказали.

В 14:55:17, после завершения уборки механизации крыла в положение «FLAPS 1», на высоте $H_{бар1}=3690$ ft на скоростях $V_{пр1}=182$ kt и $V_{пр2}=178$ kt FDR кратковременно зафиксирована РК «Расхождение в показаниях по скорости», которая далее в полете регистрировалась еще 21 раз.

Логика формирования РК «Расхождение в показаниях по скорости», срабатывания соответствующей сигнализации, в том числе – выдачи CAS-сообщения «NAV ADS DISAGREE» на EWD, представлена в разделе 1.18.6 настоящего отчета.

В соответствии с описанной выше логикой, имеющих на FDR записей для прямого установления причины появления сигнализации «NAV ADS DISAGREE» в полете 12.07.2024 недостаточно – данные от ADS 3 на FDR не записываются, поэтому выполнена расчетная оценка значений высотно-скоростных параметров, поступавших от ADS 3 (1.18.7).

Представленная разница между принятой оценкой V_{CAS} ADS 3 и записанной на FDR скоростью V_{CAS} ADS 2 в ряде точек траектории превышает 10 kt и коррелируется с появлением по времени регистрации в записях FDR признака сигнализации «NAV ADS DISAGREE».

Таким образом, сигнализация «NAV ADS DISAGREE» срабатывала при расхождении показаний скоростей V_{CAS} более 10 kt между ADS 2 и ADS 3 за счет ошибочной установки ДУА (завышение значений углов атаки) и, как следствие, занижения скоростей V_{CAS1} и V_{CAS2} .

На 14:57:12 при скорости $V_{CAS}=178$ kt кратковременно (на 1 с) была зарегистрирована РК «Расхождение в показаниях по скорости». В дальнейшем условий для ее формирования в полете не возникало.

После установки в 14:57:22 на FCP заданной скорости $V_{зад}=230$ kt автоматом тяги РУД двигателей были перемещены из положения $\alpha_{руд}=14^\circ$ в положение $\alpha_{руд}=25^\circ$ (рули высоты и стабилизатор переместились на пикирование для компенсации кабрирующего момента), что привело к уменьшению углов атаки и увеличению скорости в горизонтальном полете.

В процессе уборки механизации крыла из положения «FLAPS 1» в положение «FLAPS 0» происходило уменьшение значений характеристических углов атаки (ограничения углов атаки) в алгоритмах СДУ (Рис. 135).

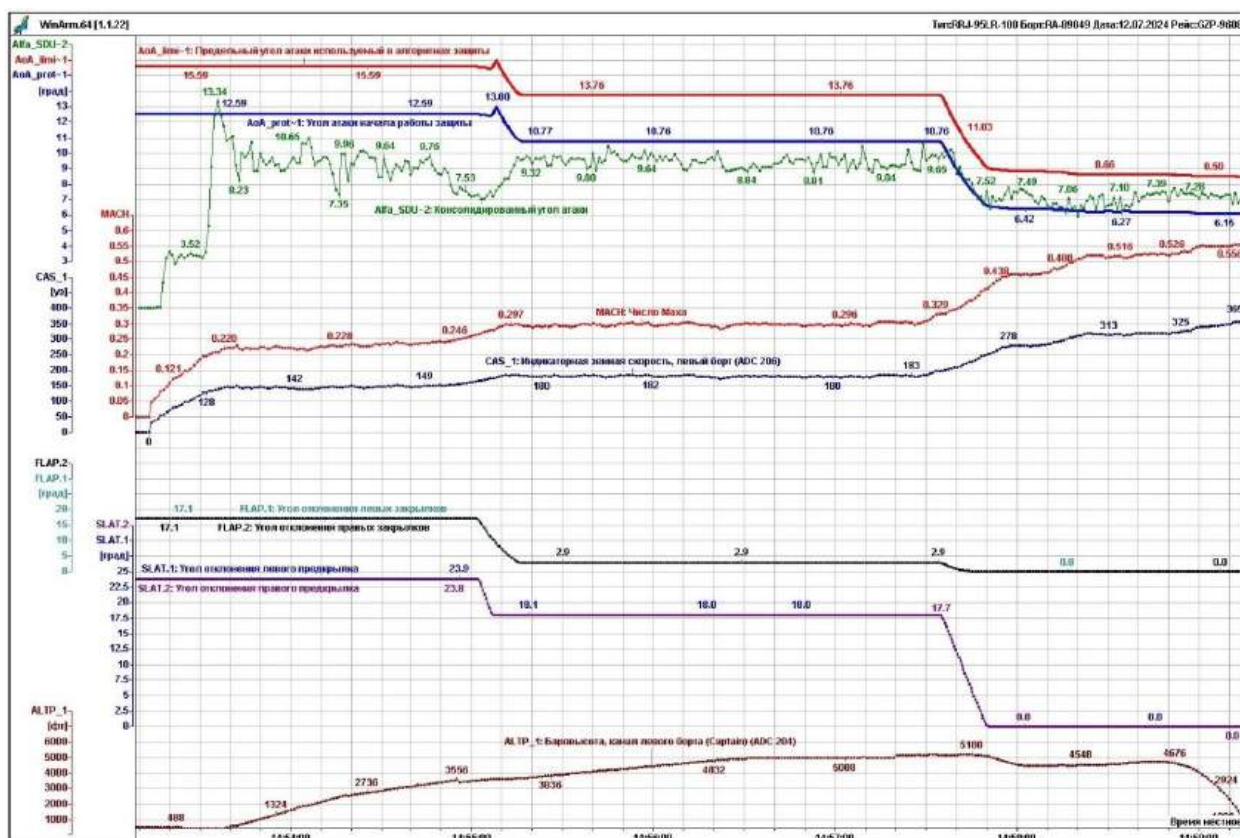


Рис. 135. Изменение параметров функции ограничения по углу атаки

На основании проведенного моделирования (раздел 1.18.6 настоящего отчета) определены значения консолидированного угла атаки, используемого в законах управления СДУ – $\alpha_{сду}$. За значения углов атаки от ADS 3 приняты кинематические значения угла атаки, рассчитанные по зарегистрированным сигналам от IRS по следующей формуле: $\alpha_3 = \text{Танг} - \theta$.

На Рис. 136 приведены значения зарегистрированных углов атаки α_1 и α_2 , α_3 и результат определения консолидированного значения угла атаки, используемого в законах управления СДУ – $\alpha_{сду}$.

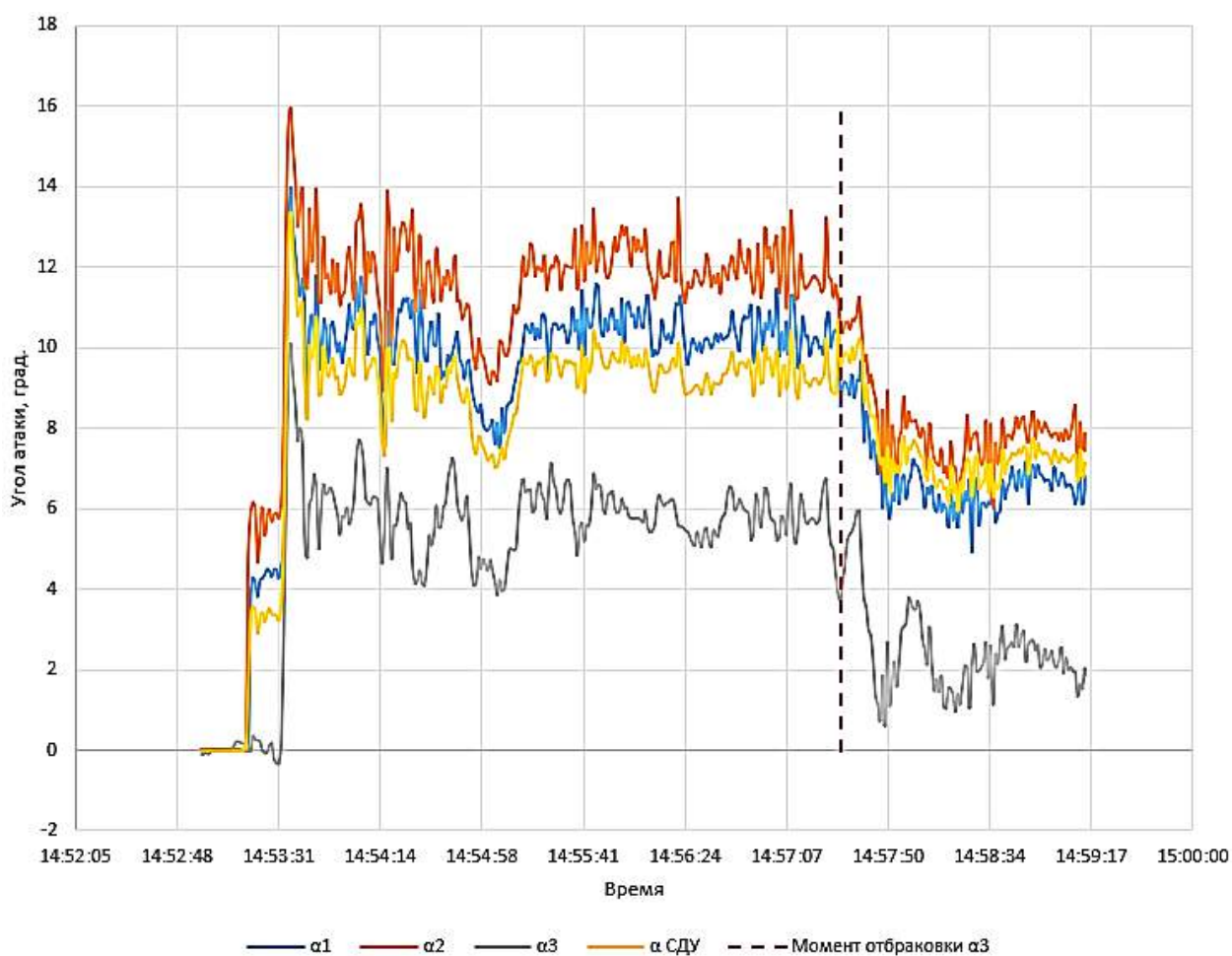


Рис. 136. Консолидация углов атаки по СДУ

В соответствии с заложенной логикой консолидации угол атаки, используемый в СДУ ($\alpha_{\text{СДУ}}$), рассчитывается как среднее значение углов атаки α_1 , α_2 и α_3 до момента времени 14:57:30. В момент времени 14:57:30 расхождение между средним логическим из углов атаки α_1 , α_2 , α_3 (которым в рассматриваемой ситуации является α_1) и α_3 превысило пороговое значение (Рис. 137), который, с учетом текущего среднего значения приборной скорости 205...210 kt, составлял 5.22...5.11° ($\alpha_1 = 9.05^\circ$, $\alpha_2 = 10.46^\circ$, $\alpha_3 = 3.8^\circ$), и углу атаки α_3 был присвоен статус недостоверности. Дальнейший расчет угла атаки $\alpha_{\text{СДУ}}$ выполняется как среднее арифметическое из оставшихся валидных значений α_1 , α_2 . С этого момента сформировались условия для выдачи CAS-сообщения «NAV ADS 3 FAULT» на EWD.

Логика и пороги для определения достоверности углов атаки, используемые в СДУ и в системе сигнализации и индикации (FWS), одинаковые.

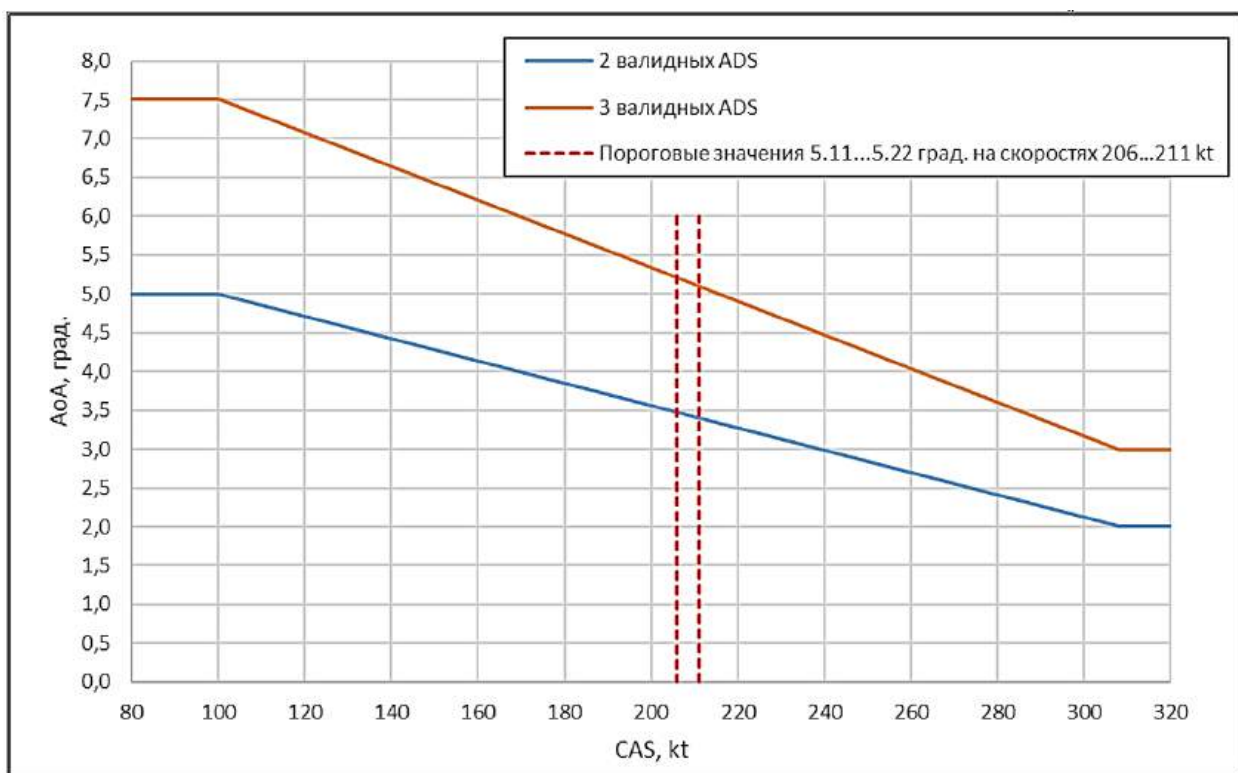


Рис. 137. Пороговые значения (допуска) по углам атаки

Практически на всем дальнейшем участке полета значение $\alpha_{\text{сду}}$ превышало границу начала работы функции ограничения угла атаки $\alpha_{\text{прот}}$, то есть в СДУ формировались сигналы, снижающие коэффициент усиления сигналов отклонения БРУ «на себя» (Рис. 53).

На Рис. 138 представлены зарегистрированные и реализуемые при моделировании углы атаки.

После отбраковки угла атаки от ADS 3 (~14:57:30), значение угла атаки, поступающего в СДУ, не превышало границу отключения автопилота, таким образом, в соответствии со штатной работой алгоритмов автоматического отключения АП, не произошло.

В момент времени 14:57:49 консолидированный угол атаки кратковременно превышает значение α_{floor} , функция автоматического увеличения тяги двигателей не активировалась. Это объясняется условиями для активации функции автоматического увеличения тяги двигателей при достижении значения $\alpha_{\text{floor}} + 0.5^\circ$.

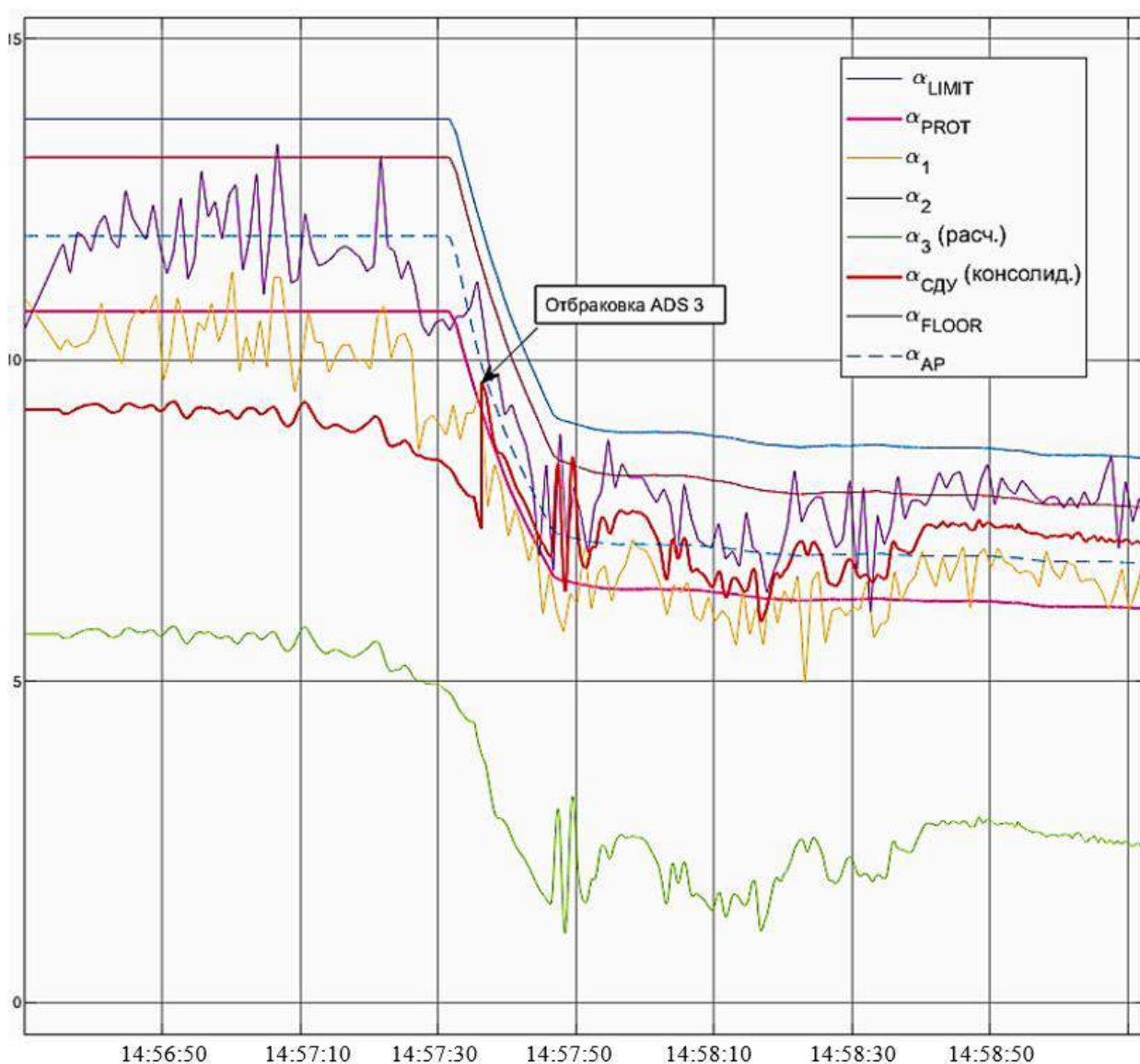


Рис. 138. Зарегистрированные и реализуемые при моделировании углы атаки

После установки заданной высоты $H_{\text{зад}}=8992$ ft РУМК была переведена из положения FLAPS 1 в положение FLAPS 0. В процессе уборки предкрылков и закрылков нажатием на задатчик высоты (ALT) в 14:57:37 был включен режим АП CLB (Набор высоты) с автоматическим изменением режима работы АТ со SPEED на THRUST (РУД двигателей автоматически переместились в положение MCL до $\alpha_{\text{руд}}=30^\circ$).

После увеличения режима работы двигателей, к моменту установки механизации крыла в положение FLAPS 0, положение стабилизатора изменилось с 3.2° на кабрирование до 0° , при этом отклонения рулей высоты для перевода в набор высоты (включен режим АП «CLB») не произошло вследствие работы защиты по углу атаки, и самолет перешел на снижение.

В результате отклонения правой БРУ «на себя» на полный ход произошло отключение автопилота (в соответствии с алгоритмом работы СДУ). В дальнейшем

управление ВС осуществлялось с рабочего места КВС, который отклонил левую БРУ «на себя» для устранения пикирующего момента.

РУД экипажем были установлены в положение IDLE ($\text{РУД}=0^\circ$). В процессе перемещения РУД отключился автомат тяги (Рис. 139).

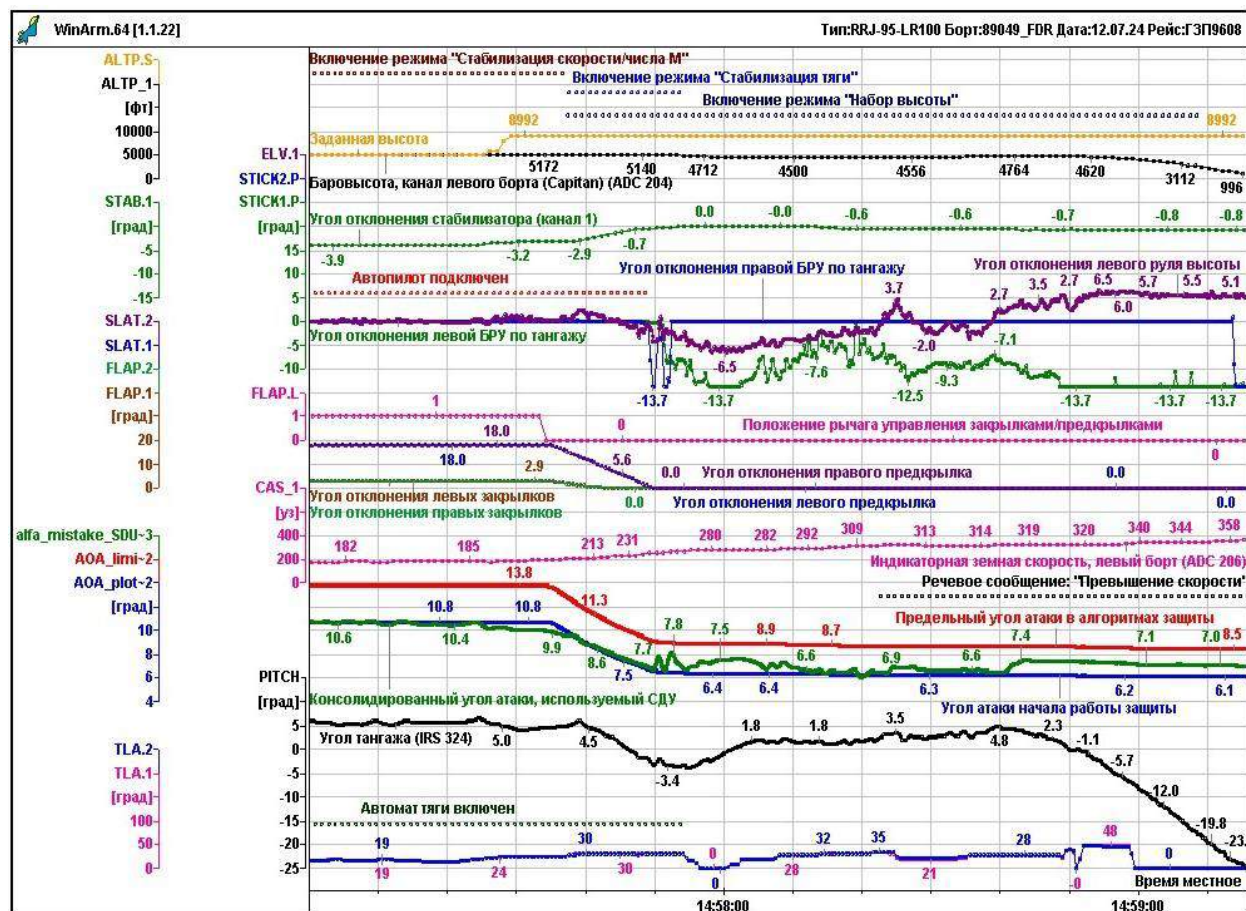


Рис. 139. Параметры полета самолета 12.07.2024

К 14:57:56 стабилизатор отклонился в положение 0° , отклонение левой БРУ «на себя» достигло полного хода, при этом, вследствие работы защиты по углу атаки, отклонение рулей высоты на кабрирование не превышало значения 6.5° , чего было достаточно для создания кабрирующего момента.

К 14:58:03 режим работы двигателей был увеличен до значений $\alpha_{\text{РУД}}=20^\circ$, и, вследствие возникшего дополнительного кабрирующего момента, самолет был переведен в горизонтальный полет.

Приборная скорость достигла значения $V_{\text{пр}}=280$ kt и продолжала расти. В последующем в горизонтальном полете РУД были перемещены до $\alpha_{\text{РУД}}=35^\circ$ и при достижении значения приборной скорости $V_{\text{МО}}=308$ kt, в 14:58:22 произошло срабатывание автоматической защиты от превышения скорости, сопровождаемое речевым сообщением OVERSPEED и отклонением интерцепторов.

В 14:58:25 был снижен режим работы двигателей, РУД были перемещены до $\alpha_{РУД}=21^\circ$, интерцепторы начали убираться, и самолет был переведен в набор высоты. В процессе набора высоты интерцепторы полностью убрались, РУД были перемещены до $\alpha_{РУД}=28^\circ$. В результате срабатывания защиты от превышения скорости произошел повторный выпуск интерцепторов, а рули высоты при отклоненной БРУ на себя начали отклоняться на пикирование. Отклонение рулей высоты на пикирование, а также снижение подъемной силы за счет выпуска интерцепторов на 67...68% являлись причиной перехода самолета на снижение на заключительном участке полета.

В 14:58:40 тангаж достиг значения плюс 4.9° и начал уменьшаться. В 14:58:52 РУД двигателей были перемещены до положения $\alpha_{РУД}=48^\circ$, отклонение рулей высоты достигло значения более 6° на пикирование.

Левая БРУ удерживалась преимущественно в отклоненном «на себя» положении вплоть до полного хода к 14:58:49 (в этом положении удерживалась до столкновения с земной поверхностью), при этом рули высоты преимущественно были отклонены на пикирование. Максимальные отклонения рулей высоты на пикирование зарегистрированы в момент максимального отклонения интерцепторов, что было обусловлено автоматической компенсацией кабрирующего момента от выпуска интерцепторов.

Срабатывание автоматической защиты от превышения скорости не привело к автоматическому переводу самолета в набор высоты, так как при совместной работе функции ограничения скорости полета и функции защиты от превышения угла атаки суммарный командный сигнал был на пикирование.

На заключительном этапе полета, при практически постоянном положении стабилизатора в диапазоне от минус 0.8° до 0° , с увеличением скорости полета с 280 kt до 340 kt рули высоты отклонялись от минус 6° (на кабрирование) до плюс 6° (на пикирование), и, при отклоненной левой БРУ «на себя» на полный ход, вследствие реализации функции защиты от превышения угла атаки, консолидированные углы атаки сохранялись в пределах 7° .

Таким образом, отклонения рулевых поверхностей качественно и количественно повторяют зарегистрированные значения, что свидетельствует о корректности работы алгоритмов продольного канала управления СДУ в полете.

Зарегистрированные FDR параметры движения хорошо согласуются с параметрами, полученными по результатам математического моделирования (раздел.1.18.8 настоящего отчета), на основе которого были рассмотрены пять сценариев скорректированных управляющих воздействий на ВС, направленных на предотвращение развития особой ситуации в полете.

При проведении экспериментов на стенде «Электронная Птица» (раздел 1.18.9 настоящего отчета) выполненная реконструкция аварийного полета позволила оценить качественное поведение ВС в части переходных процессов на всех этапах полета. В том числе, продемонстрировано и подтверждено, что в полете имела место работа алгоритмов защиты от выхода на большие углы атаки и защиты от превышения максимальной эксплуатационной скорости.

По результатам экспериментов, по заранее разработанным сценариям, на стенде «Электронная Птица», также подтверждена возможность предотвращения авиационного происшествия при условии:

- перевода экипажем СДУ в режим «DIRECT MODE»;
- непревышения эксплуатационной перегрузки;
- выдерживания скорости менее V_{mo} в горизонтальном полете изменением тяги двигателей;
- выпуском механизации в положение «FLAPS 1».

Приведенные выше анализы результатов записей FDR, математического моделирования, экспериментов на стенде «Электронная Птица» позволяют сделать вывод о штатной работе СДУ и корректной работе алгоритмических защит в продольном канале управления в условиях полета ВС RA-89049, и наличии спрогнозированных вариантов предотвращения авиационного происшествия.

Системы воздушных сигналов ADS 1 и ADS 2 были неисправны – величина ошибок в установке двух из трех ДУА не обеспечивала корректную работу СДУ, что привело к ухудшению управляемости ВС в продольном канале.

2.4. Анализ действий экипажа

Стандартные операционные процедуры (SOP) перед полетом экипажем были выполнены в соответствии с требованиями FCOM. Признаки неисправностей систем и оборудования ВС отсутствовали.

Первые признаки возникновения особой ситуации проявились в процессе разбега самолета после достижения скорости 60 kt, когда показания значений углов атаки на PFD изменились с 0° до $\sim 3^\circ$ при нулевом значении угла тангажа.

Летной документацией контроль показаний углов атаки в процессе выполнения взлета не регламентирован, а изменения показаний углов атаки на PFD привлекающим эффектом не обладают.

В 14:54:17 на высоте 2500 ft сработала сигнализация уровня CAUTION и на EWD появилось CAS-сообщение «DOORS FWD(L) HATCH NOT CLOSED» (люк передней левой двери не закрыт), которое было озвучено экипажем как «*Left door (hatcher) not closed*».

Согласно процедуре QRH «DOORS FWD(L) HATCH NOT CLOSED» при отсутствии признаков разгерметизации (CAB ALT и RATE и ΔP в норме) действий от экипажа не требуется (Рис. 140).

В последующем срабатывание вышеуказанного CAS-сообщения не отмечалось.

4	A-01	АВАРИЙНЫЕ И ОСОБЫЕ ПРОЦЕДУРЫ	 RRJ-95 Оперативный сборник экипажа
	05.52	ДВЕРИ, ЛЮКИ, СТВОРКИ	

DOORS FWD(AFT) CARGO NOT CLSD	
■ На земле: ИНФОРМАЦИЯ ЭКИПАЖУ О СОСТОЯНИИ СИСТЕМЫ. ■ В полете: Действий экипажа не требуется, если CAB ALT и RATE и ΔP в норме. ● Если нештатное изменение CAB ALT и RATE и ΔP: – MAX FL 100/MEA	
● Если нештатное изменение CAB ALT и RATE и ΔP: – MAX FL 100/MEA	СТАТУС ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ

DOORS FWD(L) (R) HATCH NOT CLSD	
■ На земле: ИНФОРМАЦИЯ ЭКИПАЖУ О СОСТОЯНИИ СИСТЕМЫ. ■ В полете: Действий экипажа не требуется, если CAB ALT и RATE и ΔP в норме. ● Если нештатное изменение CAB ALT и RATE и ΔP: – MAX FL 100/MEA	
● Если нештатное изменение CAB ALT и RATE и ΔP: – MAX FL 100/MEA	СТАТУС ОТКАЗАВШИЕ СИСТЕМЫ

Рис. 140. Процедура QRH «DOORS FWD(L) HATCH NOT CLOSED»

В 14:54:50 заданная скорость была установлена для разгона ВС на значение 230 kt, оговоренное на предполетном брифинге.

В 14:54:53 экипаж установил заданное значение вертикальной скорости 938 ft/min, а на высоте QNH $\approx$ 3500 ft на обоих высотомерах экипажем установлено стандартное давление «STD» (1013 hPa).

В 14:55:02, при скорости $\sim$ 160 kt, экипаж установил ручку управления механизацией крыла (РУМК) из положения «FLAPS 2» в положение «FLAPS 1». В процессе уборки механизации КВС принял решение установить связь с диспетчером с целью получения разрешения продолжить набор высоты. Второй пилот, по его команде, установил заданное значение скорости для соответствующего положения механизации крыла «FLAPS 1» – 180 kt.

В 14:55:02 при скорости 160 kt ручка управления механизацией крыла из положения «FLAPS 2» была установлена в положение «FLAPS 1». В 14:55:17 на FDR зафиксирована РК «Предупреждение: «Расхождение в показаниях по скорости» длительностью не более 1 с.

В дальнейшем имело место периодическое кратковременное срабатывание сигнализации уровня CAUTION (высвечивание центрального светового огня (ЦСО) желтого цвета «CAUTION») с выдачей звуковой сигнализации «CHIME» и CAS-сообщения на EWD «NAV ADS DISAGREE» янтарного цвета. С 14:55:17 до 14:55:59 в течение 42 с периодически, от одной до трех секунд, происходило срабатывание сигнализации «NAV ADS DISAGREE» янтарного цвета с переходом в белый цвет (при снятии РК «Предупреждение: «Расхождение в показаниях по скорости»»). Вид индикации CAS-сообщения «NAV ADS DISAGREE» представлен на Рис. 141.



Рис. 141. Имитация индикации CAS-сообщения «NAV ADS DISAGREE» на EWD тренажера

В это время экипаж вел радиообмен с диспетчером Домодедово-Круг по согласованию изменения эшелона полета и выполнял действия по установке режима набора высоты при включенных автопилоте и автомате тяги.

В 14:56:01 экипаж приступил к обсуждению ситуации, связанной с появлением сигнализации «NAV ADS DISAGREE», при этом второй пилот команду на начало выполнения процедуры QRH «NAV ADS DISAGREE», в отступление от эксплуатационных рекомендаций главы 05.10 QRH, не подал. Порядок подачи команды на начало выполнения ЧЕКЛИСТА представлен (выделен по тексту) на Рис. 142.

 Оперативный сборник экипажа	АВАРИЙНЫЕ И ОСОБЫЕ ПРОЦЕДУРЫ ВВЕДЕНИЕ	A-45	5
		05.10	

ПРИМЕНЕНИЕ ПРОЦЕДУР ПО ЛОКАЛИЗАЦИИ ПОЖАРА

Пожар на земле и особенно в полете - одна из самых опасных ситуаций, с которыми может столкнуться летный экипаж. Без своевременных и энергичных действий по локализации пожара ситуация в течение короткого периода времени может стать неконтролируемой.

Принимая во внимание опасность ситуации, летный экипаж должен приступить к выполнению соответствующей процедуры при любой индикации о пожаре в следующих случаях:

● Процедура ENG L(R) FIRE (ON GROUND/IN FLIGHT):

- на EWD индицируется сообщение ENG L(R) FIRE, или
- на пульте ENG FIRE L(R) светится кнопка-табло ENG FIRE PUSH левого и/или правого двигателя, или
- на выключателе ENG MASTER левого и/или правого двигателя светится надпись FIRE

● Процедура APU FIRE:

- на EWD индицируется сообщение APU FIRE, или
- на пульте APU FIRE светится кнопка-табло APU FIRE PUSH

● Процедура FWD (AFT) CRGO FIRE BAY (ON GROUND/IN FLIGHT):

- на EWD индицируется сообщение FWD (AFT) CRGO FIRE BAY, или
- на пульте CARGO FIRE на кнопке-табло CARGO FWD (AFT) светится надпись FIRE.

НАЧАЛО ВЫПОЛНЕНИЯ ЧЕКЛИСТА

Выполнение действий, указанных в ЧЕКЛИСТЕ, начинается по команде пилота PF.

Не предпринимайте никаких действий по ЧЕКЛИСТУ (за исключением отключения звуковой сигнализации кнопкой-табло WARN) до тех пор пока:

- не установлена безопасная траектория полета, и
- самолет не достиг высоты как минимум 400 ft над уровнем ВПП, если отказ произошел при выполнении взлета или прерванного захода на посадку (ухода на второй круг).

Высота 400 ft рекомендуется потому, что время, отводимое для занятия этой высоты, достаточно, как для стабилизации траектории полета, так и для задержки начала выполнения действий по ЧЕКЛИСТУ.

В некоторых особых ситуациях пилот PF может дать команду на выполнение действий по процедуре до достижения высоты 400 ft.

Рис. 142. Эксплуатационные рекомендации (глава 05.10 QRH)

Следует отметить, что сообщения, индицирующиеся желтым цветом, не требуют экстренных действий экипажа (располагаемое время для парирования отказа более 15 с).

Примечание: FCOM (RRJ-95 Руководство по летной эксплуатации)

«Желтый уровень (CAUTION)»

*Это предупреждающие сообщения, индицирующиеся желтым цветом, которые требуют немедленного уведомления экипажа с возможными последующими корректирующими действиями, при этом **располагаемое время для парирования отказа более 15 сек.**».*

Экипаж выполнил предусмотренную QRH перекрестную проверку показаний скорости на PFD 1, PFD 2 и на резервном пилотажном приборе (IESI). KBC озвучил показания скорости PFD 1 – 190 kt, второй пилот озвучил показания скорости PFD 2 – 180 kt и IESI – 190 kt. В процессе перекрестной проверки показаний скорости РК «Предупреждение: «Расхождение в показаниях по скорости»» снималась, и разница в индикации скорости не превышала допустимых пределов – 10 kt (Рис. 143).

Экипаж продолжил ведение радиообмена с органами УВД, в процессе чего, в 14:56:24, высвечивание CAS-сообщения на EWD «NAV ADS DISAGREE» прекратилось.

В условиях отсутствия признаков отказа экипаж прекратил выполнение процедуры QRH «NAV ADS DISAGREE».

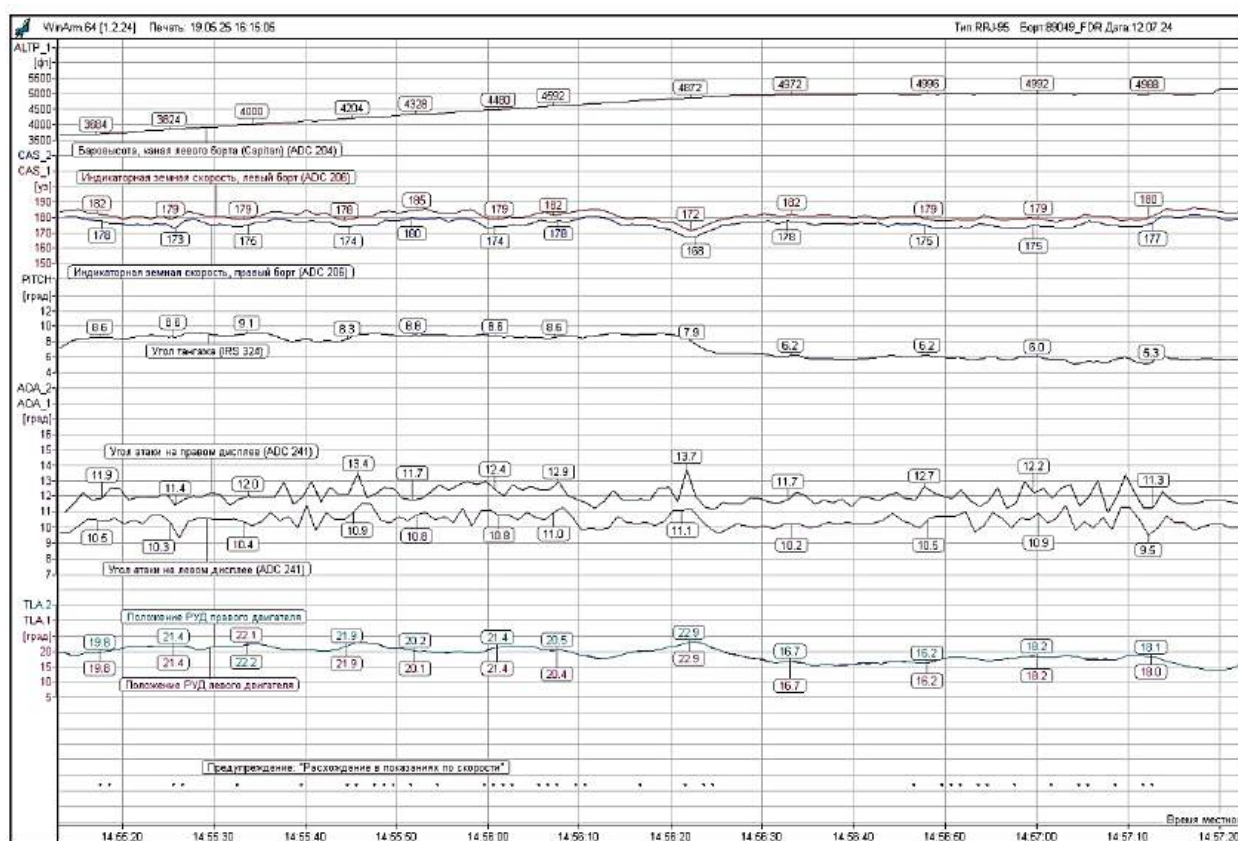


Рис. 143. Регистрация РК «Расхождение в показаниях скорости»

В дальнейшем экипаж вел радиообмен с диспетчерами аэродромов Луховицы (Третьяково) и Москва (Домодедово). После перехода под управление диспетчера «Домодедово-Круг» второй пилот доложил о принятии от него информации о давлении QNH

через радиостанцию УКВ1, настроенную на частоту аэродрома вылета Луховицы (Третьяково).

В процессе ведения радиообмена с диспетчерами УВД произошло еще 8 кратковременных (от 1 до 3 с) срабатываний сигнализации «NAV ADS DISAGREE». Последнее срабатывание сигнализации «NAV ADS DISAGREE» зарегистрировано в 14:57:12. Второй пилот обратил внимание на неустойчивое (периодическое) срабатывание центрального сигнального огня «CAUTION»: *«Она туда-сюда что-то caution»*.

Аварийные и особые процедуры в соответствии с положениями главы 5.10 QRH должны выполняться летным экипажем в случае, если:

«отказ обнаружен системой EICAS, или

отказ обнаружен летным экипажем или возникли условия ненормальной эксплуатации».

Сигнализация о расхождениях в показаниях скорости «NAV ADS DISAGREE» носила кратковременный и неустойчивый характер (исчезала с экрана EWD) и в 14:57:13 РК «Предупреждение: «Расхождение в показаниях по скорости» полностью снялась, отказ системой EICAS обнаружен не был, отказавшая ADS системой не определена.

Действия экипажа в случае неустойчивого проявления и последующего снятия сигнализации (CAS-сообщения на EWD, в том числе – «NAV ADS DISAGREE») летной документацией не регламентированы. В данной ситуации КВС, наиболее вероятно, оценил срабатывание сигнализации «NAV ADS DISAGREE» как недостоверную, принял решение о нецелесообразности продолжения действий по процедуре QRH «NAV ADS DISAGREE» и продолжил ведение радиообмена с органами УВД.

Дополнительно согласовав с РП аэродрома Луховицы (Третьяково) и диспетчером «Домодедово-Круг» условия полета, установив заданную высоту (8992 ft), экипаж в 14:57:33 перевел ручку управления механизацией крыла из положения «FLAPS 1» в положение «FLAPS 0». Началась синхронная уборка закрылков и предкрылков. В 14:57:36 КВС подал команду *«Набирай!»*, после чего в продольном канале АП был активирован режим «НАБОР»/«CLIMB», одновременно АТ перешел в режим стабилизации тяги (THRUST) номинального режима, экипаж на FCP установил скорость 253 kt.

После нажатия селекторной кнопки «ALT» на FCP в 14:57:38 самолет в набор высоты не перешел. Второй пилот обратил внимание КВС на отсутствие перехода ВС в набор высоты: *«Подожди, что-то thrust climb. Куда там она? Смотри...»*.

Невыполнение автопилотом перевода самолета в набор заданной высоты, при отсутствии инструментальных признаков отказов систем и оборудования ВС, стало

неожиданным для экипажа и вызвало появление эмоционального компонента – беспокойство.

Второй пилот дважды отклонил БРУ на себя на полный ход, в результате чего произошло отключение автопилота. КВС, с целью предотвращения снижения ВС, отклонил БРУ «на себя». В 14:57:52 КВС нажатием кнопки приоритета на БРУ, переключил управление самолетом на себя и подал команду: *«I have control»*. Второй пилот подтвердил передачу управления КВС: *«You have control»* и, наблюдая переход самолета на снижение, сообщил КВС: *«Смотри, у нас высота куда-то... Четыре... 4-500»*. КВС начал уменьшать режим работы двигателей. В процессе перемещения РУД был отключен автомат тяги. На 14:57:57 РУД были установлены в положение IDLE.

В 14:57:58 показания скорости на PFD 1 составляли 280 kt (при заданной 253 kt), что КВС определил, как отказ – *«недостовверная индикация скорости»*, о чем информировал второго пилота: *«Air speed unreliable, Влад»*. Второй пилот подтвердил определение отказа: *«Unreliable speed»*.

В 14:57:59 при практически полном отклонении БРУ «на себя» угол снижения начал уменьшаться – рост скорости прекратился.

В 14:58:00, на снижении, в процессе изменения тангажа произошло срабатывание ЦСО «CAUTION» с выдачей звуковой сигнализации «CHIME» и CAS-сообщение «NAV ADS 3 FAULT», свидетельствующее об отбраковке ADS 3 (Рис. 144). Экипаж начало процедуры «NAV ADS 3 FAULT» не озвучил.

Согласно QRH (Рис. 86) *«Допускается индикация сообщения NAV ADS 3 FAULT в полете при резком изменении угла тангажа, на снижении и на пробеге на скорости менее 60 kt. До скорости 60 kt индикация сообщения NAV ADS 3 FAULT сопровождается индикацией «CHECK CAS» на дисплее PFD. Действий экипажа не требуется»*.

Эксплуатационными рекомендациями главы 05.10 QRH (Рис. 142) определено: *«Не предпринимайте никаких действий по ЧЕКЛИСТУ (за исключением отключения звуковой сигнализации кнопкой-табло WARN) до тех пор, пока:*

- не установлена безопасная траектория полета...».

Ввиду отбраковки СДУ ADS 3, выполнение (невыполнение) процедуры «NAV ADS 1(2)(3) FAULT» на развитие особой ситуации влияния не оказало.



Рис. 144. Имитация индикации CAS-сообщения «NAV ADS 3 FAULT» на EWD тренажера

К 14:58:03 часть процедур QRH «Недостовверная индикация скорости» (Рис. 82), предусмотренных к выполнению «по памяти», были выполнены.

Автопилот, автомат тяги были отключены, воздушные тормоза убраны (AP – OFF; A/T – DISC; SPEEDBRAKES – CHECK RETRACTED). Система директорного управления (FD) экипажем не отключалась, что, при отключенных автопилоте и автомате тяги, влияния на управление ВС не оказало.

КВС предпринял действия по выводу самолета из снижения и установлению режима полета в соответствии с процедурой QRH «по памяти». РУД двигателей были переведены в положение «CLIMB», БРУ была полностью отклонена «на себя».

В соответствии с процедурой QRH (Рис. 82): «На высоте MSA или выше, или на высоте круга переведите самолет в горизонтальный полет, используя таблицу «PICH/AoA/THRUST» для определения недостоверной ADS».

КВС перевел самолет в горизонтальный полет.

Наиболее вероятно, КВС, наблюдая завышенные показания углов атаки, ослабил усилия на БРУ и, в соответствии с процедурой QRH «Недостовверная индикация скорости», переместил РУД на увеличение режимов работы двигателей (до «РУД=31°» к 14:58:14, что привело к росту скорости.

Оценив высотно-скоростные параметры полета, КВС поставил задачу второму пилоту доложить органу УВД о возникновении особой ситуации в полете, связанной с недостоверными показаниями скорости: «*Скажи unreliable speed*».

Передаваемая вторым пилотом через УКВ1 информация «*Unreliable speed*» не доходила до требуемого абонента (диспетчер «Домодедово-круг»), так как второй пилот не переключил связь на радиостанцию УКВ2, на которой была установлена частота Домодедовского центра ОВД. В последующем неопределенность ситуации в сочетании с отсутствием обратной связи с диспетчером «Домодедово-круг» способствовали нарастанию уровня нервно-психического напряжения членов экипажа.

С 14:58:16 экипаж полностью переключился на внутрикабинную деятельность и прекратил ведение радиообмена с диспетчером. Вероятно, экипаж пытался определить причину отсутствия ожидаемой реакции воздушного судна на управляющие воздействия. При этом речь второго пилота (резкая, обрывистая, оживленная с повышением интонаций) свидетельствует о появлении у него признаков состояния тревоги (стресса).

Неопределенность особой складывающейся особой ситуации в полете для экипажа, была обусловлена отсутствием ожидаемой реакции воздушного судна на управляющие воздействия экипажа, завышенными значениями углов атаки, не соответствующими индицируемым значениям скорости и отсутствием в QRH рекомендаций летному составу по действиям при отказе ДУА (Сводным перечнем особых ситуаций самолета RRJ-95 не предусмотрены)²⁴.

КВС, вероятно, принимая показания скорости, как недостоверные, и, наблюдая завышенные значения углов атаки, с целью увеличения скорости переместил РУД на увеличение режима (до $\alpha_{РУД}=35^\circ$). Второй пилот, подтвердил завышенные значения углов атаки, обратил внимание КВС: «*Угол атаки смотри какой*».

Выполнение процедуры QRH «Недостоверная индикация скорости» экипажем завершено не было, так как после превышения значения приборной скорости $V_{mo}=308$ kt (Рис. 87) в 14:58:22 произошло срабатывание автоматической защиты от превышения скорости, сопровождаемое речевым сообщением «OVERSPEED» и отклонением интерцепторов. Экипаж уменьшил режим работы двигателей (до $\alpha_{РУД}=21^\circ$). Скорость уменьшилась, интерцепторы начали убираться, самолет перешел в набор высоты.

В 14:58:34 второй пилот повторно обратил внимание на завышенные показания углов атаки: «*Смотри, у нас угол атаки большой*», после чего режим работы двигателей был увеличен (до $\alpha_{РУД}=28^\circ$), скорость снова начала расти. В процессе распознавания

²⁴ Согласно требуемому и подтверждаемому при сертификации уровню отказобезопасности относится к практически невероятным событиям (вероятность менее чем 1×10^{-9}).

особой ситуации периодическое увеличение оборотов двигателей экипажем, наиболее вероятно, было обусловлено ощущениями КВС, характерными для пилотирования ВС на малых скоростях и больших углах атаки, а также в соответствии с рекомендациями QRН «Недостовверная индикация скорости»: *«если значение угла тангажа/угла атаки больше заданного, увеличьте тягу и выдерживайте высоту полета»* (Рис. 145).

16	A-30	АВАРИЙНЫЕ И ОСОБЫЕ ПРОЦЕДУРЫ	 RRJ-95 Оперативный сборник экипажа
	05.34		
		НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	

Продолжение с предыдущей страницы

● To level off: – PITCH / AOA / THRUST TABLE.....APPLY				
PITCH / AoA/ THRUST FOR LEVEL OFF				
		WEIGHT		
		45 t	40 t	35 t
SLATS / FLAPS EXTENDED				
FLAPS lever	PITCH/ AoA	THRUST %N1 (Resultant speed)		
3	3.5°	66% (180 kt)	64% (170 kt)	62% (160 kt)
2	5°	68% (180 kt)	64% (170 kt)	62% (160 kt)
1	5°	64% (220 kt)	61% (210 kt)	58% (200 kt)
CLEAN CONFIGURATION (FLAP 0/FLAP ICE)				
FL	PITCH/ AoA	THRUST % N1 (Resultant speed)		
100	4°	67% (260 kt)	65% (255 kt)	63% (250 kt)
200	3.5°	75% (260 kt)	73% (255 kt)	71% (250 kt)
300	3°	84% (260 kt)	82% (255 kt)	79% (250 kt)
above 300	3°	88% (255 kt)	86% (250 kt)	84% (250 kt)
– V/S INDICATION ON PFD..... MONITOR – GPS / GLONASS STATUS 2/2 PAGE..... DISPLAY ON MCDU Индикация MSL ALT и VER SPD может быть использована для подтверждения того, что самолет находится в горизонтальном полете. <u>Примечание:</u> Барометрическая высота может отличаться от высоты MSL ALT, вычисленной GPS/GLONASS.				
<u>FLYING TECHNIQUE TO STABILIZE SPEED</u>				
Стабилизируйте высоту полета. После стабилизации высоты.				
– если значение угла тангажа/угла атаки больше заданного, увеличьте тягу и поддерживайте высоту полета.				
– если значение угла тангажа/угла атаки меньше заданного, уменьшите тягу и поддерживайте высоту полета.				
При достижении заданного значения угла тангажа/угла атаки, поддерживайте тягу так, чтобы сохранить заданное значение угла тангажа/угла атаки, не допуская отклонения угла тангажа/угла атаки $\pm 0.5^\circ$ от заданной величины.				

Продолжение на следующей странице

Рис. 145. QRH «Недостоверная индикация скорости»

На фоне срабатывания сигнализации о превышении скорости «OVERSPEED» и завышенных показаний углов атаки, экипаж предпринимал попытки разобраться в ситуации, при наличии информации об «отказавшей» ADS 3 и незначительных расхождениях в показаниях скорости ADS 1 и ADS 2:

«14:58:34 – КВС: может, потому что режим хороший, так...»

14:58:37 – второй пилот: так, а...

14:58:40 – второй пилот: смотри, это...

14:58:40 – КВС: Датчик угла атаки что ли не работает?

14:58:42 – второй пилот: да, и вообще ни...».

В 14:58:40 тангаж достиг значения плюс 4.9°, после чего, в результате срабатывания защиты от превышения скорости, произошел повторный выпуск интерцепторов, рули высоты СДУ отклонились на пикирование и самолет перешел на снижение.

В процессе снижения самолета КВС предпринимал действия, направленные на предотвращение развития особой ситуации отклонением БРУ «на себя» до полного хода, при этом суммарный сигнал СДУ был на пикирование.

Внутрикабинные переговоры свидетельствуют об отсутствии определения экипажем причин особой ситуации. На указанном участке полета, вероятно, произошло осознание экипажем катастрофического характера ситуации, сопровождавшееся выраженным стрессом.

На конечном участке полета практически неуправляемого экипажем самолета, на пикировании отмечается перестановка РУД («CLIMB» – «IDLE» – «TOGA» – «IDLE»), вероятно, обусловленная состоянием крайнего психического напряжения экипажа в условиях отсутствия возможности управления самолетом и угрозы неминуемой гибели, и могла иметь характер пробных (гностических) движений, выполняя которые пилот пытался оценить реакцию самолета.

Согласно QRH «Недостоверная индикация скорости» после стабилизации ВС в горизонтальном полете экипажу требуется определить недостоверную(ые) ADS используя таблицу PITCH/AoA/THRUST (стр. 16 главы 05.34).

Предпринятыми действиями экипажа самолет в горизонтальном полете стабилизирован не был, что исключало использование таблицы PITCH/AoA/THRUST.

В результате одновременного срабатывания автоматической защиты от превышения скорости, а также защиты от превышения угла атаки самолет перешел на снижение, после чего предотвратить столкновение ВС с земной поверхностью не представлялось возможным.

По результатам предварительно разработанных вариантов предотвращения авиационного происшествия методом математического моделирования (1.18.7 настоящего отчета), а также экспериментами на стенде «Электронная Птица» (раздел 1.18.9 настоящего отчета) была подтверждена возможность предотвращения авиационного происшествия уменьшением режима работы двигателей с целью недопущения превышения V_{mo} , или переводом СДУ в режим «DIRECT MODE» при реализации процедуры QRH «Недостовверная индикация скорости» с момента обнаружения экипажем признаков отказа в 14:58:00.

Следует отметить, что эксперимент на стенде «Электронная Птица» выполнялся летчиками-испытателями и опытными пилотами-инструкторами.

Парирование особой ситуации осуществлялось по заранее продуманным сценариям, а перевод СДУ в режим «DIRECT MODE» выполнялся как действие по памяти, что летной документацией не предусмотрено.

По результатам анализа тренажерной подготовки КВС и второго пилота за последние пять лет установлено, что они регулярно выполняли тренировки, а также проверялись в действиях по процедурам QRH: «Превышение максимальной скорости»; «Расхождение показаний скорости и высоты между ADS»; «Недостовверная индикация скорости»; «Отказ 1(2)(3) ADS».

Из результатов оценки подготовленности летно-инструкторского состава ООО Авиапредприятие «Газпром авиа» следует, что уровень их знаний и методических навыков обеспечивал выполнение задач по подготовке пилотов и контролю за поддержанием необходимых летных навыков.

Таким образом, уровень подготовленности КВС и второго пилота по вышеуказанным действиям комиссией оценивается, как достаточный.

Проведенным экспериментом на тренажере FFS RRJ-95 АУЦ «ПАТА» (см. раздел 1.18.11 настоящего отчета) с участием экипажей различных авиакомпаний установлено, что выполнение процедуры QRH «Недостовверная индикация скорости» вызывает повышение психологического напряжения экипажей, при этом от момента обнаружения отказа «Недостовверная индикация скорости» до перевода СДУ в режим «DIRECT MODE» потребовалось время от 7 мин и более.

Из анализа действий экипажа самолета RRJ-95LR-100 RA-89049, а также экипажей – участников экспериментов на стенде «Электронная Птица» установлено, что процедурой QRH «Недостовверная индикация скорости» не предусмотрены действия при ухудшении характеристик управляемости и невозможности стабилизировать ВС в горизонтальном полете. Также выполнение процедуры QRH «Недостовверная индикация скорости», в том

числе с использованием таблицы PITCH/AoA/THRUST, не предусматривает возможное расхождение между значениями углов тангажа и углов атаки, и не дает рекомендации летному составу в подобных ситуациях.

Технические возможности тренажера FFS RRJ-95 также не позволяют имитировать завышения показаний от двух и более ДУА и отработать действия летного состава при недостоверных показаниях углов атаки.

Учитывая, что предусмотреть все варианты развития особой ситуации при симметричной неправильной установке двух и более датчиков углов атаки невозможно (является практически невероятным событием), внесение в QRH отдельных процедур нецелесообразно.

Дополнительные рекомендации (бюллетень) для летного состава в части, касающейся особой процедуры «Функция ограничения угла атаки» (раздел 5.1 настоящего отчета), повысят информированность экипажей для принятия решений при возникновении особых ситуаций в полете.

3. Заключение²⁵

Авиационное происшествие с самолетом RRJ-95LR-100 RA-89049 произошло днем, в визуальных метеорологических условиях, при выполнении перелета на аэродром базирования после его технического обслуживания, в результате перехода самолета на снижение и последующего столкновения с земной поверхностью.

Переход воздушного судна на снижение был обусловлен активацией и одновременной работой функций защиты системы дистанционного управления по максимальной скорости полета и по углу атаки.

Активация функции защиты по скорости стала возможной в результате превышения ограничения приборной скорости экипажем из-за неопределенности возникшей особой ситуации в полете, выразившейся в отсутствии ожидаемой реакции воздушного судна на управляющие воздействия экипажа, завышенных значениях углов атаки, не соответствующих индицируемым значениям скорости и в отсутствии рекомендаций летному составу по действиям при отказе ДУА (Сводным перечнем особых ситуаций самолета RRJ-95 не предусмотрены).

Функция ограничения угла атаки была активирована из-за достижения значения консолидированного угла атаки границы начала ее работы вследствие недостоверных (завышенных) показаний углов атаки двух основных систем воздушных сигналов.

Недостоверные показания углов атаки самолета явились следствием перепутывания накладок датчиков углов атаки левого и правого бортов воздушного судна при их демонтаже/монтаже в результате нарушения требований Руководства по технической эксплуатации RRJ-95 в процессе технического обслуживания воздушного судна на авиаремонтном предприятии.

²⁵ Согласно Приложению 13 «Расследование авиационных происшествий и инцидентов» к Чикагской конвенции, определение причин и способствующих факторов АП «не предполагает возложения вины или установления административной, гражданской или уголовной ответственности».

4. Недостатки, выявленные в ходе расследования

Выявленные недостатки приведены по тексту окончательного отчета.

5. Рекомендации по повышению безопасности полетов

5.1. Меры по повышению безопасности полетов, принятые в ходе расследования в соответствии с рекомендациями Комиссии

ПАО «Яковлев»:

- подготовлено и 14.07.2024 направлено эксплуатантам информационное письмо № IL-RRJ95-34-00053 о необходимости строгого соблюдения требований РЭ по замене датчиков угла атаки (25-Т341, 26-Т341, 23-Т341, 24-Т341);

- разработаны рекомендации летному составу и, с 04.12.2024, введен в действие Бюллетень для летного экипажа № 21 «Функция ограничения угла атаки – особая процедура» с внесением в раздел 4.00 «Аварийные и особые процедуры» Руководства по летной эксплуатации RRJ-95;

- с целью исключения возможности неправильной установки накладки ДУА с 28.12.2024 введен в действие бюллетень SB-RRJ-34-0675 для самолетов RRJ-95 «Пилотажно-навигационное оборудование – Несъемная установка накладок ДУА» (РЭ RRJ-A-34-00-00-00675-930A-A).

5.2. Рекомендации по повышению безопасности полетов

5.2.1 Авиационным властям Российской Федерации информацию о результатах расследования авиационного происшествия с самолетом RRJ-95LR-100 RA-89049 довести до авиационного персонала ГА.

5.2.2 Авиационным компаниям (эксплуатантам), эксплуатирующим самолеты типа RRJ-95 организовать контроль выполнения требований Бюллетеня для летного экипажа № 21 и бюллетеня SB-RRJ-34-0675 для самолетов RRJ-95.

5.2.3 Организациям по техническому обслуживанию воздушных судов гражданской авиации:

- работы по демонтажу/монтажу ДУА осуществлять в строгом соответствии с требованиями бюллетеня SB-RRJ-34-0675 (РЭ RRJ-A-34-00-00-00675-930A-A);

- пересмотреть перечень работ по техническому обслуживанию воздушных судов, подлежащих пооперационному контролю.

5.2.4 Центру технического обслуживания и ремонта воздушных судов гражданской авиации подразделения филиала ПАО «ОАК» Луховицкий авиационный завод им. П.А. Воронина ведение технической документации и порядок хранения авиационно-технического имущества на складе привести в соответствие с регламентирующей документацией.