

МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ

«УЛЬЯНОВСКИЙ ИНСТИТУТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ
ИМЕНИ ГЛАВНОГО МАРШАЛА АВИАЦИИ Б.П.БУГАЕВА»

Факультет: Летной эксплуатации и управления воздушным движением

Кафедра: Авиационной техники

Направление подготовки (специальность): 25.05.05 – Эксплуатация воздушных судов и
организация воздушного движения

Специализация: 25.05.05_01 – Организация летной работы

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ
Заведующая кафедрой АТ

О.В. Максимова

(подпись)

«18»

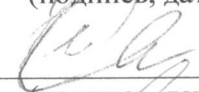
06

2018г.

ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА

к выпускной квалификационной работе в форме дипломной работы
на тему:

КОНСТРУКЦИЯ И ЛЕТНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ ПРИЕМНИКОВ ПОЛНОГО
И СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ ВС SSJ-100

Курсант	Н.Ю. Лаврентьев	/		14.06.18
	(Ф.И.О.)		(подпись, дата)	
Руководитель	Л.И. Князева	/		14.06.18
	(Ф.И.О.)		(подпись, дата)	
Консультант	Н.С. Бойко	/		13.06.18
	(Ф.И.О.)		(подпись, дата)	
Рецензент	Н.А. Денисов	/		15.06.18
	(Ф.И.О.)		(подпись, дата)	
Нормоконтроль проведен	Т.Г. Алексеева	/		13.06.18
	(Ф.И.О.)		(подпись, дата)	

Ульяновск 2018

АННОТАЦИЯ

Выпускная квалификационная работа «Конструкция и летная эксплуатация приемников полного и статического давления ВС SSJ-100» рассматривает современное воздушное судно, его системы и характеристики, а также особенности конструкции и летной эксплуатации приемников полного и статического давления, раскрывает недостатки и возможные неисправности устанавливаемых на данный момент приемников, а также их электрообогрева. Представлены возможные решения, для снижения, или полного устранения выявленных недостатков, напрямую влияющих на безопасность и комфорт как членов экипажа, так и пассажиров.

Составлены структурные схемы обогрева приемников и датчиков системы воздушных сигналов самолетов SSJ-100

Рассмотрено влияние отказов данных приемников и системы в целом, проведен анализ и даны рекомендации, как компании производителю данных самолетов, так и авиакомпаниям и летному составу.

В специальном разделе рассмотрены вопросы влияния неработоспособности приемников полного давления, проанализированы авиационные события связанные с отказами важнейших приемников системы воздушных сигналов.

Пояснительная записка к дипломной работе изложена на 68 страницах, содержит 31 рисунок, 1 таблицу, список использованных источников состоит из 11 наименований.

СОДЕРЖАНИЕ

ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ И СОКРАЩЕНИЯ	5
ВВЕДЕНИЕ	7
1 Общая характеристика ВС самолета SSJ-100.....	9
1.1 История создания самолета	9
1.2 Основные конструктивные особенности ВС RRJ-95 (SSJ-100).....	11
1.3 Система управления самолетом	14
1.4 Топливная система самолета	15
1.5 Гидравлическая система самолета	16
1.6 Шасси.....	17
1.7 Система кондиционирования воздуха.....	19
2 Системы и приборы измерения воздушных параметров полета	21
2.1 Приемники полного и статического давления.....	25
2.1.1 Приемник полного давления (PITOT PROBE)	25
2.1.2 Приемник статического давления (STATIC PROBE)	27
2.1.3 Система электрообогрева приемников и датчиков	29
2.2 Модуль и вычислитель воздушных сигналов.....	32
2.2.1 Модуль воздушных сигналов	32
2.2.2 Вычислитель воздушных сигналов	33
2.3 Принцип вычисления и отображения воздушных параметров полета на самолетах SSJ 100	35
2.4 Влияние неисправностей приемников полного и статического давлений	42
2.5 Предложения по улучшению функционирования приемников полного и статического давлений на ВС SSJ100	45
3 Анализ авиационных событий, связанных с отказом приёмников полного и статического давлений.....	49
3.1 Airbus A-330-203, F-GZCP в Атлантике 01.06.2009	49
3.2 RRJ-95B, RA-89056, международный аэропорт Шереметьево 05.12.16 ...	53
3.3 RRJ-95B, RA-89014, международный аэропорт Шереметьево 04.02.2018	55
3.4 RRJ-95B, RA-89106 в районе а/п Шереметьево 05.02.2018	58

3.5 Ан-148-100В, RA-61704 район н.п. Аргуново Раменского района 11.02.2018	61
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	66
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ	68

ОПРЕДЕЛЕНИЯ, ОБОЗНАЧЕНИЯ И СОКРАЩЕНИЯ

ВП	– второй пилот
ВС	– воздушное судно
КВС	– командир воздушного судна
МС	– место стоянки
ПОО	– противообледенительная обработка
ППД	– приемник полного давления
ПСД	– приемник статического давления
РЛЭ	– руководство по летной эксплуатации
СВС	– система воздушных сигналов
СМУ	– сложные метеорологические условия
ТО	– технический осмотр
ACS	– Air Conditioning System (система кондиционирования воздуха)
ADC	– Air Data Computer (вычислитель системы воздушных сигналов)
ADIRS	– Air Data and Inertial Reference System (совмещенная система состоящая из системы воздушных сигналов и инерциальной системы)
ADM	– Air Data Module (модуль воздушных сигналов)
ADS	– Air Data System (система воздушных сигналов)
AOA	– Angle of Attack (угол атаки)
CAS	– Calibrated Airspeed (индикаторная земная скорость)
CPIOM	– Core Processing and Input/Output Module (центральный процессор и модуль ввода/вывода)
EFIS	– Electronic Flight Instrument System (электронная система пилотажного оборудования воздушного судна)
FADEC	– Full Authority Digital Engine Controller (система автоматического управления двигателем)
FBWCS	– Fly-by-Wire Control System (электронная система дистанционного управления)

FMS – Flight Management System (вычислительная система самолетовождения)

IESI – Integrated Electronic Standby Instrument (интегрированный электронный резервный прибор)

IRS – Inertial Reference System (инерциальная система)

LGSCU – Landing Gear & Steering Control Unit (блок электронного управления шасси)

PFD – Primary Flight Display (индикатор основной полетной информации)

RCP – Reconfiguration Control Panel (пульт управления реконфигурацией)

RRJ – Russian Regional Jet (Российский региональный самолет)

TAT – Total Air Temperature (температура набегающего потока)

ВВЕДЕНИЕ

На сегодняшний день авиационная отрасль нашей страны активно развивается. После периода долгого «затишья» в области конструирования и производства воздушных судов, наступил новый виток гражданского авиастроения. Опытное конструкторское бюро ОКБ «Гражданских самолетов сухого» 14 мая 2008 года осуществило первый испытательный полет новейшего самолета Sukhoi Super Jet 100. Этот самолет стал прорывом для нашей авиации. Впервые за много лет, прошедших с момента начала эксплуатации таких самолетов как Ту-134, Як-42, был создан и введен в эксплуатацию реактивный самолет, предназначенный для выполнения региональных перевозок.

Трудно представить, но с момента первого полета этого самолета прошло уже 10 лет. За этот срок Sukhoi Super Jet 100 успел зарекомендовать себя с положительной стороны и стал пользоваться заслуженным уважением во многих авиакомпаниях страны и мира.

Однако за время эксплуатации был выявлен ряд негативных факторов, связанных с возникновением неисправностей в различных системах воздушного судна.

К одной из таких неисправностей относится неисправность приемников полного и статического давлений, влияющих на работу системы воздушных сигналов, а также, что немаловажно, на индикацию приборной скорости полета.

Данная проблема в основном обуславливается конструктивными особенностями приемников полного и статического давлений, в частности связано с попаданием воды в данные приемники с последующим ее замерзанием, что приводит к закупорке в линиях полного и статического давлений и возникновению вышеуказанных неисправностей.

В связи с этим видится актуальным создание данной работы, в которой будут отражены, особенности конструкции и летной эксплуатации

приемников полного и статического давлений самолета Sukhoi Super Jet 100, их связи с системами самолета, влияние на индикацию воздушных параметров полета.

Также на конкретных примерах рассмотрены случаи неисправностей данных приемников, а также даны рекомендации по предотвращению данных неисправностей в будущем на ВС SSJ100.

1 Общая характеристика ВС самолета SSJ-100

1.1 История создания самолета

Самолёт Sukhoi Superjet-100 – это ближнемагистральный пассажирский самолёт, разработанный российской компанией ЗАО «Гражданские самолёты Сухого» при поддержке иностранных компаний. Компания ЗАО «ГСС» была образована в 2000 году и специализируется в разработке, производстве, оборудовании и обслуживании гражданских самолётов, а также в обучении лётного персонала. Основным проектом компании считается как раз программа создания семейства региональных самолётов SSJ 100. В настоящее время семейство состоит из двух самолётов Sukhoi Superjet на 75 и 103 посадочных мест, в салоне располагается по пять пассажирских сидений в ряду[1].

Выпускаются самолёты в конфигурации с базовой дальностью полёта (SSJ100/75B, SSJ100/95B) и с увеличенной дальностью (SSJ100/75LR, SSJ100/95LR). Производством самолётов этого семейства занимаются ЗАО «КСС» и ОАО «КнААПО» (авиационное производственное объединение им. Гагарина) в городе Комсомольске-на-Амуре. К производству самолёта и комплектующих подключены более 30 компаний-поставщиков. Цифровая система дистанционного управления самолётом и система жизнеобеспечения поставляется немецкой компанией Liebherr Aerospace. Бортовое радиоэлектронное оборудование поставляется компанией Thales. Кроме того, используются продукты таких компаний, как Honeywell, Parker, Messier Dowty, Goodrich и других.

К началу 2000-х годов гражданские авиаперевозки в России проводились на достаточно устаревших самолётах, поэтому зачастую приходилось закупать зарубежную технику. Тогда компания «Сухой» решила разработать пассажирский самолёт. Для этого в составе компании было образовано закрытое акционерное общество «Гражданские самолёты Сухого». Разработка российского лайнера велась при сотрудничестве с американским

«Боингом», французской «Snecma» и НПО «Сатурн» (они занимались разработкой двигателя для лайнера). В 2005 году в городе Комсомольске-на-Амуре был открыт филиал ЗАО «ГСС», предназначенный для сбора нового авиалайнера. Уже через год на этом авиационном предприятии собрали первый RRJ, и в январе 2007 года его доставили в подмосковный Жуковский для проведения статических испытаний. Название спроектированного на базе RRJ самолёта – Sukhoi Superjet-100 – было представлено на авиасалоне Фарнборо (Великобритания) в 2006 году. Первое испытание нового авиалайнера на взлётно-посадочной полосе прошло 14 мая 2008 года, а 19 мая того же года Sukhoi Superjet совершил первый полёт, поднявшись на высоту 1200 метров. Успешно пройдя заводские и ресурсные испытания, в конце 2008 года самолёт совершил второй полёт на высоте уже 6000 метров. В течение 2009 года опытные образцы авиалайнера проходили программу сертификационных лётных испытаний, его проверяли сотрудники Европейского агентства по авиационной безопасности. Летом 2009 года первый полёт совершил лётный экземпляр лайнера, полностью оборудованный всеми системами и пассажирским салоном. Экспериментальные исследования и испытания закончились к концу 2010 года, когда специалистами была подтверждена безопасность самолётов семейства SSJ100. В феврале 2011 года ЗАО «ГСС» получил сертификат типа на лайнер SSJ100. Через несколько месяцев первый экземпляр самолёта, названный в честь Юрия Гагарина, был передан в эксплуатацию армянской авиакомпания Armavia. В феврале 2012 года Sukhoi Superjet-100 после наземных испытаний получил сертификат типа от EASA (Европейское агентство по безопасности полётов), позволяющий авиакомпаниям других стран, в которых используется этот стандарт, использовать самолёт для совершения перелётов. К началу 2018 года было произведено 156 самолётов, из них 60 самолётов находятся на хранении и не эксплуатируются (включая первый лётный экземпляр), один разбился во время демонстрационного

полёта в Индонезии, остальные 95 находятся в эксплуатации у российских авиалиний[1].

1.2 Основные конструктивные особенности ВС RRJ-95 (SSJ-100)

Пассажирский среднемагистральный самолет RRJ-95 представляет собой моноплан с низким расположением крыла стреловидной формы и управляемым горизонтальным стабилизатором, расположенным на хвостовой части фюзеляжа.

Два турбовентиляторных двигателя смонтированы в гондолах, которые подвешены к пилонам, прикрепленным к нижней поверхности левого и правого крыльев. Двигатели снабжены устройством для реверсирования тяги. Запуск двигателей воздушный. Масляная система для каждого двигателя автономная. Топливная система полностью автоматизированная, заправка топливом осуществляется снизу под давлением. Шасси самолета состоит из одной передней и двух главных стоек. Колеса передней стойки шасси управляемые. Кабина экипажа скомпонована с учетом возможности управления самолетом двумя пилотами. В кабине экипажа предусмотрено место для дополнительного члена экипажа. Пассажирский салон предусматривает возможность установки до 103 пассажирских кресел. Передний и задний багажно-грузовые отсеки расположены в подпольном пространстве с контролируемой температурой и давлением[1].

Самолет выпускается в двух основных модификациях: RRJ 95B (Basic) и RRJ-95LR (Long Range). Модификация самолета увеличенной дальности отличается от основной модификации большим количеством топлива на борту и увеличенной тягой двигателя на 5%. Конструкция планера и двигателя двух модификаций идентична.

Часть механизации крыла, а также носовой обтекатель и обтекатель корневой части крыла выполнены из композиционных материалов, что позволило уменьшить общий вес конструкции и увеличить коммерческую нагрузку.

Общий вид самолета представлен на рисунках 1,2 и 3.



Рисунок 1- Общий вид самолета SSJ100



Рисунок 2- Самолет SSJ100

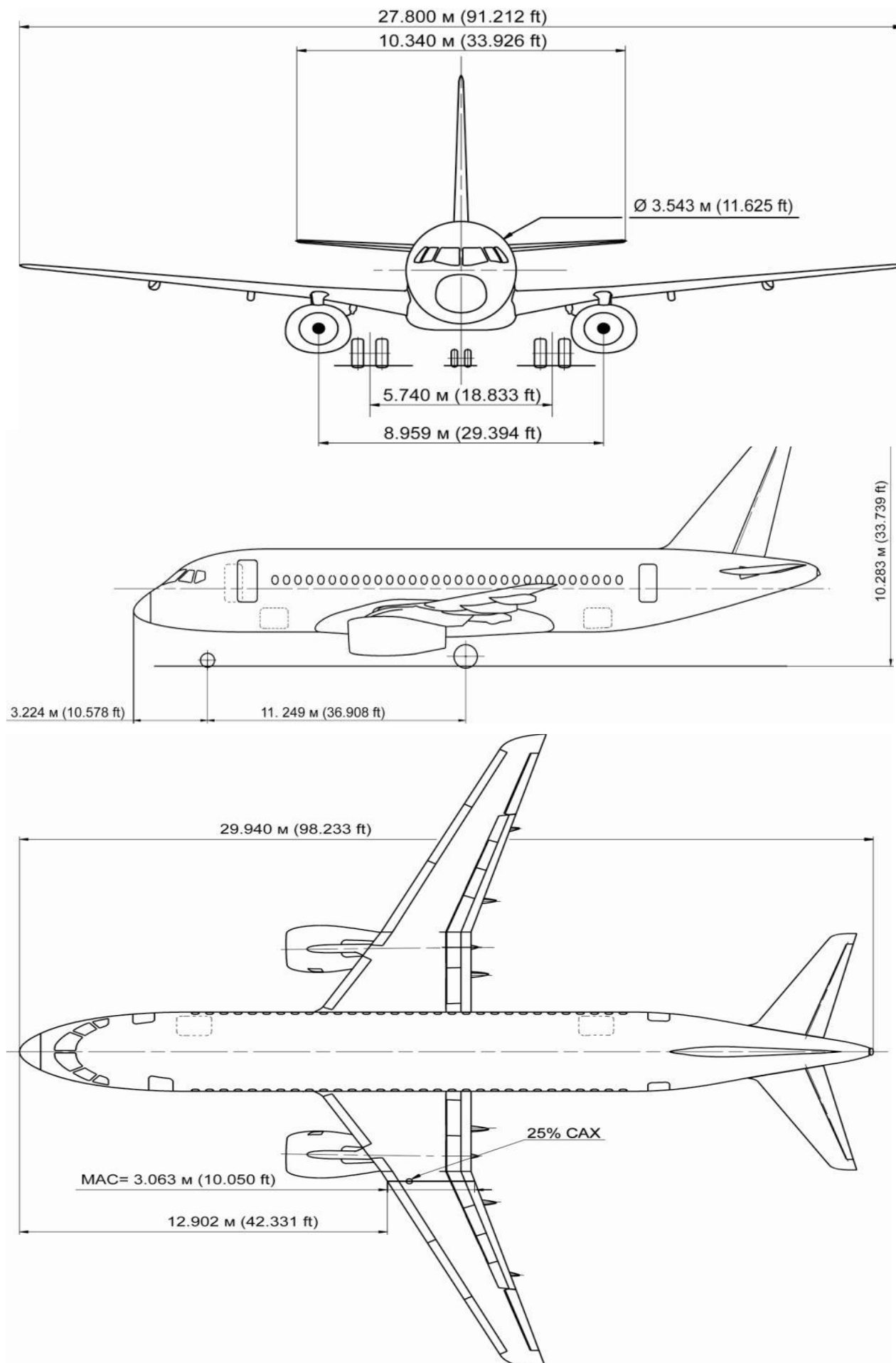


Рисунок 3- Общий вид самолета SSJ100 в трех проекциях

1.3 Система управления самолетом

Система управления самолетом представляет собой электронную систему дистанционного управления (FBWCS) без механического соединения органов управления самолетом, расположенных в кабине экипажа, с аэродинамическими управляющими поверхностями[2].

Пилоты, используя органы управления в кабине экипажа, осуществляют управление самолетом по тангажу, крену и рысканию. Вычислительная часть системы FBWCS обрабатывает сигналы, поступающие от датчиков системы FBWCS и от взаимодействующих систем самолета, вычисляет команды управления, в соответствии с которыми, исполнительные приводы органов управления в кабине экипажа, и через канал управления устанавливает аэродинамические управляющие поверхности в заданное пилотами положение с целью выполнения полета по расчетной траектории, обеспечивая при этом:

- оптимальные характеристики устойчивости и управляемости самолета во всей допустимой области полета
- автоматическое ограничение предельных режимов полета по углу атаки, скорости и перегрузке
- автоматическую стабилизацию крена и тангажа достигнутых к моменту снятия усилий с боковой ручки управления самолетом в процессе ручного пилотирования самолетом[2].

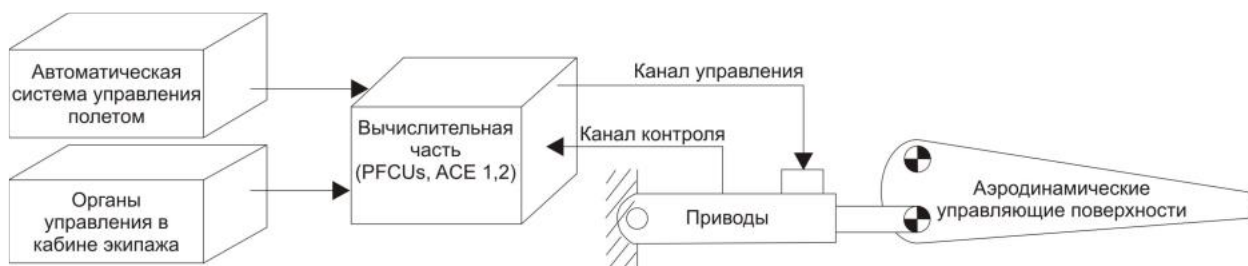


Рисунок 4 - Принцип работы системы FBWCS

1.4 Топливная система самолета

Топливная система самолета обеспечивает: – размещение топлива на самолете – подачу топлива к двигателям и к вспомогательной силовой установке – выработку топлива из баков по заданной программе – заправку и слив топлива на земле – управление и контроль работы топливной системы – обмен информацией с другими системами самолета[2].

Топливо на самолете размещается в трех топливных баках-кессонах – в левом крыльевом баке – в правом крыльевом баке – в центральном крыльевом баке. Левые (правые) крыльевые баки разделены на отсеки №1, №2, №3. В левом (правом) отсеке №3 выделены расходные отсеки.

Расположение топливных баков показано на рисунке 5.

Система дренажа топливных баков открытого типа, обеспечивает сообщение надтопливного пространства топливных баков самолета с атмосферой. Два дренажных бака, расположены в концевой части крыльевых топливных баков, предназначены для сбора топлива, попавшего в трубопроводы дренажа, и предупреждения выброса этого топлива за борт самолета. На нижней поверхности дренажного бака установлен разрывающийся диск, мембрана которого разрушается при возникновении недопустимого изменения давления в топливных баках. Целостность мембраны определяется визуально по имеющейся на ней маркировке в виде креста белого цвета[1].

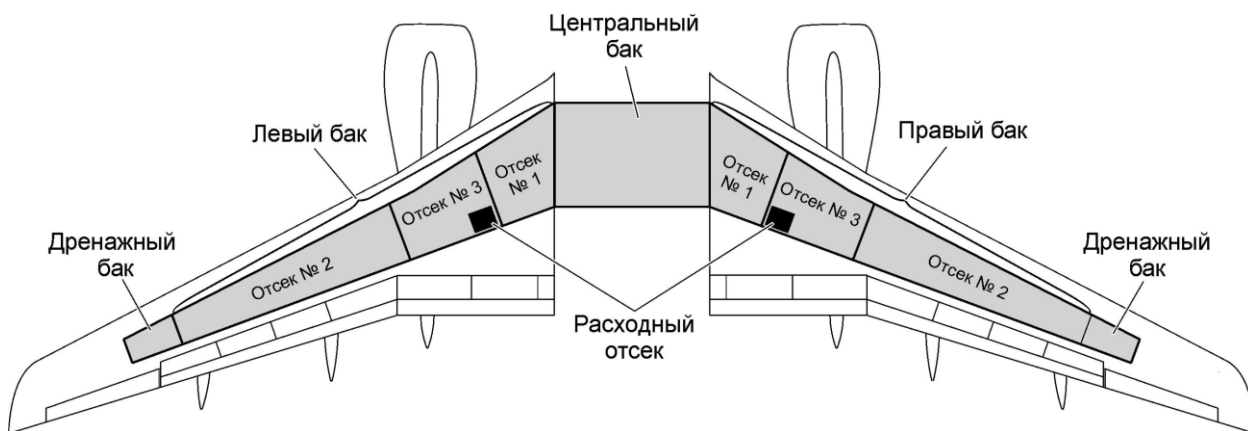


Рисунок 5- Расположение топливных баков

1.5 Гидравлическая система самолета

Гидравлическая система самолета состоит из трех независимых гидравлических систем закрытого типа: гидросистема 1 [HS1], гидросистема 2 [HS2], гидросистема 3 [HS3]. Каждая из трех гидросистем имеет гидробак и гидроаккумулятор. Гидрожидкость не может быть перекачена из одной гидросистемы в другую. Основной режим работы гидравлической системы самолета – автоматический. Рабочее давление в гидросистеме 1800–3200 psi.

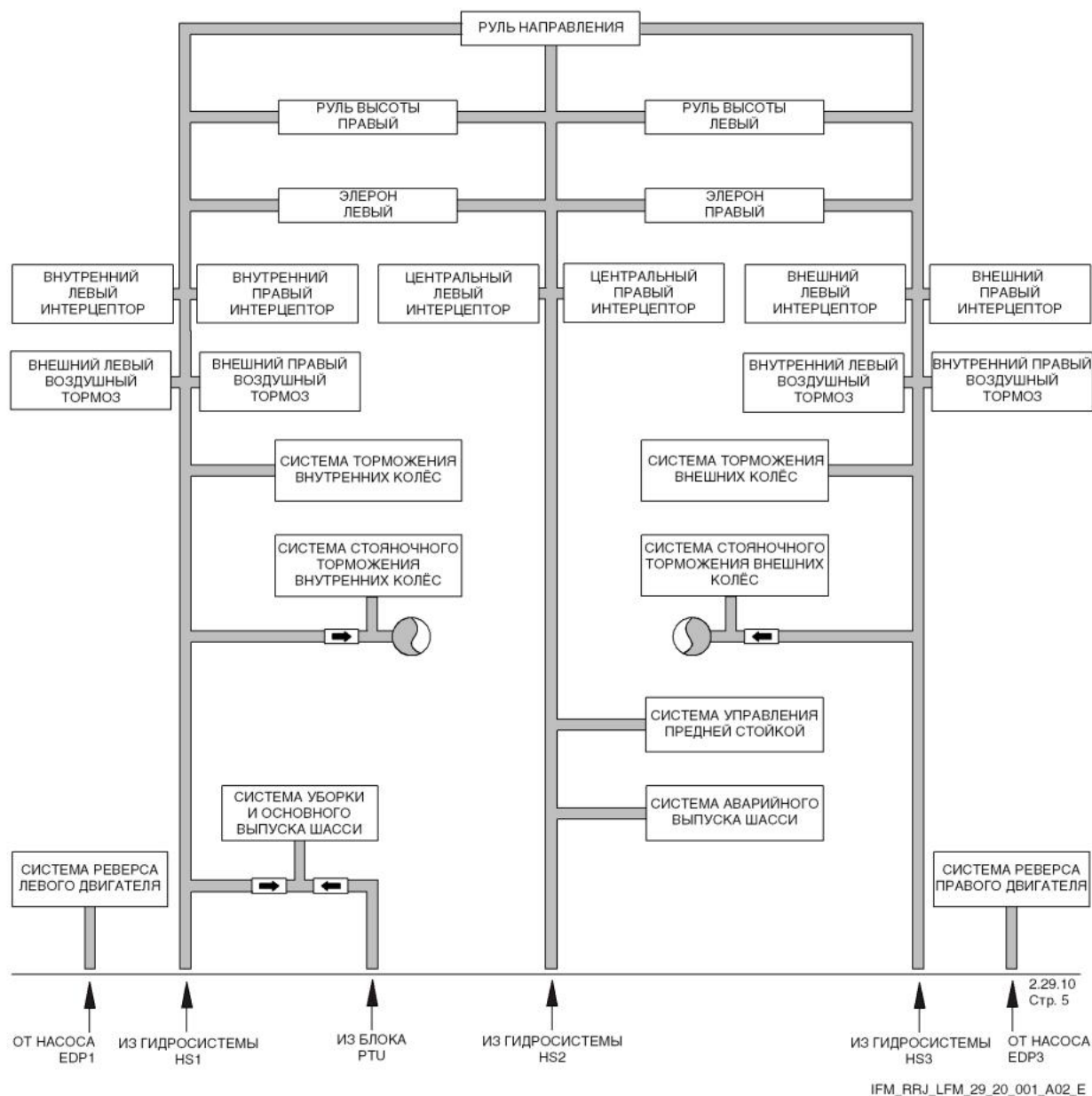


Рисунок 6 - Потребители гидросистемы самолета

1.6 Шасси

Шасси самолета выполнено по трех опорной схеме с управляемыми колесами передней опоры. Опоры убираются в ниши фюзеляжа, направление уборки передней опоры – вперед по направлению полета. Ниши передней и основных опор закрываются створками, которые находятся в открытом положении во время уборки и выпуска шасси. Датчики приближения выдают сигналы о положении замков опор шасси и фюзеляжных створок и обжатии амортизаторов опор шасси[2].

Система управления положение шасси состоит из независимых подсистем:

- основная система уборки-выпуска шасси
- аварийная система открытия замков шасси и замков фюзеляжных створок.

Управление поворотом колес осуществляется от педалей управления рулем направления и/или от рукоятки управления поворотом колес передней опоры. Контроль и управление уборкой и выпуском шасси и поворотом передней опоры осуществляется с помощью электронного блока управления.

Основные опоры имеют по два тормозных колеса на стойке телескопического типа с пневмогидравлическим амортизатором. На колесах левой и правой основных опор установлены манометры контроля давления в шинах. Замки убранного положения основных опор шасси содержат два цилиндра открытия замка: основной системы уборки-выпуска шасси и системы аварийного открытия замков опор шасси. Ниша основной опоры закрывается двумя створками, щитком и фюзеляжной створкой. Две створки и щиток кинематически связаны со стойкой шасси и приводятся в действие механически. Фюзеляжная створка имеет гидравлический привод. При выпущенных шасси фюзеляжные створки основных опор находятся в закрытом положении и удерживаются гидромеханическим замком убранного положения. Замок убранного положения фюзеляжной створки содержит два цилиндра открытия замка: основной системы уборки-выпуска и аварийной

системы открытия замков. Для контроля предельного износа тормозных дисков на колесах основных опор установлены указатели износа[2].

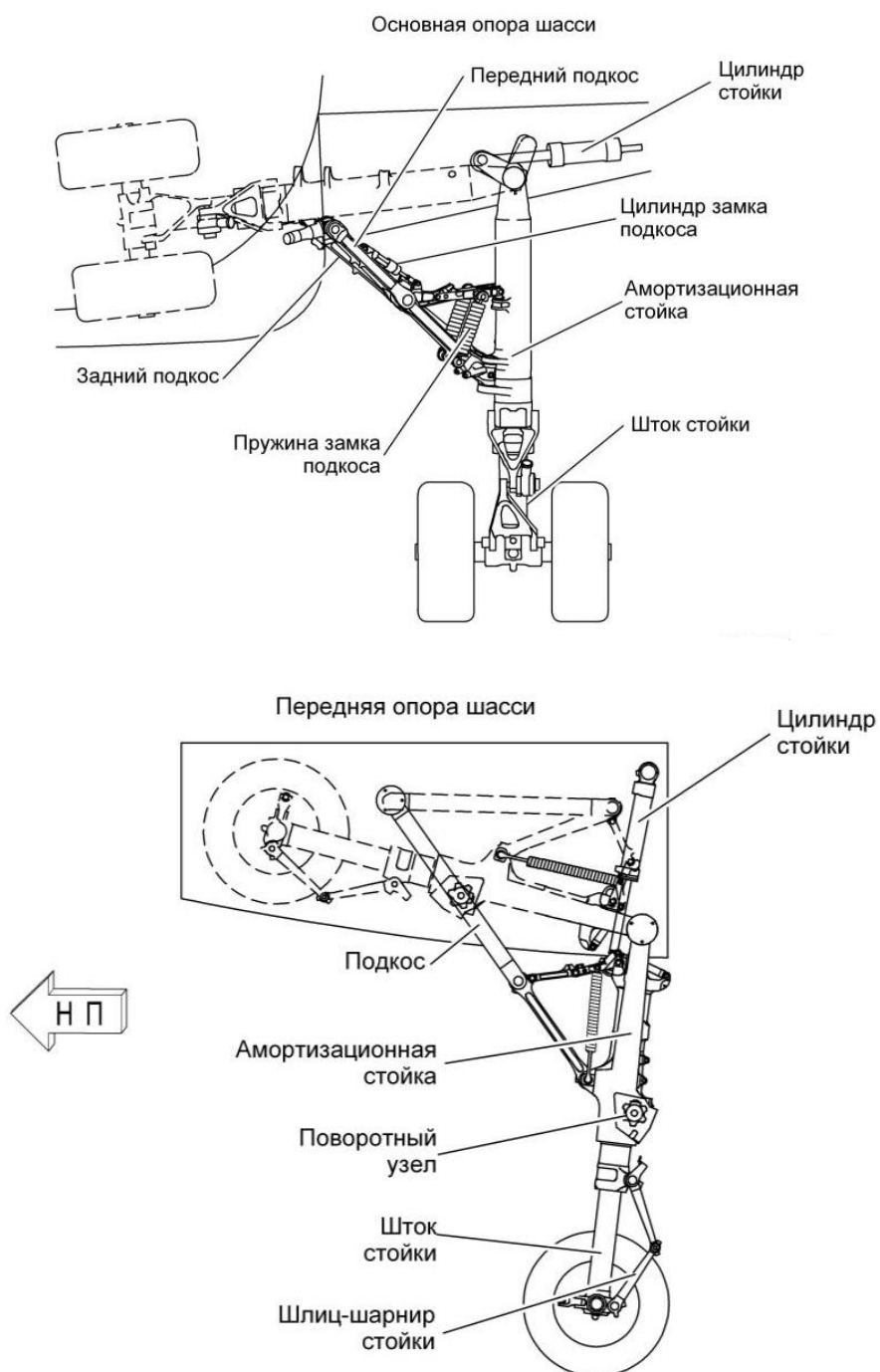


Рисунок 7 – Схемы расположения опор шасси при уборке и выпуске

1.7 Система кондиционирования воздуха

На самолете установлены две полностью независимые друг от друга системы кондиционирования воздуха (ACS) – левая и правая. При нормальной эксплуатации отбор воздуха для каждой ACS осуществляется от соответствующего двигателя или ВСУ. Управление каждой из ACS осуществляется от соответствующего вычислителя системы кондиционирования воздуха (IASC). Работа системы полностью автоматизирована. Экипаж может вручную отключить любую ACS[2].

Воздух из системы отбора проходит через озоновый конвертер, который обеспечивает снижение концентрации озона до допустимого уровня. Количество воздуха, подаваемого в систему кондиционирования воздуха, регулируется заслонкой регулирования воздуха. Регулируемый воздух поступает в устройство охлаждения воздуха, где происходит снижение его температуры. Охлажденный воздух направляется в смесительный трубопровод системы вентиляции. В смесительном трубопроводе происходит смешение воздуха от левой и правой АСР с воздухом из линий рециркуляции и подмеса. Линия подмеса служит для подачи отбираемого воздуха в смесительный трубопровод, минуя АСР. Этим обеспечивается регулировка температуры воздуха, необходимая для работы линии распределения и рециркуляции. Линия обеспечивает необходимое распределение и рециркуляцию воздуха в гермокабине с минимальным потреблением свежего воздуха, позонную регулировку температуры воздуха[1]. Регулировка осуществляется автоматически с учётом положения датчиков СКРТ и САВ пульта управления AIR. При включении режима вентиляции продувочным воздухом обеспечивается подача наружного воздуха через клапан RAV и правую АСР в смесительный трубопровод за счет скоростного напора. В этом случае сохранение заданной температуры в кабине экипажа и салоне пассажиров не обеспечивается.

В данном разделе были рассмотрены основные конструктивные особенности и системы самолета.

Таким образом можно сделать вывод, о том, что SSJ100 является одним из самых современных самолетов отечественного авиастроения: система дистанционного управления в совокупности с другими системами самолета позволяет уменьшать риски, связанные с человеческим фактором обеспечивая безопасность и комфорт пассажиров на протяжении всего полета. Самолет претерпевает постоянные модернизации, направленные на улучшение характеристик, что позволяет конкурировать с зарубежными аналогами, а в чем-то даже превосходить их.

2 Системы и приборы измерения воздушных параметров полета

Системы и приборы измерения воздушных параметров полета представляют собой совокупность программно- управляемых датчиков, вычислителей[2].

Предназначены для измерения, вычисления, индикации на пилотажно-навигационном дисплее, выдачи в бортовые системы информации о следующих основных высотно-скоростных параметрах:

- высота;
- вертикальная скорость;
- истинная воздушная скорость;
- приборная воздушная скорость;
- число Маха;
- температура воздуха;
- угол атаки;
- угол скольжения.

В состав систем и приборов измерения воздушных параметров полета входят:

- приемники полного давления;
- приемники статического давления;
- датчики измерения температуры воздуха;
- модули воздушных сигналов;
- модули вычислителя воздушных сигналов;
- датчики угла атаки.

Местоположение датчиков системы измерения воздушных параметров полета изображено на рисунке 8.

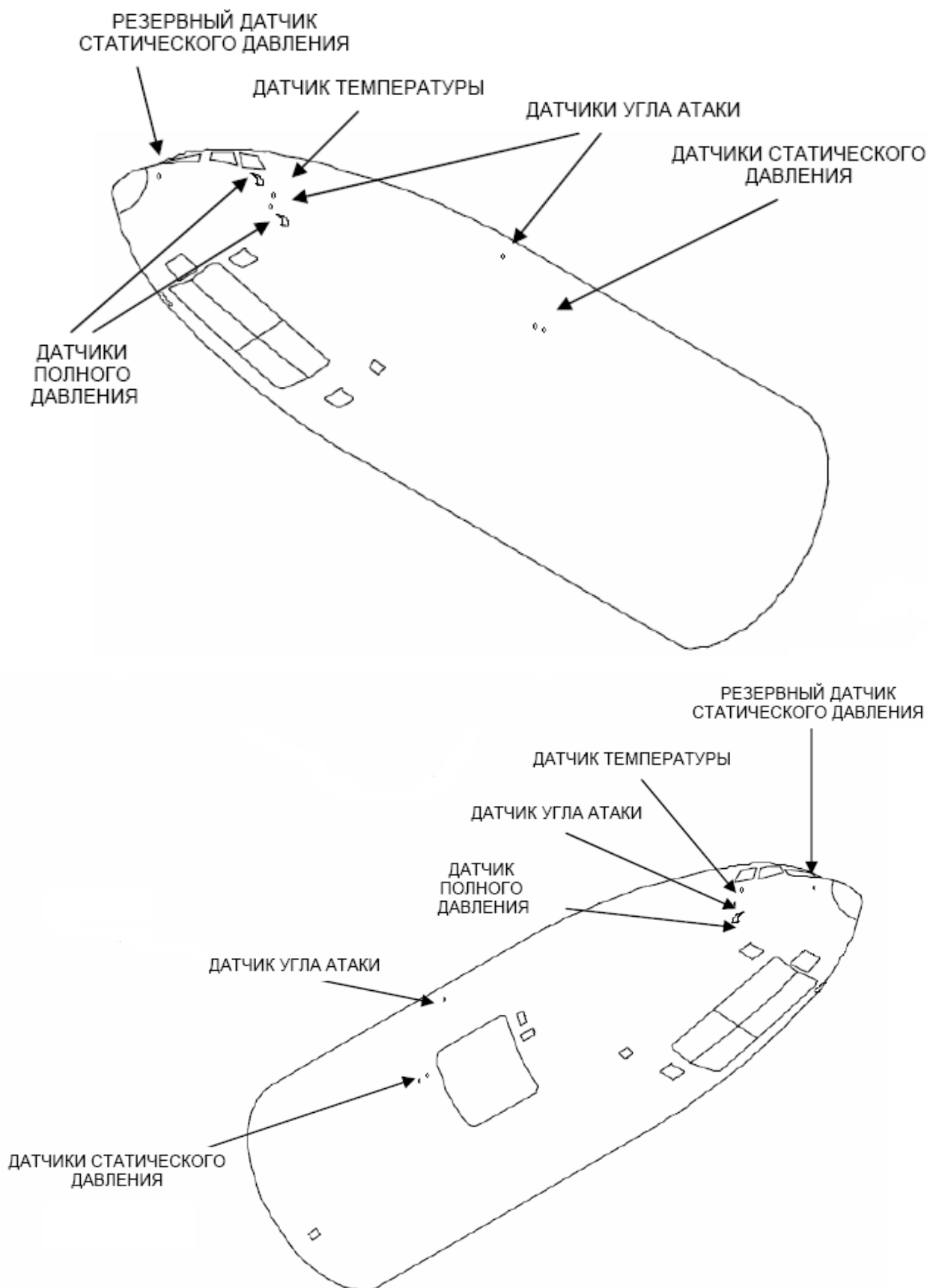


Рисунок 8 - Местоположение датчиков системы измерения воздушных параметров полета

СВС состоит из трёх независимых каналов, осуществляющих получение данных о параметрах полёта, преобразование их в электрические сигналы, вычисление и кодирование для последующей передачи их системам-потребителям. Два канала являются основными, а третий — резервный[2].

Каждый основной канал получает данные:

- от одного приёмника полного давления,
- от двух приёмников статического давления,
- от одного датчика температуры воздуха,
- от одного датчика угла атаки.

Резервный канал получает данные:

- от одного приёмника полного давления,
- от двух приёмников статического давления,
- от одного датчика температуры воздуха первого канала,
- от двух датчиков угла атаки.

Датчики температуры воздуха и угла атаки подключены к вычислителям воздушных сигналов напрямую. Приёмники полного и статического давлений подключены к восьми модулям воздушных сигналов, которые преобразуют полученные от приёмников воздушные данные в электрические сигналы для последующей передачи их в вычислители воздушных сигналов.

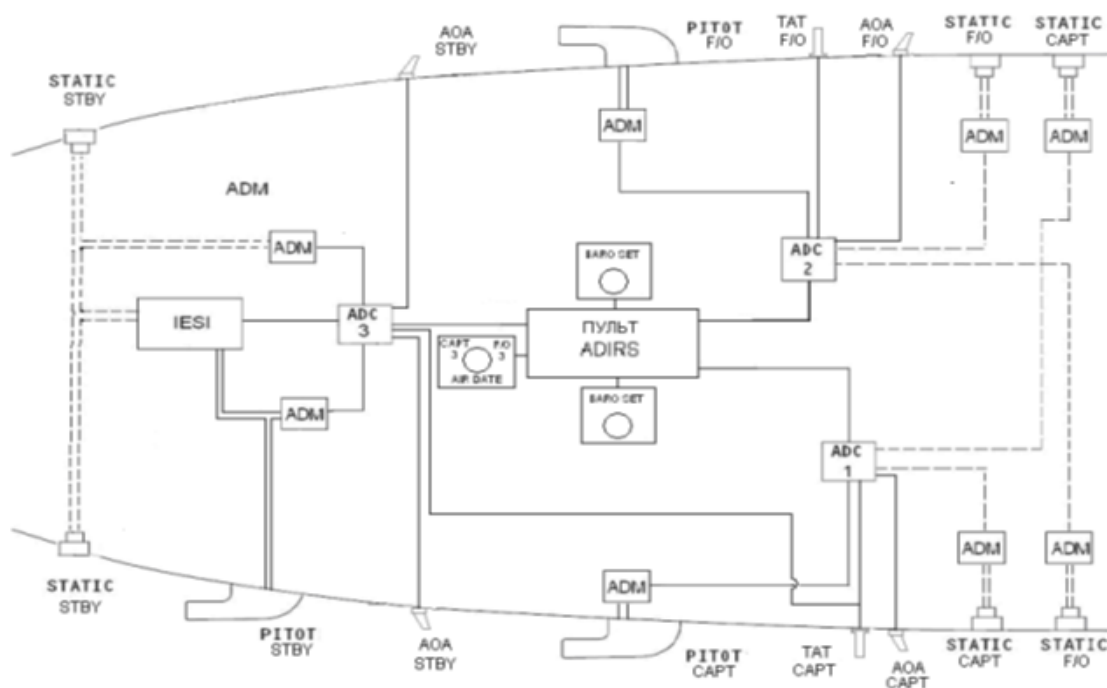


Рисунок 9 - Датчики системы воздушных сигналов

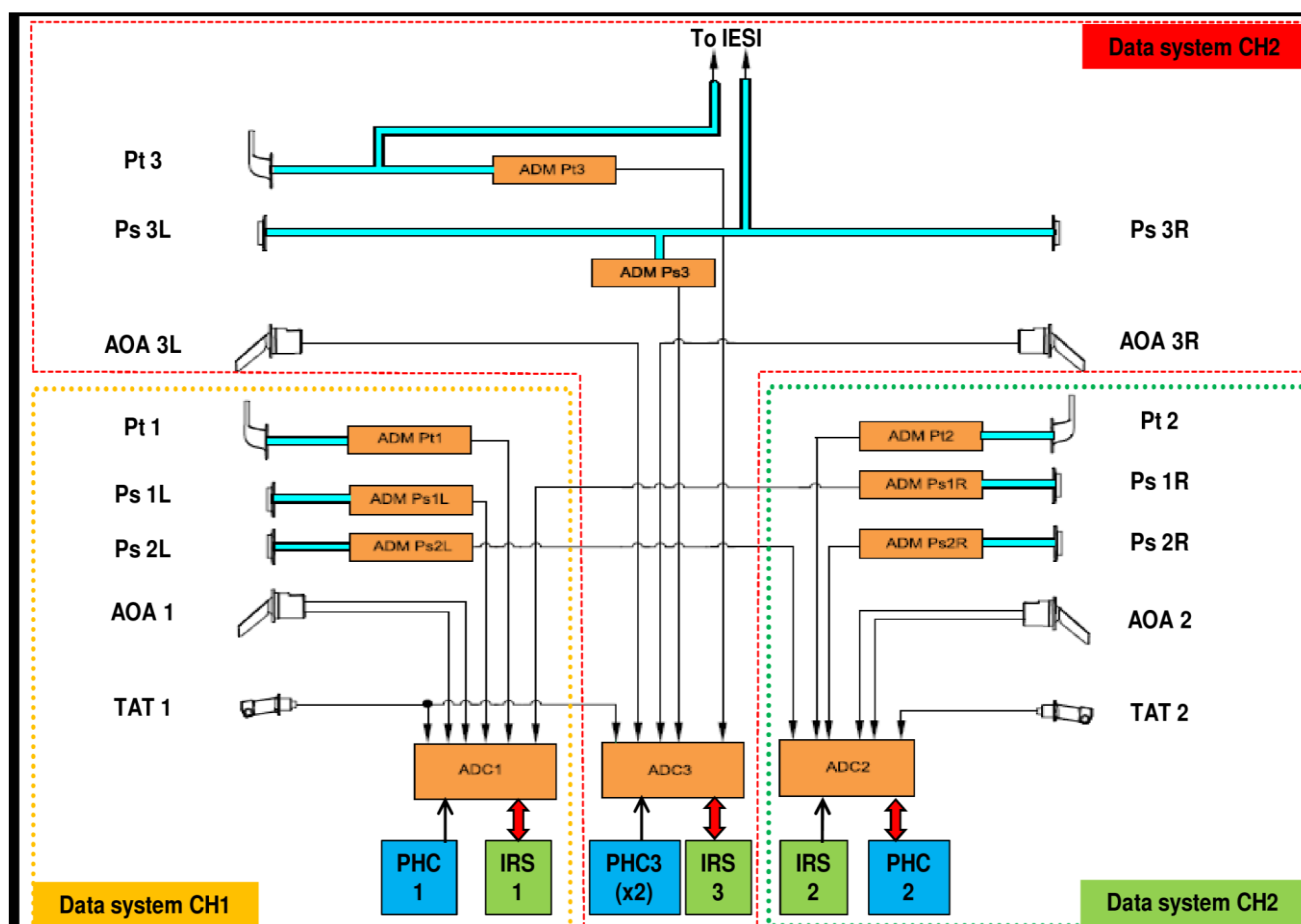


Рисунок 10 - Взаимосвязь компонентов системы измерения воздушных параметров полета

2.1 Приемники полного и статического давления

Приемники полного и статического давления представляют собой совокупность программно-управляемых датчиков, вычислителей, предназначенных для измерения, вычисления, индикации на пилотажно-навигационном дисплее, выдачи в бортовые системы информации о следующих основных высотно-скоростных параметрах:

- высота;
- вертикальная скорость;
- истинная воздушная скорость;
- приборная воздушная скорость;
- число Маха;
- температура воздуха;
- угол атаки;
- угол скольжения.

Указанные высотно-скоростные параметры измеряются, обрабатываются и вычисляются для передачи в другие бортовые системы при помощи следующих компонентов:

- приемники полного давления (pitot probe)(3шт.);
- приемники статического давления (static probe) (4шт. основных и 2шт. резервных);
- датчики угла атаки (AOA) (3шт.);
- датчики измерения температуры воздуха (TAT) (2шт.);
- модули воздушных сигналов (ADM) (8 шт);
- вычислители воздушных сигналов (ADC)[2].

2.1.1 Приемник полного давления (PITOT PROBE)

Назначение приемников полного давления (PITOT PROBE) – замер давления встречного потока воздуха скоростного напора. Замер производится непрерывно, данные поступают в модуль воздушных сигналов (ADM).

В состав приемника полного давления входят:

- металлическая трубка;

– нагревательный элемент с датчиком для автоматического включения обогрева. Датчик подключается к контроллеру управления обогревом при помощи коаксиального кабеля для исключения помех;

– высокоточный измерительный элемент с низким импедансом;

– защита от обледенения.

Масса приемника полного давления не более 450 г[2].

Приемник полного давления представлен на рисунке 11.

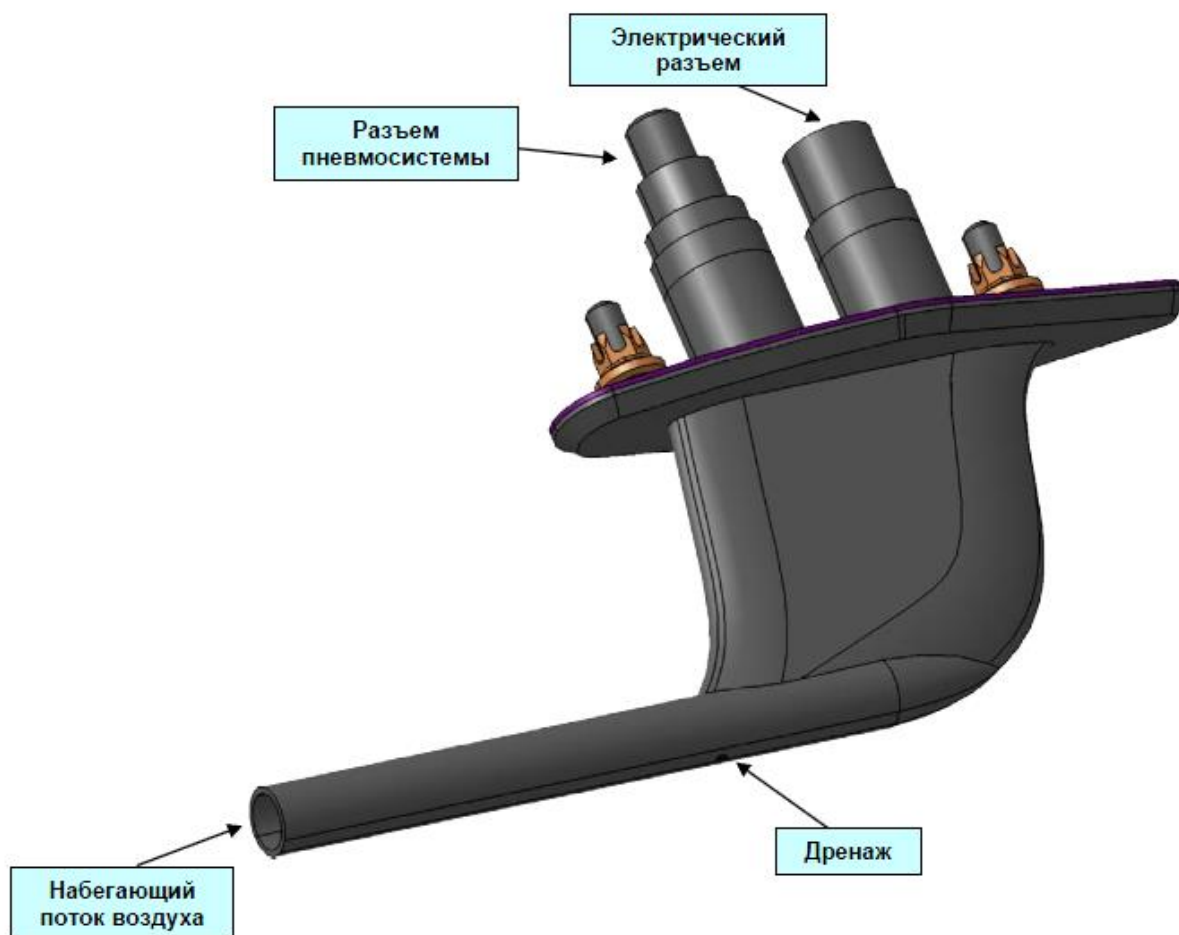


Рисунок 11- Приемник полного давления

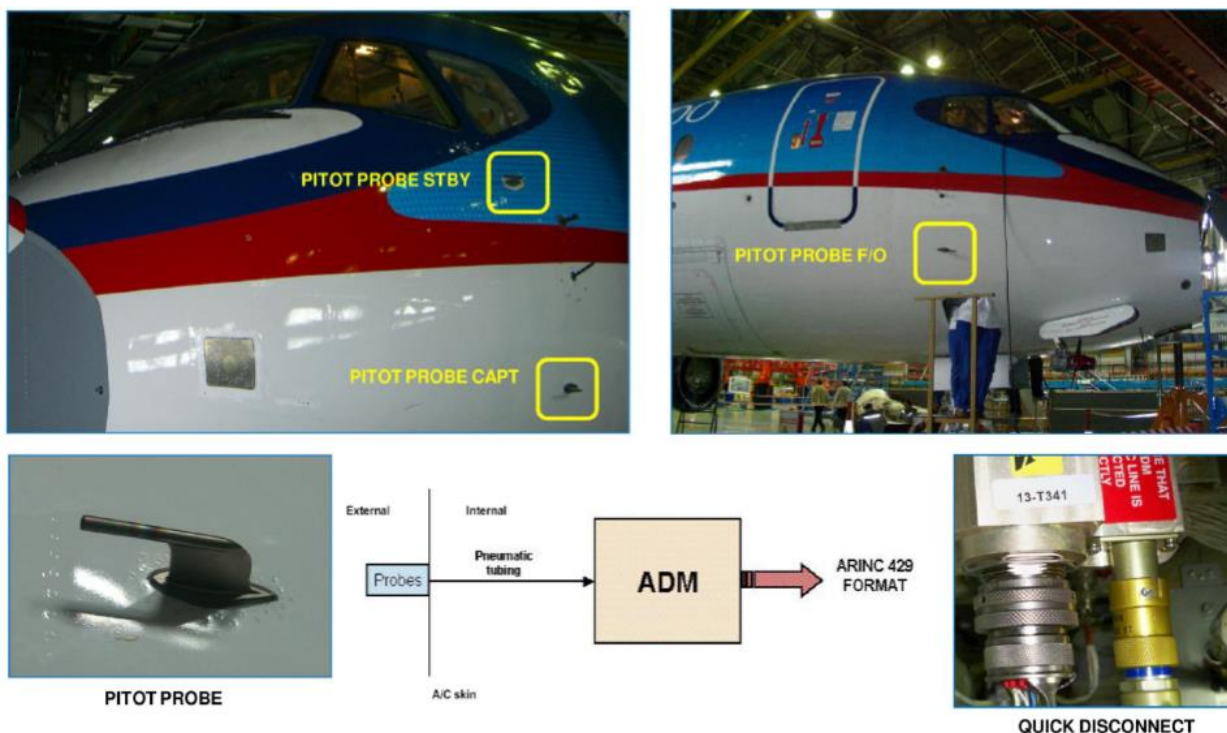


Рисунок 12- Приемники полного давления и интерфейс

Потребляемое питание:

- мощность нагревательного элемента - 370 Ватт;
- напряжение электропитания - 115 В/ 400Гц.

2.1.2 Приемник статического давления (STATIC PROBE)

Назначение приемников статического давления (STATIC PROBE) – замер атмосферного давления. Замер производится непрерывно, данные поступают в модуль воздушных сигналов (ADM).

В состав приемника статического давления входят:

- Высокоточный датчик в корпусе, монтирующемся впатай с обшивкой фюзеляжа;
- Встроенный нагревательный элемент для предотвращения обледенения.

Масса приемника статического давления не более 600 г.

Приемник статического давления изображен на рисунках 13,14.

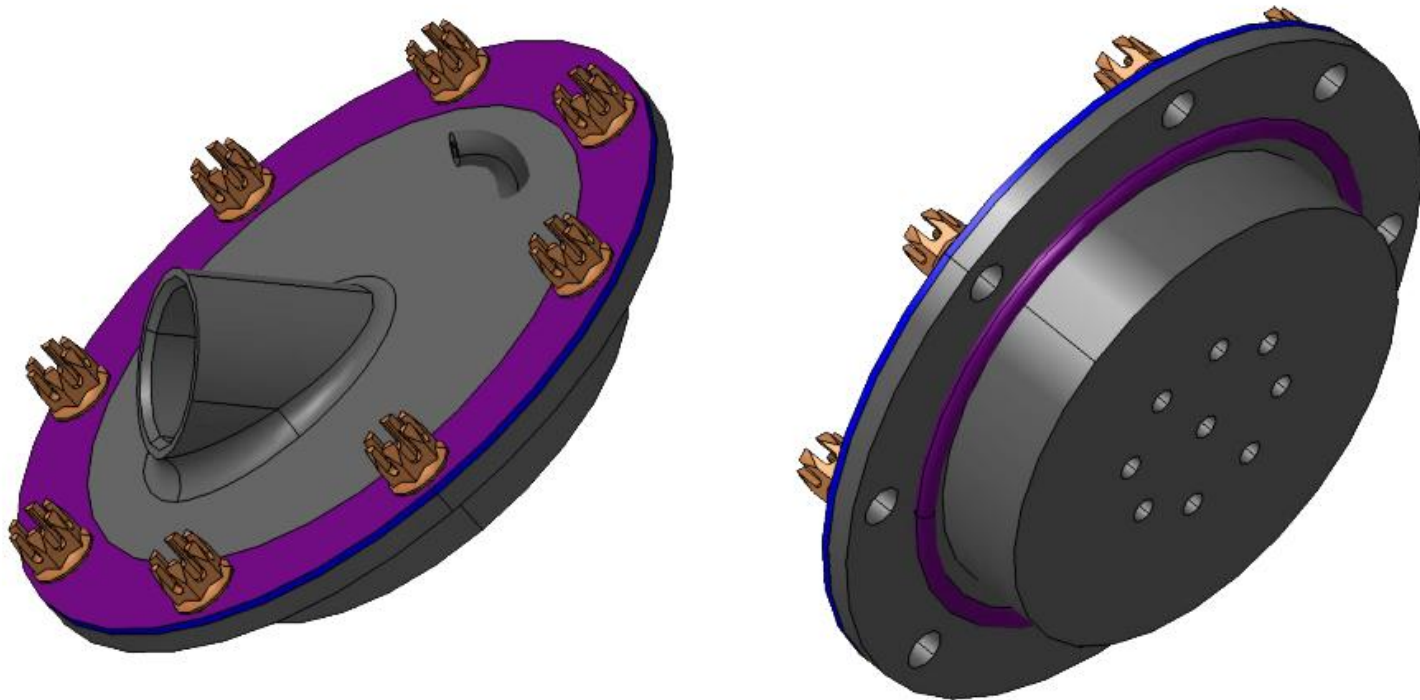


Рисунок 13- Приемник статического давления

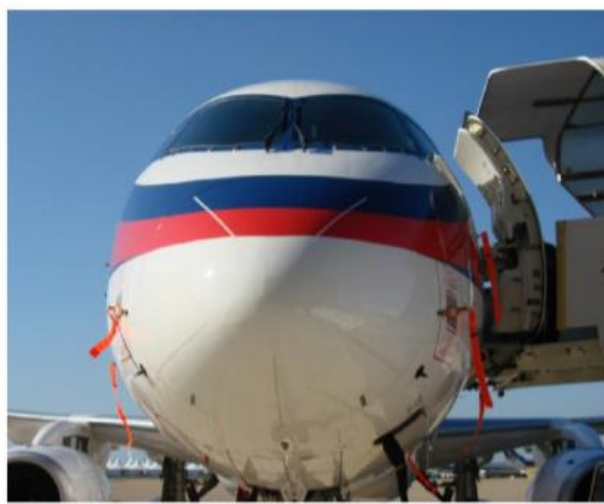


Рисунок 14- Приемники статического давления на самолете

Потребляемое питание:

- мощность нагревательного элемента - 67 Ватт;
- напряжение электропитания нагревательного элемента - 28В

2.1.3 Система электрообогрева приемников и датчиков

Система электрообогрева приемников и датчиков предназначена для предотвращения обледенения:

- приемников полного давления (PITOT)
- приемников статического давления (STATIC)
- датчиков угла атаки (AOA)
- датчиков температуры воздуха (TAT)

Четыре независимых компьютера обогрева приемников и датчиков (PHC) автоматически контролируют и управляют обогревом. Приемники и датчики обогреваются в автоматическом и ручном режимах[2].

Система электрообогрева в штатном режиме включается автоматически без вмешательства экипажа на земле (после запуска одного из двигателей). При этом датчики измерения температуры на земле не обогреваются, а приемники полного давления обогреваются в режиме «слабый», остальные приемники и датчики обогреваются в режиме «сильный». Включение датчиков температуры и переход на режим обогрева «сильный» приемников полного давления производится автоматически при разжатию основных опор[3].

Система электрообогрева может быть включена на земле перед запуском двигателей вручную нажатием кнопки-табло WINDOW PROBE на пульте ANTIICE. В полете при отказе обоих двигателей электрообогрев приемников и датчиков должен быть включен принудительно кнопкой-табло WINDOW PROBE.

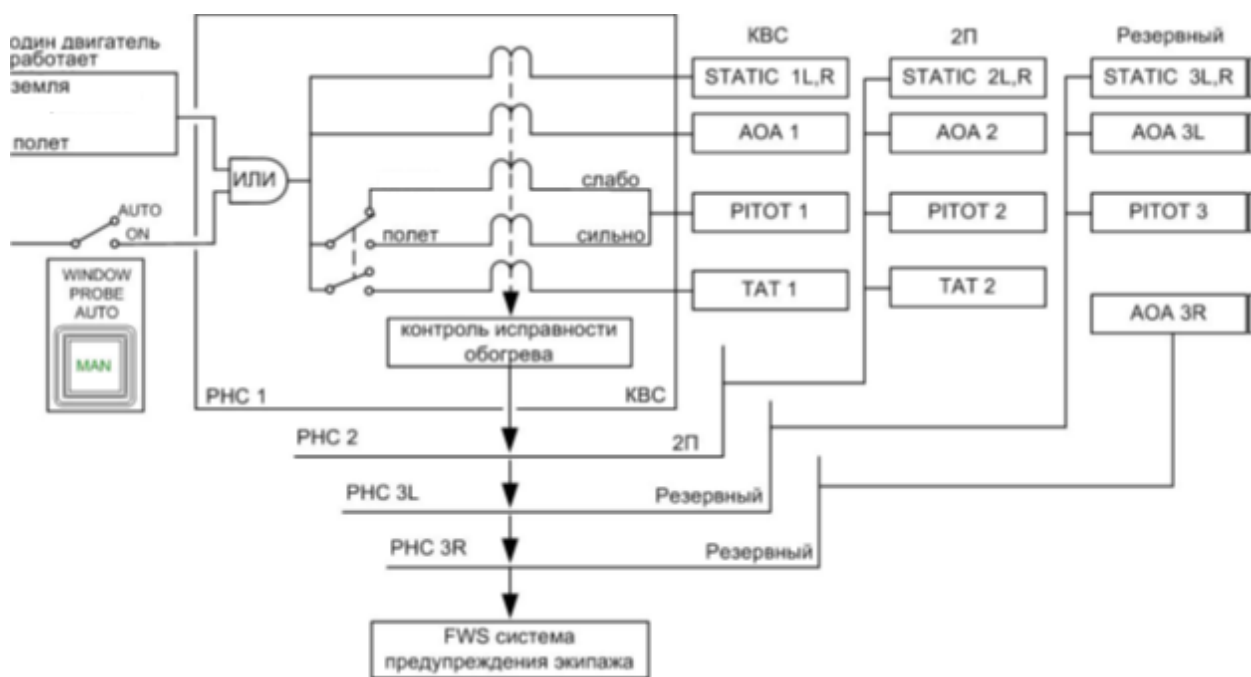


Рисунок 15 - Обогрев датчиков системы измерения воздушных параметров

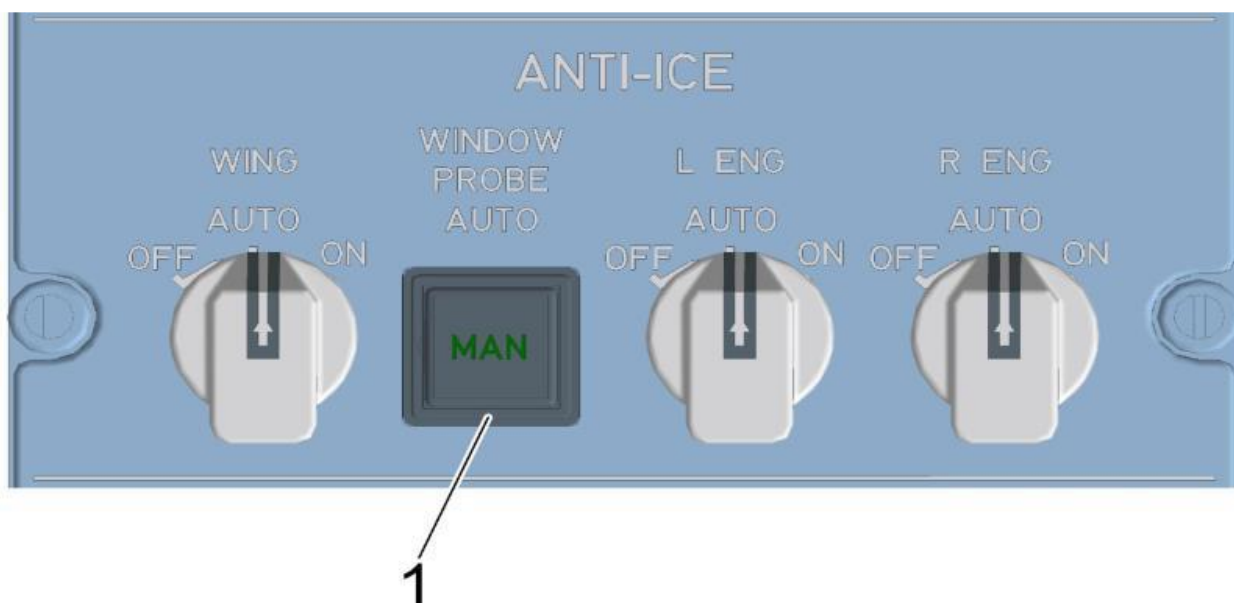


Рисунок 16 - Панель управления противообледенительной системой: 1.
 Кнопка-табло WINDOW PROBE MAN: выбран ручной режим управления.
 Надпись не светится: выбран автоматический режим включения
 электрообогрева остекления кабины экипажа и датчиков

Обогрев приемников полного и статического давлений является неотъемлемой частью, напрямую связанной с обеспечением безопасности на

каждом этапе полета, поэтому важно вовремя распознать отказ и предпринять действия по устранению возможности последующих отказов, связанных с искажением информации, поступающей в систему воздушных сигналов[3].

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	
Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления		Основная	Дублирующая
A – ICE ADS 1 PROBES HTR Отказ обогрева всех датчиков канала ADC 1 Отказ обогрева всех датчиков канала ADC1: Pitot1, static 1L, static 1R, AOA1, TAT1.	Одинарный удар колокола	Кнопка- табло CAUT	нет
A – ICE ADS 2 PROBES HTR Отказ обогрева всех датчиков канала ADC 2 Отказ обогрева всех датчиков канала ADC 2: Pitot2, static2L, static2R, AOA2, TAT2.			
A – ICE ADS 3 PROBES HTR Отказ обогрева всех датчиков канала ADC 3 Отказ резервного канала, предназначенного для обеспечения воздушными данными IES1. Отказ обогрева всех датчиков канала ADC3, кроме датчика угла атаки AOA 3R: AOA 3L, Pitot 3, static3L, static3R.			
A – ICE ADS 2 TAT HTR Отказ обогрева датчика TAT канала ADC 2 Отказ обогрева датчика TAT .			

ТЕКСТОВОЕ СООБЩЕНИЕ	ЗВУКОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	СВЕТОВАЯ СИГНАЛИЗАЦИЯ	
Вид на индикаторе [EWD], значение, условия появления		Основная	Дублирующая
A – ICE STBY PROBES HTR Отказ обогрева датчиков STBY Отказ обогрева датчиков Pitot 3,static3L, static 3R .	Одинарный удар колокола	Кнопка- табло CAUT	нет
A – ICE ADS 1+3 TAT HTR Отказ обогрева датчика TAT каналов ADC 1+3. Отказ обогрева датчика TAT каналов ADC 1+3.			

Рисунок 17- Сигнализация системы обогрева датчиков

Данное может стать следствием разногласий показаний воздушных параметров на PFD командира воздушного судна и PFD второго пилота, а кроме того полной потери показаний в виде сообщения красного цвета[2].

Поэтому конструкторами самолета SSJ100 была применена звуковая, а также световая сигнализации отказов данной системы

Преимуществом системы электрообогрева приемников и датчиков является ее автоматическое включение при запуске одного из двигателей, что существенно позволяет уменьшить риски связанными с человеческим фактором[4].

2.2 Модуль и вычислитель воздушных сигналов

2.2.1 Модуль воздушных сигналов

Назначение модулей воздушных сигналов (ADM) – преобразование данных давления, поступающих от датчиков, в электрические сигналы и передача по шине ARINC 429 в модули вычислителя воздушных сигналов (ADC) и инерциальную систему (IRS) для вычисления воздушных данных[3].

Модуль воздушных сигналов ADM98 включает в себя:

- электрический разъем;
- штуцер подключения пневмосистемы;
- герметичный корпус P98;
- электронный блок, который выполняет вычисления, преобразование данных для передачи по шине ARINC 429, фильтрацию и стабилизацию электропитания (электропитание осуществляется от ADC).

Потребляемое питание Электропитание ADM 98 осуществляется от вычислителя воздушных сигналов постоянным током с номиналами напряжений: – двухполярное питание -13,5 и +13,5 VDC.

Внешний вид модуля воздушных сигналов изображен на рисунке 18.

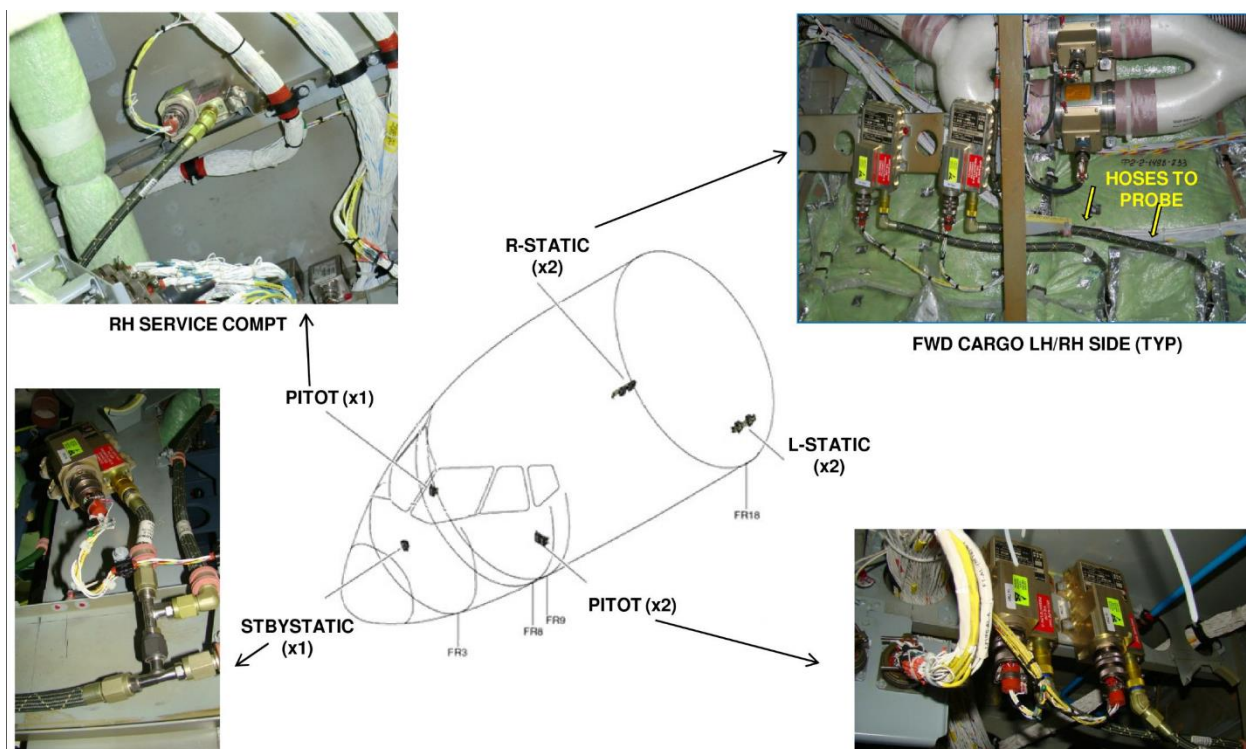


Рисунок 18 - Модули воздушных сигналов

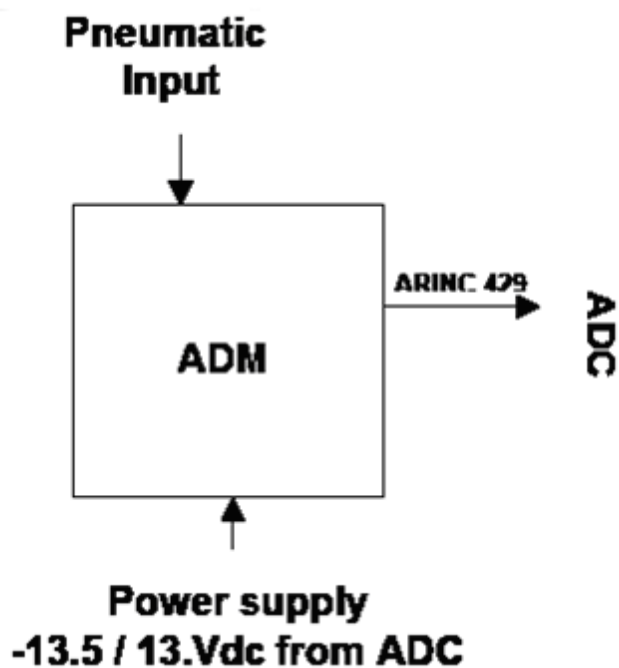


Рисунок 19 - Электропитание ADM, подключение к пневмосистеме и шине ARINC 429

2.2.2 Вычислитель воздушных сигналов

Модули вычислителя воздушных сигналов (ADC) предназначены для вычисления параметров воздушных данных и передачи их по шинам ARINC

738 в виде дискретных команд, в инерциальную систему (IRS), модули вычислителя ядра и ввода/вывода (CPIOM), цифровую систему управления двигателями (FADEC), на дисплеи, в вычислитель системы самолетовождения (FMS). Внешний вид ADC и расположение изображены на рисунке 19.

Вычисляемые и корректируемые данные сохраняются в памяти в виде параметрических таблиц и используются в процессе полета и при тестировании. Напряжение электропитания - 28В.



RH Forward Service Compt.



26VAC autotransformers

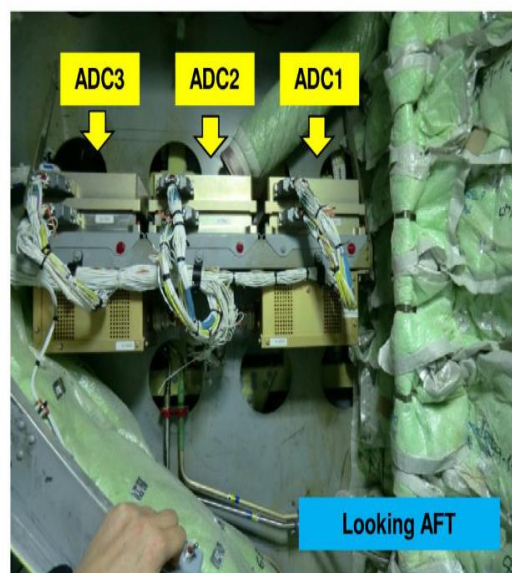


Рисунок 20 - Вычислители воздушных сигналов

2.3 Принцип вычисления и отображения воздушных параметров полета на самолетах SSJ 100

Процесс вычисления воздушных параметров полета начинается с момента восприятия встречного потока воздуха скоростного напора приемниками полного давления и восприятия атмосферного давления приемниками статического давления. Данные замеры поступают в модуль воздушных сигналов (ADM) посредством пневматического трубопровода. Внутри модуля воздушных сигналов, с помощью электронного блока, выполняющего вычисления, данные замеры преобразуются в электрический сигнал, передаваемый по шине ARINC 429 в модули вычислителя воздушных сигналов (ADC)[2].

Воспринимая электрический сигнал вычислитель воздушных сигналов (ADC) вычисляет параметры воздушных данных и осуществляет их передачу потребителям по шинам ARINC 738 в виде дискретных команд. Одним из таких потребителей, описанных выше, являются многофункциональные дисплеи, на которых происходит отображение воздушных параметров полета.

Основная индикация о системе воздушных данных отображается на дисплеях Primary Flight Display (PFD) со стороны командира или второго пилота соответственно. В нормальной конфигурации дисплеев канал 1 снабжает информацией дисплей командира воздушного судна, а канал 2 дисплеев второго пилота.

Подобное разделение на каналы, обуславливается установкой на самолетах SSJ 100 трех независимых друг от друга систем воздушных сигналов (ADS), основной частью которых являются рассмотренные выше вычислители воздушных сигналов. Подобное тройное резервирование системы оказывает положительное влияние на надежность воздушного судна, поскольку в случае отказа какого-либо одного или двух вычислителей из трех, сохраняется нормальная индикация воздушных параметров.

Пилот в случае возникновения соответствующей неисправности, имеет возможность ручного изолирования неисправной системы воздушных

сигналов от исправных, путем ее отключения на панели ADIRS (рисунок 22), объединяющей как органы управления ADC, так и органы управления ADS.

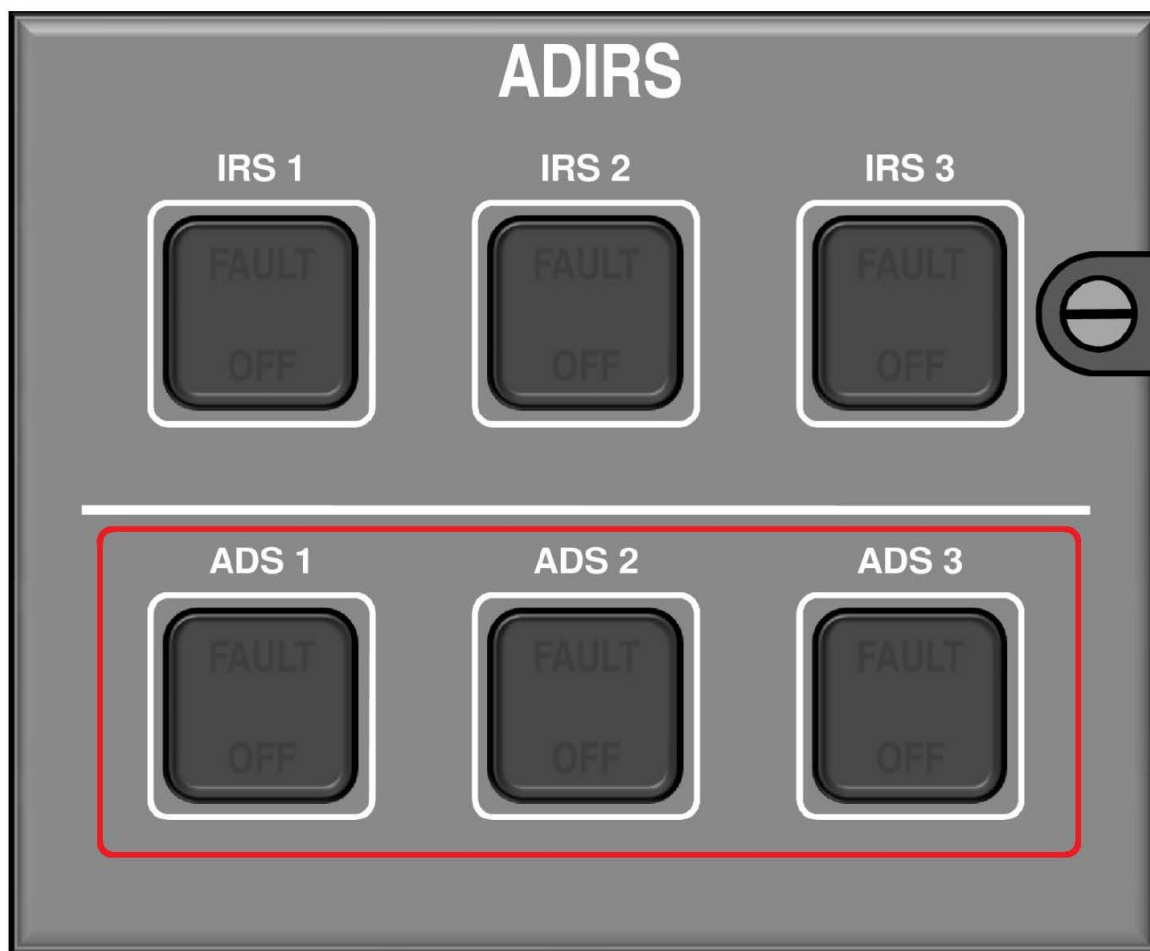


Рисунок 21- Панель ADIRS

Когда кнопки ADS 1, 2 или 3 нажаты, панель управления посылает команду на включение соответствующего ADC. При возникновении проблем с ADC, посылается разовая команда на панель управления ADIRS и загорается сигнализатор "FAULT", свидетельствующий о наличии неисправности. Пилот путем нажатия кнопки, отключает неисправную систему, что индицируется загоранием надписи OFF расположенной на соответствующей кнопке[6].

Кроме того, в случае отказа системы и/или ее компонента экипаж будет проинформирован об отказе появлением сообщения системы CAS. Звуковые и визуальные предупреждения контролируются системой Flight Warning System (FWS).

Однако, как известно за индикацию воздушных параметров на дисплеях командира воздушного судна и второго пилота отвечают определенные каналы, и отключение какого-либо из них приведет к потере индикации на одном из дисплеев.

С целью предотвращения данной ситуации, конструкторами самолета SSJ 100 предусмотрена возможность переключения источников воздушных данных.

Селектор переключения воздушных данных находится на панели Reversion Control Panel (RCP) (рисунок 22). Изменение положения селектора позволяет пилоту реконфигурировать источники воздушных данных в случае отказа.

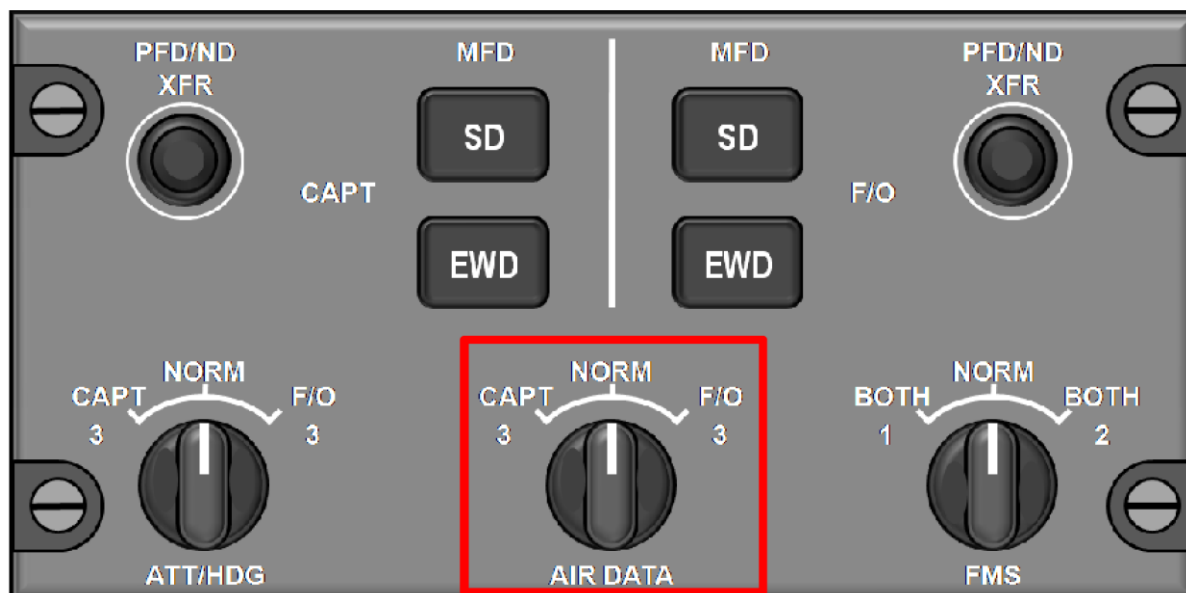


Рисунок 22 - Панель переключения источников воздушных данных

В штатном положении канал 1 снабжает воздушными данными дисплей PFD командира, а канал 2 дисплей PFD второго пилота. Канал 3 используется как резервный и постоянно снабжает воздушными данными резервный прибор IESI, а также может быть использован как резервный источник воздушных данных в случае отказа ADC1 или ADC2.

Если на панели выбрано положение «CAPT 3», то ADC 3 заменит ADC 1 и будет отображаться на левой EFIS командира воздушного судна. В случае

если выбрано положение «F/O 3», система ADC 3 заменяет систему ADC 2 и индикация будет отображаться на правой EFIS второго пилота.

Как уже было сказано, основная информация о воздушных параметрах полета отображается на PFD.

На дисплеях PFD индицируются следующие данные:

- индикация углов атаки
- шкала высоты
- шкала скорости
- индикация вертикальной скорости
- выставленных значений барокоррекции.

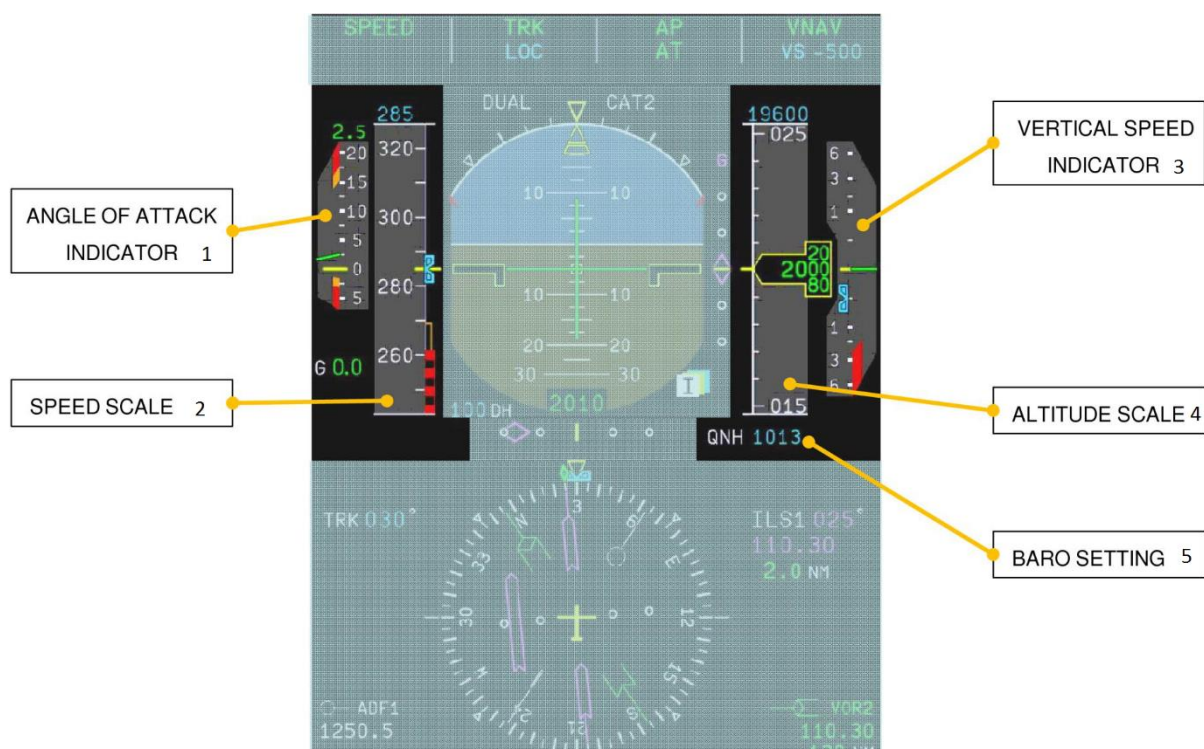


Рисунок 23 - Индикация воздушных параметров полета на PFD

Таблица 1- Наименование указателей и шкал индицируемых воздушных параметров полета согласно рисунку 23

№ согласно рисунку	Наименование
1	Указатель угла атаки
2	Шкала приборной скорости
3	Указатель вертикальной скорости
4	Шкала высоты
5	Указатель выставленного значения барокоррекции

Кроме того, для отображения пространственного положения самолета и индикации скорости и высоты полета, самолеты SSJ 100 оснащаются резервным прибором.

Современный, интегрированный электронный резервный прибор, Integrated Electronic Standby Instrument (IESI), предназначен для автономного определения и индикации пространственного положения самолета, а также барометрической высоты и приборной скорости[2].

IESI также обеспечивает определение и индикацию:

- вертикальная скорость;
- индикация скольжения и сноса;
- индикация максимальной скорости;
- воздушная скорость и курс;
- число Маха;
- положения относительно курсового посадочного маяка;
- высоты в футах или метрах;
- давление (в мм ртутного столба или гектопаскалях).

IESI построен на мощном 32 битном микропроцессоре и включает в себя AMLCD-дисплей с высоким разрешением 2.4х2.4 дюйма.

IESI расположен на приборной доске ближе к центру (рисунок 24).

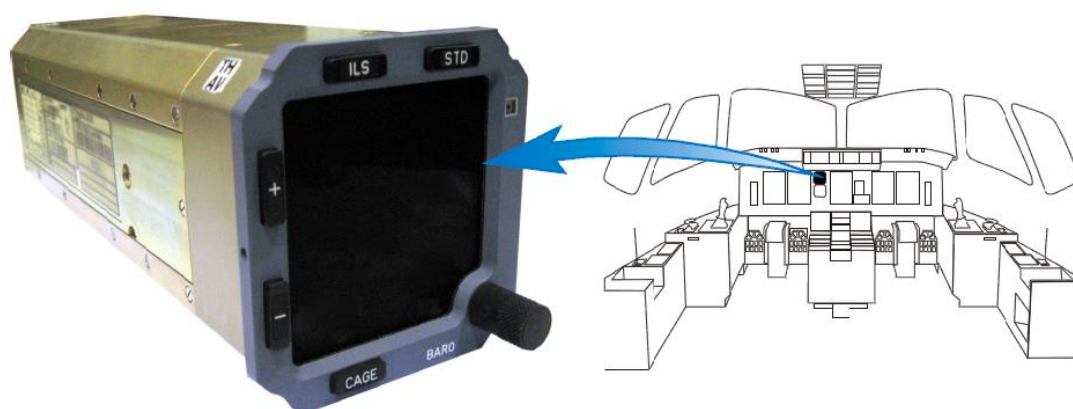


Рисунок 24 - Внешний вид Интегрированного электронного резервного прибора и его размещение на приборной доске

На лицевой стороне IESI имеются следующие органы управления (см. рисунок 26):

- Кнопка CAGE для арретирования гиродатчика.
- Кнопка STD для приведения значения давления барокоррекции к стандартному значению: 1013.25 гПа или 29.92 дюймов рт. ст.
- Поворотная ручка BARO для установки давления барокоррекции.
- Кнопка ILS для индикации информации ILS: Курсовой маяк, Глиссада.
- Кнопки "+" и "-" для регулировки яркости ЖК-дисплея[2].



Рисунок 25 - Органы управления и индикация Интегрированного электронного резервного прибора

Подобное высокотехнологичное отображение данных, позволяет пилоту постоянно получать точную информацию о жизненно важных параметрах полета. Многократное резервирование, позволяет утверждать, о надежности и маловероятности возникновения неисправностей, связанных с нарушением индикации воздушных параметров полета. Однако, как показывает практика эксплуатации самолетов SSJ 100, подобные неисправности возникают на данных воздушных судах. Зачастую, виною тому становятся неисправности в приемниках полного и статического давлений, которые практически напрямую влияют на индикацию наиболее важного параметра полета – приборной скорости.

Потеря индикации приборной скорости ведет к значительному усложнению условий полета, становится причиной высокой психоэмоциональной напряженности экипажа, и как следствие может

привести к катастрофическим последствиям, что будет рассмотрено в следующем подразделе.

2.4 Влияние неисправностей приемников полного и статического давлений

В период с 04.02.2018 по 05.02.18 в аэропорту Шереметьево произошло несколько инцидентов с самолетами RRJ-95, связанных с расхождением показаний приборной скорости у командира воздушного судна и второго пилота. Инциденты произошли при выполнении разбега для взлета и на начальном этапе набора высоты. Во всех случаях экипажи принимали решение о прекращении взлета или прекращении выполнения полетного задания, с последующим возвращением на аэродром вылета.

Так, 4 февраля 2018 года, при вылете из аэропорта Шереметьево, рейсом №2344 Москва-Дрезден, на самолете RRJ-95 имеющий бортовой номер 89014 авиакомпании «Аэрофлот», после взлета сработала сигнализация о разнице показаний скорости у КВС и ВП, экипажем было принято решение о возвращении в аэропорт вылета, посадка была произведена благополучно.

В этот же день, произошли 2 аналогичных случая на самолетах данного типа. Эти случаи произошли на этапе разбега, экипажами было принято решение о прекращении взлета.

5 февраля 2018 года, при выполнении рейса номер 1166 по маршруту Шереметьево-Ростов на самолете RRJ-95, бортовой номер 89106, авиакомпания Аэрофлот, командиром воздушного судна Ионкиным В.А. был сделан доклад о потере индикации достоверной скорости на приборах с одновременным отключением автомата тяги двигателя. Командиром было принято решение о прекращении выполнения полетного задания и возвращении в аэропорт вылета. Посадка была произведена благополучно, однако ВС отстранено от полетов до выяснения причин неисправности.

По имеющимся данным, причиной расхождений в показаниях приборной скорости стала неисправность приемников полного давления,

обусловленная отложениями на них льда. Образование льда могло быть вызвано замерзанием воды, стекавшей с передней части фюзеляжа и стекол кабины экипажа прямиком на приемники.

Данные случаи не единичны. Согласно статистическим данным об инцидентах с самолетами данного типа, за период с 2013 года произошло 14 инцидентов, связанных как с полным отсутствием так и с расхождением показаний скорости полета. По результатам расследований трех инцидентов был сделан вывод о том, что причиной тому послужило попадание воды с дальнейшим ее замерзанием в приемники полного и статического давлений.

В 2009 году произошла авиакатастрофа воздушного судна Airbus A330 в Атлантике. Как было установлено комиссией, развитие осложнения условий полета началось с сигнализации расхождения приборной скорости у командира и второго пилота, вследствие закупорки канала приемника полного давления отложениями льда, как результат произошло отключение автопилота и автомата тяги, пилоты будучи не готовы к правильному и своевременному реагированию на данный отказ, допустили попадание самолета в сложное пространственное положение и последующее крушение. После анализа данного события, были сделаны выводы о ненадежности устанавливаемых на все самолеты Airbus приемников полного давления фирмы «Thales», которые и по сей день устанавливаются на SSJ100. В ноябре 2009 года компания «AIRBUS INDUSTRIES» выпустила директиву, согласно которой на ВС фирмы Airbus, все приемники полного давления были заменены на ППД производства компании «Goodrich»[7]. После внедрения данной директивы на парке воздушных судов «Airbus», авиационных событий связанных с отказами системы воздушных сигналов не зафиксировано.

Дополнительно известно, что в соответствии с положением АП-25, нормы летной годности самолетов транспортной категории 23.1323 Система индикации скорости полета: Каждая система должна быть устроена таким образом, чтобы исключать возможность отказа, или грубой ошибки вследствие попадания влаги, грязи, или других веществ[8].

Индикация приборной скорости самолета SSJ 100 осуществляется на PFD (рисунок 26) и IESI, что было рассмотрено в предыдущем подразделе. Контроль за скоростью по PFD производится по соответствующей шкале приборной скорости, расположенной слева от авиагоризонта

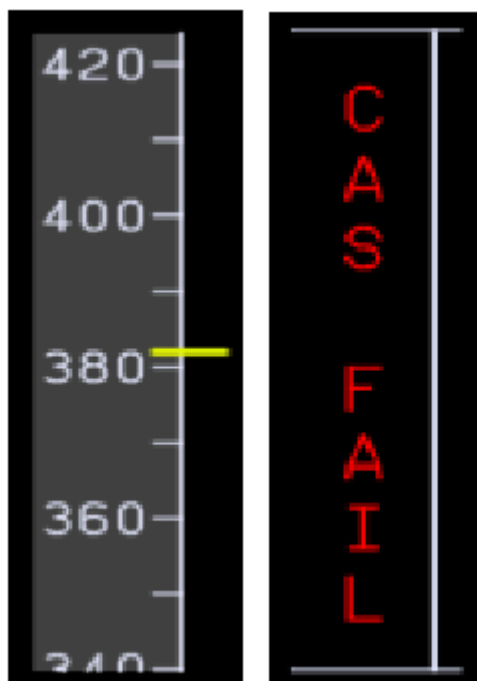


Рисунок 26 - Шкала индикации приборной скорости полета при нормальном функционировании и отказе.

Шкала имеет разметку через 10 kt и значение скорости обозначается цифрами белого цвета через 20 kt. Диапазон шкалы от 30 kt до 450 kt. В центре видимой части шкалы находится горизонтальный индекс фактической скорости жёлтого цвета. Видимая часть шкалы находится в пределах ± 42 kt от индекса отсчета. Если данные воздушной скорости недостоверны, то на шкале появляется сообщение красного цвета.

В случае отказа всех имеющихся на борту приемников давлений и разногласия в индицируемой скорости, сообщения красного цвета появляются как на PFD KBC и PFD ВП, так и на интегрированном электронном резервном приборе[6].

Таким образом, при недостоверной индикации приборной скорости, пилот не имеет возможности получать информацию о данном параметре

полета, следовательно могут быть нарушены эксплуатационные ограничения по скорости, для выпуска механизации, шасси и других систем, которые требуют ограничения исходя из прочностных характеристик, но наиболее серьезной опасностью представляется потеря скорости сопровождаемая выходом самолета на критические режимы полета и что может привести к последующему сваливанию самолета.

Можно сделать вывод, данные отказы влияют не только на экономические потери со стороны эксплантатов и фирмы производителя воздушного судна, но также напрямую оказывают воздействие на комфорт и безопасность как экипажа, так и пассажиров.

Исходя из того, что причиной потери и расхождения скорости в большинстве случаев являются неисправности приемников полного и статического давлений и полное отсутствие реакции у завода изготовителя и законодательных властей, видится актуальным разработка рекомендаций производителям в направлении усовершенствования данных приемников, с целью повышения их надежности и сведения к минимуму случаев нарушения их работоспособности.

2.5 Предложения по улучшению функционирования приемников полного и статического давлений на ВС SSJ100

Более подробно познакомившись с работой обогрева приемников полного давления, можно прийти к выводу, что при активации автоматически на режим половинной мощности, находясь на земле, приемники разогреваются с тенденцией один градус за одну минуту. Например: при температуре наружного воздуха равной минус 20°C и включение обогрева на 20 минут (среднее время руления, от запуска двигателей, до взлета), температура внутри каналов ППД окажется примерно 0°C. При выпадающих осадках и ветровом режиме возможна ситуация попадания снежно- ледяных отложений во внутрь каналов ППД и других приемников системы воздушных сигналов. Одной из главных проблем является образование СЛЮ на фюзеляже

перед приемниками полного давления, показанные на рисунке 25, происходящее вследствие таяние снега от обогреваемого остекления кабины пилотов в условиях обильного ливневого снегопада при отрицательной температуре наружного воздуха (минус 15°С/минус 20°С).

В процессе разбега ледяные наросты отрываются от фюзеляжа и попадают в приемники полного давления, при режиме слабого обогрева и температурах внутри каналов близких к отрицательным, данные отложения не успевают таять и вызывают закупорку с последующим расхождением приборной скорости у командира и второго пилота.



Рисунок 27 - Образование ледяного нароста вызванное замерзанием тающего снега с остекления кабины экипажа

Как уже успели убедиться, обогрев приемников включается автоматически на земле, при запуске одного из двигателей на режим половинной мощности, чтобы обогрев перешел в режим максимальной мощности, необходимо, чтобы датчик выпущенного/убранного положения шасси, располагающийся на подкосах основных стоек шасси, выдал команду в блок электронного управления шасси о соответственно убранном положении шасси, а блок в свою очередь предаст соответствующую информацию в

систему воздушных сигналов. Предлагается конструкторское решение, показанное на рисунке 28.

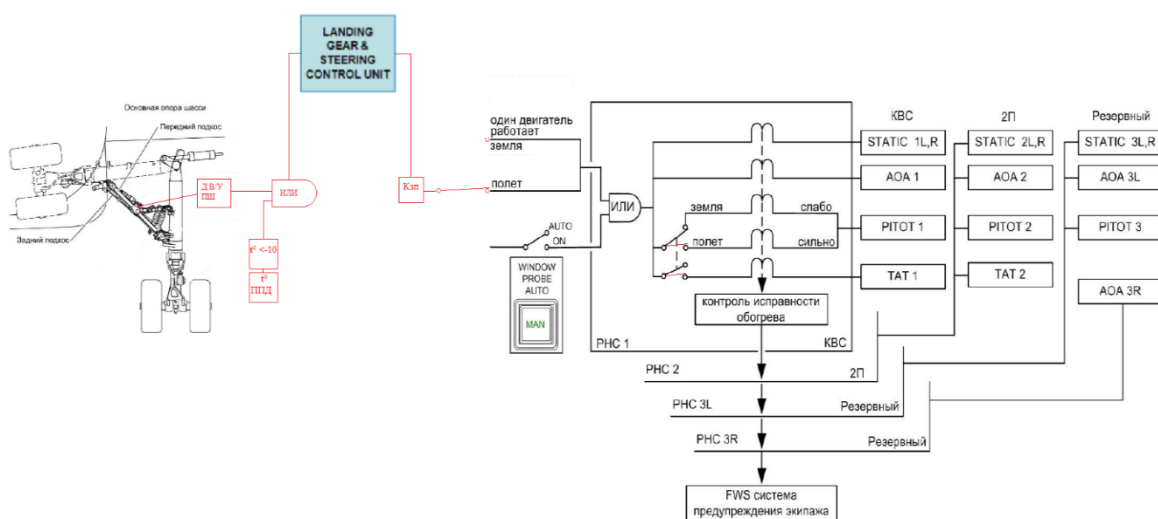


Рисунок 28 - Схема электрообогрева приемников и датчиков с внесенными изменениями

При рассмотрении конструкции приемника полного давления, мы убедились, о нахождения в нем датчика температуры. При запуске двигателя на земле и температуре внутри приёмника менее минус 10°C, датчик будет подавать советующий сигнал на микросхему «или» показанную на рисунке 25, данный сигнал является приоритетным по сравнению с информацией от датчика выпущенного/убранного положения шасси, таким образом в электронный блок управления шасси будет поступать информация о убранном положении шасси, следовательно обогрев будет включаться на полную мощность при нахождении воздушного судна на земле.

При автоматической активации обогрева на режим максимальной мощности, находясь на земле, приемники будут разогреваться с тенденцией один градус за 30 секунд.

Например, при температуре окружающего воздуха равной минус 20°C и включении обогрева на 20 минут (среднее время руления воздушного судна с момента запуска двигателей до взлета), температура внутри каналов ППД окажется примерно плюс 20°C, что будет предотвращать обмерзание и закупорку приёмников полного давления и в свою очередь будет способствовать безопасному и комфортному выполнению полета на любых этапах и сведет к минимуму риски связанные с отказами системы воздушных сигналов[9].

Проанализировав все события напрашивается рекомендация руководству АО «ГСС» проработать вопрос конструкторского решения по отводу образующейся талой воды со стекол кабины пилотов SSJ100 за линию ППД, или же перенос приёмников полного давления. Предлагаю сравнить местоположение приемников на Boeing 737 и SSJ100 на рисунке 29.

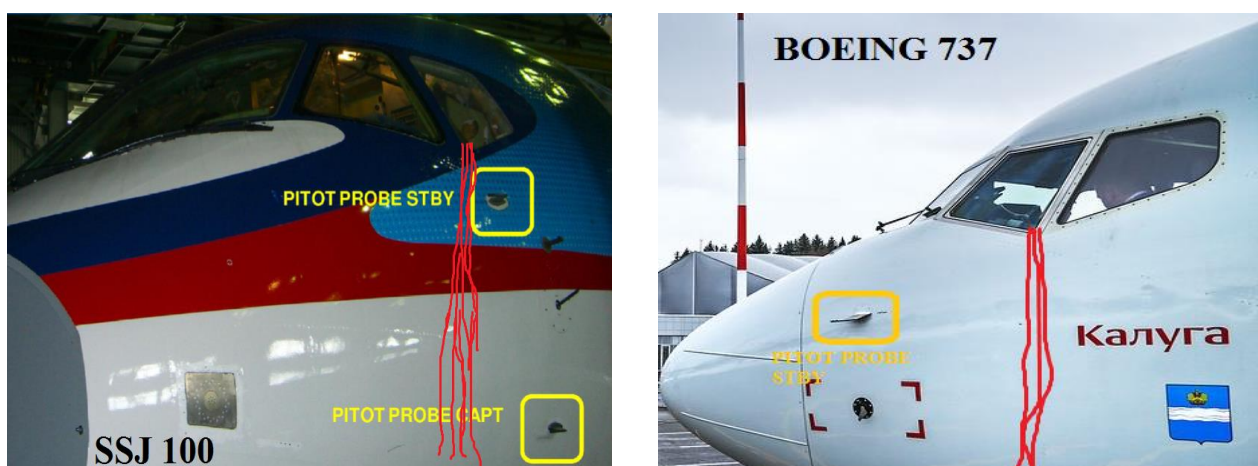


Рисунок 29 - Местоположение приемников относительно образующейся талой воды со стекол экипажа

Исходя из рисунка 29 можно убедиться в необходимости переноса приемников полного давления на ВС SSJ100 перед линией отвода талой воды, для исключения последующих случаев связанных с попаданием ледяных наростов в ППД в процессе разбега и первоначального набора высоты.

3 Анализ авиационных событий, связанных с отказом приёмников полного и статического давлений

Статистикой авиационных событий, связанных с отказами систем воздушных сигналов на парке ВС SSJ100, в период с 2013 по 2018 гг. зафиксировано 14 авиационных событий, причинами которых стало частичное закупоривание линий приемников полного давления в неблагоприятных метеорологических условиях. Предлагается к детальному рассмотрению 3 авиационных инцидента с ВС SSJ100, а также 2 катастрофы с самолетами Airbus A330 и Антонов Ан-148, которые явились причинами недостаточной подготовки пилотов, а также конструктивными недостатками эксплуатируемых приемников[10].

3.1 Airbus A-330-203, F-GZCP в Атлантике 01.06.2009

31 мая 2009 года экипаж самолета Airbus A-330-203 бортовой номер F-GZCP авиакомпании «Air France» в 22:03 UTC вылетел из аэропорта Рио-де-Жанейро для выполнения рейса AF447 по маршруту: Рио-де-Жанейро- Париж. На борту воздушного судна находилось 228 человек (12 членов экипажа и 216 пассажиров).

В 01:33 01 июня 2009 года экипаж вышел на связь с диспетчером бразильской зоны ответственности и сообщил, что полет происходит в штатном режиме на высоте 11 000 метров, со скоростью 840 км/ч. В 01:48 самолет вышел из зоны видимости бразильской РЛС. В 02:00 и в 02:20 система ACARS передала автоматические сообщения: «турбулентность», а затем «отключение автопилота». Расчетное время связи с диспетчерами в Дакаре 02:30, однако экипаж рейса 447 на связь так и не вышел.

02 июня в 18:58 было установлено точное место падения пропавшего воздушного судна в Атлантическом океане, все находившиеся на борту-погибли, самолет полностью разрушен.

До нахождения и расшифровки бортовых самописцев единственными данными о состоянии самолёта перед катастрофой были автоматические сообщения, переданные лайнером. Данные объективного контроля отсутствовали, поскольку лайнер в момент катастрофы находился вне зоны действия РЛС. Первые результаты расследования катастрофы рейса AF447 свидетельствовали о том, что авиалайнер разрушился не в воздухе, как считалось ранее, а после удара о воду.

Согласно данным бортовых самописцев В 01:55 командир экипажа разбудил второго пилота и сказал: [...] он займёт моё место. После инструктажа в 02:01:46 командир покинул кабину пилотов и отправился на отдых. В кресло командира сел второй пилот, второй пилот-стажёр сидел в правом кресле. В 02:06 второй пилот предупредил бригаду бортпроводников о том, что самолёт входит в зону турбулентности. Через 4 минуты пилоты выполнили небольшой левый разворот и снизили скорость с 872 км/ч до 400 км/ч в связи с увеличивающейся турбулентностью.

В 02:10:05 автопилот и автомат тяги отключились. Второй пилот отдал ручку влево и вниз, парируя правый крен. Дважды прозвучало предупреждение о сваливании. Через 10 секунд скорость самолёта резко упала с 398 до 111 км/ч. Угол атаки самолёта увеличился, высота начала расти. Левая часть панели приборов отобразила резкое увеличение приборной скорости — до 398 км/ч. Интегрированная система резервных приборов не отображала это изменение в течение минуты (показания правой части приборной панели не регистрируются параметрическим самописцем). Второй пилот-стажёр продолжал удерживать нос самолёта в поднятом положении. Угол установки горизонтального хвостового стабилизатора вырос с 3° до 13° в течение одной минуты и оставался в этом положении до конца полёта.

Приблизительно в 02:11 самолёт достиг максимальной высоты полёта 11 600 метров. При этом угол атаки достигал 16°, рычаги управления двигателями (РУД) были переведены в положение «Взлёт/Уход на второй круг» (максимальная тяга). В 02:11:40 КВС вернулся в кабину. Угол атаки

увеличился до 40° , самолёт снизился до высоты 10 675 метров при почти 100%-ной тяге двигателей (регистрируются обороты переднего вентилятора двигателя, создающего большую часть тяги в турбовентиляторных двигателях). Сигнализация сваливания отключилась, поскольку при таком угле атаки показания приборной скорости считаются недостоверными. Приблизительно 20 секунд спустя второй пилот незначительно уменьшил угол тангажа, показания приборной скорости стали действительными, и снова прозвучала сигнализация сваливания. С этого момента и до конца полёта угол тангажа не был менее 35° . В последние минуты полёта РУДы находились в положении «малый газ» (минимальная тяга). Двигатели продолжали работать и оставались полностью под контролем экипажа.

Запись обоих самописцев заканчивается на отметке 02:14:28 или через 3 часа 45 минут после взлёта. В этот момент скорость самолёта составляла 198 км/ч при вертикальной скорости около 3345 м/мин, тяга двигателей составляла 55% от максимальной. Угол тангажа составлял $16,2^\circ$ (носом вверх), с левым креном $5,3^\circ$. В ходе снижения самолёт развернулся почти на 180° вправо на курс 270° . Лайнер находился в сваливании на протяжении 3 минут 30 секунд, падая с высоты 11 600 метров.

Неверные данные приборной скорости являются очевидной причиной отключения автопилота, однако причина потери пилотами контроля над самолётом остается загадкой, особенно учитывая, что обычно для предотвращения сваливания пилот старается опустить нос самолёта.

5 июня 2012 года комиссией по расследованию катастрофы рейса AF447, был опубликован окончательный отчет, в котором говорится о следующих основных событиях, которые привели к крушению ВС:

-Временная рассинхронизация показаний скорости, произошедшая, в результате засорения трубок Пито кристаллами льда, что привело к отключению автопилота и переходу на ручное пилотирование.

-Экипаж совершал ненадлежащие управляющие действия, приведшие к выходу из стабильного полёта.

-Экипаж не выполнил действия, предписываемые в случае потери показаний текущей скорости.

-Экипаж запоздал с определением и корректировкой отклонения от заданного режима полёта.

-Экипаж не обладал достаточными навыками для определения приближения к сваливанию.

-Экипаж не смог определить начало сваливания, а потому не предпринял действия для вывода самолёта из сваливания.

Эти события стали результатом сочетания следующих основных факторов:

1. Механизмы обратной связи в задействованных органах управления сделали невозможным определение и исправление повторяющегося отсутствия действий по процедуре, предусмотренной на случай потери показаний текущей скорости, и действий на случай обледенения трубок Пито и последствий этого.

2. Экипаж не владел практическими навыками ручного управления самолётом как на больших высотах полёта, так и в случае расхождения в показаниях текущей скорости.

3. Совместное выполнение обязанностей двух пилотов было затруднено как непониманием ситуации в момент отключения автопилота, так и ненадлежащей реакцией на эффект неожиданности, который привёл их в состояние эмоционального напряжения.

4. В кабине отсутствовала чёткая индикация расхождения в показаниях текущей скорости, зарегистрированных бортовыми компьютерами.

5. Экипаж не отреагировал на предупреждение о сваливании в связи с кратковременностью предупреждения о сваливании, которое могло показаться ложным срабатыванием; с отсутствием визуальной информации, подтверждающей приближение самолёта к сваливанию после потери скорости; с показаниями основного компьютера, которые могли подтвердить ошибочное представление экипажа о создавшейся ситуации, не распознав

звуковой сигнал; приняв бафтинг при сваливании за бафтинг, связанный с превышением максимальной скорости; либо испытывая затруднения с определением и пониманием особенностей перехода на ручное управления самолётом, в котором не обеспечивается защита в канале угла атаки[10].



Рисунок 30 - Примерная схема полета рейса AF447

3.2 RRJ-95B, RA-89056, международный аэропорт Шереметьево
05.12.16

05.12.2016г. при выполнении рейса SU-1390 на ВС RRJ-95B RA-89056 (КВС Савельев А.А.) Шереметьево- Сыктывкар, на этапе разбега самолета в а/п Шереметьево появилось сообщение на EWD: «NAV SPEED DISAGREE» с разницей параметра скорости ВС на приборах. Экипаж выполнил действия по прекращению взлета на скорости 40-50 узлов, без применения реверса тяги двигателей. На борту находилось 6 членов экипажа и 74 пассажиров. Жертв и пострадавших не было.

05.12.2016 г. выполнялся рейс SU-1390 по маршруту Шереметьево-Сыктывкар. Техническими специалистами совместно с экипажем было

подготовлено ВС RRJ-95B RA-89056 с достаточным ресурсом для выполнения полёта - замечаний не было. Согласно докладных авиатехников по ТО ВС ПАО «Аэрофлот» было выполнено ТО ВС согласно РТЭ 10-11-00-000-801 и R95-00-0328 отклонений не было (карта-наряд № 1129/6 от 05.12.2016 г. по форме T+DY) замечаний от экипажа по состоянию ВС не поступало. ТО выполнялось по Программе ТО ПАО «Аэрофлот»[9].

На основании изучения материалов расследования, результатов расшифровок, комиссией установлено: - перед запуском двигателей на МС-81 (Шереметьево—1) была проведена двухступенчатая противообледенительная обработка ПОЖ верхней поверхности крыла, верхней поверхности стабилизатора, фюзеляжа (1 ступень- 80% воды и 20 % ТИП I — для очистки поверхностей ВС, 2 ступень — 50% воды и 50% ТИП 1 — для защиты поверхностей от обледенения)[5]. Начало противообледенительной обработки в 08:58 час. МСК, окончание в 09: 10 час. согласно бланка заказа и контроля 1103 ВС № 023-1354, требование № 18832 от 05.12.2016 г. ПАО «Аэрофлот» в соответствии с Руководством по противообледенительной защите воздушных судов; - КВС выполнял функции пилотирующего пилота, второй пилот — непилотирующего, пилот-инструктор — контролирующего; - запуск двигателей выполнен в 09:16 час., время руления на предварительной старт 21 мин. Противообледенительная система стёкол, СВС и ДАУ была активирована в режиме «автомат» в соответствие с логикой работы системы после запуска двигателей (примечание: включение электрического обогрева потребителей происходит сразу после запуска 2-х двигателей на половину мощности, после отрыва самолёта от ВПП и срабатывания КВ стоек шасси — обогрев включается на полную мощность); - взлёт выполнялся с тормозов. В процессе взлёта ВС в 09:38 час. сработало сообщение: «NAV SPEED DISAGREE» при скорости самолёта на пилотажном приборе КВС 49 узлов, на пилотажном приборе второго пилота 45 узлов. Согласно докладных членов летного экипажа в процессе взлёта прозвучал звуковой сигнал «ГОНГ» и загорелось жёлтое табло «CAUTION». Командир ВС выполнил действия по прекращению

взлета согласно рекомендаций оперативного сборника экипажа ВС RRJ-95B раздела 5.20 «Указания по пилотированию» стр. 4 «Действия в зависимости от скорости»: на скорости менее 100 КТ. Реверс двигателей не применялся, заруливание на МС благополучно. Экипаж зафиксировал замечание в TLB. Действия экипажа были правильными в соответствии с требованиями РЛЭ ВС RRJ-95B, РПП ПАО «Аэрофлот».

Следует отметить, что самолёт находился вне ангара на стоянке с 30 ноября по 05 декабря с установленными предохранительными заглушками на приёмниках СВС при неблагоприятных внешних погодных условиях. 11 и 12 ноября 2016г. при таких же внешних метеоусловиях произошли кратковременные отклонения по показаниям воздушной скорости самолёте RA-89064. Подобный случай также имел место быть 20 ноября 2015 г. с подобным проявлением на ВС RA-89062. По результатам проделанных работ сделан вывод о попадании в систему СВС частиц льда при воздействии внешних метеоусловий в виде замерзающих осадков и «ледяного» дождя.

По заключению комиссии причиной индикации сообщения на EWD: «NAV SPEED DISAGREE» явились кратковременные заниженные показания воздушной скорости канала СВС3 вследствие частичного закупоривания каналов приёмника полного давления СВС3 взвешенными в воздухе частицами СЛО на этапе разбега самолёта из-за недостатков его конструкции.

3.3 RRJ-95B, RA-89014, международный аэропорт Шереметьево 04.02.2018

04 февраля 2018 года экипаж в составе КВС С.А. Кашницкого и второго пилота В.М. Когута выполнял регулярный пассажирский рейс SU-2344 по маршруту Шереметьево- Дрезден на ВС RRJ-95B RA-89014. Предварительная и предполетная подготовка экипажа к выполнению данных рейсов проведена в соответствии с установленными требованиями.

В соответствии с метеосводкой по а/п Шереметьево, соответствующей периоду 15:00-17:00 04.02.2018, наблюдалось усложнение метеоусловий в

виде сильного ливневого снега, низовой метели, в совокупности с отрицательными температурами и ограничениями видимости на ВПП. Фактические метеоусловия способствовали позднему прибытию ВС RA-89014 в а/п Шереметьево после выполнения рейса SU-2344 (15:33 вместо планового времени вылета в 12:35).

Подготовка ВС к полету проводилась инженерно-техническим персоналом совместно с экипажем в объеме, установленном РЛЭ ВС RRJ-95В ПАО «Аэрофлот». Согласно документам, ВС было исправным, имело достаточный ресурс, на нем было выполнено необходимое оперативное техническое обслуживание. Замечаний при ТО ВС, а также после предполетного осмотра экипажем не зафиксировано.

После выполнения оперативного ТО перед вылетом ВС лед на носовой части самолета, образовавшийся в результате таяния снега со стекол кабины экипажа, под контролем авиатехника был удален механиком при помощи наземного обогревателя. Перед запуском двигателей вся носовая часть ВС была чистой от льда и снега, включая приемники полного и статического давления.

В соответствии с докладной запиской КВС, расшифровкой СОК и внутрикабинных переговоров экипажа, отчетом по наземному обслуживанию ВС рейса SU-2344 и записями в бортжурнале ВС, начало запуска двигателей зафиксировано в 15:27. Противообледенительная обработка ВС производилась в интервале времени между 15:41 и 15:45.

Начало взлета от РД12 на ВПП 06R зафиксировано в 15:54:41, то есть через 24 минуты 32 секунды после начала запуска двигателей. Функции пилотирующего пилота выполнял второй пилот.

Отображение увеличения индикаторной скорости на PFD1 появилось при путевой скорости 26 узлов, а на PFD2- при 65 узлах. В дальнейшем были зафиксированы значительные отличия CAS1/CAS2/CAS3. Экипаж произвел взлет.

Впоследствии многократно на PFD появлялась индикация CHECK CAS. После выработки топлива в зоне ожидания на эшелоне 70 и уменьшения массы ВС в 17:34:42 была произведена посадка на аэродроме вылета.

Согласно акту осмотра места авиационного события, после возвращения на МС в результате возврата на аэродром вылета, на левом и правом бортах фюзеляжа перед ППД на удалении 30-35см от ППД обнаружены многочисленные ледяные наросты длиной до 50см и толщиной до 5мм.

Статистикой авиационных событий, связанных с отказами СВС на парке ВС DDJ-95В ПАО «Аэрофлот», в период 2013-2016гг. зафиксировано 7 авиационных событий, предшествующих расследуемому событию. Причиной авиационных событий явилось частичное закупоривание линий приемников полного давления в неблагоприятных метеоусловиях, подобно расследуемому событию. Таким образом, в расследуемом авиационном событии имеются сходные признаки с происшедшими ранее авиационными событиями на парке ВС RRJ-95В ПАО «Аэрофлот», связанными с отказом системы воздушных сигналов.

По авиационному событию с ВС RA-89052 (происшедшему 10.03.2016) в адрес АО «ГСС» рекомендовано, при необходимости принять меры для повышения надежности СВС. На основании данных, предоставленных в комиссию по расследованию, определено, что данные рекомендации АО «ГСС» выполнены, но не достигли своего результата, и случаи отказа СВС продолжают иметь место.

Причиной авиационного инцидента, возврат на аэродром вылета ВС RRF-95 RA-89014, явилась разница показаний приборной воздушной скорости (CAS) на дисплеях КВС и ВП, сопровождавшаяся сообщением «NAV SPEED DISAGREE», вызванная образованием на фюзеляже перед приемниками полного давления снежно- ледяных отложений (СЛО).

3.4 RRJ-95B, RA-89106 в районе а/п Шереметьево 05.02.2018

05.02.2018 на ВС RRJ-95 RA-89106 экипаж в составе КВС Ионкина В.А. и второго пилота Давыдова И.Н. выполнял рейс SU—1166 по маршруту Шереметьево — Ростов-На -Дону с 34 пассажирами на борту, из них двое детей. Вылет с аэропорта Шереметьево выполнен в 01 ч 01 мин 56 с (здесь и далее время UTC), намеченный пункт посадки аэропорт Ростов. После взлета из аэропорта Шереметьево, ночью в сложных метеоусловиях, при пересечении барометрической высоты 2131 футов (PFD1)/2038 футов (PFD2) произошел переход в режим «Direct mode» с сигнализацией о разнице показаний скорости полета на обоих указателях с выключением автомата тяги, директоров. КВС принял решение на возврат в а/п вылета доложил диспетчеру ОРВД и выполнил заход на посадку в ручном режиме на ВПП 24R по его командам. Посадка на аэродром вылета без последствий. Жертв и пострадавших нет. ВС повреждений не имеет, от выполнения полётов отстранено[6].

На основании анализа и изучения материалов, имеющихся в распоряжении комиссии по расследованию авиационного инцидента, установлено: 05.02.2018 на ВС RRJ—95B RA-89106 экипаж в составе КВС Ионкина В.А. и второго пилота Давыдова И.Н. выполнял рейс SU-1166 по маршруту Шереметьево — Ростов-на—Дону. Подготовка ВС к полёту на МС №186 проводилась инженерно—техническим персоналом совместно с экипажем в объёме, установленном РЛЭ ВС RRJ-95B ПАО «Аэрофлот».

Согласно представленным документам, ВС было исправным, имело достаточный ресурс (срок службы), На нём было выполнено необходимое оперативное и периодическое ТО. Замечаний при ТО ВС, а также после предполётного осмотра экипажем не зафиксировано. После прибытия ВС RA-89106 на МС, В условиях сильного снегопада, на двигатели ВС установлены заглушки. По причине короткого времени подготовки ВС к вылету, по согласованию с лётным экипажем (система обогрева остекления кабины пилотов и компонентов СВС постоянно включена) остальные заглушки систем не устанавливались. В соответствии п.1.8 контрольной карты оперативного

ТО по форме «Transit», установка чехлов и заглушек выполняется при стоянке ВС продолжительностью более двух часов, а при дожде, снегопаде, тумане, пыльной буре, независимо от продолжительности стоянки[9].

Согласно руководству по технической эксплуатации ВС RRJ-95В ПАО «Аэрофлот» (далее РТЭ), компоненты системы воздушных сигналов (СВС) приёмники полного и статического давлений (ППД/ПСД), датчики угла атаки и датчики температуры воздуха имеют электрический обогрев, который предотвращает образование на них льда (согласно РТЭ 30—30—00). Нажав кнопку-табло «WINDOW PROBE», экипаж может активировать совмещённую систему обогрева остекления кабины экипажа до запуска двигателей[9].

ППД имеет два режима обогрева: режим полного обогрева (в полёте) и режим половинного обогрева (на земле). В момент отрыва самолета на взлёте происходит автоматическое включение режима полного обогрева ППД и включение обогрева датчика температуры воздуха по сигналу от концевого выключателя основных стоек шасси.

Таким образом, в фактических метеоусловиях, при включении экипажем обогрева приёмников полного и статического давлений на протяжении всего времени пребывания ВС на МС до запуска двигателей, комиссия признала действия. Ошибок и нарушений руководящих документов, приведших к возникновению и развитию расследуемого события, не зафиксировано. В соответствии с докладной запиской КВС, расшифровкой СОК и внутрикабинных переговоров экипажа, отчётом по наземному обслуживанию ВС рейса SU-1166 и записями в бортжурнале ВС, время подготовки ВС после подачи питания на борт составило 1 ч 43 мин, время после запуска обоих двигателей — 29 минут. Начало запуска двигателей после буксировки со стоянки было зарегистрировано в 00:32:56 (дв.2), 00:33:44 (дв.1). Противообледенительная обработка (далее ПОО) ВС на стоянке № 73 выполнена в 00:41[5].

Начало взлёта от РД14 с ВПП24R было зафиксировано в 01 ч 01 мин 56 с, то есть через 29 минут после начала запуска двигателей. Функции

пилотирующего пилота выполнял КВС. В процессе разбега до момента отклонения БРУ КВС на кабрирование для выполнения отрыва ВС от поверхности ВПП (при CAS PFD1=92,7 kts, CAS PFD2=98,4 kts, GROUND SPEED=143,3 kts, данные ADS: CAS1=94,9 kts, CAS2=98,8 kts, CAS3=141,1 kts) значения индикаторных скоростей PFD1 и PFD2 занижались более чем на 30%, но отличались друг от друга незначительно. При этом искажения CAS3 были небольшие, что объясняется близким расположением резервного ППД к обогреваемому остеклению кабины. При увеличении угла тангажа был зафиксирован резкий рост CAS1 и CAS2 до значений, близких к фактическим. Однако впоследствии на PFD многократно появлялась индикация CHECK CAS, значения CAS1/CAS2/CAS3 не могли быть признаны достоверными. При пересечении барометрической высоты 2131 фут (PFD1)/2038 футов (PFDZ) произошел переход в режим DIRECT MODE, с сигнализацией о разнице показаний скорости полета на обоих указателях с выключением автомата тяги и директоров.

КВС доложил диспетчеру ОРВД и выполнил заход на посадку в ручном режиме на ВПП 24R по его командам. Посадка на аэродром вылета без последствий.

Наиболее вероятной причиной данного события явилось сочетание следующих факторов: сильные осадки в виде снега; низкая температура наружного воздуха; таяние снега на обогреваемых стеклах кабины пилотов и стекание струек воды по холодному фюзеляжу и замерзание перед ППД; длительное руление и ожидание очереди для противообледенительной обработки на РД. Как следствие этого, искажение показаний скорости могло быть обусловлено следующими факторами: — наличие на фюзеляже перед ППД ледяных отложений в виде многочисленных замёрзших струек воды толщиной до двух сантиметров, приводящих к нарушению ламинарного обтекания носовой части фюзеляжа, изменению локальной скорости воздушного потока в районе ППД; - появление в процессе разбега и в полете достаточного динамического напора воздуха, приводящего к отрыву

образовавшихся снежно-ледяных отложений (СЛО) И их частичному попаданию в ППД.

Комиссия проанализировала собранные данные, и пришла к выводу, что данное авиационное событие не явилось следствием попадания посторонних объектов (с ИВПП «ППД/ПСД ВС RA-89106 на рулении и взлёте ВС). Образование ледяного налёта могло быть вызвано замерзанием тающего снега, стекающего с включённого на обогрев остекления кабины пилотов, в совокупности с сильным ливневым снегом при отрицательных температурах наружного воздуха.

Причиной авиационного инцидента, возврат на аэродром вылета ВС RRJ-95B RA-89106, происшедшего 05.02.2018 при выполнении рейса SU-1166 по маршруту Шереметьево — Ростов на Дону, явились неустойчивые показания скорости полета из-за образования налётов на фюзеляже перед ППД (1, 2) которая привела к аэродинамическим возмущениям на их входе и расхождению измеряемых давлений набегающих потоков, что соответственно, привело к расхождению рассчитываемых воздушных скоростей (выше допустимого порога) и стало причиной перехода СДУ в режим DIRECT MODE. Образование снежно-ледяных отложений на фюзеляже перед ППД произошло вследствие таяния снега от обогреваемого остекления кабины пилотов в условиях обильного ливневого снегопада, при отрицательной температуре наружного воздуха (-13°C) и длительном рулении перед взлётом (29 минут). Физика данного процесса требует изучения и серьёзной проработки Разработчиком ВС.

3.5 Ан-148-100В, RA-61704 район н.п. Аргуново Раменского района 11.02.2018

11 февраля 2018 года экипаж самолета Ан-148-100В бортовой номер RA-61704, авиакомпании «Саратовские Авиалинии» в 11:21 UTC вылетел из аэропорта Домодедово для выполнения рейса 6В-703 по маршруту: Москва

(Домодедово)- Орск. На борту воздушного судна находился 67 человек (6 членов экипажа и 61 пассажир).

В 11:21 самолет произвел взлет, после отрыва на высоте 130-150 метров был включен автопилот. На высоте 550 метров была завершена уборка закрылков. Особая ситуация начала развиваться примерно через 2 мин 30 сек после отрыва на высоте около 1300 метров и приборной скорости 465-470 км/ч, когда стали появляться расхождения в показаниях скорости от МВП1 (модуль воздушных параметров) (ППД1) левого летчика и МВП3 (ППД3, резервный). Самописец не регистрирует значения скорости от МВП2 (ППД2) правого летчика. Существенных отличий в индикации высоты (от тех же источников: МВП1 и МВП3) не было. Через ~25 секунд расхождения достигли ~30 км/ч (скорость от МВП1 была больше) и появилась разовая команда (сообщение экипажу): Vприборная – СРАВНИ. Регистрация разовой команды на данном этапе продолжалась примерно 10 секунд, после чего прекратилась.

Примерно через 50 секунд, на высоте около 2000 метров, данная разовая команда зарегистрирована снова, причем в это раз скорость от МВП3 была больше и продолжала расти, а скорость от МВП1 продолжала падать.

После второго появления указанной разовой команды (сообщения) экипаж отключил автопилот. Весь дальнейший полет проходил в ручном режиме.

Показания скорости от МВП1 продолжали падать и через 34 секунды после отключения автопилота стали равны 0. При этом показания скорости от МВП3 составляли 540-560 км/ч.

В течение примерно 50 секунд после отключения автопилота полет проходил на высоте 1700-1900 м с изменениями вертикальной перегрузки в пределах от 1.5 до 0.5 g.

После этого, при сохранении значений скорости от МВП1 0 км/ч, начали интенсивно падать значения скорости от МВП3 (до 200 км/ч и ниже). В дальнейшем самолет был переведен в интенсивное снижение с углами тангажа на пикирование 30-35 градусов и вертикальной перегрузкой до 0 g.

Столкновение с землей произошло около 11:27:05. Перед столкновением с землей показания скорости от МВПЗ начали интенсивно расти и к моменту столкновения составили около 800 км/ч. Показания скорости от МВП1 продолжали быть равными 0.

В момент столкновения с землей угол тангажа на пикирование составлял около 30 градусов, за 4-5 секунд до столкновения у самолета стал развиваться правый крен, который достиг 25 градусов.

Так как анализ еще продолжается, ознакомимся с предварительными данными.

Предварительный анализ зарегистрированной информации, а также анализ аналогичных случаев, имевших место в прошлом, позволяют предполагать, что фактором развития особой ситуации в полёте могли стать неверные данные о скорости полёта на индикаторах пилотов, что, в свою очередь, видимо, было связано с обледенением ППД при выключенном состоянии систем их обогрева.

С целью определения причин выключенного состояния обогрева трех ППД комиссией по расследованию запланированы, в том числе, следующие работы:

- расшифровка бортового звукового магнитофона для получения информации о действиях экипажа, выполнении Технологии работы и реакции на сигнализации;
- изучение Технологии работы экипажа с системой обогрева ППД, включая индикацию;
- схемный анализ систем обогрева ППД на предмет возможных неисправностей и отказов;
- выкладка сохранившихся фрагментов систем обогрева ППД.

Специалисты комиссии по расследованию также продолжают работу на месте авиационного происшествия, где завершается описание места происшествия и сбор фрагментов конструкции самолёта для последующих исследований[10].

В целях предотвращения авиационных происшествий и выработки оперативных рекомендаций 13 февраля в Межгосударственном авиационном комитете состоялся краткий брифинг, в котором приняли участие представители Министерства Обороны, МЧС, Росавиации, Ространснадзора, авиакомпаний, эксплуатирующих данный тип воздушного судна. На брифинге специалисты МАК представили участникам предварительные итоги расследования для принятия оперативных мероприятий в области обеспечения безопасности полётов.



Рисунок 31 - Обломки Ан-148 на месте крушения

Как можно убедиться, причинами возникновения отказов приемников полного и статического давлений могут являться различные факторы.

Проанализировав вышеуказанные авиационные события, можно сделать вывод, что основной проблемой является человеческий фактор, а именно не достаточно высокий уровень подготовки членов экипажей, для правильных и своевременных действий при отказе данных приемников.

В мировой практике гражданских воздушных перевозок, отказ приемников полного и статического давлений являются отнюдь не редкими случаями, самое важное донести эти события до летного состава в целях

ознакомления и не повторения подобных ошибок в будущем, а также, учитывая автоматизацию современных воздушных судов, одной из главных рекомендаций по уменьшению подобных случаев, при отказе приёмников, является: пилотирование самолета в ручном режиме на этапах взлета (до достижения большей высоты), и посадки, исключительно в условиях, которые позволяют управлять воздушным судном в ручном режиме, для того, чтобы набираться опыта, «чувствовать самолет» и в дальнейшем, при отказе приемников и расхождении приборной скорости на дисплеях, или же вовсе ее отсутствия, уметь справляться с подобными ситуациями, основываясь на опыте, а именно управление самолетом по тангажу, углу атаки и тяге, в зависимости от конфигурации самолета и благополучно приземляться на аэродроме вылета, или ближайшем пригодном для посадки аэродроме.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

От качества процесса эксплуатации и способов технического обслуживания современных самолетов существенно зависят надёжность и безопасность выполнения полетов. Поэтому весьма необходим постоянный мониторинг состояния функционирования, как всех самолётных систем, так и их отдельных компонентов. Осуществление данной цели возможно достичь посредством различных способов, выявляющих уязвимые элементы, которым в дальнейшем уделяется особое внимание и контроль, так как каждый элемент включён в процесс и напрямую влияет на бесперебойную и безошибочную работоспособность всей системы в целом. Несомненно, что непрерывное усовершенствование самолётов устанавливает всё новые и новые стандарты к параметрам надёжности самих самолетов, их систем и элементов в частности. В основе данных стандартов лежит долговечность, безотказность и ремонтпригодность.

Целесообразность повышения надёжности самолёта до определённого и достаточно высокого уровня обеспечивается благодаря соблюдению стандартов, требований, норм и правил обслуживания и эксплуатации ВС.

Первоочередную роль в достижении высоких стандартов безопасности полетов играет техническое оснащение организаций, эксплуатирующих те или иные типы ВС, современным и надежным комплексом наземного оборудования, а также наличие эффективной системы контроля по эксплуатации данного оборудования и ВС, необходимой для выявления скрытых неисправностей и предупреждения данных неисправностей и потенциальных отказов. Наличие высококвалифицированных специалистов, обеспечивающих техническое обслуживание наземного оборудования и воздушных судов, осуществляющих эксплуатацию самолетов, представляет собой другой немаловажный элемент заданного уровня безопасности полетов. Недостатки выше перечисленных элементов ведут за собой к перебоям в регулярности полетов и к уменьшению уровня безопасности в целом.

В результате проведенной работы были рассмотрены основные принципы в работе системы измерения воздушных параметров полета на самолетах семейства SSJ100. Определены основные недостатки работы данной системы, проанализированы причины их возникновения и предложены возможные конструкторские решения и рекомендации для устранения выявленных проблем.

Проведен анализ авиационных событий, связанных с отказом данной системы не только на самолете SSJ 100, но и на других воздушных судах.

В заключении необходимо отметить о важности таких элементов, как приемники полного и статического давлений, ведь параметры получаемые при помощи данных приемников являются основными для пилотирования воздушного судна, поэтому совершенно очевидно, что приёмники, находящиеся в комплексе с системой измерения воздушных параметров полета, должны работать безотказно и соответствовать заданному эксплуатационному уровню на протяжении всего срока службы воздушного судна, что возможно достичь только соблюдением требований, норм и рекомендаций по эксплуатации и техническому обслуживанию данной системы.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Sukhoi Super Jet 100 [Электронный ресурс]. – Режим доступа : <http://civilavia.info/files/la/ssj/ssj-05.zip>, свободный. – Загл. с экрана.
2. RRJ-95: flight crew operations manual. Doc. No. M7.92. – Sukhoi Civil Aircraft: Russia, 2014. – 2798p.
3. RRJ-95: flight crew training manual. Doc. No. M6.92. – Sukhoi Civil Aircraft: Russia, 2014. – 404p.
4. ПАО Аэрофлот. РУКОВОДСТВО ПО ПРОИЗВОДСТВУ ПОЛЕТОВ ЭКСПЛУАТАНТА / Аэрофлот. ПАО. – М. : , 2016. – 572 с.
5. ПАО, Аэрофлот. Руководство по противообледенительной защите ВС / Аэрофлот. ПАО. – М. : Департамент наземного обеспечения перевозок, 2016. – 259 с.
6. Sukhoi, CivilAircraft. quick reference hanbook / CivilAircraft. Sukhoi. – Russia : , 2014. – 528 p.
7. Airworthiness Directive. Thales Pitot Probes : Doc. AD/A320/108. – Airbus Industry, 2009.
8. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. Авиационные правила: утв. Постановлением 35-ой сессией Совета по авиации и использованию воздушного пространства от 23.10.2015
9. RRJ-95: руководство по технической эксплуатации : в 3 кн. – Введ. 20.09.2014. – М. : Гражданские Самолеты Сухого, 2014.
10. Зубков, Б. В. Безопасность полетов: учебник для вузов ГА / Б. В. Зубков, С. Е. Прозоров; подред. д. т. н, проф. Б. В. Зубкова. - Ульяновск: УВАУ ГА (И), 2013. - 451 с.
11. Государственная итоговая аттестация : метод. указания по выполнению выпуск-ной квалификационной работы в форме дипломной работы / сост. Е. Н. Коврижных, Е. В. Карсункин. – Ульяновск : УИ ГА, 2018. – 45 с.

