



**ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
(РОСАВИАЦИЯ)
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ» (МГТУ ГА)**

ОТЧЕТ ПО ПРАКТИКЕ

Направление подготовки:

25.03.01 – Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей.

Отчет составил студент:

Никитин Дмитрий Валерьевич

МЗб 1-4

МД-201474

+79261356362

1.09.2021

Преподаватель руководитель практики:

Введение.

Sukhoi Superjet 100 - российский ближнемагистральный узкофюзеляжный пассажирский самолёт, предназначенный для перевозки от 87 до 108 пассажиров на дальность 3050 или 4600 км. Разработан компанией «Гражданские самолёты Сухого» при участии ряда иностранных компаний (см. ниже). Первый пассажирский самолёт, разработанный в России после распада СССР. Спроектирован только с применением цифровых технологий. Обозначение типовой конструкции самолёта при сертификации — RRJ95 (Russian Regional Jet 95). Обозначение ICAO — SU95 (CY95).

Разработка проекта.

В 2000 году в корпорации «Сухой» в инициативном порядке, направленном на диверсификацию продуктового ряда компании, приступили к проработке материалов для разработки проекта пассажирского ближнемагистрального и среднемагистрального самолёта. В этом же году для реализации проекта было создано закрытое акционерное общество «Гражданские самолёты Сухого» (ЗАО «ГСС»). В 2001 году правительство РФ анонсировало федеральную программу по развитию гражданской авиации, по которой предусматривалась государственная поддержка победившего проекта. В 2002 году ЗАО «ГСС» привлекли к проекту компании Boeing (маркетинг, продвижение проекта), Авиационный комплекс имени С. В. Ильюшина (производство КПИ), Snecma и НПО «Сатурн» (разработка двигателя).

Самолёт получил своё первое имя в 2001 году из уст исполнительного директора компании Boeing Фила Кондита - Russian Regional Jet (RRJ). В 2006 году, после выхода Boeing из проекта в связи с решением разработчиков взять за образец кабину Airbus, по предложению французских и итальянских участников RRJ был переименован в SSJ100.

В 2003 году в Росавиакосмосе прошло финальное рассмотрение представленных проектов: Ту-414 (ОАО «Туполев»), RRJ-75 (ЗАО «ГСС»), М-60-70 (ФГУП «Экспериментальный машиностроительный завод имени В. М. Мясищева»). В этом же году экспертный совет присудил победу проекту RRJ-75[6][10]. В ходе реализации проекта и рассмотрения рынка проект был изменён в пользу увеличения пассажировместимости. По рекомендации консультантов приняли компоновку из пяти кресел в поперечном сечении фюзеляжа (блоки из двух и трёх кресел, разделённые центральным проходом) - такую же, как на Boeing 717. Новый проект получил обозначение RRJ-95. Базовый вариант оказался чуть меньше Boeing 717-200, а 110-местный точно попал в размерность Boeing 717.

Испытания и первый полёт

20 февраля 2008 года, в рамках подготовки к первому полёту, в Комсомольске-на-Амуре на лётном экземпляре SSJ100 (№ 95001) была успешно проведена первая гонка двигателей SaM146. 14 мая прошли испытания на взлётно-посадочной полосе: отрабатывались рулёжка и пробежка самолёта (разгон на ВПП до 162 км/ч).

19 мая 2008 года первый лётный экземпляр совершил первый полёт. 2 ноября SSJ100 (с/н 95006) был доставлен из Комсомольска-на-Амуре в Сибирский научно-исследовательский институт авиации имени С. А. Чаплыгина для прохождения ресурсных испытаний. 24 декабря в небо поднялся второй лётный экземпляр под управлением лётчиков-испытателей Леонида Чикунова и Николая Пушенко. Самолёт провёл в воздухе два с половиной часа с набором высоты полёта до шести тысяч метров.

В сентябре 2010 года специалисты ФГУП «ЦАГИ» успешно завершили программу сертификационных испытаний конструкции самолёта на статическую прочность.

3 февраля 2011 года МАК выдал ЗАО «Гражданские самолёты Сухого» сертификат типа на самолёт Sukhoi SuperJet-100.

Производство.

Согласно производственной программе ОАК 2007 года, до 2013 года планировалось выпустить 236 самолётов SSJ100. В 2012 году авиакомпания получили 8 самолётов при запланированных 20 - 25. Летом 2013 года президент ЗАО «ГСС» Андрей Калиновский заявил: «В этом году мы планируем выпустить 26 самолётов». По его словам, достигнуть зоны рентабельности можно в 2016 году при условии, если сборочная линия выйдет на плановый выпуск 60 самолётов ежегодно.

На сентябрь 2021 года 213 произведено (в том числе 5 предсерийных, из них 3 для статических испытаний), 180 поставлено, 136 эксплуатируется.

Самолет и особенности его технического обслуживания.

Лётно-технические характеристики.

ЛТХ	ТИП	SSJ-100/95	SSJ-75-100	E-175/190-LR	CRJ700/900LR	MRJ 90	MRJ 90LR
Размеры							
Длина (м)		29,940		31,7/36,28	32,5/36,2	35,8	35,8
Размах крыла (м)		27,80		26,0/28,72	23,2/23,2	29,2	29,2
Высота (м)		10,283		9,7/10,28	7,60/7,60	10,4	10,4
База шасси, м		11.249					
Колея шасси, м		5,74					
Вес							
Макс. взлётный вес (кг)Базовая/с увелич. дальн.		45 880/49 450	< 39 000	38 800/47 800	34930/38330	40 995	42 800
Макс. коммерческая Нагрузка, кг		12 245		9 900/12 700	9 070/10 590		
Макс. посадочный вес, кг		41 000		34 000/43 000	30 660/34 020		
Дальность полёта с макс. загрузкой (км)Баз. /увел. дальн.		3 048/4 578	До 4000	3300/4 260	3 700/3400	2 400	3 310
Крейсерская высота полёта, (км)		12 200(40000футов)		11 900	12 500		
Крейсерская скорость (км/ч)		830(0,78Маха) 860(0,81Маха)	820/860(мах)	890(макс)	830/875(макс)	830	830
Длина разбега (м)		1731/2052	1300/1400	1900/1890	1850/1940	1 600	1 740
Длина пробега (м)				1200/1260	1560/1620	1 480	1 480
Двигатели		2xSAM-146(ПД-8) (1S17/1S18) 7 495/7 900 кгс	PW1217G(ПД-7) 2 x 6 800 кгс	GE CF34-8E/-10E 2 x 6,45/8,4 тс	GE CF34-8C1/- 8C5 2x 5,75/6,47тс	PW1217G, 2 x 7700 кгс	PW1217G, 2 x 7700 кгс
Пассажирский салон							
Кол-во кресел (эконом)		98-108	75-78	78-80/98-114	70/90	88	96
Ширина салона (м)		3,00	3,00	2,74	2,55	2,76	2,76

Планер самолета: фюзеляж, крыло, оперение.

Фюзеляж состоит из шести технологических частей: носового отсека с кабиной экипажа, цилиндрического закабинного отсека, среднего отсека, хвостового цилиндрического отсека, подкилевого отсека и отсека ВСУ. Носовой, закабинный, средний и хвостовой отсеки фюзеляжа представляют собой единый гермоотсек, за исключением отсека передней опоры шасси, отсеков основного шасси, подкессонной части и носового отсека антенн. К среднему отсеку крепится центроплан, к подкилевому – киль и стабилизатор. Кабина экипажа и пассажирский салон размещены над полом, а технические и багажно-грузовые отсеки - под полом.

Фюзеляж состоит из трёх "логических" частей:

1. отсек 1 с кабиной экипажа;
2. пассажирский салон, включающий Отсек 2, Отсек 3 и Отсек 4;
3. хвостовой негерметичный отсек фюзеляжа, к которому прикреплено оперение и включающий Отсек 5 и Отсек 6.

Центроплан закрыт основным отсеком фюзеляжа и прикреплён к нему.

Фюзеляж имеет конструкцию полумонокока с Z-образными шпангоутами и обшивкой, усиленной T- и Z-образными стрингерами, изготовленными из высокопрочного алюминиевого сплава. Регулярный шаг шпангоутов составляет 500 мм. Панели фюзеляжа выполнены из продольных элементов жёсткости, механически прикреплённых к листам или пластинам. Поперечная стыковка панелей фюзеляжа осуществляются с помощью стыковых лент.

Фюзеляж герметизирован для удержания внутреннего давления воздуха. К герметичной зоне не относятся:

1. носовой обтекатель;
2. ниша передней стойки шасси (NLG);
3. зона ниже центроплана;
4. хвостовая часть фюзеляжа.

Отсек 1

В отсеке 1 находится кабина экипажа, передний, левый и правый технические отсеки, отсек передней опоры шасси, отсек ветрогенератора и носовой обтекатель. Передний гермошпангоут представляет собой механически обработанную плиту из алюминиевого сплава. Рама окна кабины экипажа рассчитана на шесть стеклянных панелей. Конструкционные элементы ниши передней стойки шасси в большей части выполнены путём механической обработки алюминиевого сплава. Силовой набор пола кабины экипажа содержит поперечные балки пола, выполненные из алюминиевого сплава, методом фрезерования, балок под кресла и панелей пола из алюминиевого сплава с износостойким покрытием.

Носовой обтекатель установлен в носовой части самолёта. Он представляет собой слоистую конструкцию из стеклопластиковой обшивки с сотовым заполнением. Обтекатель защищен от эрозии и молний. Имеется доступ к антеннам в обтекателе.

Отсек 2

Отсек 2 представляет собой типовую цилиндрическую конструкцию фюзеляжа, за исключением поверхности двойной кривизны за отсеком 1, с грузовой дверью в правой нижней части самолёта, пассажирской дверью в левой верхней части и сервисной дверью в правой верхней части.

Окна пассажирского салона взаимозаменяемы. Окна пассажирского салона, ограничительные ленты пассажирских и сервисных дверей доступны для наружного визуального осмотра.

Несъёмные панели пола поддерживаются поперечными балками пола, изготовленными из прессованного алюминиевого профиля, методом фрезерования.

Панели пола, находящиеся около, но не под туалетами и кухнями, могут быть сняты без удаления кухонного или туалетного модулей. Винтовые крепления используются для лёгкого снятия панелей пола в пассажирском салоне. Типовые панели пола представляют собой трехслойную сотовую конструкцию толщиной 10 мм, с обшивками из эпоксистерклопластика и сотового заполнителя. Максимальная длина составляет 3000 мм.

Отсек 3

Отсек 3 представляет собой типовую цилиндрическую конструкцию фюзеляжа. В нём имеется вырез для центроплана. Продольные балки переменного сечения, выполненные фрезерованием, обеспечивают продольную передачу нагрузок через вырез.

Отсек 4

Отсек 4 также представляет собой типовую конструкцию фюзеляжа, за исключением поверхности двойной кривизны в его задней части и хвостового гермошпангоута. Задние пассажирская и сервисная двери располагаются с левой верхней и с правой верхней сторон фюзеляжа соответственно. Кроме того, с нижней правой стороны фюзеляжа расположена дверь багажно-грузового отсека.

Задний гермошпангоут состоит трех сегментов, изготовленных методом фрезерования и соединенных между собой фитингами. Сферическое днище шпангоута состоит из шести сегментов, выполненных из листа и подкреплённых поясами и ребрами жесткости.

Отсек 5

К задней части фюзеляжа крепится вертикальное и горизонтальное оперение. Внутри отсека размещаются: радиоэлектронное оборудование, агрегаты гидросистемы и системы управления. Настилы предназначены для удобства обслуживания агрегатов, расположенных в отсеке 5. Настилы изготовлены из алюминиевых листов.

Отсек 6

Отсек 6 включает хвостовой обтекатель, отсек выхлопной трубы и отсек ВСУ. Легкосъёмный хвостовой обтекатель обеспечивает быстрый доступ к выхлопному устройству, выполнен из нержавеющей/титанового сплава. В отсеке ВСУ имеются правый и левый люки доступа к ВСУ. Снизу отсек закрывается

створками, выполненными из титанового сплава, обеспечивающими легкий доступ к обслуживанию ВСУ.

Крыло выполнено в виде неразборной силовой конструкции и проходит через фюзеляж. Соединение крыла и фюзеляжа является неразъёмным. Крыло идентично для всего семейства самолетов RRJ и в основном сделано из алюминиевых сплавов. Конструкция крыла по размаху делится на центроплан и две отъёмные части. В поперечном сечении крыло состоит из носовой части, кессона и хвостовой части. Крыло имеет два лонжерона, изготовленных в виде механически обработанных деталей из алюминиевого сплава и скрепленных между собой заклепками. Балка шасси, расположенная за вторым лонжероном крыла, изготовлена в виде цельнофрезерованной детали из титановой плиты.

Центроплан

Силовой каркас центроплана включает передний и задний лонжероны, переднюю и заднюю стенки, верхние и нижние панели обшивки с прикреплёнными к ним стрингерами. Центроплан состыкован с фюзеляжем. Передний и задний лонжероны – основные силовые элементы силового набора, воспринимающие изгибающий момент и перерезывающую силу. Конструктивно каждый лонжерон представляет собой балочную конструкцию, состоящую из верхнего и нижнего поясов, стенки и стоек. Все элементы выполнены из алюминиевого сплава.

Все панели центроплана состоят из обшивки с приклепанными к ним стрингерами. Обшивки панелей, стрингера, стенки, выполняющие функции дополнительных лонжеронов, изготовлены из алюминиевого сплава.

На нижней панели и на стенках внутри центроплана имеются эксплуатационные люки, предназначенные для осмотра и подхода к элементам конструкции и агрегатам систем, расположенных внутри. На нижней панели проёмы люков закрыты крышками, имеющими по периметру два уплотнительных кольца для герметизации. Крышки изготовлены фрезерованием из алюминиевой плиты.

Отъёмная часть крыла

Каждая отъёмная часть крыла состоит из основной силовой части – кессона законцовки, носовой части и предкрылок, хвостовой части и органов управления, элеронов, интерцепторов и тормозных щитков. Кессон – силовой элемент, образованный двумя лонжеронами, верхней и нижней панелями и поперечным набором нервюр. Все элементы изготовлены из алюминиевого сплава.

Законцовка крыла представляет собой обтекатель, который закреплен на концевой нервюре кессона с помощью болтов. Основным материалом, применяемый в элементах конструкции, является алюминиевый сплав. Конструкция законцовки включает в себя: обшивку, диафрагмы, концевой стрингер и обтекатель аэронавигационного огня. На передней и задней кромках законцовки крыла имеются посадочные места для установки аэронавигационных огней и маяка предупреждения о столкновении.

Концевой стрингер соединяет верхнюю и нижнюю части обшивки по задней кромке, с помощью заклепок. Для проведения инспекций, обслуживания и ремонта оборудования, установленного в законцовке, на нижней поверхности имеется люк с крышкой.

Предкрылок

Предкрылок состоит из четырёх секций, предназначен для увеличения подъёмной силы крыла. Конструкция секций предкрылка однотипна и состоит из набора типовых и силовых диафрагм, обшивки и рельсов, с помощью которых навешиваются секции предкрылков. Конструкционные элементы выполнены из алюминиевого сплава. Некоторые элементы предкрылка выполнены из стали, нержавеющей стали и титана. Односекционный внутренний предкрылок располагается между бортом фюзеляжа и пилоном двигателя.

Внешний предкрылок 3-х секционный и располагается между пилоном двигателя и законцовкой крыла. Каждая секция предкрылка жестко скреплена с двумя рельсами, перемещающимися по роликам, установленным в кронштейнах носовой части крыла.

Закрылок

Закрылок состоит из двух секций. Конструкции наружного и внутреннего закрылков схожи. Каждый закрылок выполнен из полимерного композиционного материала интегральной конструкции, верхние и нижние обшивки представляют собой единую конструкцию с пятью продольными стенками и выполняются за одно формование. С торцов закрылков устанавливаются концевая и корневая нервюры. Концевая и корневая нервюры, для внешнего закрылка, выполнены из композиционных материалов. Для внутреннего закрылка корневая нервюра сборной конструкции: носовая часть изготовлена из алюминиевого сплава; хвостовая часть – из композиционного материала.

Для установки и осмотра фитингов, установленных внутри закрылка, на верхней поверхности закрылка имеются эксплуатационные люки, закрытые крышками. Крышки выполнены из композиционного материала.

Внутренний и внешний закрылки однощелевые однозвенные, каждый из них отклоняется во взлетное и посадочное положение с помощью двух винтовых механизмов.

Внутренний закрылок располагается за балкой шасси хвостовой части крыла, между бортом фюзеляжа и изломом стреловидности крыла, и установлен на каретках, перемещающихся по двум рельсам: один рельс расположен на борту фюзеляжа, другой - на балке, установленной на крыле.

Внешний закрылок расположен в хвостовой части крыла между внутренним закрылком и элероном.

Закрылок установлен на каретках, перемещающихся по двум рельсам с помощью двух винтовых механизмов, размещенных в балках, закрепленных на крыле.

Элероны

Элерон расположен в хвостовой части крыла за внешним закрылком.

Элерон навешивается на крыло с помощью двух узлов навески и приводится в действие двумя рулевыми приводами.

Элерон имеет конструкцию, состоящую из лонжерона с узлами навески и крепления рулевого привода, обшивок, нервюр и хвостовой части, заполненной сотоблоками.

Элерон состоит из верхней и нижней обшивок, обшивки носовой части, лонжеронов, нервюр, диафрагмы носовой части, кромочного стрингера и кронштейнов навески. Верхняя и нижняя обшивки выполнены из композиционных материалов с применением сотового наполнителя; обшивка носовой части также из композиционного материала, но без наполнителя. Лонжероны состоят из двух частей: корневой, выполненной из титанового сплава совместно с узлами навески и узлами привода, и концевой, выполненной из полимерного материала. Элементы кромочного стрингера выполнены из текстолита.

Спойлеры и интерцепторы

Воздушный тормоз состоит из двух секций, спойлер состоит из трёх секций. Шарнирные узлы крепления спойлеров и воздушных тормозов и элементы крепления исполнительного механизма выполнены из алюминиевого сплава.

Каждая из секций навешивается на двух кронштейнах.

Отклонение интерцептора осуществляется с помощью рулевых приводов.

Каждая секция спойлера имеет одинаковую конструкцию и представляет собой сотовую структуру, включающую в себя лонжерон, верхнюю и нижнюю обшивки, торцевые нервюры и среднюю нервюру. Все компоненты выполнены из полимерных композиционных материалов, пространство между верхними и

Шасси.

Шасси/

На всех самолётах семейства RRJ используется убирающиеся шасси, с передней управляемой опорой и тормозными основными опорами. Передние опоры одинаковы на всех модификациях.

Основные опоры могут иметь одно из двух исполнений:

1. в виде четырехколесной тележки, или
2. в виде двухколесной опоры.

Выбор типа (исполнения) основной опоры определяет Заказчик. Узлы навески различных опор унифицированы, а размер ниши шасси выбран из условия размещения в них любой опоры.

Схема расположения опор

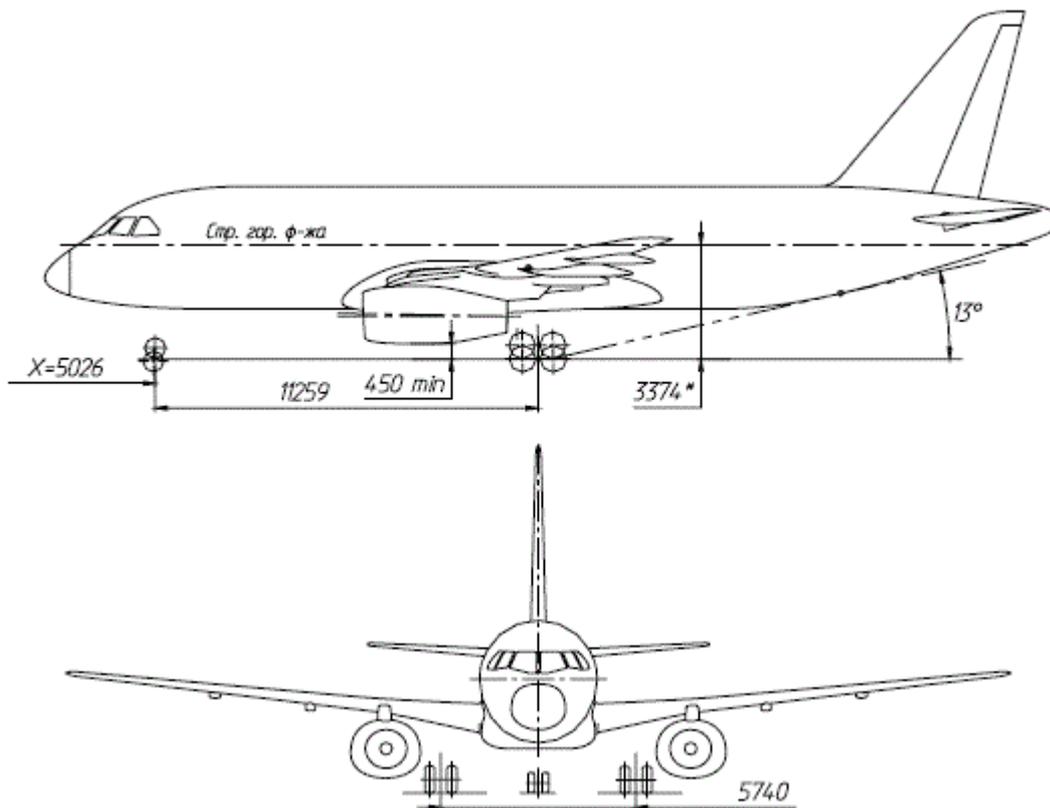


Рис. 1.3-6 Схема положения взлетно-посадочных устройств на самолете RRJ-95

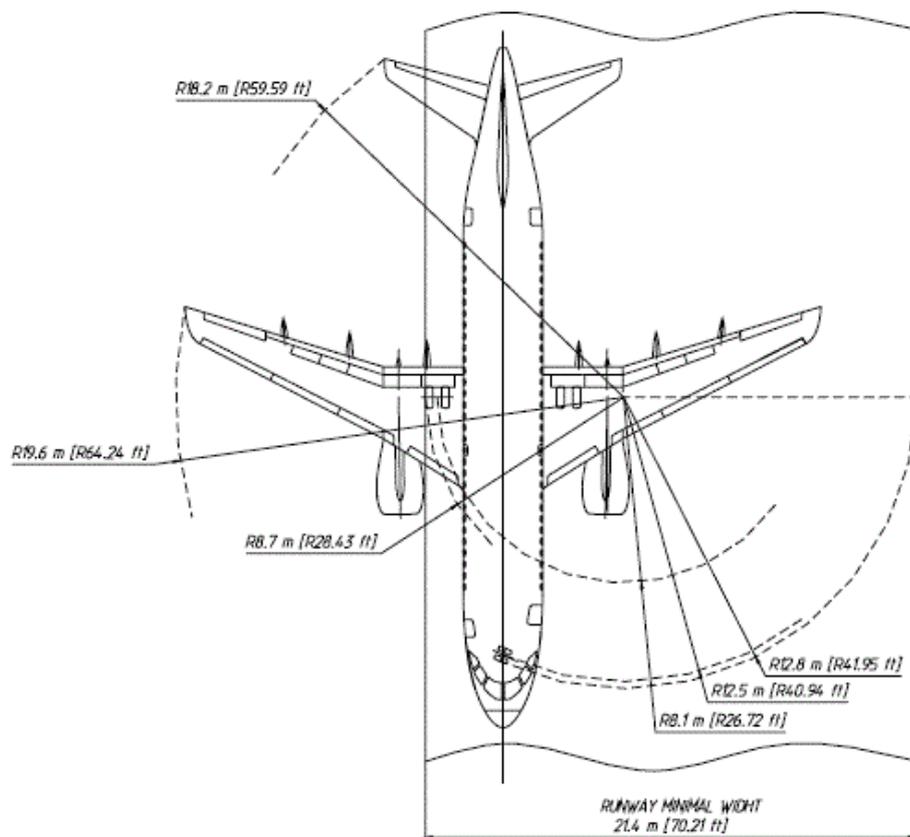


Рис. 1.3-8 Схема разворота самолета RRJ-95

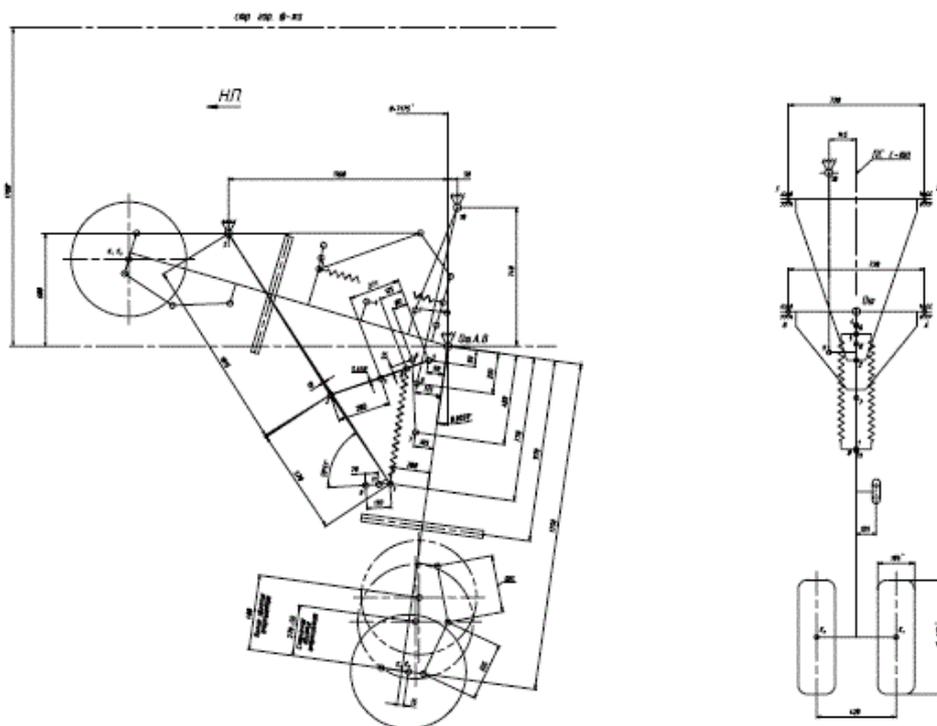


Рис. 1.3-10 Кинематическая схема передней опоры

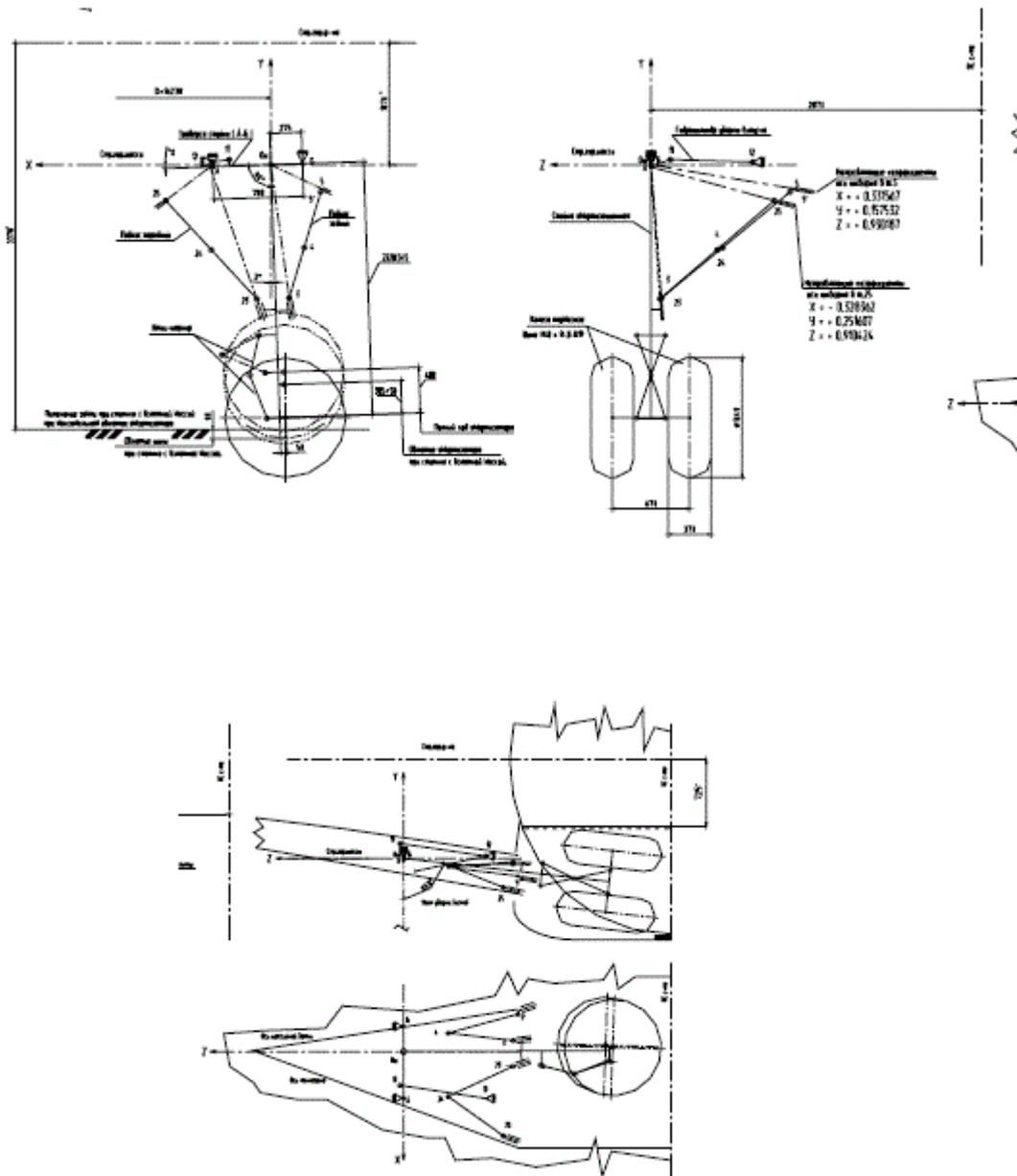


Рис. 1.3-11 Кинематическая схема основной опоры двухколесной

Передняя опора

1. Передняя опора шасси состоит из:
2. амортизационной стойки,
3. складывающегося подкоса,
4. механизма распора,
5. двух запирающих пружин,
6. цилиндра подлома механизма распора,
7. цилиндра уборки-выпуска,
8. двух спаренных не тормозных колес с шинами.

Опора посредством гидроцилиндра убирается вперед по направлению полёта в нишу, расположенную в носовой части фюзеляжа, и удерживается в убранном положении гидромеханическим замком. Ниша закрывается двумя парами створок, приводимыми в действие от стойки передней опоры с помощью механизмов управления створками. При выпущенной опоре передняя пара створок закрыта. Уборка и выпуск опоры производится от гидросистемы самолёта.

Аварийный выпуск обеспечивается механическим открытием замка убранного положения опоры и замков закрытого положения створок и осуществляется под действием собственного веса опоры и пружин механизма распора.

Колёса передней опоры управляемые и могут разворачиваться под действием механизма разворота колёс (режим управления) или под действием внешней силы (режим самоориентации). При уборке опоры колёса устанавливаются в нейтральное положение. Передние опоры всех самолетов семейства RRJ унифицированы.

Основная опора

– опора с двумя колесами, размещенными в виде «спарки».

Каждая основная опора шасси включает:

1. стойку амортизационную телескопического типа;
2. подкос складывающийся передний;
3. подкос складывающийся задний;
4. устройство запирания подкоса складывающегося переднего от самопроизвольного складывания при выпущенной опоре — распор с двумя пружинами;
5. устройство запирания подкоса складывающегося заднего от самопроизвольного складывания при выпущенной опоре — распор с двумя пружинами;
6. гидроцилиндр уборки-выпуска;
7. гидроцилиндр распора;
8. гидроцилиндр распора.

Стойка крепится к конструкции крыла при помощи полуосей размещенных в траверсе. Подкосы, фиксирующие опору в выпущенном положении, крепятся к конструкции фюзеляжа шарнирно. Распоры с пружинами являются замками подкосов и, в свою очередь замками выпущенного положения опоры.

Гидроцилиндр каждого распора служит для преодоления эксцентриситета звеньев распора и вывода его из положения кинематического замка при уборке опоры.

В убранном положении опора фиксируется гидромеханическим замком.

Штатные уборка и выпуск осуществляются цилиндром уборки-выпуска от гидросистемы самолета.

Аварийный выпуск происходит под действием собственного веса опоры после механического открытия замков убранного положения.

Фиксация выпущенного положения производится под действием пружин распора. Опора оснащена двумя тормозными колёсами, размещёнными на одной общей оси, или колёсами, размещёнными попарно на двух осях.

Каждая тележка фиксируется двумя стабилизирующими пневмогидравлическими амортизаторами. Воздействие тормозного момента от колёс на тележку воспринимается четырьмя тормозными тягами.

Основные опоры всех самолётов семейства RRJ унифицированы. Амортизационная стойка обеспечивает восприятие нагрузок при разбегах и пробегах самолёта, поглощение энергии посадочных ударов, буксировку и швартовку самолета.

Стойка телескопического типа, имеет двухкамерный пневмогидравлический амортизатор с демпфированием на прямом и обратном ходе штока. Максимальный ход штока – 400 мм (15.75 in).

Стойка конструктивно состоит из:

1. цилиндра амортизатора;
2. штока амортизатора;
3. траверсы;
4. шлиц-шарнира;

Траверса при помощи двух полуосей шарнирно закреплена в нише основной опоры. На цилиндре амортизатора расположен узел крепления складывающегося подкоса. На подкосе расположен механизм распора с двумя пружинами и цилиндр распора. Цилиндр уборки-выпуска крепится к траверсе и каркасу.

Управление ЛА.

Самолёт оснащен интегрированной системой автоматического управления полетом (САУ). Интегрированная САУ представляет собой вычислительную систему, реализованную в оборудовании авионики и взаимодействующую с системой управления самолётом и системой управления двигателями. Вычислительные средства САУ (программное приложение автоматического управления полётом) размещены в четырех блоках центрального вычислителя и модуля ввода/вывода (СРІОМ). Основные органы управления САУ размещены на пульте управления полётом FCP. Органами управления САУ являются также кнопки SS PRIOR/AP OFF на БПУ, кнопки AT DISC и кнопки «ТОГА» на РУД. Исполнительные механизмы автомата тяги интегрированы в РУД (ТQA).

САУ обеспечивает:

автоматическое и директорное управление (функции «Автопилот» и «Пилотажный директор») в следующих режимах управления полётом:

ТО «Взлёт» (начальный набор высоты)

VS «Вертикальная скорость»

FPA «Угол наклона траектории»

CLB «Набор»

DES «Снижение»

ALT «Высота»

GS «Глиссада»

VNAV «Вертикальная навигация»

HDG «Курс»

TRK «Путевой угол»

LNAV «Боковая навигация»

LOC «Курсовая зона»

LNAV APP/VNAV APP – неточный заход на посадку

FLARE — выравнивание

GA «Уход на второй круг»

автоматическое управление скоростью (функция «Автомат тяги») в режимах:

SPEED «Скорость»

THRUST «Тяга»

RETARD «Сброс газа»

Alpha Floor

автоматический заход на посадку по категории IIIa;

функционал защиты по скорости, для выдерживания скорости полёта в диапазоне VLS-VMS, рассчитанном для текущей конфигурации и условий полёта.

САУ как вычислительная система имеет «дважды сдвоенную» архитектуру. Четыре СРІОМ для решения задач САУ функционально сгруппированы по два. Одна пара СРІОМ с различными типами программного приложения автоматического управления полётом («СОМ» и «МОН») образует один канал САУ. Один из каналов САУ в каждый момент времени является «ведущим» (Master), второй «ведомым» (Slave). В случае отказа «ведущего канала» переход на исправный канал САУ происходит автоматически и не требует действий экипажа.

Каждая из трёх функций САУ – автопилот (AP), пилотажный директор (FD) и Автомат тяги (AT) — может быть включена как отдельно от других функций, так и в сочетании с другими. Любая из функций САУ может быть выключена независимо от остальных. Заданные значения параметров могут поступать в САУ с пульта FCP или от системы самолетовождения (FMS).

Быстрое отключение автопилота экипажем осуществляется кнопками SS PRIOR/AP OFF на боковых ручках управления. Автопилот может также быть отключён кнопкой AP на FCP, отклонением (пересиливанием) БРУ, отклонением педалей на величину выше порога. Автопилот отключается при превышении установленных для автопилота предельных параметров полёта. При автоматической посадке автопилот отключается по обжатию основной стойки шасси.

Автомат тяги может быть включен как в сочетании с режимами AP/FD, так и автономно. При неисправном или выключенном одном двигателе автомат тяги включается на одном РУД с выдачей соответствующей индикации.

Автомат тяги может быть включён следующими способами:

Экипажем:

в полёте нажатием кнопки А/Т на FCP;
на земле из состояния «Подготовка АТ», при включении режима «Взлёт»
кнопкой TOGA.

Автоматически:

в полёте, при поступлении в САУ сигнала от системы управления самолетом на
увеличение тяги двигателей до взлётной (режим Alpha Floor).

Автомат тяги отключается следующими способами:

Экипажем:

кнопками АТ DISC на РУД;
кнопкой А/Т на FCP;
пересиливанием обоих РУД (при пересиливании одного РУД автомат тяги
остаётся включенным на одном РУД).

Автоматически:

в полёте при снятии сигнала от системы управления самолетом (прекращение
режима Alpha Floor);
на посадке при обжатии основной стойки шасси.

Во всех случаях отключения автопилота выдается световая сигнализация
уровня WARNING и звуковая сигнализация «Кавалерийская атака». При
отключении автопилота от кнопок SS PRIOR/AP OFF или от кнопки AP на FCP
сигнализация выдаётся в течение ограниченного времени. Во всех других
случаях отключения автопилота сигнализация выдаётся непрерывно до снятия
её экипажем.

Во всех случаях отключения автомата тяги, кроме случая отключения
режима Alpha Floor, выдаётся световая сигнализация уровня CAUTION и
звуковая сигнализация. При отключении автопилота от кнопок АТ OFF или от
кнопки А/Т на FCP, сигнализация выдаётся в течение ограниченного времени.
Во всех других случаях отключения автомата тяги световая сигнализация
выдаётся непрерывно до снятия её экипажем.

При инструментальном заходе на посадку, в случае достижения
предельных отклонений от курсовой зоны и(или) глиссады, шкала (шкалы)
соответствующих отклонений отображаются жёлтым цветом в проблесковом
режиме.

При инструментальном заходе на посадку с включённым автопилотом в
случае отказа, вызывающего невозможность продолжения автоматического

захода или посадки, на высоте менее 200 футов выдаётся звуковая и световая сигнализация об отказе автоматической посадки уровня WARNING.

Подробности

Система управления самолетом включает:

1. – систему ручного управления
2. – систему управления стабилизатором,
3. – систему управления механизацией крыла,
4. – систему автоматического управления самолетом.

Вычислительная часть указанных систем объединена и реализуется в двух «кабинетах», размещаемых по двум бортам.

Система автоматического и директорного управления самолетом структурно входит в комплекс авионики.

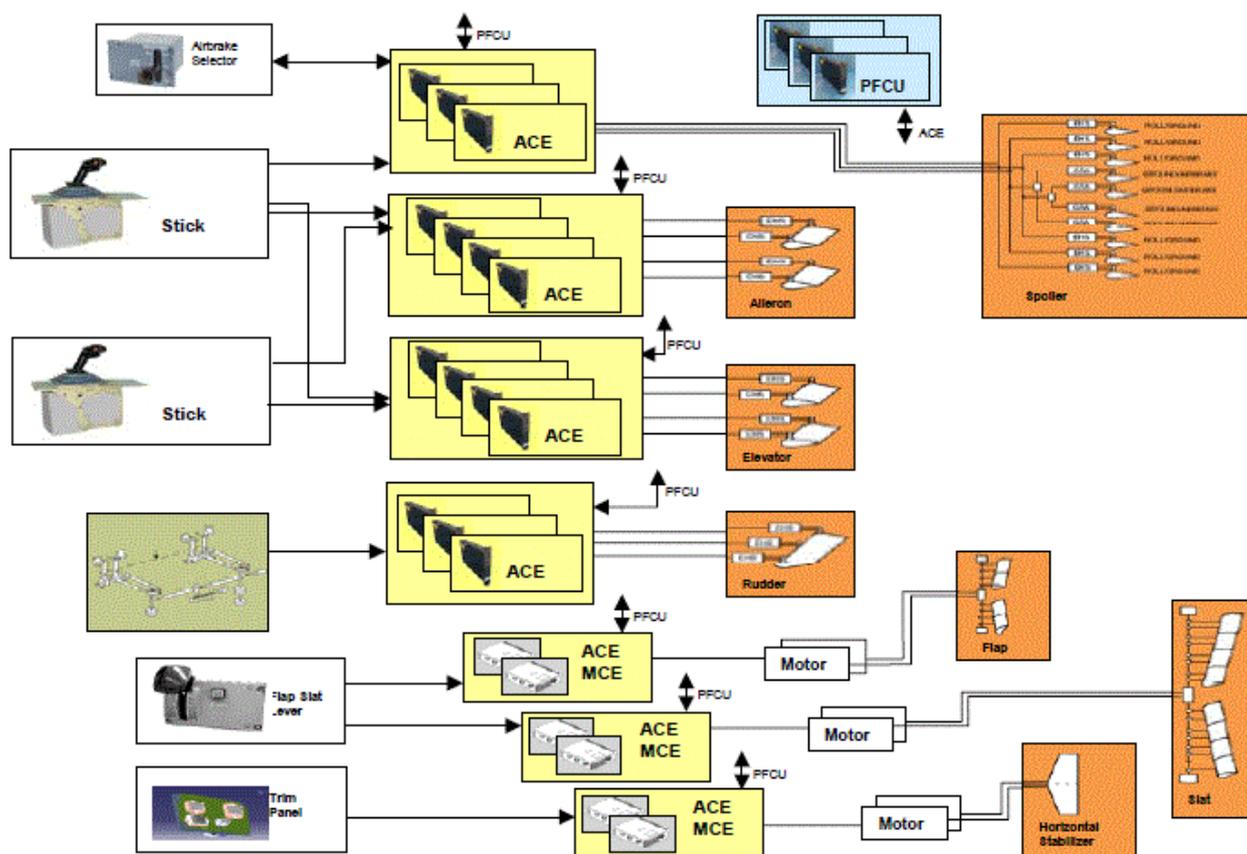


Рис. 1.5-5 Схема системы управления самолетом

Система ручного управления

Система ручного управления представляет собой цифровую систему дистанционного управления (СДУ) без механического резерва. СДУ совместно

с комплексом бортового оборудования самолёта (КБО) предназначена для управления рулями высоты, элеронами, интерцепторами (в режимах поперечного управления и воздушных тормозов) от пассивных боковых ручек и рулем направления от педалей, а также стабилизатором и тормозными щитками.

Вычислительная часть СДУ выполнена по схеме «2 борта», т.е. разделена на две подсистемы, и имеет цифровые линии межмашинного обмена для передачи информации в вычислители другого борта с целью контроля данных и обеспечения их идентичности в разных каналах.

Вычислительная часть включает вычислители СДУ верхнего уровня (PFCU) и вычислители нижнего уровня (ACE) - модули управления приводами. Модули ACE выдают аналоговые сигналы управления электрогидравлическими приводами. Система связей между элементами СДУ и взаимодействующими системами основывается на использовании цифровых линий связи по ARINC-429 и аналоговых линий.

СДУ обеспечивает заданные характеристики устойчивости и управляемости и отвечает требованиям сертификационного базиса в полном объёме. СДУ легко адаптируема к любому варианту самолёта с сохранением высокого уровня надёжности.

В качестве органов управления по тангажу, крену и рысканию используются пассивные боковые ручки и механически связанные между собой педали командира экипажа и второго пилота.

СДУ обеспечивает:

- автоматическое ограничение предельного угла атаки α и нормальной перегрузки n_y ;
- автоматическая балансировка в продольном канале;
- стабилизация углового положения самолета по крену и тангажу при невмешательстве пилотов в управление (после окончания вмешательства пилотов в управление);
- повышение устойчивости по скорости при $V > V_{MO}$ и $M > M_{MO}$;
- повышение спиральной устойчивости самолета при $|\gamma| \geq |\gamma|_{max}$;
- автоматическое парирование возмущающего момента рысканья при отказе двигателя при взлете, посадке и уходе на второй круг, а также формирование сигнала в систему управления двигателем для разрешения режима повышенной тяги (APR) на работающем двигателе на режимах взлета и ухода на второй круг;
- автоматическое парирование возмущений, обусловленных изменением конфигурации самолета;

- автоматическое торможение самолета при пробеге с помощью интерцепторов и тормозных щитков;
- автоматическое ограничение отклонения руля направления в зависимости от $V_{приб.}$;
- обработка сигналов автоматической системы управления полетом (САУ)

СДУ имеет три режима работы, определяемые состоянием (исправностью) собственных элементов СДУ и состоянием (исправностью) взаимодействующих систем:

- Режим «основной», реализуемый при полной исправности элементов СДУ и взаимодействующих систем;
- Режим «упрощенный», реализуемый при отказе взаимодействующих систем. В этом режиме реализуется только часть функций. Переход из режима «основной» в режим «упрощенный» происходит автоматически безударно в случае появления отказов во взаимодействующих системах.
- Режим «минимальный», реализуемый при отказе элементов СДУ или взаимодействующих систем. В режиме «минимальный» обеспечивается прямое управление рулевыми поверхностями по простейшему алгоритму, позволяющему безопасно завершить полет. Переход в режим «минимальный» происходит также автоматически безударно.

Управление рулями высоты, элеронами, интерцепторами и рулем направления

Управление рулями высоты, элеронами, интерцепторами и рулем направления осуществляется электрогидравлическими рулевыми приводами (ЭГРП). Каждая поверхность рулей высоты и элеронов соединена механически с двумя ЭГРП, один из которых активный отклоняет секцию, другой находится в горячем резерве и работает в режиме демпфирования. Переход на резервный ЭГРП осуществляется автоматически по отказу активного ЭГРП. Каждая секция интерцепторов отклоняется одним ЭГРП. Руль направления соединен механически с тремя активными ЭГРП, работающими одновременно.

Управление тормозными щитками

Управление тормозными щитками (ТЩ) осуществляется в следующих режимах:

- Автоматическом: выпуск ТЩ на пробеге или при прерванном взлете совместно с интерцепторами по сигналам системы СДУ.

При использовании этого режима рукоятка ручки управления воздушными тормозами (ВТ) должна быть приподнята, а сама ручка ВТ оставаться в положении "убрано".

– Ручном: выпуск ТЩ на пробеге или при прерванном взлете совместно с интерцепторами от ручки ВТ при отсутствии сигналов системы СДУ.

Ручка ВТ используется также для отклонения интерцепторов в режиме воздушных тормозов в полете.

Выпуск ВТ осуществляется гидроцилиндрами со встроенными механическими замками убранного положения через электрогидравлические краны, сигналы на которые поступают из СДУ.

Система управления стабилизатором

Система управления стабилизатором предназначена для перемещения стабилизатора в балансировочное положение на всех этапах и режимах полёта во всей области ожидаемых условий эксплуатации.

Управление стабилизатором обеспечивает балансировку в полете по продольному каналу путем перестановки стабилизатора в диапазоне от $+2^\circ$ до -12° . При этом руль высоты удерживается в положении близким к нейтральному; при отключении автоматического режима на любом этапе полета перегрузка не превышает 0.15.

Управление стабилизатором осуществляется системой управления МПС, которая является двухканальной системой управления механизмом перемещения стабилизатора (МПС).

Система управления стабилизатором обеспечивает работу в следующих режимах:

- автоматической балансировки (основной режим) по сигналам СДУ;
- ручного управления от переключателей на пульте триммирования, для установки стабилизатора во взлетное положение и для триммирования в режиме СДУ «минимальный».

Режим имеет блокировку при ошибочных действиях пилотов, т.е. если движения Р.В. и стабилизатора несовместимы (противоположны);

В зависимости от режима полета и положения взлетно-посадочной механизации скорость перекладки стабилизатора различная. При выпущенной механизации скорость перекладки стабилизатора максимальная.

При нахождении самолета на земле работает только ручной режим. В качестве исполнительного механизма перемещающего стабилизатор используется винтовой механизм, в котором имеется верхний и нижний приводы со своими электромоторами, один привод закреплен на стабилизаторе, другой на фюзеляже соответственно. Каждый привод вращает свою ходовую гайку. Оба привода перемещаются по общему для них ходовому винту. Винт удерживается от вращения специальным механическим устройством. Оба привода работают одновременно.

Все вышеперечисленные системы обеспечивают:

- автоматический непрерывный контроль функционального состояния в полете с выдачей информации об отказах и неисправностях на индикацию, сигнализацию и в систему бортовой регистрации;
- автоматический контроль работоспособности при наземном техническом обслуживании с выявлением отказавшего конструктивно-сменного модуля или линии связи.

После двух любых расчетных отказов в СДУ или взаимодействующих системах, а также в случае возможного механического заклинивания любого элемента обеспечивается такой уровень характеристик устойчивости и управляемости, при котором данная ситуация относится по степени опасности к категории не хуже «Сложная ситуация».

Система автоматического управления полетом

Система автоматического управления полетом (САУ) предназначена для обеспечения автоматического и директорного управления в каналах тангажа и крена, а также для автоматического управления тягой двигателя.

САУ обеспечивает следующие функции:

- автоматическая стабилизация углов крена, тангажа и курса;
- автоматическая стабилизация высоты;
- автоматическая стабилизация заданного с ПУ значения путевого угла;
- автоматическая стабилизация заданного с ПУ значения курса;
- автоматический выход на заданное с ПУ или от вычислителя самолетовождения значение высоты эшелона, автоматическая стабилизация высоты эшелона;
- автоматический выход на заданную приборную скорость (число М) или автоматическая стабилизация приборной скорости (числа М) через автомат тяги;
- автоматический выход на заданную вертикальную скорость;
- автоматическое и директорное управление в горизонтальной и вертикальной плоскости по управляющим сигналам системы самолетовождения в полете по маршруту и при маневрировании в районе аэродрома;
- автоматическое и директорное управление при заходе на посадку при метеоминимумах до IIIа категории ИКАО (IIIб категория – опцион);
- автоматический и директорный уход на второй круг;
- директорный заход на посадку по «обратному лучу»;
- совмещенное управление;
- выдача на индикацию команд директорного управления, информации о текущих режимах работы САУ, о готовности САУ к работе по сигналам

радиотехнических средств посадки (РТС), о предельно-допустимых отклонениях от равносигнальной зоны РТС на посадке, а также об отключении САУ с помощью кнопок быстрого отключения, расположенных на пульте триммирования;

– автоматический непрерывный контроль функционального состояния САУ в полете с выдачей информации об отказах и неисправностях на индикацию, сигнализацию и систему бортовой регистрации;

– автоматический контроль работоспособности САУ при наземном техническом обслуживании с выявлением отказавшего конструктивно-сменного модуля и линии связи.

Управляющие сигналы, сформированные САУ, поступают в вычислительную часть СДУ для отработки приводами СДУ.

Система управления механизацией крыла

Система управления механизацией крыла включает системы управления закрылками и предкрылками работает в следящем (ручном) режиме по сигналам ручки управления механизацией.

Предусмотрены ограничения для выпуска механизации в конфигурацию, у которой $V_{FE} < V$ полета, а для текущей конфигурации механизации защита от превышения V_{FE} производится СДУ через функцию «защита от превышения предельных скоростей за счет повышения устойчивости по скорости». При потере скорости ниже $V_S + \Delta$ механизация автоматически выпускается по сигналу от СДУ, а при восстановлении скорости - соответственно убирается.

Управление закрылками осуществляется двухканальной электродистанционной системой. Приводом системы является электромеханизм с двумя вентильными бесконтактными электродвигателями с электромагнитными муфтами торможения. Вращение привода передается через систему редукторов и трансмиссионных валов к исполнительным шариковым винтовым механизмам, гайки которых перемещают по рельсам каретки закрылков. Траектория выдвижения закрылков определяется механизмами отклонения на рельсах, по которым выдвигаются секции закрылков.

При отказе одного канала управления перемещение закрылков производится в полном диапазоне углов с уменьшенной в два раза скоростью.

Управление предкрылками осуществляется двухканальной электродистанционной системой. Приводом системы является электромеханизм с двумя вентильными бесконтактными электродвигателями с электромагнитными муфтами торможения. Вращение привода передается через систему редукторов и трансмиссионных валов на

исполнительные планетарные редукторы, зубчатые колеса которых перемещают зубчатые дугообразные рейки с рельсами и закрепленными к ним секциями предкрылков.

При отказе одного канала электродистанционной системы отклонение предкрылков производится в полном диапазоне углов с уменьшенной в два раза скоростью.

Законченная электропроводка самолета и его сердце — блоки автопилота и бортового компьютера.

Самолет сертифицирован как Protected Aircraft. Аналогичные сертификаты имеют самолеты семейства A320, A330, A340, A380 и Dassault Falcon 7X. Это означает, что система управления Суперджета следит за действиями пилотов и не дает им выйти на недопустимые режимы полета. Причем на данный момент среди выпускаемых моделей на данном самолете установлена самая навороченная система ЭДСУ (электродистанционная система управления)

Гидравлическая система

Гидравлическая система

Гидравлическая система («гидросистема» или «ГС») самолета предназначена для обеспечения гидропитанием следующих потребителей самолета:

1. система управления самолётом,
2. система уборки и основного выпуска шасси,
3. система управления поворотом колес передней опоры шасси,
4. основная тормозная система,
5. система стояночного торможения,
6. система управления реверсивными устройствами двигателей.

Основная ГС включает в себя три независимых подсистемы:

1. гидросистема 1 (ГС1),
2. гидросистема 2 (ГС2),
3. гидросистема 3 (ГС3).

Номинальное рабочее давление в линии нагнетания ГС — 3000 psi.

Гидравлическая система 1

Гидросистема 1 (ГС1) обеспечивает гидропитанием следующие потребители:

- приводы левого и правого внешних тормозных щитков,
- приводы левого и правого внутренних интерцепторов,
- внешний привод левого элерона,
- внутренний привод правого руля высоты,

- нижний привод руля направления,
- стояночное торможение внутренних колес,
- основное торможение внутренних колес,
- левое реверсивное устройство,
- система уборки и основного выпуска шасси.

ГС1 выполнена по схеме закрытого типа (отсутствует контакт гидрожидкости с газовой средой в гидробаке).

ГС1 работает независимо от других гидросистем, однако, в случае отказа гидронасоса или левого двигателя, для обеспечения уборки и основного выпуска шасси, предусмотрен отбор мощности от ГС3 к ГС1 через блок передачи мощности.

Основным источником давления в ГС1 является гидронасос с приводом от левого двигателя. Для отключения гидронасоса от гидросистемы при пожаре левого двигателя или повышении температуры в гидробаке выше 135 °С в линии питания гидронасоса установлен перекрывной противопожарный клапан (FWSOV1). Закрытие клапана FWSOV1 производится электродистанционно экипажем с пульта FIRE PROT или автоматически в случае превышении температуры в гидробаке выше 135 °С по сигналу сигнализатора температуры, установленного в гидробаке ГС1.

Для сброса гидрожидкости, в случае повышения ее температуры выше нормы при незакрытии клапана FWSOV1, срабатывает тепловой дозатор. Резервным источником давления является насосная станция переменного тока. Насосная станция переменного тока включается в работу автоматически при уборке шасси, а также при отказе левого двигателя или основного гидронасоса. Насосная станция переменного тока в полете и на земле обеспечивается электропитанием от приводов-генераторов. В полете при отказе одного из приводов-генераторов может обеспечиваться питание от генератора ВСУ только одной насосной станции. На земле насосная станция обеспечивается электропитанием от приводов-генераторов, генератора ВСУ и от наземных источников электропитания.

В состав ГС1 функционально входит вспомогательный источник гидропитания — насос блока передачи мощности (PTU). Блок PTU представляет собой моноблок передачи мощности от ГС3 к ГС1 (в систему уборки и основного выпуска шасси), который состоит из мотора и насоса, механически соединенных общим валом.

Гидравлическая система 2

Гидросистема 2 (ГС2) обеспечивает гидропитание следующих потребителей:

- средние приводы левого и правого интерцепторов,
- внутренние приводы левого и правого элеронов,
- внешние приводы левого и правого руля высоты,
- средний привод руля направления,

- система аварийного выпуска шасси,
- система управления поворотом колёс передней опоры шасси.

ГС2 выполнена по схеме закрытого типа (отсутствует контакт гидрожидкости с газовой средой в гидробаке). Все агрегаты ГС2 располагаются в заднем техническом отсеке по правому борту между шпангоутами 53 и 54.

Основным источником давления в ГС2 является насосная станция переменного тока. Насосная станция переменного тока в полете обеспечивается электропитанием от приводов-генераторов. На земле насосная станция обеспечивается электропитанием от приводов-генераторов, генератора ВСУ и от наземного источника электропитания. Насосная станция переменного тока используется как в полете, так и на земле при техническом обслуживании. В состав ГС2 функционально входит аварийная система, источником гидравлической энергии которой является насосная станция постоянного тока.

Гидравлическая система 3

Гидросистема 3 (ГС3) обеспечивает гидропитанием следующие потребители:

- внутренние приводы левого и правого тормозных щитков,
- внешние приводы левого и правого интерцепторов,
- внешний привод правого элерона,
- внутренний привод левого руля высоты,
- верхний привод руля направления,
- стояночное торможение внешних колес,
- основное торможение внешних колес,
- правое реверсивное устройство.

ГС3 выполнена по схеме закрытого типа (отсутствует контакт гидрожидкости с газовой средой в гидробаке).

ГС3 работает независимо от других гидросистем, однако, в случае отказа гидронасоса ГС1 или левого двигателя, для обеспечения уборки и основного выпуска шасси, предусмотрен отбор мощности от ГС3 к ГС1 через блок передачи мощности.

Основным источником давления в ГС3 является гидронасос с приводом от правого двигателя. Для отключения насосов от гидросистемы при пожаре правого двигателя или повышении температуры в гидробаке выше 135 °С в линии питания гидронасоса установлен перекрывной противопожарный клапан (FWSOV3). Закрытие клапана FWSOV3 производится электродистанционно экипажем с пульта FIRE PROT или автоматически в случае превышения температуры в гидробаке выше 135 °С по сигналу сигнализатора температуры, установленного в гидробаке ГС3.

Для сброса гидрожидкости, в случае повышения ее температуры выше нормы при незакрытии клапана FWSOV3, срабатывает тепловой дозатор. Резервным источником давления является насосная станция переменного тока. Насосная станция переменного тока включается в работу автоматически при

отказе правого двигателя или гидронасоса ГСЗ, а также при отказе левого двигателя или гидронасоса ГС1 в процессе уборки-выпуска шасси.

Насосная станция переменного тока в полете и на земле обеспечивается электропитанием от приводов-генераторов. В полете от генератора ВСУ может обеспечиваться питание только одной насосной станции при отказе одного из приводов-генераторов. На земле насосные станции обеспечиваются электропитанием от привод-генераторов, генератора ВСУ и от наземных источников электропитания.

В состав ГСЗ функционально входит вспомогательный источник гидропитания — мотор блока передачи мощности (PTU). Блок PTU представляет собой моноблок передачи мощности от ГСЗ к ГС1, который состоит из мотора и насоса, механически соединенных общим валом.

Общие элементы

Во всех гидросистемах установлены гидробаки с пневмоподдавливанием, представляющие собой баки закрытого типа с дифференциальным поршнем. Гидробаки предназначены для создания давления поддавливания гидрожидкости на входе в насосы и насосные станции, в том числе, при отрицательных перегрузках, для компенсации изменения объема гидрожидкости в гидробаках в результате ее температурного расширения и сжатия, расчетных утечек и изменения объема гидрожидкости в трубопроводах и агрегатах гидросистемы.

Для обеспечения работы потребителей в условиях резкого изменения давления и расхода жидкости, а также для обеспечения поддавливания газовой полости гидробаков в гидросистемах установлены гидроаккумуляторы. Газовая полость гидроаккумулятора соединена с газовой полостью гидробака. На каждом гидробаке установлен электромеханический уровнемер гидробака с встроенным недистанционным механическим указателем заправки гидробака, датчик температуры и сигнализатор температуры.

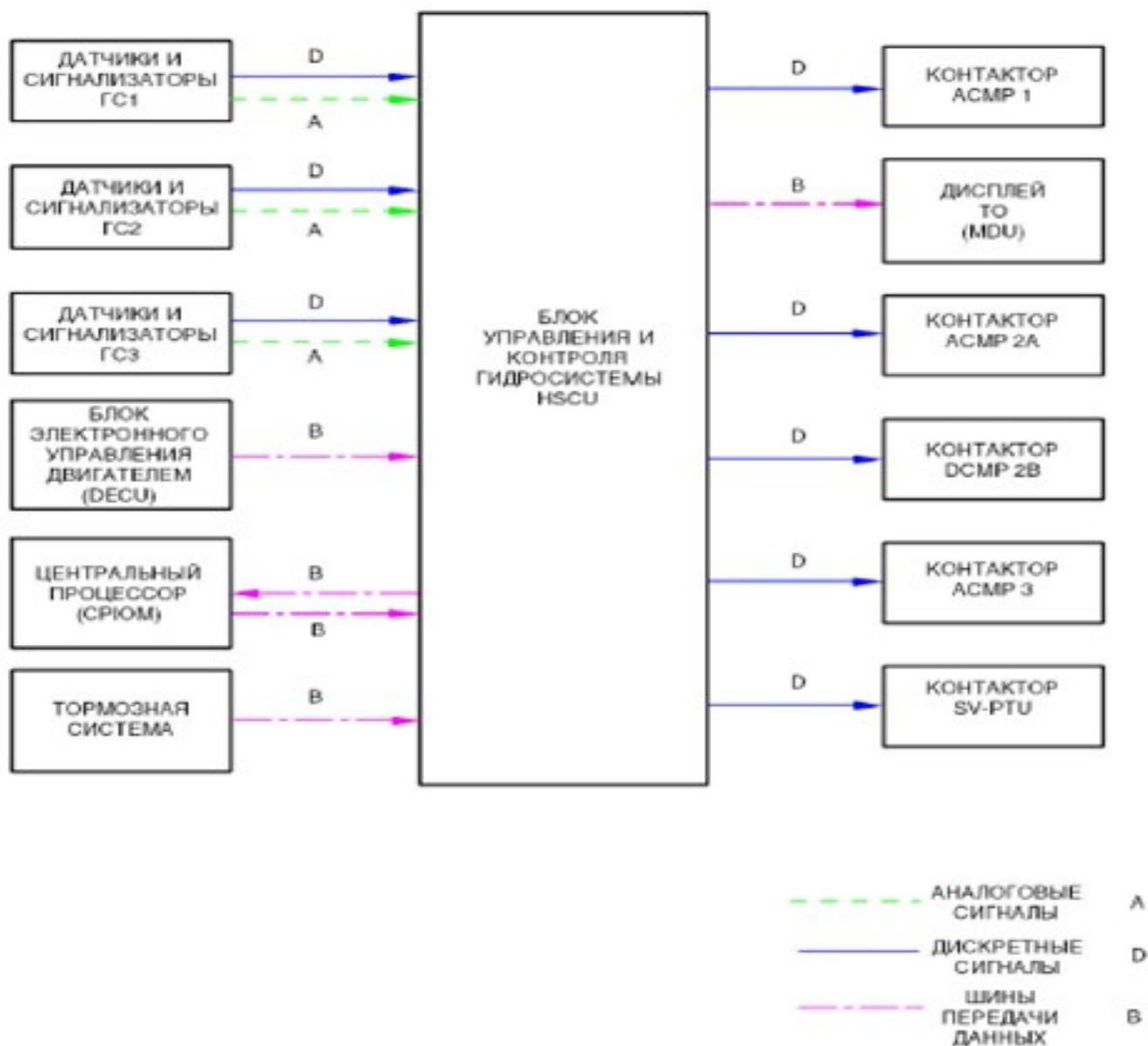
Уровнемеры и датчики температуры выдают информацию о заправке, объеме и температуре гидрожидкости в блок HSCU.

Сигнализаторы давления выдают сигнал о минимальном давлении (ниже 1800 psi) в гидросистемах на табло LO PR, расположенном на пульте управления гидросистемы HYD потолочного пульта.

Датчик давления выдает информацию в блок управления и контроля гидросистемы.

В гидросистемах установлены плавкие пробки, которые расплавляются при повышении температуры выше 177 °C, и гидрожидкость сбрасывается в атмосферу.

Блок управления и контроля гидравлической системы



Блок управления и контроля гидросистемы (HSCU) осуществляет автоматическую работу основной ГС на всех этапах полета, а также обеспечивает стабильность работы ГС при аварийных режимах полета. Блок HSCU располагается в среднем приборном отсеке по правому борту на стеллаже бортового оборудования.

Блок HSCU представляет собой однокорпусной электронный контроллер, состоящий из двух каналов А и В. Электропитание каналов А и В осуществляется от аварийных шин питания постоянного тока левого и правого борта соответственно. Блок осуществляет мониторинг работы гидросистемы и управление ею с учетом требований безопасной эксплуатации самолета.

Блок HSCU обеспечивает:

- управление в автоматическом режиме основным источником питания гидросистемы ГС2, резервными и аварийным источниками питания трех гидросистем ГС1, ГС2 и ГС3 и клапаном включения блока передачи мощности (SV-PTU);
- контроль работоспособности гидросистемы, ее компонентов и самого блока;
- формирование и выдачу сигналов для отображения рабочих параметров гидросистемы на дисплеях MFD и EWD в кабине экипажа и на дисплее технического обслуживания гидросистемы (MDU);
- запись и хранение информации в энергонезависимой памяти.

Блок HSCU в автоматическом режиме управляет следующими исполнительными агрегатами гидросистемы:

- насосной станцией переменного тока ГС1 (ACMP1),
- насосной станцией переменного тока ГС2 (ACMP2A),
- насосной станцией постоянного тока (DCMP2B),
- насосной станцией переменного тока ГС3 (ACMP3),
- клапаном включения блока передачи мощности (SV-PTU).

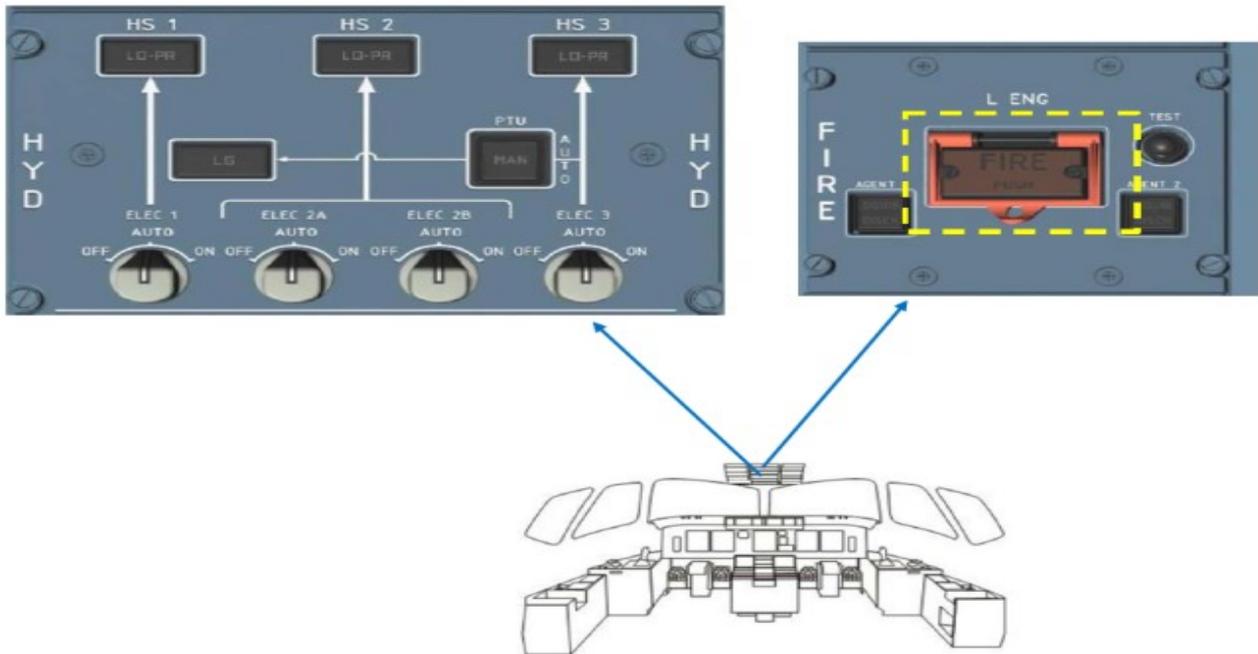
Управление данными исполнительными агрегатами производится по сигналам состояния, поступающим от трех гидросистем:

- от датчиков давления в ГС1, ГС2, ГС3;
- от датчиков объема гидрожидкости в гидробаках ГС1, ГС2, ГС3;
- от датчиков температуры гидрожидкости в ГС1, ГС2, ГС3;
- от дискретных переключателей и сигналов ГС.

Система передачи мощности

Система передачи мощности (PTU) предназначена для передачи гидравлической энергии от ГС3 к ГС1, в случае отказа левого двигателя или гидронасоса ГС1. Через блок передачи мощности осуществляется механическая связь ГС1 и ГС3. Передаваемая гидроэнергия используется только для уборки и основного выпуска шасси.

Блок передачи мощности является резервным источником гидропитания в ГС1 и обеспечивает подачу гидрожидкости под давлением из гидробака ГС1 в систему уборки и выпуска шасси. Включение/выключение блока передачи мощности осуществляется с помощью клапана блока передачи мощности. Блок передачи мощности представляет собой моноблок, состоящий из соединённых общим валом двух гидравлических машин — мотора и насоса. Для автоматического ограничения максимального расхода в моторе при его работе, а также защиты ГС3 в случае внешнего повреждения трубопровода, в линии нагнетания между клапаном включения и мотором установлен ограничитель расхода гидрожидкости. За насосом блока передачи мощности в



Световое табло LO-PR (HS1, HS2, HS1) светится желтым цветом, если давление менее 1800 psi в полёте или на земле при двух работающих двигателях.

Световое табло LG светится зелёным цветом при включении блока PTU, если давление после насоса PTU более 2400 psi.

Кнопка-табло PTU AUTO:

Надпись не светится, если блок HSCU управляет включением клапана SV-PTU; MAN светится зелёным цветом при включении вручную клапана SV-PTU.

Галетные переключатели ELEC 1, ELEC 2A, ELEC 2B, ELEC 3:

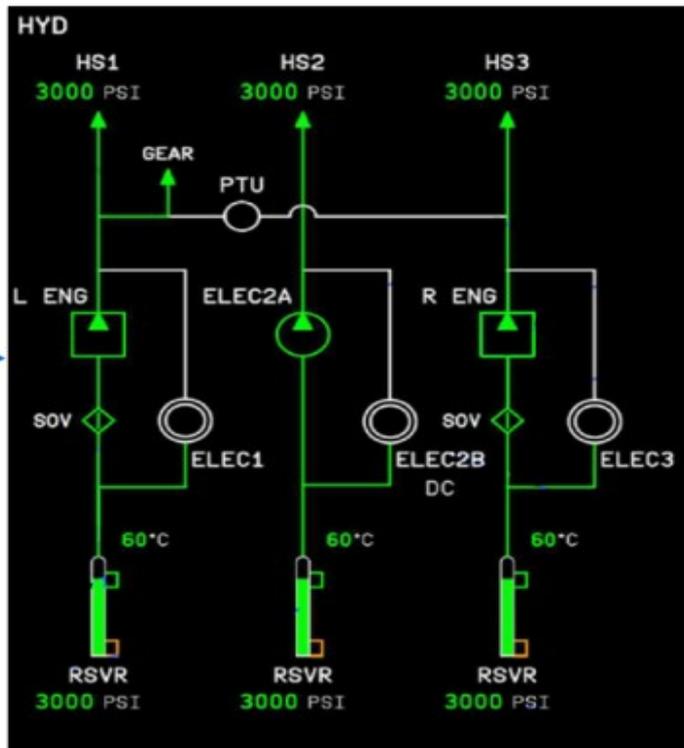
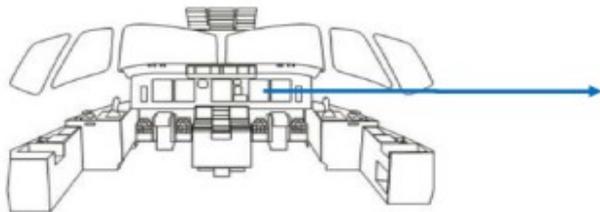
- OFF — насосные станции выключены;
- AUTO — включено автоматическое управление насосными станциями;
- ON — насосные станции включены вручную.

Кнопка-табло L(R) ENG FIRE защищена от непреднамеренного нажатия откидной защитной рамкой.

При нажатии кнопки-табло выполняется останов двигателя с отключением соответствующих систем и закрывается перекрывной противопожарный клапан

- ГС 1 — при пожаре отсеков левого двигателя
- ГС 3 — при пожаре отсеков правого двигателя

Блок HSCU контролирует работоспособность гидросистемы и формирует сигналы для отображения рабочих параметров гидросистемы на дисплеях MFD (мнемокадр HYD) и аварийных текстовых сообщений выдаваемых на EWD в кабине экипажа.



На мнемокадре гидравлической системы самолета (HYD) индицируется:

- уровень гидрожидкости для каждой гидросистемы;
- температуру гидрожидкости в каждой гидросистеме;
- давление в каждой гидросистеме;
- конфигурацию системы (работающие гидронасосы);
- положение перекрывных противопожарных клапанов (FWSOV);
- работу системы передачи мощности (PTU).

Источником информации о нештатной работе гидросистемы являются текстовые сообщения, выводимые на дисплей EWD, и сопровождающие их звуковые и световые сигналы.

Формирование аварийно-сигнальных сообщений по гидросистеме осуществляется блоком HSCU, откуда сигналы выдаются в центральный процессор и модуль ввода/вывода (СРЮМ).

Топливная система

Топливная система (ТС) самолета RRJ спроектирована и разработана фирмой Гражданские Самолеты Сухого (ГСС) в соответствии с требованиями сертификационного базиса. Система показана в материалах по двигателю SaM-146. ТС самолета состоит из взаимосвязанных подсистем (далее по тексту – систем), которые обеспечивают:

- размещение топлива на борту;
- подачу топлива к основным двигателям;
- выработку всего имеющегося на борту топлива в случае останова (отказа) одного из двигателей;

- подачу топлива к вспомогательной силовой установке (ВСУ);
- централизованную заправку самолета топливом на земле;
- централизованный слив топлива на земле из топливных баков самолета в наземные емкости;
- слив отстоя и остатков топлива на земле;
- дренажирование топливных баков;
- управление и контроль за работой топливной системы;

Управление и контроль

Управление и контроль над работой топливной системы осуществляется с помощью независимых подсистем управления, которые выполняют следующие функции (далее система управления и контроля):

- управление и контроль над работой топливных насосов;
- управление и контроль над работой перекрывных кранов в системах подачи топлива к двигателям и ВСУ и крана перекрестного питания;
- вычисление и индикацию оставшегося количества топлива на самолете по информации от датчиков расхода топлива, установленных в топливных системах двигателей;
- измерение количества топлива в топливных баках, управление заправкой и другие функции, которые перечислены ниже.

Система управления и контроля над работой топливных насосов обеспечивает:

- ручное управление основными топливными насосами, которые обеспечивают подачу топлива к двигателям и подачу активного топлива на привод струйных насосов перекачки;
- ручное и автоматическое управление насосами постоянного тока, которые обеспечивают подачу топлива к ВСУ и основным двигателям при их запуске, работе и при отказах основных насосов;
- формирование сигналов о состоянии топливных насосов (работает, не работает, отказ);
- формирование предупредительных сигналов о состоянии топливных насосов;

Система управления и контроля над работой перекрывных кранов в системах подачи топлива к двигателям и ВСУ и крана перекрестного питания обеспечивает:

- ручное управление работой перекрывных кранов;
- формирование сигналов о состоянии кранов (работает, не работает, отказ);
- формирование предупредительных сигналов о состоянии кранов

Система вычисления и индикации оставшегося количества топлива на самолете по информации от датчиков расхода топлива, установленных в топливных системах двигателей, обеспечивает:

- вычисление суммарного оставшегося количества топлива на самолете по информации от датчиков расхода топлива, установленных в топливных системах двигателей (далее расходомеры);
- вычисление оставшегося количества топлива для каждого двигателя по

информации от расходомера;

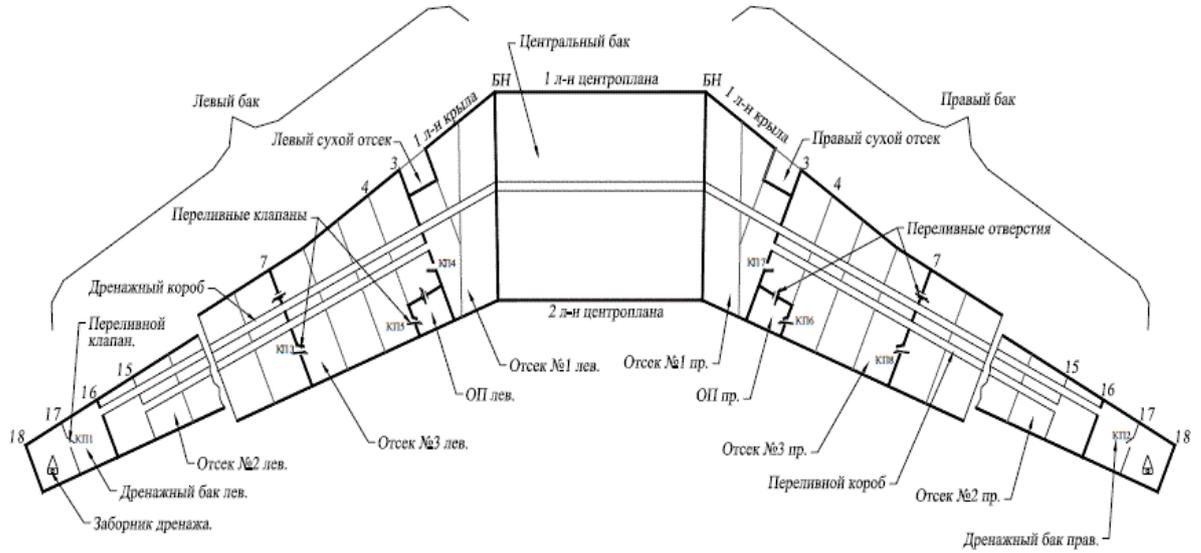
- вычисление разности значений запаса топлива между вычислениями топливомера и расходомеров;
- формирование сигнала о превышении допустимой разности;
- индикацию оставшегося запаса топлива экипажу.

Измерение количества топлива и управление заправкой осуществляется (СУИТ-RRJ), которая обеспечивает:

- измерение, вычисление и индикацию количества топлива в каждом баке и отсеке по информации от топливомера;
- вычисление и индикацию суммарного количества топлива на самолете по информации от топливомера;
- вычисление суммарного количества топлива на самолете по информации от топливомера для левого и правого борта;
- вычисление разности значений запаса топлива между вычислениями топливомера и расходомеров и формирование сигнала превышения допустимой разности;
- измерение температуры топлива в баках и сигнализацию о приближении её к температуре кристаллизации топлива;
- измерение и вычисление плотности топлива при заправке на земле и при выработке в полете;
- ручное и автоматическое управление заправкой топливом на земле;
- управление централизованным сливом топлива на земле;
- обнаружение и формирование сигнала о наличии в баках свободной воды;
- формирование сигналов о резервном остатке топлива на самолете по левому и правому бортам от независимых сигнализаторов уровня;
- формирование сигналов об остатке топлива на самолете по левому и правому бортам от независимых сигнализаторов уровня на 30 минут полета;
- формирование сигнала о резервном остатке топлива на самолете по информации от топливомера;
- формирование сигнала об остатке топлива на самолете по информации от топливомера на 30 минут полета;
- выдачу необходимой кодовой информации в смежные системы самолета;
- проведение встроенного контроля исправности системы и взаимодействующих с ней изделий в процессе предполетной подготовки.

Топливная система на самолетах семейства RRJ унифицирована.

Рис. 1.4-2 Схема размещения баков и отсеков



RRJ-60, 75, 95 LR

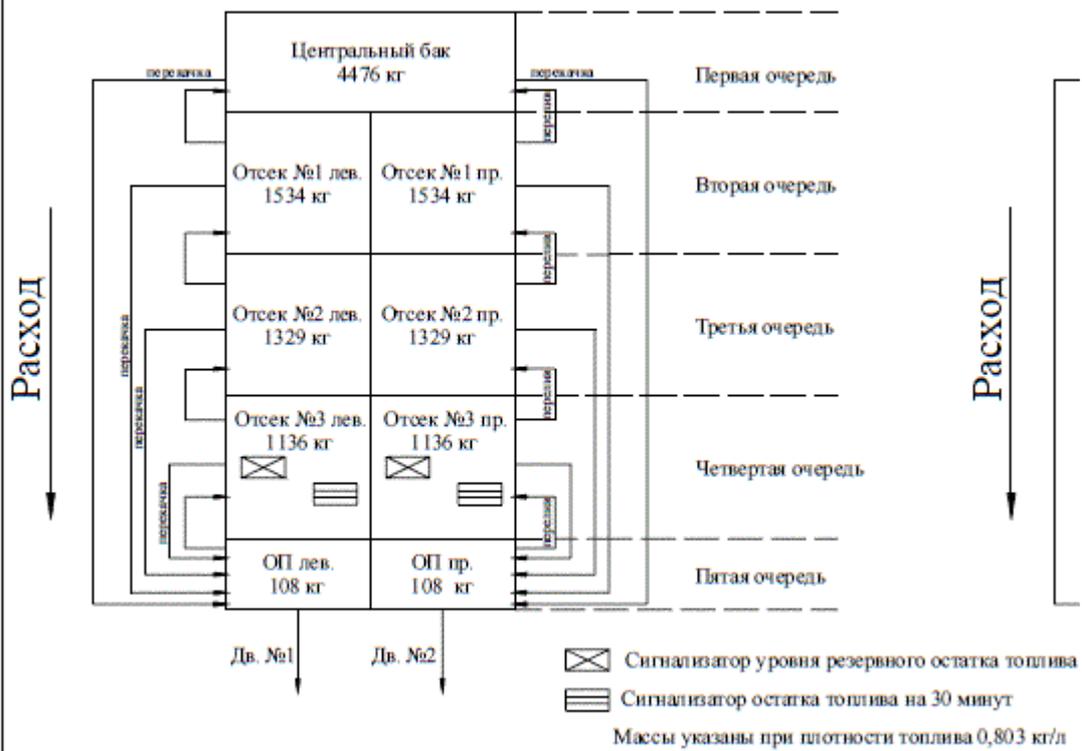


Рис. 1.4-3 Порядок выработки топлива

Управление и контроль топливной системы

Управление и контроль над работой топливной системы осуществляется с помощью системы управления и измерения топлива (СУИТ-RRJ), которая обеспечивает:

- измерение, вычисление и индикацию количества топлива в каждом баке и отсеке по информации от топливомера;
- вычисление и индикацию суммарного количества топлива на самолете, для левого и правого борта по информации от топливомера;
- вычисление и индикацию оставшегося количества топлива на самолете по информации от датчиков расхода топлива на двигатели (далее расходомеры);
- вычисление и индикацию оставшегося количества топлива по бортам по информации от расходомера каждого двигателя;
- вычисление разности значений запаса топлива между вычислениями топливомера и расходомеров и формирование сигнала превышения допустимой разности;
- измерение температуры топлива в баках и сигнализацию о приближении её к температуре кристаллизации топлива;
- измерение и вычисление плотности топлива при заправке на земле и при выработке в полете;
- ручное и автоматическое управление топливными насосами подкачки топлива к двигателям, формирование сигналов об их состоянии и предупредительных сигналов;
- ручное и автоматическое управление заправкой топливом на земле;
- управление централизованным сливом топлива на земле
- обнаружение и формирование сигнала о наличии в баках свободной воды;
- формирование сигналов о резервном остатке топлива на самолете по левому и правому бортам от независимых сигнализаторов уровня;
- формирование сигнала о резервном остатке топлива на самолете по информации от топливомера;
- выдачу необходимой кодовой информации в смежные системы самолета;
- проведение встроенного контроля исправности системы и взаимодействующих с ней изделий в процессе предполетной подготовки.

Общие сведения

Подача топлива к каждому двигателю осуществляется независимыми подсистемами. Каждая топливная подсистема может обеспечивать подачу топлива по топливным трубопроводам к двум двигателям одновременно. Во время полёта перелив топлива между топливными баками отсутствует. Топливная система функционирует на всех высотах во всем диапазоне режимов полета и ОУЭ.

Контроль и мониторинг топливной системы осуществляется с помощью следующих средств:

- мнемокадров FUEL (ТОПЛИВО) многофункционального индикатора;
- верхнего пульта управления и контроля подачи топлива;
- бортовой системы регистрации и технического обслуживания.

Каналы измерения количества и расхода топлива независимы и изолированы друг от друга. Расчет величины остатка топлива выполняется с помощью контроллера топливной системы на основе данных от датчиков массового расхода топлива на двигатель. Измерение количества топлива осуществляется системой индикации количества топлива (FQIS) на основе данных от ёмкостных датчиков уровня топлива.

Топливные баки

Топливо на борту размещается в трёх топливных баках:

- центральном;
- левой и правой крыльевых консолях.

Общий запас топлива во всех баках составляет 15805 литров.

Топливные баки имеют коррозионно-стойкую конструкцию. Баки имеют свободный дополнительный объем для безопасного расширения топлива во всех эксплуатационных температурных режимах. Дренажные баки состоят из двух сообщающихся отсеков.

Для доступа в баки на нижних панелях консолей крыла и на стенке заднего лонжерона центрального бака имеются люки, закрываемые герметичными крышками. Нижняя часть топливных баков используется в качестве емкости для слива осадка и воды. Клапаны слива отстоя установлены в нижних точках всех топливных отсеков и дренажных баков. Слив отстоя проводится в наземных условиях.

Дренажная система

На борту самолёта установлена дренажная система открытого типа. Система состоит из двух дренажных баков, дренажного короба, поплавковых клапанов, струйных насосов откачки топлива из дренажных баков, предохранительных пружинных клапанов. Дренажные отверстия трубопроводов и поплавковые клапаны расположены в топливных баках так, что при всех возможных положениях самолёта в полёте и на земле обеспечивается беспрепятственный дренаж топливных баков и предотвращается вытекание топлива через дренажную систему. Дренажная система поддерживает давление воздуха в надтопливном пространстве топливных баков близкое к давлению наружного воздуха и предотвращает возникновение недопустимого перепада этих давлений. Дренажная система топливных баков работает полностью автоматически, ручного управления и индикации не имеет. В дренажных баках расположены предохранительные (разрывающиеся) диски, защищающие топливные баки от повреждения при возникновении отрицательного или избыточного давления,

превышающего установленный предел безопасной эксплуатации. При отклонении давления от заданных значений диск разрушается и после устранения неполадок заменяется. Также на смотровом люке между нервюрами 17 и 18 расположены заборники дренажа с пламяпреградителями, препятствующими попаданию открытого пламени в дренажные баки. В нижней зоне каждого из дренажных баков установлен датчик – сигнализатор уровня, посылающий сигнал в систему заправки топливом на блокировку заправки при заполнении 1/3 высоты дренажного бака топливом, а также всасывающие патрубки струйных насосов, предназначенных для откачки топлива, попавшего в дренажные баки.

Дренажная система топливных баков поддерживает давление в баках в пределах эксплуатационных ограничений на всех режимах эксплуатации. Такие режимы включают следующие:

- снижение с пустыми баками на максимальной аварийной скорости;
- набор высоты с баками наполненными топливом, с максимальной допустимой скоростью набора;
- случайный перелив топлива при заправке.

Распределение топлива

Каждый двигатель имеет индивидуальную внутреннюю фильтрационную защиту. На заборниках топлива в расходных отсеках установлены специальные сетки.

При отказе всех топливных насосов подкачки, двигатели могут нормально функционировать, при условии соблюдения определенных ограничений по высоте и маневренной нагрузке. Эти ограничения определены в Руководстве по летной эксплуатации.

В режиме крейсерского полёта при отказе всех топливных насосов, или одновременном отключении электропитания бортовых электрических систем переменного и постоянного тока, подача топлива в двигатель обеспечивается самотёком из крыльевых топливных баков, при этом топливо из центрального бака перестаёт вырабатываться. Во время полёта под действием отрицательных перегрузок стабильная работа двигателей обеспечивается в течение 10 секунд при расходе топлива 1700 кг/час на один двигатель. В режиме самотёка, в крыльевом отсеке № 1, за счет его более низкого днища, может остаться невырабатываемый остаток топлива до 420 кг.

Заправка

Централизованная заправка выполняется через стандартный штуцер, установленный на правой передней кромке крыла для заправки самолёта топливом под давлением до 350 кПа (3,5 кгс/см²) с максимальным расходом до 1000 л/мин. Продолжительность полной заправки баков составляет около 16 минут для самолетов моделей LR и для моделей В. Централизованная заправка осуществляется автоматически или вручную.

Процесс заправки или её прекращения осуществляется в автоматическом режиме по сигналам от блока вычисления количества топлива (FQIC), при достижении заданного количества топлива или от сигнализаторов предельно допустимого уровня в каждом из баков. В ручном режиме количество топлива контролируется по сигналам от счётчика топливозаправщика и топливомера; при достижении требуемого количества топлива заправка должна быть прекращена вручную; в случае достижения предельно допустимого количества топлива заправка прекращается автоматически. При попадании топлива в дренажный бак во время заправки производится автоматическое прекращение заправки. Для откачки топлива, попавшего в дренажные баки, используются струйные насосы, которые начинают откачку после включения основных насосов подкачки.

Нецентрализованная заправка.

Для обеспечения нецентрализованной заправки (заправки по уровню) в левой и правой консолях между нервюрами 3 и 4 на люке доступа установлены два вспомогательных штуцера заправки. Каждый из штуцеров сообщён непосредственно с соответствующим отсеком №3.

Противообледенительная и противопожарная системы

В защищаемых отсеках устанавливаются две петли линейных сигнализаторов пожара. Количество сигнализаторов в петле может быть уточнено в процессе конструкторской проработки. Одноименные сигнализаторы разных петель устанавливаются на возможно близком расстоянии друг от друга. Сигнализаторы выдают сигналы о пожаре в зависимости от температуры окружающей среды. Сигналы о пожарной опасности принимаются от обеих петель блоком пожарной сигнализации. Для обнаружения пожара в отсеке ВСУ установлена аппаратура системы сигнализации о пожаре, которая обеспечивает выдачу световой, звуковой и речевой информации экипажу о пожаре.

Огнетушители системы пожаротушения в отсеке ВСУ должны использоваться в одну очередь.

Основные принципы, применяемые при создании пожарной защиты самолёта RRJ.

- Определение возможных источников пожара.
- Определение возможных зон пожара
- Мероприятия по предотвращению воспламенения.

Мероприятия по предотвращению распространения пожарной опасности.

- Установка системы пожарной сигнализации.
- Обеспечение подавления пожара.

Защищаемые от пожара зоны самолёта RRJ

На самолётах серии RRJ рассмотрены и определены на самолёте 5 зон с различной степенью пожароопасности и условиям ликвидации возникшего пожара. Наиболее пожароопасной и трудной в ликвидации пожара является мотогондола с установленным в ней двигателем. Сложность ликвидации пожара обуславливается постоянным обдувом двигателя набегающим потоком воздуха, который резко снижает концентрацию огнегасящего состава в защищаемом пространстве.

Аналогичной является зона размещения вспомогательной силовой установки (ВСУ). Защита обеспечивается средствами обнаружения и ликвидации пожара такими же, как и зона мотогондолы с двигателем. Используется 1-я очередь подачи в зону горения огнегасящего состава. Защита от пожара багажных отсеков обеспечивается установкой в них сигнализаторов дыма с последующей ликвидацией пожара путём подачи в зону горения огнегасящего состава в 2-й очереди. Защита от пожара пассажирского салона, кабины летчиков, гардероба и кухни обеспечивается ручными огнетушителями. Определение наличия пожара визуальное, т.е. установка сигнализации не требуется.

Туалеты снабжаются сигнализаторами дыма с выдачей сигнала на общий пульт бортпроводника. Для ликвидации пожара в мусоросборниках туалетов установлены огнетушители типа LAVEX, автоматически срабатывающие при возникновении пожара в мусоросборнике, с последующей его ликвидацией.

Средства пожарной сигнализации самолёта RRJ

На самолёте установлена система автоматического контроля всех элементов сигнализации о пожаре и дыме. Для обнаружения перегрева и пожара в отсеках двигателей, а также сигнализации о пожаре ВСУ установлена аппаратура, которая обеспечивает выдачу световой, звуковой и речевой информации экипажу о пожаре. На самолёте также установлена система сигнализации о появлении дыма в багажно-грузовых отсеках.

Для оповещения экипажа о появлении дыма в багажно-грузовых отсеках должны загореться табло на центральной системе оповещения на козырьке приборной доски пилотов, табло ДЫМ БГО на щитке пожарной защиты. Световая информация дублируется речевой информацией.

Средства пожаротушения самолёта RRJ.

На самолёте установлена система пожаротушения, подающая огнегасящий состав в отсеки двигателей и ВСУ, а также в багажно-грузовые отсеки. Должно исключаться непреднамеренное включение огнетушителей во время наземного и бортового контроля работоспособности оборудования. Огнетушители системы пожаротушения в отсеках двигателей и в багажно-грузовых отсеках используются в две очереди, а в отсеке ВСУ в одну очередь. Для ликвидации пожара в пассажирском салоне и гардеробах используются огнетушители, которые должны быть установлены у рабочих мест

бортпроводников. Для защиты кабины экипажа в легкодоступном месте установлены один ручной огнетушитель. Кабина пилотов системой сигнализации не оборудуются, обнаружение пожара визуальное. Ликвидация пожара обеспечивается ручными огнетушителями, установленными соответственно в кабине летчиков, в пассажирском салоне у рабочих мест бортпроводников. Размещение ручных огнетушителей на самолете выбрано в соответствии с требованиями АП-25.

Система контроля, управления и индикации средств пожарной защиты самолёта RRJ.

На самолете установлен блок контроля и коммутации, обеспечивающий автоматизированный контроль всех элементов пожарной сигнализации и пожаротушения, электрических линий связи, а также выдачу сигналов.

Блок предназначен для:

- приема дискретной информации от датчиков-сигнализаторов и элементов, входящих в состав системы противопожарной защиты самолета;
- логической обработки принятой информации по заданным логическим схемам и формирования выходных дискретных интегральных сигналов;
- преобразования информации в последовательный двуполярный код с характеристиками по ГОСТ 18977-79 и РТМ 1495-75 с изм.№3 (ARINC-429);
- выдачи во взаимодействующие системы в последовательном коде с характеристиками по ГОСТ 18977-79 и РТМ 1495-75 с изм.№3 (ARINC-429); контроля подрыва пиропатронов и состояния пиропатронов при наземном контроле. Предусмотрен полетный контроль пожарной сигнализации СУ, ВСУ и багажно-грузовых отсеков для оценки состояния цепей сигнализаторов и основных цепей блоков системы пожарной сигнализации.

Предусмотрена система наземного контроля пожарной защиты для контроля всех элементов пожарной защиты самолёта. Для оповещения экипажа о возникновении пожара в отсеках двигателей и ВСУ должны загореться табло ПОЖАР на приборных панелях летчиков, табло ПОЖАР соответствующего двигателя на щитке пожарной защиты. Световая сигнализация должна дублироваться речевой информацией. Для оповещения экипажа о возникновении дыма в багажно-грузовых отсеках должны загораться табло центральной системы оповещения на приборных панелях летчиков и табло ДЫМ БГО на щитке пожарной защиты.

Конструктивные мероприятия по пожарной защите самолёта RRJ.

Для обеспечения защиты пилонов от возможного пожара в отсеках двигателей предусмотрены противопожарные перегородки из жаропрочных

сплавов или перегородки с огнезащитным покрытием. Для обеспечения защиты фюзеляжа и рулей направления и высоты от возможного пожара в отсеке ВСУ предусмотрены противопожарные перегородки из жаропрочных сплавов или с огнезащитным покрытием. Трубопроводы внутри отсеков двигателей и ВСУ выполнены из огнестойких материалов. Кабина экипажа, пассажирский салон, кухни, туалеты, вестибюли имеют внутреннюю отделку на основании сертификационного базиса. Предусмотрена установка снаружи туалетов съемных пепельниц закрытого типа.

Мусоросборники туалетов и кухонь плотно закрываются и способны сдерживать распространение пожара.

В отсеках двигателей и ВСУ применена защита от воздействия высоких температур электрожгутов всех систем, которые должны работать во время пожара и после. Отверстия для прохода коммуникаций через пожарные перегородки герметизированы от проникновения пламени. На самолете установлены средства пожарной сигнализации, системы пожаротушения, контроля, управления и индикации.

Противообледенительная система (ПОС) разработана на основании Технического задания 7410-02, а также с учетом требований FAR25/CS25/АП25.

Защита самолета от обледенения производится согласно требованиям научно-технического отчета №RRJ-RP-002-044 Rev. А «Расчет форм и размеров имитаторов льда на крыле и хвостовом оперении самолета RRJ для оценки их влияния на летно-технические характеристики» по обеспечению защиты от обледенения двух концевых секций предкрылка левой и правой консолей крыла.

Разработанная ПОС является тепловой воздушной системой постоянного действия. В системе используется воздух от маршевых двигателей, предварительно охлажденный в системе отбора воздуха до 200°C (в нормальном режиме работы силовой установки) или 230°C (при отказе одного из двигателей).

Основной режим работы системы предусматривает ее автоматическое включение по сигналу от сигнализатора обледенения (на самолете устанавливается два сигнализатора для обеспечения надежности). Также предусмотрена возможность ручного принудительного включения системы.

В процессе работы ПОС заслонка подачи воздуха регулирует количество подаваемого воздуха в зависимости от температуры поверхности передней кромки предкрылка. В отказном режиме предусмотрена возможность автоматического переключения на управление расхода по давлению в трубопроводах системы.

Конструкция ПОС разработана согласно научно-техническому отчету №RRJ0000-RP-023-054 Rev. A «Расчет параметров и эффективности противообледенителя предкрылков RRJ».

Управление работой ПОС и контроль осуществляются с помощью системы управления КСКВ.

Ресурс и срок службы системы составляет не менее 70000 л. ч., 70000 посадок, 25 лет.

*а правда что противообледенительная система выключается выше 5000м?
"Включение противообледенительной системы крыла заблокировано на высотах 17000 футов (5200 м) и более."*

Однако, вырвали страшную фразу "заблокировано" и решили малость поспекулировать, ну ну, проблемка только что матчасть вы не знаете и даже не удосужились прочитать и вникнуть в весь раздел про работу anti-ice, где черным по белому написано, что основной режим работы автоматический, а если происходит отказ авто режима, можно включить ее руками и вот тогда система не дает - руками - включить систему выше 17000 футов (чтобы защитить предкрылки от перегрева), поскольку выше этой высоты Суперджет отлично летает и лед сбрасывается без включения ПОС. Что было доказано испытаниями, и принято сначала АР МАКом, а потом и EASA.

FCOM: Противообледенительная система крыла постоянно отслеживает время пребывания самолета в условиях обледенения на высотах 17000 футов (5200 м) и более.

А как это ССЖо умудрился сертификат получить с такими ограничениями в работе ПОС (на высотах 5200 м и выше ПОС не работает)?

Судя по многократному повторению, вопрос работы нашего ПОС изрядно Вас волнует.

Однако, эти опасения совершенно напрасны. В процессе СЗИ была отлётана солидная программа с имитаторами льда - на момент испытаний, программа полностью соответствовала требованиям европейского циркуляра (правда, теперь введён аналогичный ему российский). Полёты даже с имитаторами самой тяжёлой формы льда - 3-х дюймовой толщины (так называемый «лёд ожидания») показали, что аэродинамика нашего самолёта на высоком уровне, а нормальная управляемость по всем каналам сохраняется даже на режимах сваливания. Мастерство так просто не пропьёшь - российская школа аэродинамики одна из лучших в мире + нормальная а/д схема с переставным стабилизатором.

Силовая установка ЛА

Силовая установка самолётов семейства RRJ состоит из маршевой силовой установки, включающей два турбовентиляторных воздушно-реактивных двигателя нового поколения SM-146, разработанного совместно французской фирмой Snecma Moteurs и российским научно-производственным объединением «Сатурн», вспомогательной силовой установки (ВСУ) фирмы Honeywell RE-220 (США), унифицированных мотогондол, топливной и масляной систем, системы управления двигателями, включая комплексную систему контроля и диагностики, а также устройств стыковки и взаимодействия силовой установки с планером и другими бортовыми системами самолёта.

Маршевая силовая установка

Турбовентиляторный двигатель SM-146 - двухконтурный двухвальный, со смешением на выходе потоков внутреннего и наружного контуров и устройством для реверсирования тяги.

Двигатель включает в себя следующие основные узлы:

- вентилятор с обогреваемым горячим воздухом коком;
- трёхступенчатый компрессор низкого давления с поворотными лопатками третьей статорной ступени;
- шестиступенчатый компрессор высокого давления;
- кольцевую камеру сгорания;
- одноступенчатую турбину высокого давления;
- трёхступенчатую турбину низкого давления;
- камеру смешения потоков внутреннего и наружного контуров;
- сопло всережимное, нерегулируемое;

Конструктивный разрез двигателя SM-146, установленного в мотогондоле:

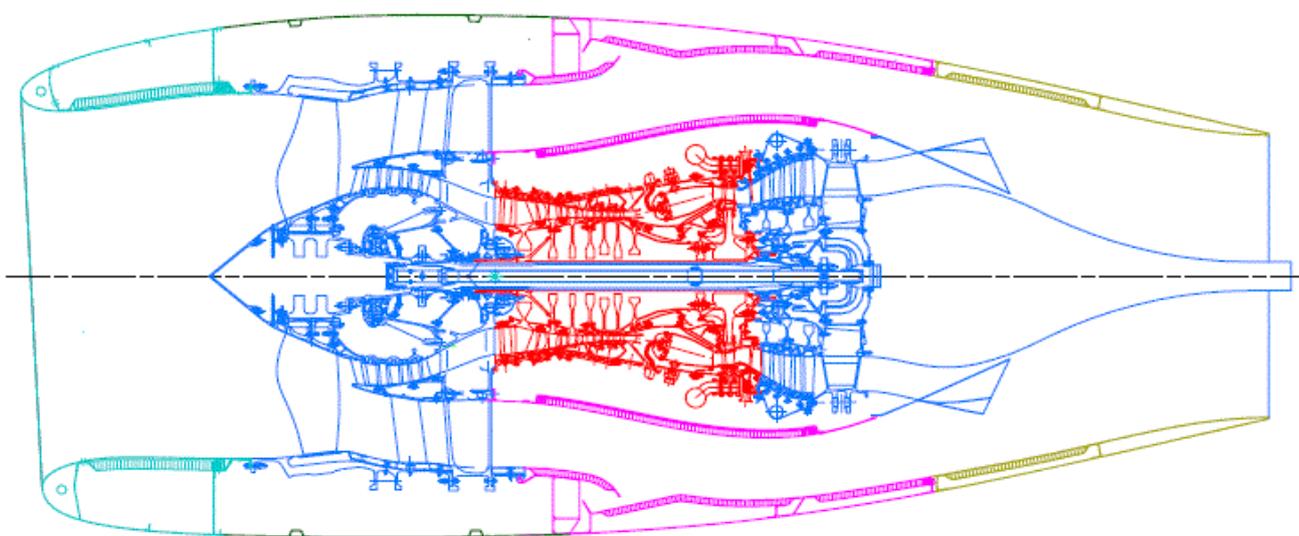


Рис. 1.4-1 Турбовентиляторный воздушно-реактивный двигатель SM-146 с мотогондолой

Основные характеристики двигателя SM-146

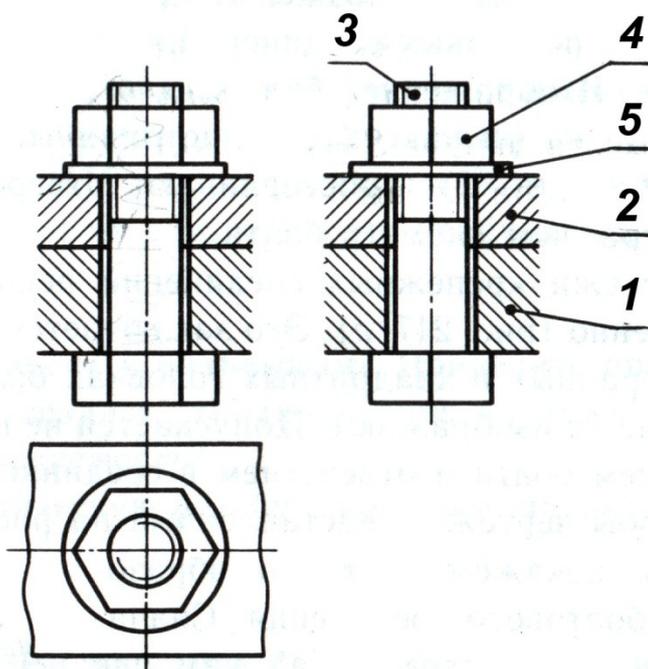
Диаметр вентилятора	1224 мм (48,18 in)
Конфигурация мотогондолы	Со смешением потоков
Степень двухконтурности	4,43
Суммарная степень повышения давления	23,77
Схема турбокомпрессора	$(1+3)+6=1+3$
Габаритные размеры двигателя	
— длина	3627 мм
— высота	1527 мм
Сухой вес двигателя	1457 кг (3212 lb)
Вес силовой установки «под крылом»	2137 кг (4700 lb)

ТИПОВЫЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ОПЕРАЦИИ ПО ТО ЛА

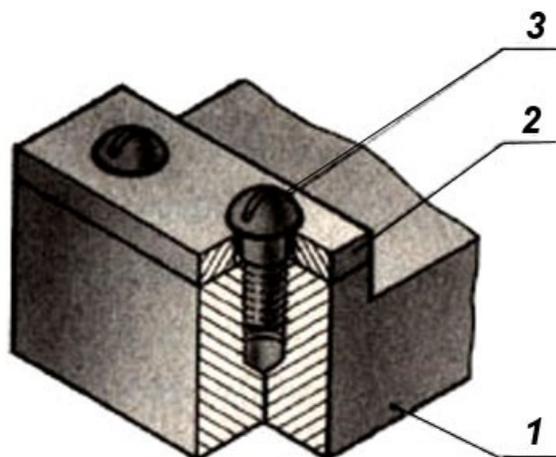
Техническое обслуживание и ремонт авиационной техники – это перечень мероприятий, проводимых для функционирования АТ, подготовки ВС к полетам, контроля и восстановления свойств АТ.

Затяжка и контровка резьбовых соединений

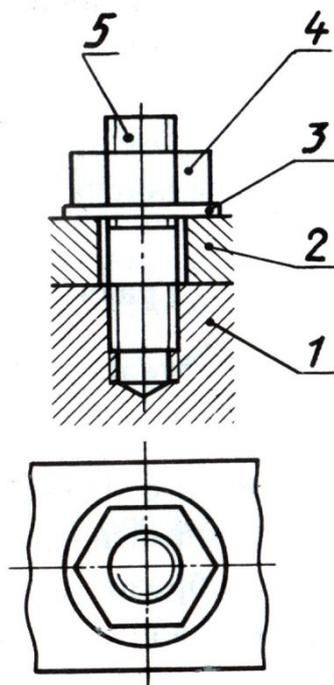
К резьбовым относятся три вида соединений: болтовое, винтовое и шпи-лечное. Основными элементами типового соединения являются болт (винт, шпилька), гайка и шайба. Резьбовое соединение (болт, винт, шпилька) работает на срез от действия сил P , приложенных к крелящимся деталям, и на разрыв от сил реакции R , возникающих от затяжки соединений (рис. 1). К характерным неисправностям резьбовых соединений относятся: коррозия; механические повреждения и разрушения; касание резьбовыми соединениями других подвижных и неподвижных элементов конструкции; ослабление резьбовых соединений.



Болтовое соединение: 1 – Основание, 2 – Крышка, 3 – Болт, 4 – Гайка, 5 – Шайба.



Винтовое соединение: 1 – Основание, 2 – Крышка, 3 - Винт.



Шпилечное соединение: 1 – основание, 2 – крышка, 3 – шайба, 4 – гайка, 5 - шпилька.

Многие соединения деталей ЛА и двигателя работают в условиях вибрации, знакопеременных механических и температурных нагрузок. На некоторые соединения во время работы попадает масло, проникающее в витки резьбы и на опорные поверхности. Это приводит к уменьшению сил трения в соединениях и создает условия для их ослабления. Для обеспечения надежной работы резьбовых соединений все гайки и болты на деталях ЛА и двигателя должны быть законтрены одним из видов контровки, предохраняющей от самопроизвольного отворачивания.

Существуют следующие типы стопорения болтов, винтов, шпилек, и гаек в резьбовых соединениях и штифтов:

- 1- стопорение стопорными шайбами;
- 2 - стопорение шплинтами;
- 3 - стопорение деформацией металла;
- 4 - стопорение проволокой.

В резьбовых соединениях могут применяться и другие типы стопорения, например, стопорение самоконтрящимися гайками, пружинными и зубчатыми шайбами, контргайками.

СТОПОРЕНИЕ СТОПОРНЫМИ ШАЙБАМИ

Контровка плоскими стопорными шайбами с лапками (рис. 3.7) обеспечивает жесткую связь между гайкой и одной из соединяемых деталей, двумя гайками, расположенными рядом в одной плоскости, гайкой и болтом, на который она накручена. Контровка гайки при помощи такой шайбы обеспечивается тем, что после затяжки гайки лапку шайбы отгибают на ее грань и плотно к ней прижимают. Другой из выступов шайбы отгибают на грань детали, на которую опирается гайка; в специальный паз, выфрезерованный в болте или же на грань второй гайки (при парной контровке).

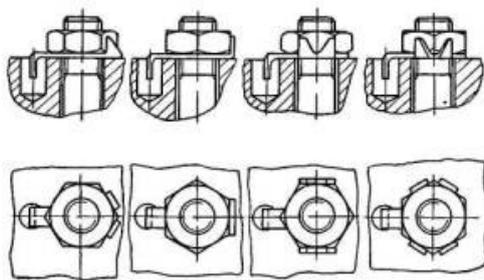
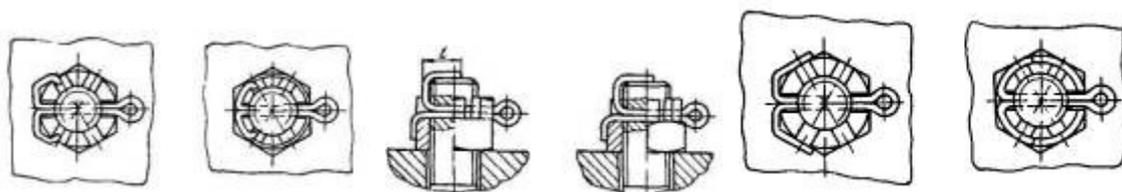


Рис.4 Контровка стопорной шайбой с лапкой.

СТОПОРЕНИЕ ШПЛИНТАМИ

Контровка разводным шплинтом является наиболее распространенным видом контровки соединений и применяется в наиболее ответственных соединениях, подверженных сильной вибрации. Для контровки резьбового соединения шплинтом необходимо иметь корончатую гайку и болт с отверстием в резьбовой части. Преимущество такой контровки в том, что отверстие в теле болта не снижает его прочности, так как оно расположено за пределами рабочей части резьбы. Основной недостаток - ступенчатая затяжка гаек (через 60 градусов), которая вызывает недотяжку или перетяжку резьбовых соединений.

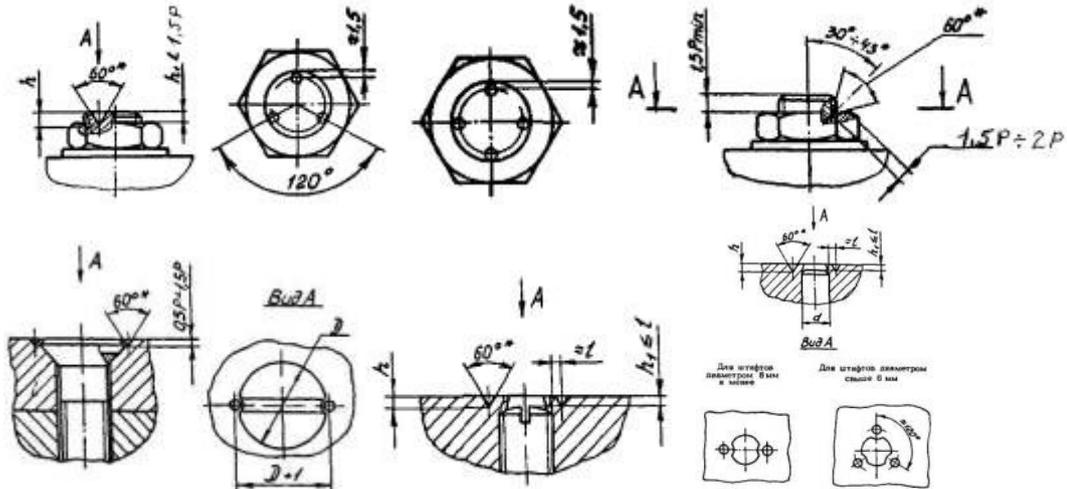


Контровка шплинтами.

СТОПОРЕНИЕ ДЕФОРМАЦИЕЙ МЕТАЛЛА

Стопорение деформацией металла (контровка наглухо) применяется в соединениях, которые в условиях эксплуатации сравнительно редко подлежат разборке и регулировке. Демонтаж таких соединений связан с разрушением деталей или их пластической деформацией. В самолето- и двигателестроении в

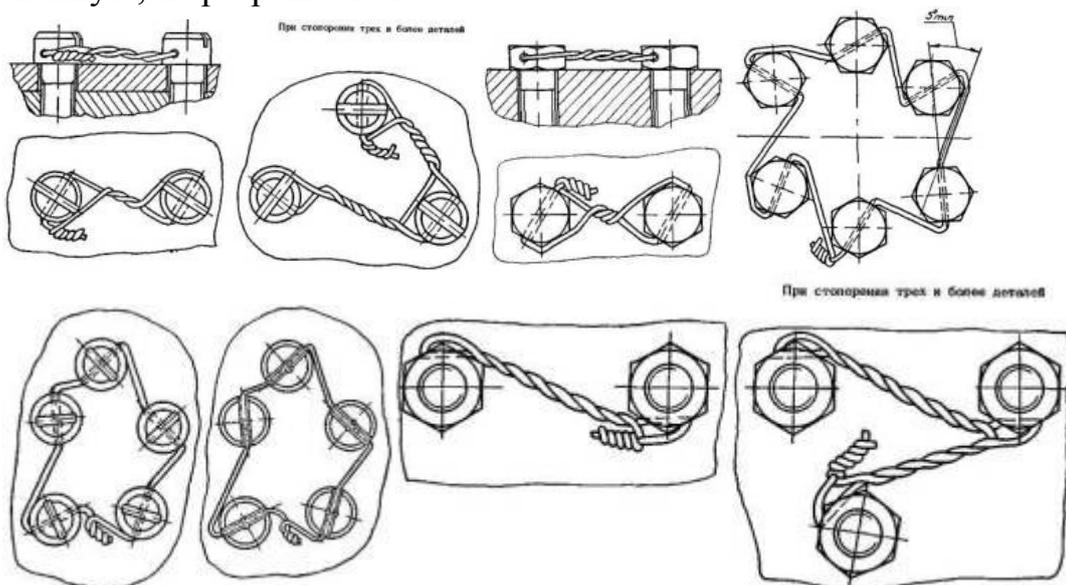
основном применяют такой вид контровки путем кернения, вырубki или чеканки.



Стопорение деформацией металла.

СТОПОРЕНИЕ ПРОВОЛОКОЙ

Контровка проволокой является самым распространенным видом контровки резьбовых соединений деталей. При этом гайки, болты, детали должны иметь отверстия под проволоку. Для контровочной проволоки применяют проволоку из низкоуглеродистой стали, оцинкованную марки КО или из латуни Л62 и Л68 круглого сечения диаметром 0,8 - 1,2 мм. При контровке резьбовые пары соединяют проволокой между собой или с деталями конструкции таким образом, чтобы натянутая и перевитая проволока противодействовала отворачиванию. Применять проволоку, уже однажды использованную, не разрешается.



Стопорение проволокой.

Соединение, крепление и контровка трубопроводов

Трубопроводы предназначены для соединения между собой агрегатов топливной, масляной, гидравлической, газовой и других систем ЛА. Агрегаты соединяют с помощью жестких или гибких трубопроводов (рукавов, шлангов). Последние устанавливают в тех случаях, когда расстояние между соединяемыми агрегатами или положение между ними изменяется в процессе эксплуатации. Например, перемещение тормозного устройства колеса шасси относительно амортистойки. От состояния трубопроводов зависит безотказная работа всей системы, поэтому к ним предъявляются высокие технические требования: герметичность соединений; правильный подбор расстояний между опорами, устраняющий возможность появления резонансных колебаний; температурная компенсация у трубопроводов, подверженных влиянию колебаний температуры; малая длина для уменьшения гидравлических потерь, массы и повышения живучести; малое число криволинейных участков с плавными изгибами; отсутствие деформации поперечного сечения в местах изгиба; монтаж, гарантирующий отсутствие монтажных напряжений. Все металлические трубопроводы, их соединительная арматура и узлы крепления изготовлены из нержавеющей стали, титановых или алюминиевых сплавов. Для соединения трубопроводов между собой и присоединения их к штуцерам агрегатов применяются следующие типы соединений: торцевое телескопическое, ниппельное, с помощью дюритовых муфт, шарнирное, поворотным угольником.

Торцевое телескопическое (подвижное) соединение (рис.8г) жестких трубопроводов, применяющихся в магистралях топливной системы ЛА. Оно состоит из двух муфт, приваренных встык к концу труб; корпуса с гайкой (16); двух уплотнительных резиновых колец (14). На ЛА все подвижные торцевые соединения имеют корпус единой длины и допускают осевое перемещение трубопроводов только на величину $L=9$ мм. После окончания сборки соединения и установки проволочной контровки (15) на неё устанавливается пломба, если соединение трубопроводов находится в воздушной среде и доступно для визуального осмотра.

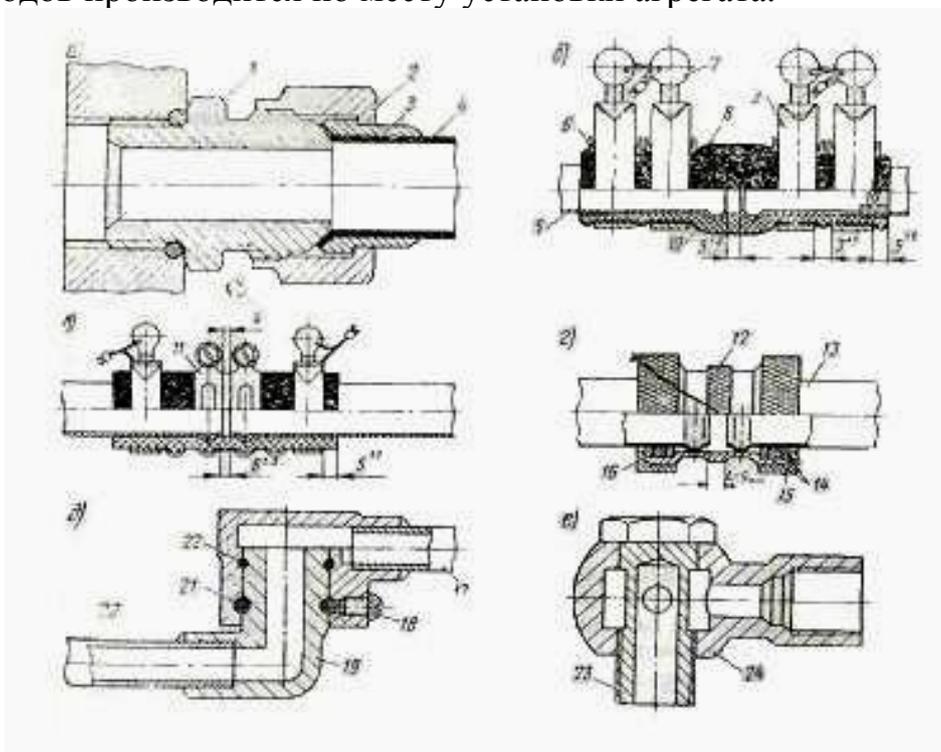
Ниппельное соединение (рис.8а) по наружному конусу применяется для соединения трубопроводов малых диаметров, а также гибкие рукава с нормализованной заделкой концевой арматуры между собой и с агрегатами. Оно состоит из трубопровода 4, развальцованного на конус (нормаль 250 АТУ) или сферу (нормаль 148 АТУ), ниппеля (3), накидной гайки (2) штуцера (1) торцевая часть которого развальцовывается. Герметичность соединения обеспечивается вследствие плотного прилегания конуса или сферы трубопровода к штуцеру или другому трубопроводу (при торцевой развальцовке). Недоброкачественное выполнение развальцовки может привести не только к негерметичности, но и к разрушению трубопровода. Диаметр торцевой части трубы при развальцовке увеличивается, а толщина стенки уменьшается к торцу трубы. Для усиления этой части на трубопровод перед развальцовкой устанавливают с небольшим натягом ниппель и накидную гайку.

Этот вид соединения применяется очень широко во всех функциональных системах ЛА. Все элементы ниппельного соединения (накидные гайки, штуцер и проходники) контрятся проволокой.

Дюритовое соединение (рис.8б,в) широко применяется при соединении трубопроводов благодаря своей хорошей сопротивляемости вибрационным нагрузкам. Оно состоит из муфты (дюрита) (8), стяжных хомутов (9), ленты металлизации (10). Для обеспечения надежности соединения концы трубопровода имеют кольцевую развальцовку - рифт. Стяжных хомутов может быть два или четыре. Недостаток дюритовых соединений - малая долговечность и невозможность их применения при высоких температурах, а также неудобство монтажа.

Шарнирное соединение (рис.8д) применяется в основном в гидравлической системе, трубопроводы которой изменяют свое положение в процессе эксплуатации. Например, трубопроводы подвода гидрожидкости к тормозам колес основных опор, расположенных на раме (балке), запрокидывающейся во время уборки шасси. Соединение состоит из внешней и внутренней (19) втулок, приваренных к торцам трубопроводов. Каждая втулка имеет две полукольцевые проточки, одна из которых предназначена для уплотнительного кольца (22), а вторая - для шариков (21). В резьбовое отверстие ввертывается масленка (18).

Соединения с помощью поворотных угольников (рис.8е) применяются для жестких трубопроводов, в которых жидкость, воздух или газ текут под небольшим давлением. Такие соединения особенно удобны, когда монтаж трубопроводов производится по месту установки агрегата.



Соединение трубопроводов: 1- штуцер; 2 - накидная гайка; 3 - ниппель; 4, 5, 13, 17, 20 – трубопроводы; 6 - прижим; 7- затяжной винт хомута; 8- дюритовая муфта; 9- лента хомута; 10 - перемычка металлизации; 11 - разрезной

металлический хомут; 12 - муфта; 14 - разрезные кольца; 15 – контролочная проволока; 16 – гайка муфты; 18 – винт; 19 – втулка трубопровода; 21 – шарики; 22 – резиновое уплотнение; 23 - стяжной болт; 24 – поворотный угольник.

Предупреждение и устранение коррозии.

Смазка трущихся деталей ЛА

Коррозией называется разрушение металлов и сплавов вследствие химического или электрохимического взаимодействия их с внешней средой.

Основные причины коррозионного поражения элементов конструкции самолета и двигателя, следующие:

- воздействие атмосферных факторов, влаги в подпольной части фюзеляжа и горюче-смазочных материалов;
- нарушение защитных покрытий как лакокрасочных (грунт, эмаль, лак), так и металлических (анодные, катодные, плакирование одного металла другим);
- применение при ТО самолета агрессивных по отношению к лакокрасочным покрытиям (ЛКП) и металлам жидкостей различного назначения (моющих, противообледенительных и др.);
- конструктивные особенности деталей и узлов (наличие острых кромок, где легко нарушается ЛКП, недостаточная герметизация, например, пола туалетных комнат, буфетов, кухни и т.д.);
- контакт металлов с различным электрическим потенциалом; некачественный уход за защитным покрытием в процессе эксплуатации.

Внешние поверхности плакировочных обшивок из алюминиевых сплавов защищают оксидной пленкой, а также оксидной пленкой, покрытой бесцветным лаком, эмалью, грунтом и эмалью.

Детали из магниевых сплавов отличаются наиболее пониженной коррозионной стойкостью, во всех случаях защищают грунтом и окрашивают зеленой эмалью, которые наносят на предварительно оксидированную поверхность.

Стальные детали в зависимости от их назначения защищают металлическими (цинком, кадмием, хромом) или ЛКП по предварительно фосфо-тированной или опескоструенной поверхности.

Признаками коррозии алюминиевых сплавов является появление на поверхности деталей белых и серых пятен или отдельных, изолированных друг от друга едва заметных язв, иногда имеющих на обшивке вид черных точек.

Коррозия магниевых сплавов обнаруживается по выпучиванию ЛКП и появлению влажного солевого налета грязно-белого цвета.

Коррозия стали сопровождается образованием на поверхности деталей коричневатого-красного налета ржавчины.

Детали, на которых появилась коррозия, подлежат тщательному осмотру, зачистке от продуктов коррозии и восстановлению защитных покрытий. Определение степени поражения деталей коррозией проводится визуальным методом с применением лупы. Глубина коррозионных поражений определяется с помощью индикатора часового типа.

При зачистке поверхностей деталей, пораженных коррозией, не следует стремиться к удалению коррозионных язв, достаточно удалить продукты коррозии с помощью жестких волосяных щеток, мелкого порошка пемзы или наждачной пыли, нанесенных на ветошь, смоченную бензином Б-70, а также с помощью наждачных или стеклянных шкур зернистостью не выше 6. Затем протирают поврежденный участок ветошью, смоченной в бензине Б-70, и наносят грунт и эмаль. При температуре окружающего воздуха ниже +5°C вместо ЛКП наносят на обработанный участок смазку ЦИАТИМ-201 или технический вазелин. С наступлением тепла тщательно удаляют смазку, промывают поврежденный участок бензином и наносят ЛКП.

Стальные хромированные детали, например, штоки амортизаторов шасси, штоки гидроцилиндров на земле обычно защищают от коррозии, после протирки их чистой хлопчатобумажной тканью, далее путем протирки салфеткой, пропитанной смазкой.

Смазка подвижных соединений и подвижных деталей конструкции осуществляется с целью уменьшения их износа и увеличения срока службы вследствие уменьшения трения. Смазка подвижных соединений и подвижных деталей конструкции выполняется одним из следующих способов: зашприцовкой через пресс-масленки; зашприцовкой через зазоры; смазкой наружных поверхностей; набивкой (замывкой) через специальные отверстия.

Перед нанесением смазки необходимо очистить смазываемое соединение или узел от старой смазки, пыли и грязи. Узлы, имеющие масленки, промываются керосином только снаружи. Смазку через пресс-масленку следует зашприцовывать до равномерного выхода свежей смазки через все зазоры соединения. После смазки необходимо удалить с поверхности узла или соединения излишнюю смазку.

Очистка и мойка деталей ЛА и АД. Контроль дренажных отверстий планера ЛА. Металлизация ЛА

Очистка и мойка деталей самолета и двигателя и самолета и целом предназначены для предупреждения коррозии и вредного влияния на обшивку различного рода загрязнений (пыль, грязь, следы нефтепродуктов, копоти), а также необходимости поддержания надлежащего внешнего вида ЛА. Также очистка и мойка деталей ЛА и АД необходимы при их осмотре и монтаже-демонтаже. Чистка и мойка поверхностей ЛА в зависимости от степени

загрязнения, а также от температурных условий при обслуживании производятся различными моющими жидкостями при помощи моечных машин. Для мойки ЛА при положительных температурах применяются: мыльная эмульсия, эмульсия "20К-М" и моющая жидкость "Азрол-1". Для мойки наружных поверхностей ЛА при отрицательных температурах рекомендуется применять жидкость, состоящую из 50% жидкости ЭАФ и 50% воды с добавлением 0,5% олеиновой кислоты и 0,25% моноэтаноламина. Для мойки небольших площадей поверхности может применяться бензин Б-70 с добавкой в него до 50% керосина и 0,002-0,001% антистатика "Сигбол". При выполнении работ по ТО на шасси, в отсеках шасси, в грузовом отсеке, с остеклением, с дверями и т.д. в случае их загрязнения необходимо вначале произвести очистку и мойку. Так, на шасси, в отсеках шасси и т.д. очищаются от грязи, смазки, снега и льда элементы конструкции ноги, замков и створок. Грязь удаляется салфеткой, смоченной в воде, остатки смазки - кистью или салфеткой, смоченными в обезвоженном керосине, лед и снег - теплым воздухом до полного высыхания на деталях.

Очистка остекления самолета производится тканью, смоченной в чистой воде, с последующей протиркой насухо, от жировых пятен - салфетками, смоченными водным раствором 3-5% нейтрального (без щелочи) мыла. Если жировые пятна мыльной водой смываются плохо, то их следует удалить тампоном, смоченным пастой для полировки органических стекол (ВИАМ-2), с последующей промывкой водой, т.к. оставшаяся на стекле паста способствует образованию "серебра". При низкой температуре окружающего воздуха, когда водные растворы не применимы, разрешается удалять жировые пятна тканью, смоченной бензином Б-70. При этом нельзя допускать попадание бензина на элементы уплотнения. В процессе мытья наружной поверхности ЛА щетками запрещается использовать их для мытья стекол. Для предупреждения образования застойных зон конденсата (влаги) и предотвращения появления коррозии в нижних точках фюзеляжа в герметической и негерметической обшивке сделаны дренажные отверстия диаметром 5 мм, через которые влага удаляется в атмосферу. Для того, чтобы влага достигла этих отверстий, в стрингерах (продольные силовые элементы) и в других элементах предусмотрены переливные отверстия диаметром 4 мм. Дренажные отверстия окрашены с двух сторон синей эмалью ХБ-130, нанесенной в виде точки диаметром 20 мм либо в виде дуги радиусом 20 мм. В процессе эксплуатации дренажные отверстия периодически прочищаются. Помимо дренажных отверстий в нижних точках фюзеляжа дренажные отверстия имеются еще в зоне порогов грузовых дверей. Для удаления влаги из зон аварийных дверей предусмотрен отвод влаги с помощью трубопроводов диаметром 12 мм. Сливные отверстия этих трубопроводов также расположены в нижних точках фюзеляжа. При проверке фюзеляжа на герметичность штуцера влагонакопителей должны быть заглушены резиновыми заглушками.

Металлизация ЛА предназначена для устранения помех в работе радиоэлектронной аппаратуры, исключения возможности местного перегрева и электрокоррозии отдельных узлов и стыков, а также для обеспечения надежной работы источников и потребителей электроэнергии. Она обеспечивается соединением всех агрегатов (деталей) конструкции ЛА и его оборудования в единое целое заклепками, болтами и специальными перемычками. Для ограничения электрического потенциала на ЛА установлены электрические разрядники, обеспечивающие стекание статического электричества в атмосферу в полете, и имеются средства контакта ЛА с землей при посадке и заземления его на стоянке.

В связи с тем, что каркас ЛА используется в качестве нулевого провода в системе переменного трехфазного тока (200/115 В) и в качестве минусового провода в системе постоянного тока (27 В), для предупреждения нежелательных последствий, которые могут быть вызваны нарушением неразрывности в цепи металлизации, при эксплуатации необходимо периодически проверять надежность соединений металлизации и величину ее переходного сопротивления, которая не должна превышать значения, установленного для каждого вида соединения. Надежность металлизации достигается плотным соединением деталей каркаса ЛА и оборудования с помощью заклепок, болтов и перемычек металлизации. Элементы конструкции ЛА соединяются заклепками, имеющими анодированное покрытие, которое не в полной мере обеспечивает электрический контакт между соединяемыми деталями. Для получения надежного электрического контакта в заклепочном шве заклепки необходимо ставить так, чтобы каждая десятая заклепка была не анодированной. Болтовые соединения деталей обеспечивают надежный электрический контакт за счет достаточно большой контактной площади прилегания болта, гайки, деталей и разрушения защитной пленки под головкой болта и гайки при их установке. Электрическое соединение болта и гайки осуществляется по резьбе. Перемычки металлизации устанавливают надежный электрический контакт между подвижными деталями, а также между агрегатами оборудования и каркасом самолета. Перемычки металлизации крепятся к металлируемым деталям с помощью болтов (винтов) и гаек. Между наконечником перемычки и деталью устанавливается шайба-звездочка, а между деталью и гайкой или головкой винта и наконечником перемычки - пружинная шайба.

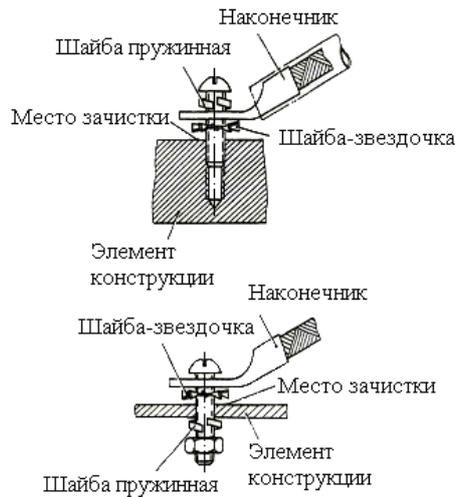
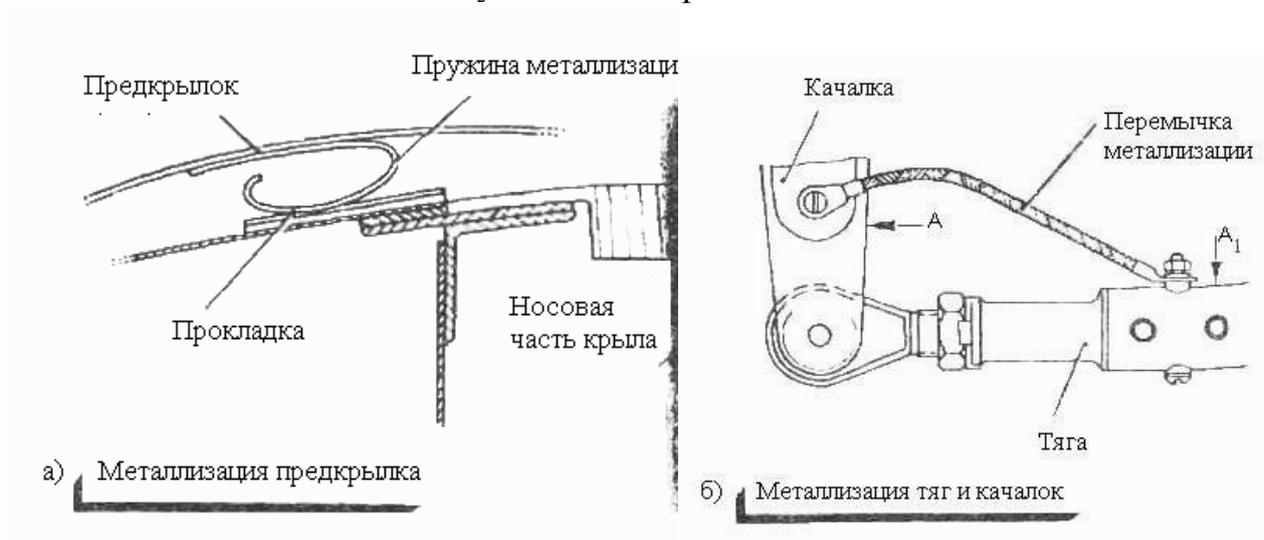


Рис.9 Типовая установка перемычки металлизации.



Металлизация подвижных агрегатов самолета: а) механизация предкрылка; б) металлизация тяги

Заключение.

Небольшой пассажирский самолет SSJ-100 оказался надежной и совершенной машиной. Он мог эксплуатироваться в различных климатических условиях. Лайнер легко взлетал и садился на плохо подготовленные грунтовые аэродромы. Его можно было без труда эксплуатировать в горной местности.

По результатам практики мной были изучены:

- основные летно-технические характеристики (ЛТХ) и эксплуатационно-технические характеристики (ЭТХ) SSJ-100,

- назначение, конструкцию и принципы работы основных элементов планера, функциональных систем и силовой установки ЛА;
- основные правила технической эксплуатации и технологические особенности выполнения основных типовых операций ТО планера, функциональных систем и силовой установки;
 - типовые виды отказов и повреждений АТ;
 - применяемые при ТО ЛА основные виды и марки горюче-смазочных материалов, специальных жидкостей и газов;
 - виды технических средств наземного обслуживания ЛА общего и специального назначения.

Мной были получены навыки по:

- выполнению отдельных типовых технологических операций по осмотру и обслуживанию планера, функциональных систем и силовой установки;
- устранению причин типовых несложных видов повреждений на АТ: ослабление затяжки и нарушение контровки резьбовых соединений деталей ЛА и АД, нарушение соединений, отбортовок и контровки трубопроводных магистралей функциональных систем ЛА и АД, коррозии деталей и узлов конструкции ЛА и АД.

Список литературы.

1. Суперджет 100 руководство по летной эксплуатации ЗАО «ГСС», 2010 г. — 459 с.
2. Наставление по технической эксплуатации и ремонту авиационной техники (НТЭРАТ ГА – 93). – М.: ДВТ МТ РФ, 1994.
3. Громов М.С., Полторанин Г.Я., Шапкин В.С. Поддержание летной годности – основа безопасной эксплуатации воздушных судов. – М.: ГосНИИ ГА, 2002

