

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
(РОСАВИАЦИЯ)

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ» (МГТУ ГА)

Кафедра технической эксплуатации авиационных
электросистем и пилотажно-навигационных комплексов

С.В. Кузнецов

**ПРИБОРНЫЕ СИСТЕМЫ
АВИОНИКИ
ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ
ОБОРУДОВАНИЕ**

Учебное пособие

*Утверждено редакционно-
издательским советом МГТУ ГА
в качестве учебного пособия*

Москва
ИД Академии Жуковского
2021

УДК 629.7.05
ББК 0561.5
К89

Печатается по решению редакционно-издательского совета
Московского государственного технического университета ГА

Рецензенты:

Габеев В.Н. (МГТУ ГА) – канд. техн. наук;
Шишкин В.В. (ПАО «Аэрофлот») – канд. техн. наук

Кузнецов С.В.

К89 Приборные системы авионики. Пилотажно-навигационное оборудование [Текст] : учебное пособие / С.В. Кузнецов. – М. : ИД Академии Жуковского, 2021. – 40 с.

ISBN 978-5-907490-16-1

Данное учебное пособие издается в соответствии с рабочей программой учебной дисциплины «Авионика самолетов» по учебному плану для студентов IV курса направления 25.03.02 «Техническая эксплуатация АЭС и ПНК», а также для специальности 25.05.05 «Эксплуатация воздушных судов и организация воздушного движения» (специализация «Организация ТО АнРЭО ВС») и в соответствии с рабочей программой учебной дисциплины «Приборные системы авионики» студентов II курса направления 25.04.02 «Техническая эксплуатация АЭС и ПНК» всех форм обучения.

Рассмотрено и одобрено на заседаниях кафедры 28.09.2021 г. и методического совета 28.09.2021 г.

УДК 629.7.05

ББК 0561.5

Св. тем. план 2021 г.
поз. 22

ISBN 978-5-907490-16-1

© Московский государственный технический
университет гражданской авиации, 2021

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОМ ОБОРУДОВАНИИ (ПНО)

Назначение ПНО. Пилотажно-навигационное оборудование обеспечивает экипаж данными, необходимыми для выполнения полёта (рис.1.1).

Состав ПНО. В состав пилотажно-навигационного оборудования входят следующие системы:

- системы и приборы измерения параметров полёта,
- приборы измерения пространственного положения и направления полёта,
- системы и приборы обеспечения посадки и руления,
- автономные пилотажно-навигационные системы,
- неавтономные пилотажно-навигационные системы,
- навигационные вычислители.

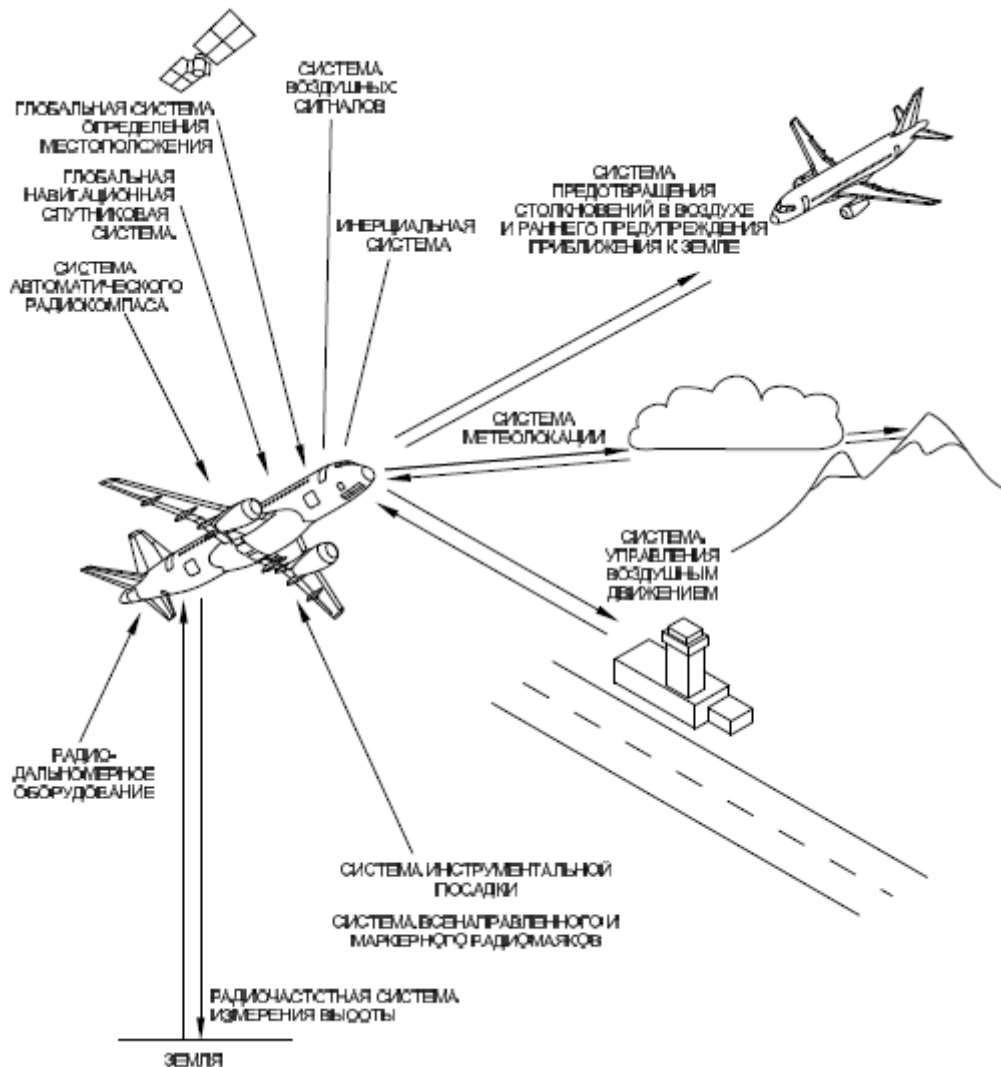


Рис.1.1 Пилотажно-навигационное оборудование

Системы и приборы измерения параметров полета. Система воздушных сигналов имеет три канала измерения параметров полёта. В состав каждого из трёх каналов входят приёмники полного и статического давлений и связанные с

ними модули воздушных сигналов, датчики температуры воздуха, датчики угла атаки. Сигналы от датчиков и модулей воздушных сигналов поступают в вычислители воздушных сигналов, в которых происходит их обработка и вычисление.

Воздушные сигналы отображаются на дисплее PFD и передаются в различные системы самолёта.

Приборы измерения пространственного положения и направления полета. Инерциальная система (IRS) состоит из трёх независимых каналов. Каждый канал включает в себя:

- инерциальный вычислитель,
- модуль конфигурации инерциального вычислителя.

Инерциальная система обеспечивает экипаж и другие системы самолёта информацией о его пространственном положении (угол тангажа, угол крена, угол рыскания), курсе, путевой скорости и текущем местоположении.

Величины угловой скорости и линейного ускорения самолёта вычисляются инерциальным вычислителем и поступают в систему автоматического управления полетом, систему регистрации параметрической информации, вычислительную систему самолётовождения и систему центрального вычислителя.

Вычисленная информация отображается на дисплее PFD.

Резервные приборы. К резервным приборам относятся:

- комплексный электронный резервный прибор,
- магнитный компас.

Комплексный электронный резервный прибор предоставляет экипажу информацию о пространственном положении самолёта, курсе, путевой скорости, скольжении и высоте, а также отображает выбранную систему посадки.

Магнитный компас обеспечивает экипаж информацией о магнитном курсе самолёта. Магнитный компас не связан с другими системами самолёта.

Системы и приборы обеспечения посадки и руления.

Система инструментальной посадки обеспечивает экипаж и другие системы самолёта данными об отклонении самолёта от глиссады и курса посадки.

Настройка системы осуществляется через вычислители системы самолётовождения или с пультов управления радиосредствами.

Отклонения от курсового и посадочного радиомаяков отображаются на дисплеях PFD.

В состав системы входят:

- два многорежимных приёмника,
- глиссадная антенна,
- курсовая антенна.

Многорежимные приёмники обеспечивают возможность ручного захода на посадку с использованием данных глобальной системы определения местоположения (GPS).

Автономные пилотажно-навигационные приборы. В состав входят:

- радиовысотомер,
- система метеолокации,
- система предотвращения столкновений в воздухе и раннего предупреждения приближения к земле.

Радиовысотомер предназначен для точного и непрерывного измерения истинной высоты полёта от 0 до 2500 футов над поверхностью земли независимо от атмосферного давления. Радиовысотомер передаёт данные об истинной высоте полёта в систему электронной индикации кабины экипажа, систему инструментальной посадки и систему предотвращения столкновений в воздухе и раннего предупреждения приближения к земле.

Радиовысотомер состоит из двух комплектов. В состав каждого из них входят:

- приёмопередатчик радиовысотомера,
- передающая антенна,
- принимающая антенна.

Система метеолокации представляет собой цифровой радиолокатор X-диапазона. Система используется для определения погодных условий впереди самолета, определения мест грозовых образований и турбулентности, а также для отображения рельефа местности. Информация отображается на дисплеях MFD.

В систему метеолокации входят следующие компоненты:

- блок антенны и приёмопередатчика метеолокатора,
- пульт управления метеолокатора,
- делитель метеолокатора.

Система предотвращения столкновений в воздухе и раннего предупреждения приближения к земле (T2CAS) служит для предупреждения столкновения в воздухе, отслеживает траектории других самолетов с целью предотвращения возможности столкновения. При возникновении потенциальной угрозы столкновения, система предоставляет рекомендации пилотам в виде речевой и визуальной информации для совершения маневра уклонения.

Система обеспечивает предотвращение столкновения самолета с наземными препятствиями при управляемом полете. Она вырабатывает речевые и визуальные сигналы об опасности с заданной периодичностью для предотвращения столкновения с поверхностью земли при полёте вблизи земли.

В систему предотвращения столкновений в воздухе и раннего предупреждения приближения к земле входят следующие компоненты:

- вычислитель T2CAS,
- всенаправленная антенна T2CAS,
- направленная антенна T2CAS,
- модуль конфигурации T2CAS,
- согласующее устройство TAWS.

Неавтономные пилотажно-навигационные приборы.

Состав неавтономных пилотажно-навигационных приборов:

- глобальная навигационная спутниковая система (ГЛОНАСС),
- глобальная система определения местоположения (GPS),
- система управления воздушным движением,
- система всенаправленного и маркерного радиомаяков,
- система измерения дальности,
- система автоматического радиокompаса.

Глобальная навигационная спутниковая система представляет собой систему радиотехнических средств спутниковой навигации, которая обеспечивает заход на посадку и непрерывное определение навигационных параметров самолёта по сигналам спутниковых навигационных систем, а также по информации, получаемой от бортового оборудования (навигационные данные), наземной системы функционального дополнения и спутниковых систем функционального дополнения.

Оборудование:

- блок приемовычислителя ГЛОНАСС,
- усилитель ГЛОНАСС,
- антенна ГЛОНАСС.

Глобальная система определения местоположения GPS представляет собой вспомогательную радионавигационную систему, которая обеспечивает экипаж и вычислители системы самолётовождения навигационной информацией о местоположении, курсе и скорости самолёта. С этой целью система использует сигналы, поступающие от космической группировки спутников.

Вычисленная навигационная информация, а также число видимых спутников и целостность системы отображается на пультах вычислителей системы самолётовождения. В систему входят две антенны, которые принимают радиосигналы от спутников. Полученные сигналы поступают в многорежимные приёмники системы инструментальной посадки.

Система управления воздушным движением позволяет диспетчеру с помощью наземных радиотехнических средств узнать местоположение самолета и идентифицировать его в полёте без связи с экипажем.

Система управления воздушным движением включает в себя следующее оборудование:

- два ответчика УВД 3-го уровня,
- два ответчика УВД 4-го уровня (опционально),
- четыре всенаправленных антенны УВД.

Система всенаправленного и маркерного радиомаяков принимает, декодирует и обрабатывает радиосигналы от всенаправленных и маркерных радиомаяков. Она обеспечивает экипаж визуальной и звуковой сигнализацией во время пролёта самолета над маркерным радиомаяком, а также указывает направление на радиомаяк.

Настройка приёмников системы осуществляется через вычислители системы самолётовождения или через пульта управления радиотехническими средствами.

В состав системы всенаправленного и маркерного радиомаяков входят:

- два приёмника всенаправленного УКВ и маркерного радиомаяков,
- антенна маркерного радиомаяка,
- антенна всенаправленного УКВ-радиомаяка,
- делитель маркерного радиомаяка.

Система измерения дальности принимает радиосигналы от одной, двух или трёх станций DME и определяет расстояние до них. Настройка и управление системы измерения дальности осуществляется через вычислители системы самолётовождения или через пульта управления радиотехническими средствами. Дальность до DME станций индицируется на экране MCDU, дисплеях PFD и MFD.

Система состоит из двух приёмопередатчиков и двух антенн.

Система автоматического радиокompаса (АРК) пеленгует и определяет курс на радиомаяки или радиостанции. Настройка и управление системой автоматического радиокompаса осуществляется через вычислитель системы самолётовождения или через пульта управления радиотехническими средствами. Отображение информации системы автоматического радиокompаса происходит на дисплее PFD и MFD.

Система состоит из приёмника АРК и антенны АРК.

Навигационные вычислители. Вычислительная система самолётовождения (ВСС) предназначена для оказания помощи экипажу в навигации, разработке плана полёта, контроле выполнения полёта и управлении самолёта. Пилоты могут выбрать план полёта из навигационной базы данных и вносить изменения в него во время полёта. Вычислительная система самолётовождения является основным средством управления радионавигационными системами и средством управления радиосвязного оборудования.

Вопросы первого уровня:

1. Каково назначение ПНО?
2. Какие системы входят в состав ПНО?
3. Сколько каналов содержит система воздушных сигналов?
4. Что входит в состав каждого канала СВС?
5. Что происходит с сигналами СВС?
6. Что происходит с воздушными сигналами?
7. Сколько каналов содержит инерциальная система?
8. Что входит в состав каждого канала инерциальной системы?
9. Что обеспечивает инерциальная система?
10. Какие параметры инерциальной системы выдаются в другие системы ПНО?
11. В какие системы ПНО выдаются вычисленные инерциальной системой параметры?
12. Где отображается информация, вычисленная инерциальной системой?
13. Какие приборы относятся к резервным?
14. Для чего нужен комплексный электронный резервный прибор?
15. Для чего нужен магнитный компас?

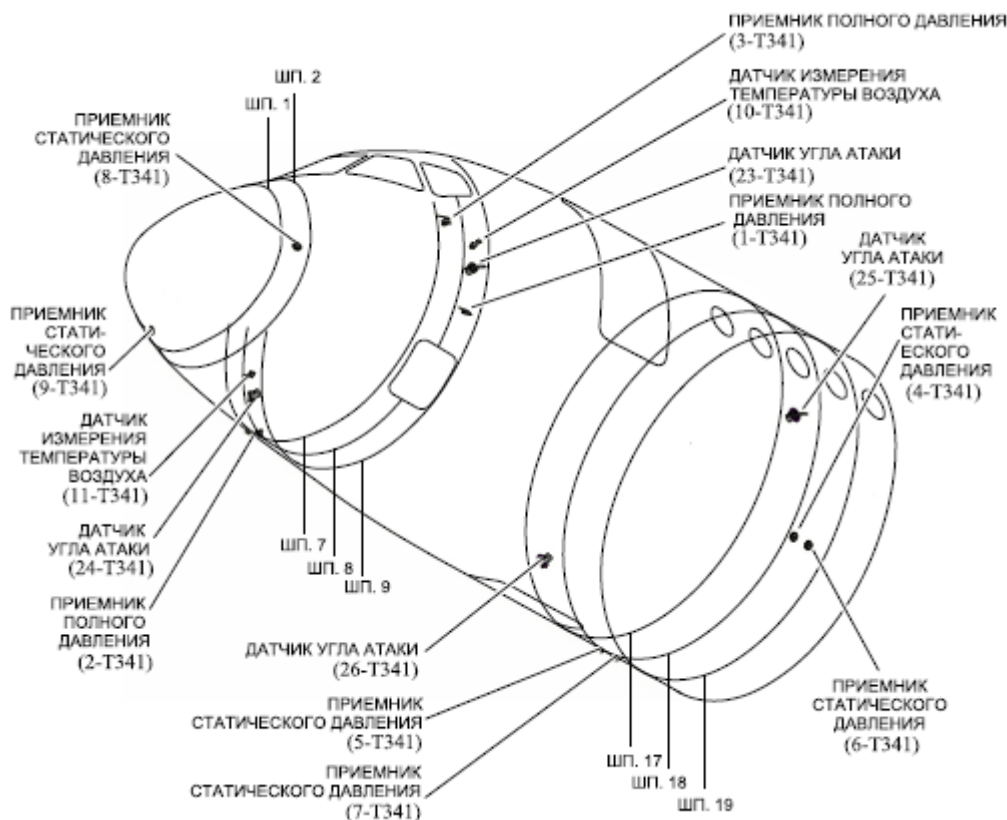
16. Для чего нужна система инструментальной посадки?
17. Как осуществляется настройка системы инструментальной посадки?
18. Где отображаются отклонения от курсового и посадочного радиомаяков?
19. Что входит в систему инструментальной посадки?
20. Для чего служат многорежимные приёмники?
21. Что входит в состав автономных пилотажно-навигационных приборов?
22. Для чего служит радиовысотомер?
23. Каков уровень резервирования радиовысотомера?
24. Что входит в состав комплекта радиовысотомера?
25. Что представляет собой система метеолокации?
26. Для чего служит система метеолокации?
27. Какие компоненты входят в состав системы метеолокации?
28. Для чего служит система предотвращения столкновений в воздухе и раннего предупреждения приближения к земле?
29. Что делает T2CAS при возникновении потенциальной угрозы столкновения с другим самолетом?
30. Что делает T2CAS при возникновении потенциальной угрозы столкновения с наземными препятствиями?
31. Какие компоненты входят в состав T2CAS?
32. Что входит в состав неавтономных пилотажно-навигационных приборов?
33. Что представляет собой глобальная навигационная спутниковая система?
34. Что входит в состав глобальной навигационной спутниковой системы?
35. Что представляет собой глобальная система определения местоположения GPS?
36. Где отображается вычисленная навигационная информация GPS?
37. Что входит в состав GPS?
38. Куда поступают сигналы с антенн GPS?
39. Для чего служит система управления воздушным движением?
40. Что включает система управления воздушным движением?
41. Для чего служит система всенаправленного и маркерного радиомаяков?
42. Чем обеспечивает экипаж система всенаправленного и маркерного радиомаяков?
43. Как осуществляется настройка приёмников системы всенаправленного и маркерного радиомаяков?
44. Что входит в состав системы всенаправленного и маркерного радиомаяков?
45. Для чего служит система измерения дальности?
46. Как происходит настройка и управление системой измерения дальности?
47. Где индицируется дальность до DME станций?
48. Что входит в систему измерения дальности?
49. Для чего служит система автоматического радиоконпаса (АРК)?
50. Как осуществляется настройка и управление системой автоматического радиоконпаса (АРК)?
51. Где отображается информация системы автоматического радиоконпаса (АРК)?

52. Из чего состоит система автоматического радиоконюаса (АРК)?
53. Для чего предназначена вычислительная система самолётоволждения (ВСС)?
54. Как формируется план полёта?
55. Какая система служит средством управления радионавигационными системами и средством управления радиосвязного оборудования?

2. СИСТЕМЫ И ПРИБОРЫ ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЁТА

Система воздушных сигналов (СВС) предназначена для измерения и вычисления параметров полёта и преобразования их в электрические сигналы.

Местоположение компонентов показано на рис.2.1. Состав и наименование компонентов СВС приведены в табл.2.1.



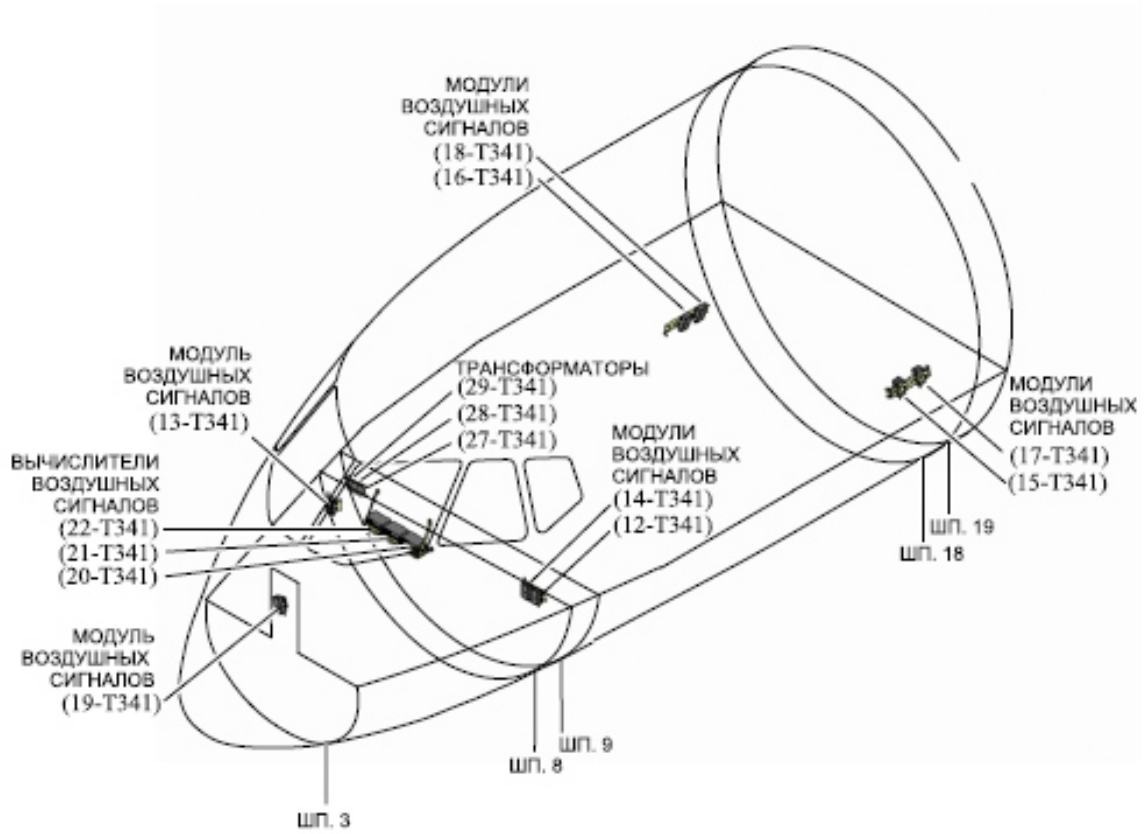


Рис.2.1. Местоположение компонентов СВС

Табл.2.1. Состав и наименование компонентов СВС

CFI	Наименование компонента	Пульт управления	Зона	Люк (панель) доступа	Номер Работы «Демонтаж и монтаж»
1-T341	Приёмник полного давления		211		34-11-01-900-801
2-T341	Приёмник полного давления		212		34-11-01-900-801
3-T341	Приёмник полного давления		211		34-11-01-900-802
4-T341	Приёмник статического давления		231		34-11-05-900-801
5-T341	Приёмник статического давления		232		34-11-05-900-801
6-T341	Приёмник статического давления		231		34-11-05-900-801
7-T341	Приёмник статического давления		232		34-11-05-900-801
8-T341	Приёмник статического давления		111		34-11-05-900-801
9-T341	Приёмник статического давления		112		34-11-05-900-801
10-T341	Датчик температуры воздуха		211		34-11-10-900-801
11-T341	Датчик температуры воздуха		212		34-11-10-900-801
12-T341	Модуль воздушных сигналов		115	813	34-11-15-900-801
13-T341	Модуль воздушных сигналов		116	814	34-11-15-900-801
14-T341	Модуль воздушных сигналов		115	813	34-11-15-900-801
15-T341	Модуль воздушных сигналов		117	121GW	34-11-15-900-801
16-T341	Модуль воздушных сигналов		118	122CW	34-11-15-900-801
17-T341	Модуль воздушных сигналов		117	121GW	34-11-15-900-801
18-T341	Модуль воздушных сигналов		118	122CW	34-11-15-900-801
19-T341	Модуль воздушных сигналов		112	811	34-11-15-900-801
20-T341	Вычислитель воздушных сигналов	Пульт управления конфигурацией	116	814	34-11-20-900-801
21-T341	Вычислитель воздушных сигналов	Пульт управления конфигурацией	116	814	34-11-20-900-801
22-T341	Вычислитель воздушных сигналов	Пульт управления конфигурацией	116	814	34-11-20-900-801
23-T341	Датчик угла атаки		211		34-11-25-900-801
24-T341	Датчик угла атаки		212		34-11-25-900-801
25-T341	Датчик угла атаки		231		34-11-25-900-802
26-T341	Датчик угла атаки		232		34-11-25-900-802
27-T341	Трансформатор 115 V- 26 V/400 Hz		116	814	34-11-30-900-801
28-T341	Трансформатор 115 V- 26 V/400 Hz		116	814	34-11-30-900-801
29-T341	Трансформатор 115 V - 26 V/400 Hz		116	814	34-11-30-900-801
	Галетный переключатель AIR DATA		210		31-61-10-900-801
	Кнопочный переключатель ADS1		210		31-11-01-900-801
	Кнопочный переключатель ADS2		210		31-11-01-900-801
	Кнопочный переключатель ADS3		210		31-11-01-900-801

Состав СВС. Система состоит из трёх независимых каналов, осуществляющих получение данных о параметрах полёта, преобразование их в электрические сигналы, вычисление и кодирование для последующей передачи их по цифровой шине ARINC 429 системам-потребителям. Два канала являются основными, а третий — резервный.

Каждый основной канал получает данные:

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

Резервный канал получает данные:

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

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

Во время полёта, при нормальной эксплуатации, пилотажный дисплей (PFD1) командира воздушного судна получает данные от канала 1 системы воздушных сигналов, дисплей PFD2 второго пилота — от канала 2. Для отображения на дисплеях PFD данных, поступающих от канала 3, командир воздушного судна или второй пилот должен перевести переключатель AIR DATA расположенный на панели конфигурации (RCP) в положение CAPT3 или F/O3 соответственно.

Структурная схема СВС. На структурной схеме используются сокращения, приведенные в табл.2.2:

Табл.2.2. Сокращения на структурной схеме

Обозначение компонента на схеме	Наименование компонента
ADM	Модуль воздушных сигналов
ADC	Вычислитель воздушных сигналов
AOA	Датчик угла атаки
Ps1L, Ps1R	Приёмник статического давления 1 левый и правый
Ps2L, Ps2R	Приёмник статического давления 2 левый и правый
Ps3L, Ps3R	Приёмник статического давления 3 левый и правый
Pt1, Pt2, Pt3	Приёмники полного давления 1, 2, 3
TAT	Датчик температуры воздуха
IESI	Комплексный электронный резервный прибор (34-22-01)

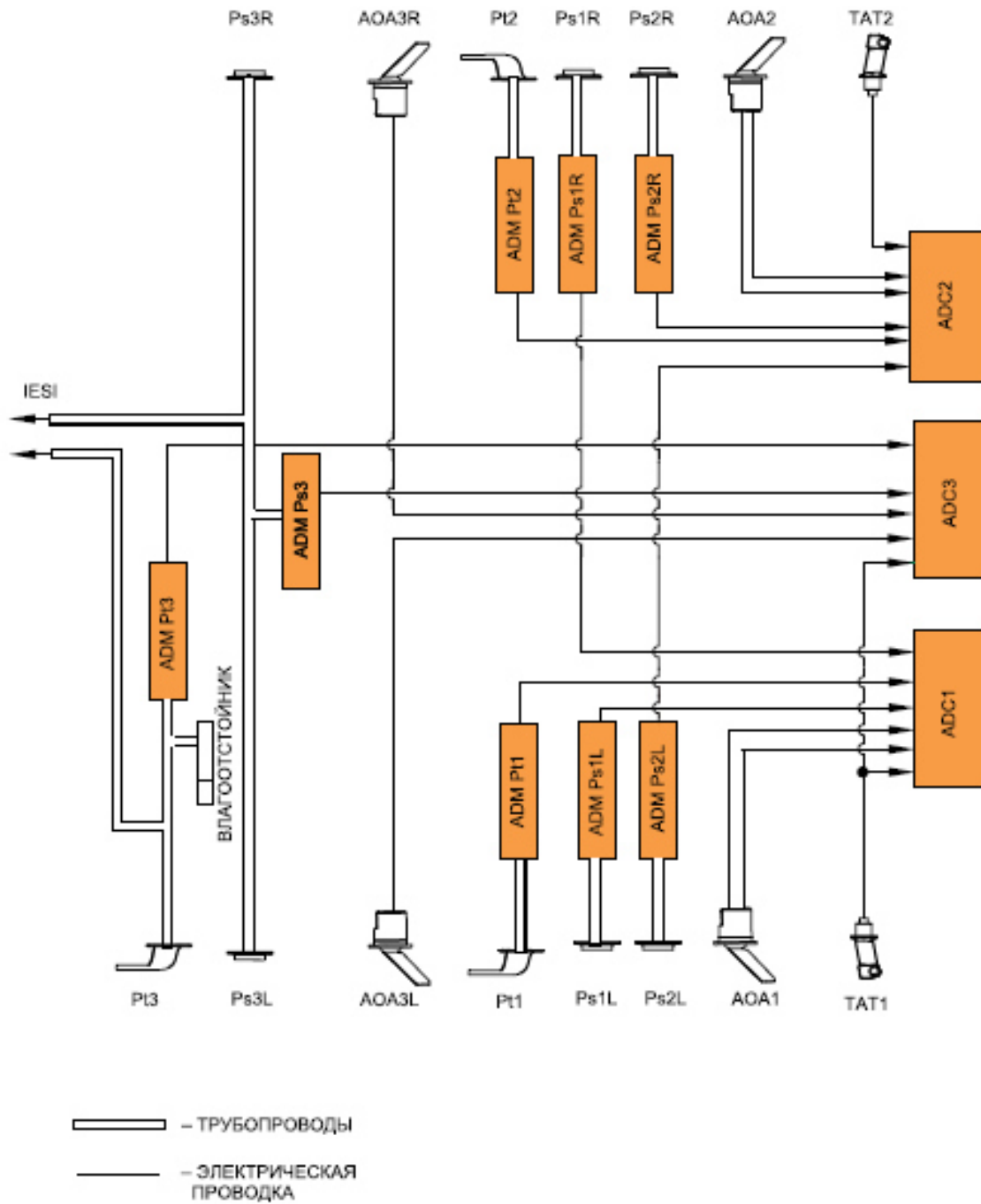


Рис.2.2 Структурная схема системы воздушных сигналов

Приёмник полного давления (ПД). Приёмник (рис.2.3) передаёт информацию о полном давлении в модуль воздушных сигналов.

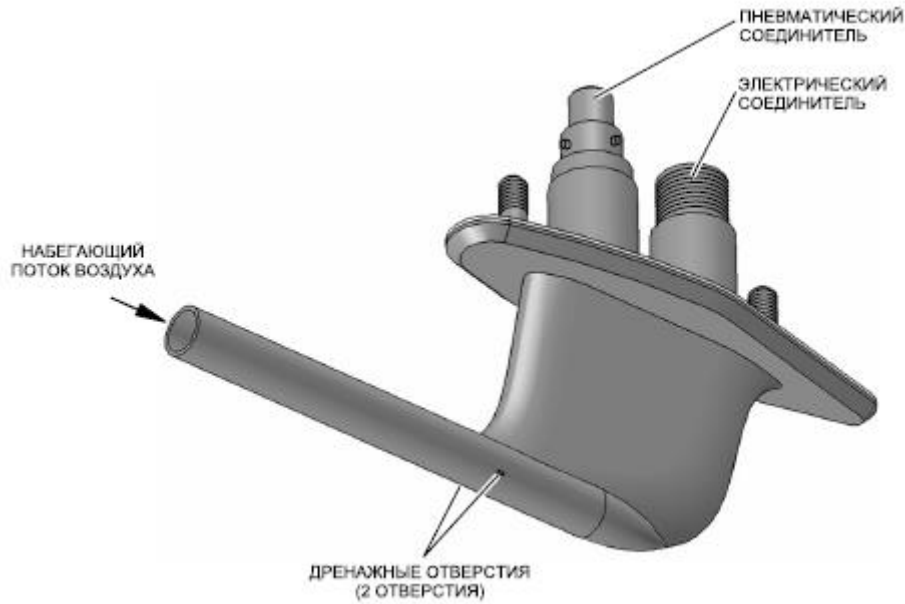


Рис.2.3. Приёмник полного давления

Для предотвращения накопления льда во время полёта и для обеспечения точного измерения давления ППД имеет нагревательный элемент, который конструктивно является элементом корпуса. При нахождении самолёта на земле напряжение обогревателя уменьшается во избежание перегрева нагревательного элемента.

В корпусе ППД имеются два дренажных отверстия для удаления влаги.

Приёмник статического давления (ПСД). Приёмник (рис.2.4) воспринимает статическое давление и передает его по трубопроводам к модулю воздушных сигналов и комплексному электронному резервному прибору (IESI). Приёмник устанавливается заподлицо с обшивкой фюзеляжа. Приемник имеет девять отверстий, которые подсоединены к общему пневматическому штуцеру.

В состав ПСД входят:

- платиновый чувствительный элемент,
- встроенный нагревательный элемент для предотвращения обледенения.

Датчик температуры воздуха. Датчик (рис.2.5) измеряет температуру заторможенного потока воздуха и выдаёт электрический сигнал, пропорциональный этой температуре.

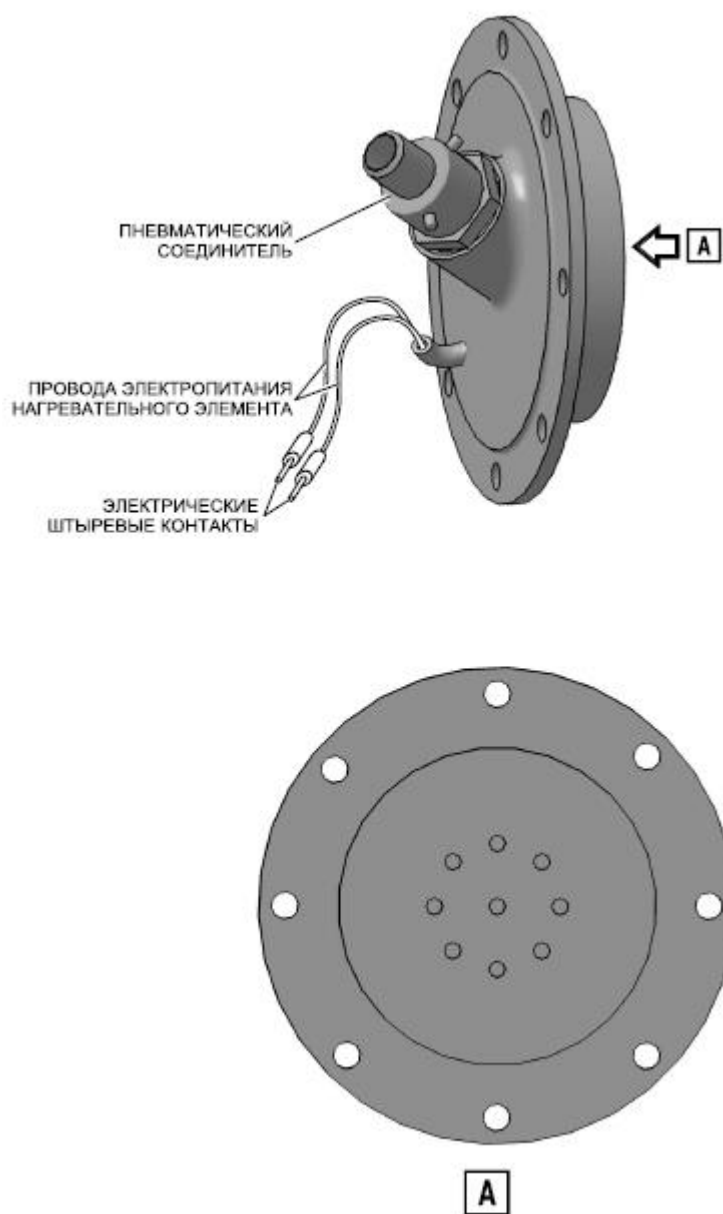


Рис.2.4. Приёмник статического давления

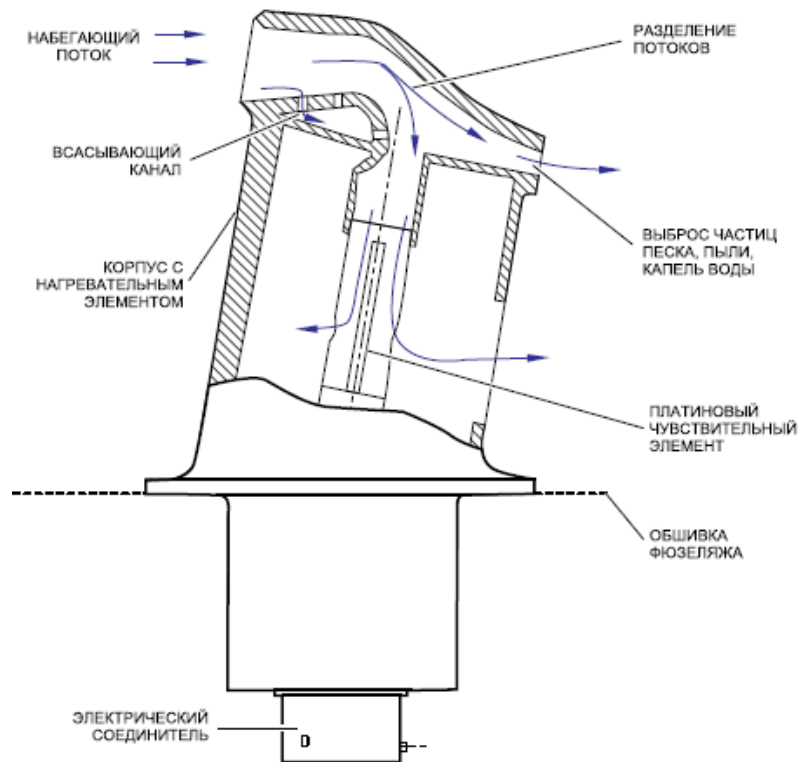


Рис.2.5. Принцип работы датчика температуры воздуха

Набегающий поток воздуха поступает в датчик температуры воздуха и разделяется на два потока:

— первый поток, содержащий тяжёлые частицы, такие как песок, пыль или капли воды, выходит из приёмника насквозь;

— второй поток, свободный от тяжёлых частиц, из-за инерциального разделения, направляется в сторону чувствительного элемента, проходит по трубки воспринимающего элемента и выходит через отверстие в задней части датчика.

Два чувствительных элемента выполнены из платиновых проводов, намотанных на пустотелую керамическую оправку. Платиновые провода и керамическая оправка защищены стеклянным покрытием. Это стеклянное покрытие защищает провода от экологических ограничений (солевой туман, жидкости, вибрации). Вокруг воспринимающего элемента установлен радиационный экран для защиты от излучаемого тепла.

Сеть прецизионных резисторов обеспечивает многократность измерений с помощью воспринимающего элемента. Эти резисторы обладают высокой стабильностью, и такая компенсация обеспечивает погрешность менее чем $0,1\text{ }^{\circ}\text{C}$.

Накопление льда внутри датчика предотвращается при помощи нагревательного элемента, который встроено в корпус датчика.

Модуль воздушных сигналов. Основное назначение модуля воздушных сигналов (ADM) — преобразование в электрический сигнал давления, поступаю-

щего от ППД и ПСД. Модули ADM (рис.2.6) передают точно калиброванное цифровое измерение входного давления в вычислитель воздушных сигналов (ADC).

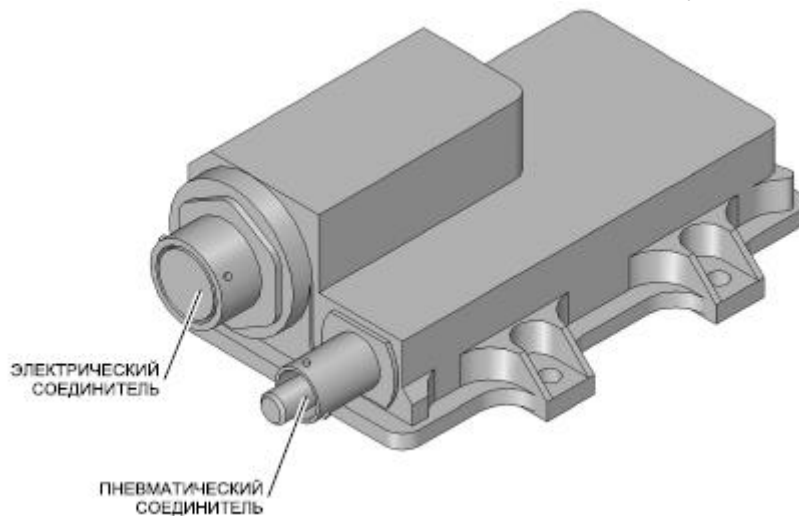


Рис.2.6. Модуль воздушных сигналов

Основные характеристики ADM представлены в табл.2.3:

Таблица 2.3. Основные характеристики ADM

Наименование параметра	Метка	Рабочий диапазон (hPa)	Время передачи (ms)		Диапазон двоичного кода	№ значащего бита	Точность измерения давления	Задержка передачи (ms) на 1.5 Hz
Полное давление	242	100–1400	31	29	0–2048	18	±0.25 hPa	90 ms
Статическое давление по левому борту	176	100–1100	31	29	0–2048	18	±0.25 hPa	90 ms
Статическое давление по правому борту	177	100–1100	31	29	0–2048	18	±0.25 hPa	90 ms
Среднее статическое давление	245	100–1100	31	29	0–2048	18	±0.25 hPa	90 ms
Номер версии оборудования	270	—	500	250	—	—	—	—
Номер версии ПО	040	—	500	250	—	—	—	—

Обмен данными между ADM и ADC организован при помощи низкоскоростной последовательной цифровой шины ARINC 429.

Конструктивно в состав ADM входят:

- корпус, оснащённый электрическим и пневматическим разъёмами, — чувствительный элемент,
- блок электроники.

Блок электроники выполняет следующие функции:

- измерение времени и опорных частот,
- контроль измерения и вычисление параметров давления,
- формирование данных в соответствии с протоколом передачи по шине ARINC 429,

- обеспечение работы модуля ADM на время до 10 мкс в случае перерыва или ухода величины питающего напряжения за пределы допуска.

Чувствительный элемент является датчик абсолютного давления с двумя частотными выводами. По одному выводу передаются данные о давлении, по другому — о температуре. Датчик разделяется на два основных функциональных подузла:

- измерительная ячейка,
- аналоговый электронный усилитель.

В состав ячейки входят:

- мембрана;
- резонатор;
- полость, в которой создается эталонное давление, близкое к вакууму;
- датчик температуры.

Измеряемое давление воздействует на мембрану и преобразуется в силу, которая затем воздействует на резонатор. Эта сила влияет на частоту резонанса резонатора.

Измеренное значение резонансной частоты соответствует давлению.

Аналоговый электронный усилитель усиливает и нормирует сигналы, полученные от измерительной ячейки для их последующей обработки микропроцессором. Сенсор характеризуется математической моделью его реакций давления и температуры, которые хранятся в памяти данных сенсора. Измеренное давление получают с помощью логической обработки.

Рабочий диапазон измеряемого давления — от 100 до 1400 mBar.

Вычислитель воздушных сигналов. Вычислитель воздушных сигналов (ADC) преобразует цифровые данные, получаемые от ADM, в электрический сигнал, передаваемый потребителям в виде цифрового кода, соответствующего значению параметров, по низкоскоростной шине ARINC 429 (рис.2.7).

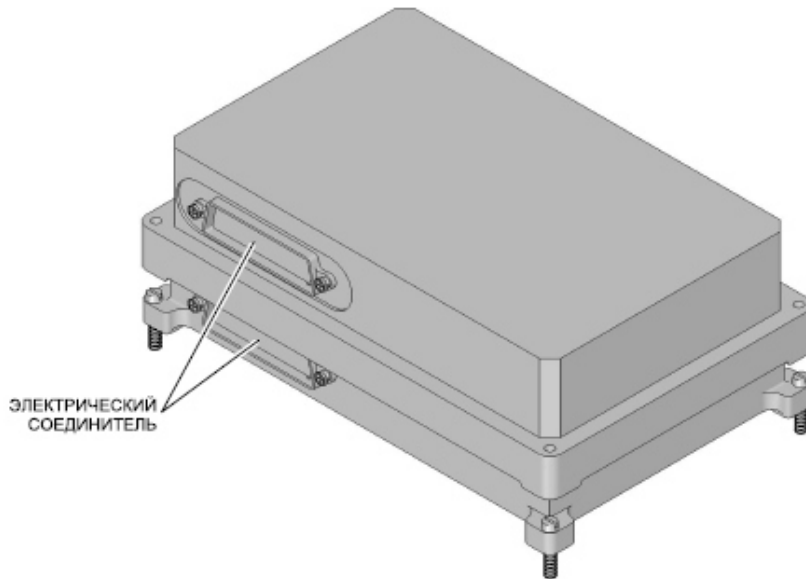


Рис.2.7. Вычислитель воздушных сигналов

ADC работает в трёх режимах:

- рабочем режиме,
- режиме загрузки,
- режиме технического обслуживания.

В рабочем режиме каждый вычислитель ADC 1 и 2 получает следующие данные:

- статическое давление воздуха от двух соответствующих ADM;
- полное давление воздуха от соответствующего ADM;
- угол атаки от соответствующего датчика угла атаки;
- температуру наружного воздуха от соответствующего датчика температуры воздуха TAT1, TAT2.

Вычислитель ADC 3 получает следующие данные:

- статическое давление воздуха от соответствующего ADM,
- полное давление воздуха от соответствующего ADM,
- угол атаки от двух соответствующих датчиков угла атаки,
- температуру наружного воздуха от датчика температуры воздуха TAT1.

В каждый ADC вводят два сигнала поправки барокоррекции (Vcor от панели FCP).

Каждый ADC получают информацию о положении механизации крыла от вычислителей системы управления самолётом (PFCU).

Каждый ADC получает следующие разовые и дискретные сигналы:

- «шасси обжато» (WOW);
- «шасси выпущено»;
- ADC OFF;
- Ground/Ground: обеспечение возможности загрузки ADC;
- Ground/Open: режим техобслуживания;
- Open/Open: рабочий режим;
- дискретный сигнал для команды самотестирования ADC;

- пять дискретных сигналов о статусе обогрева датчика от вычислителя обогрева РНС А;

- пять дискретных сигналов о статусе обогрева датчика от РНС В;

- дискретный сигнал теста «stall warning» для получения предварительно заданного значения угла атаки на выходе ADC (15°).

ADC вычисляет следующие параметры:

- среднее статическое давление P_s ,

- стандартную высоту,

- калиброванную воздушную скорость,

- пределы скорости CAS,

- приборную воздушную скорость,

- максимальную рабочую воздушную скорость (VMO) и максимальную скорость в числах Маха (ММО),

ADC корректирует следующие параметры:

- среднее статическое давление P_s ,

- значение высоты,

- значение угла атаки,

- значение температуры.

Режим загрузки (режим встроенного теста (BITE) программного и аппаратного обеспечения используется для загрузки программного обеспечения и таблиц данных самолёта (справочных таблиц), идентификационной таблицы (серийный номер данного ADC), а также для выгрузки данных технического обслуживания.

Режим технического обслуживания используется для считывания и стирания данных из энергонезависимой памяти ADM.

Схема взаимосвязи данных, получаемых на входе вычислителя ADC и вычисляемых им параметров приведена на рис.2.8.

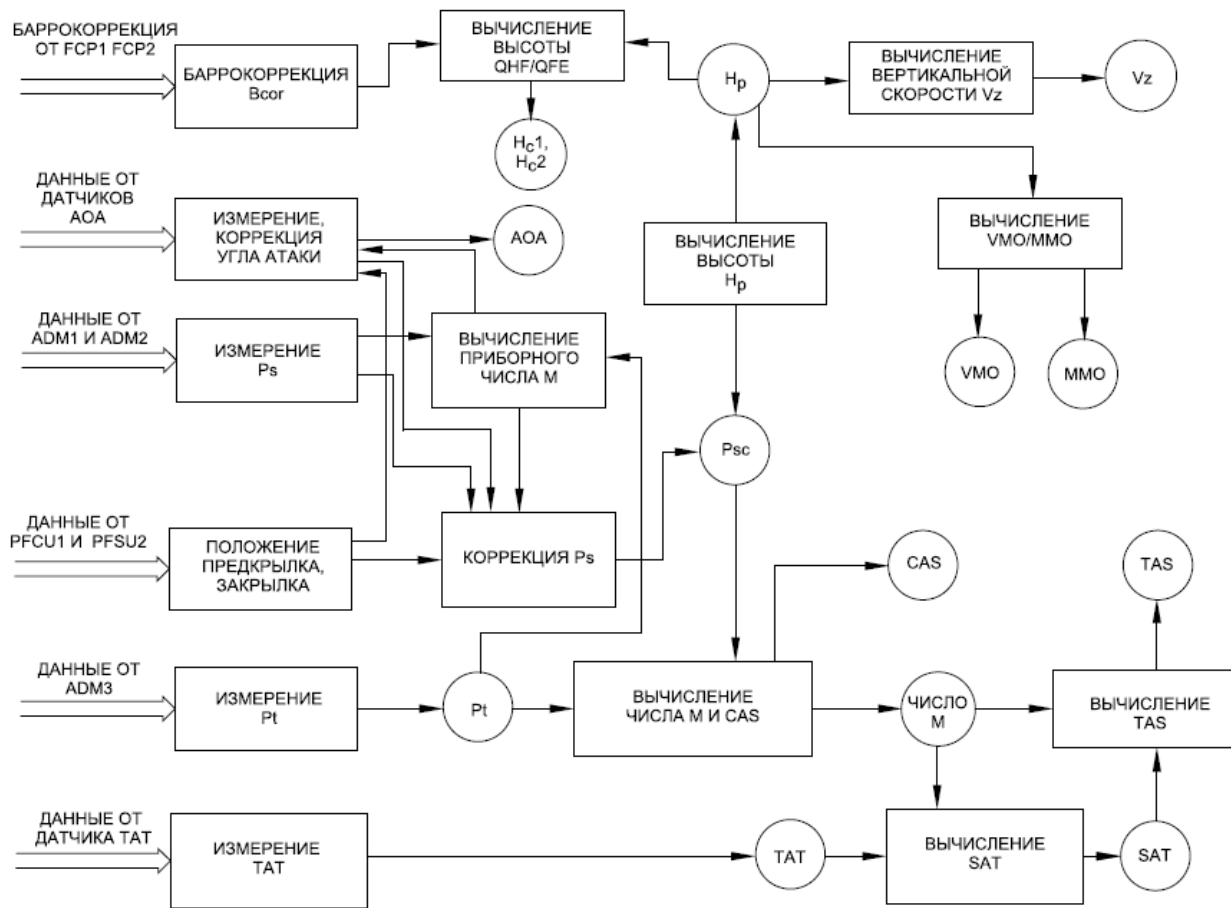


Рис.2.8. Взаимосвязь между получаемыми на входе вычислителя воздушных сигналов данными и вычисляемыми им параметрами

Перечень сокращений, применяемых на схеме, приведён в табл.2.4:

Таблица 2.4. Перечень сокращений на схеме

Обозначение на схеме	Наименование параметра (компонента)
Вcor	Барокоррекция
Hp	Барометрическая высота
Vz	Вертикальная скорость
Hc1	Высота 1 над уровнем моря/высота аэродрома(QNH/QFE)
Hc2	Высота 2 над уровнем моря/высота аэродрома(QNH/QFE)
VMO	Максимальная эксплуатационная скорость
MMO	Максимальное эксплуатационное число Маха
AOA	Угол атаки
Ps	Статическое давление
Psc	Скорректированное статическое давление
Pt	Полное давление
CAS	Приборная воздушная скорость
Mach	Число Маха
TAT	Температура набегающего потока воздуха
TAS	Истинная воздушная скорость
SAT	Температура заторможенного воздушного потока
FCP	Пульт управления полётом
PFCU	Вычислитель системы управления самолётом

Датчик угла атаки. Чувствительным элементом датчика угла атаки является аэродинамически сбалансированный в воздушном потоке флюгер, который улавливает угол набегающего потока воздуха. Отклонение флюгера соответствует местному углу атаки.

Корпус датчика угла атаки крепится на фюзеляже самолёта. Флюгер ориентируется в набегающем потоке воздуха, отклоняется, при этом, образуя угол с осью самолёта, т. е. угол, который образован вектором скорости и осью самолёта. Флюгер механически крепится к свободно вращающемуся в двух подшипниках валу. Ротор демпфирующего устройства, на котором устанавливается подвижный стопор и противовес для статического балансирования флюгера, крепится к этому валу. Вращательное движение ограничивается фиксированным стопором, который является частью корпуса. Демпфирующий механизм состоит из ротора с магнитами и статора, включая токопроводящее кольцо и магнитный контур. Вращательное движение передается с вала на сельсин с помощью зубчатой передачи с передаточным числом 1. Для предотвращения обледенения флюгера в корпус встроен нагревательный элемент.

Рабочий диапазон датчика (по отношению к аэродинамическому нулю) — $\pm 40^\circ$.

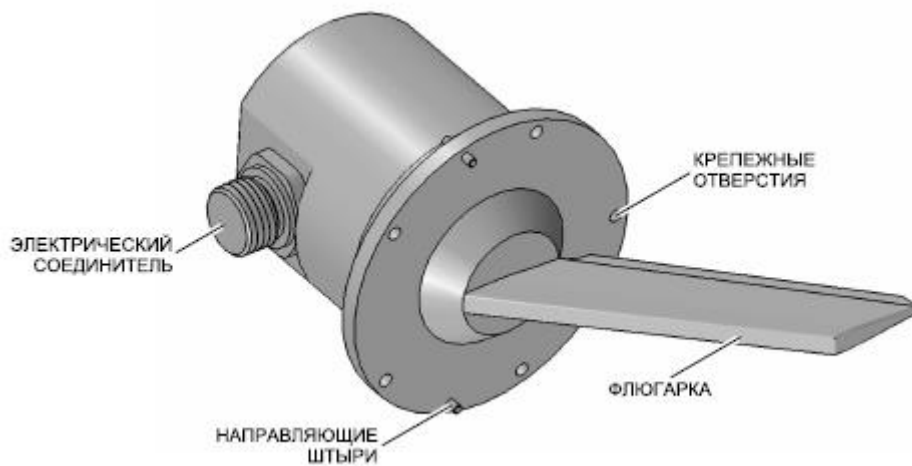


Рис.2.9. Датчик угла атаки.

Потребляемое питание. Схемы электропитания показаны на рис.2.10. и 2.11. Обозначения приведены в табл.2.5.

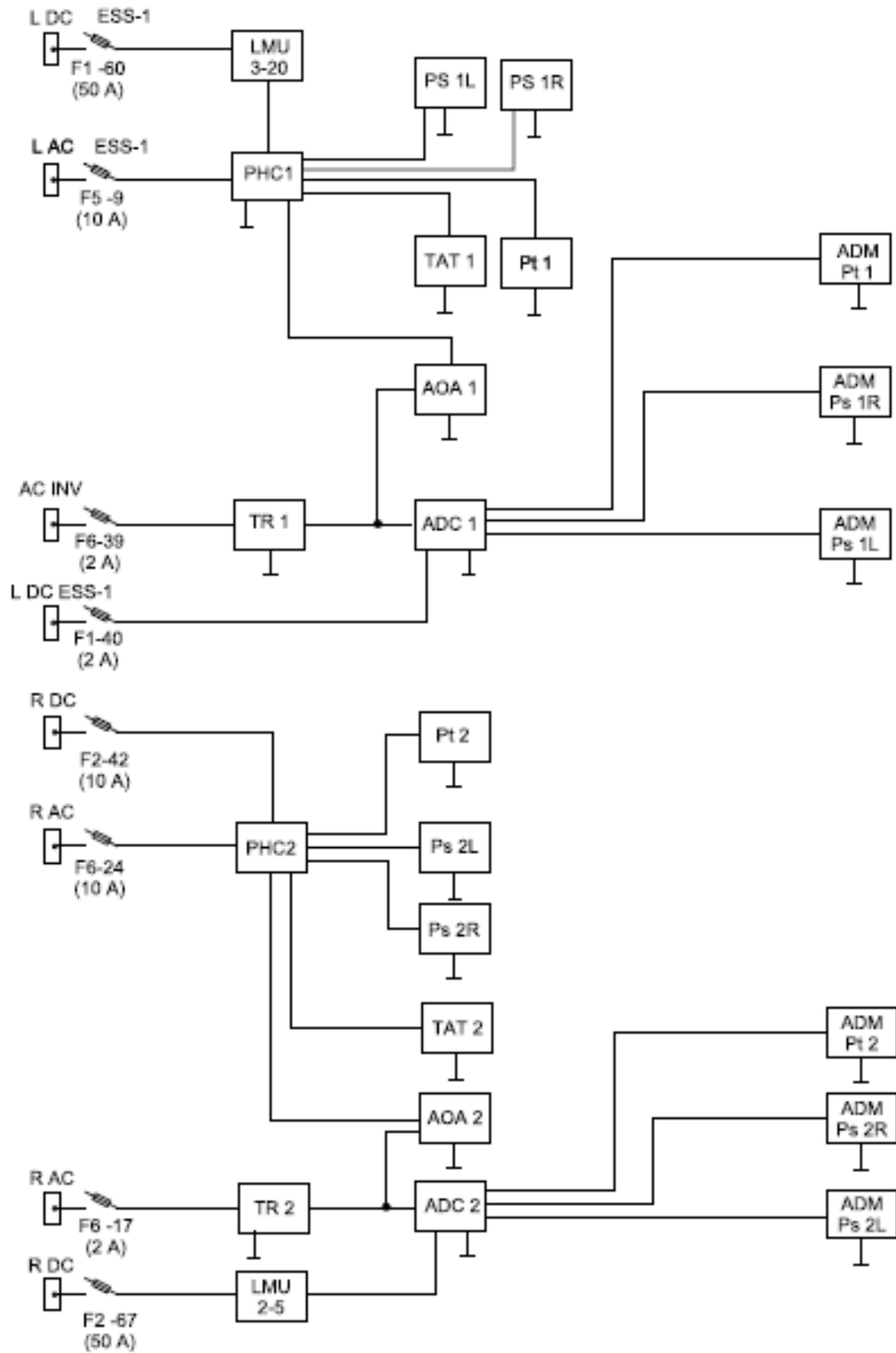


Рис.2.10. Схема электропитания каналов 1 и 2 СВС.

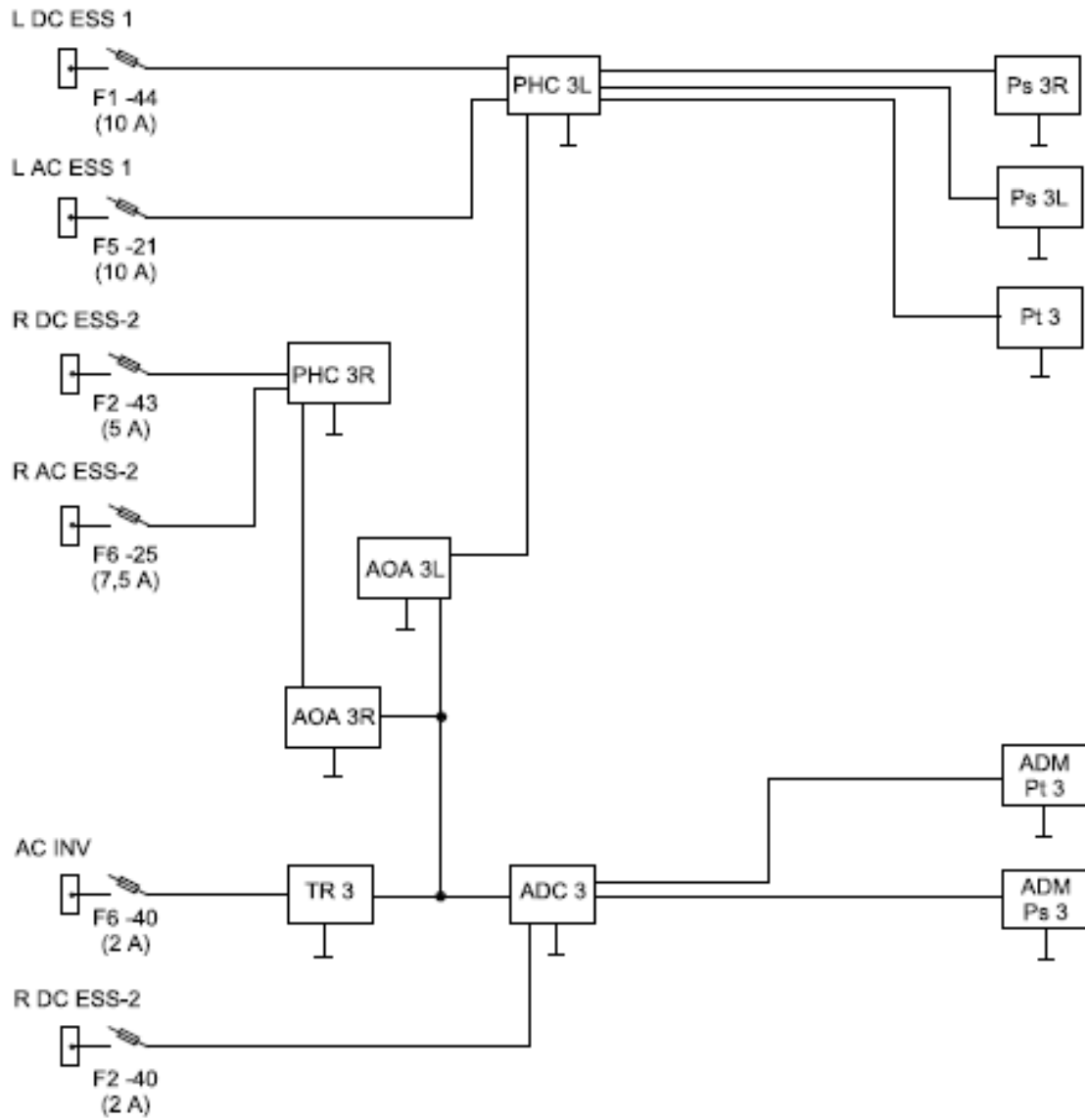


Рис.2.11. Схема электропитания резервного канала СВС

Таблица 2.5. Обозначения к схемам питания

Компонент	Шина питания	РУ	Питание				
			от АЗС		от LMU		
			Обозначение на РУ	Обозначение на электро-схеме	Обозначение на электро-схеме	Обозначение АЗС питания блока LMU	
			на электро-схеме	на РУ			
Приёмник полного давления (1-Т341)	L AC	DB 115V N1	PHC1	F5-9	—	—	—
Приёмник полного давления (2-Т341)	R AC	DB 115V N2	PHC2	F6-24	—	—	—
Приёмник полного давления (3-Т341)	L AC ESS-1	DB 115V N1	PHC3 L	F5-21-	—	—	—
Приёмник статического давления (5-Т341)	L DC	DB 28V N1	—	—	LMU 3-20	F1-60	LMU 3
Приёмник статического давления (7-Т341)	R DC	DB 28V N2	PHC2	F2-42	—	—	—
Приёмник статического давления (9-Т341)	L DC ESS-1	DB 28V N1	PHC3 L	F1-44	—	—	—
Приёмник статического давления (4-Т341)	L DC	DB 28V N1	—	—	LMU 3-20	F1-60	LMU 3
Приёмник статического давления (6-Т341)	R DC	DB 28V N2	PHC2	F2-42	—	—	—
Приёмник статического давления (8-Т341)	L DC ESS-1	DB 28V N1	PHC3 L	F1-44	—	—	—
Датчик температуры воздуха (10-Т341)	L AC	DB 115V N1	PHC1	F5-9	—	—	—
Датчик температуры воздуха (11-Т341)	R AC	DB 115V N2	PHC2	F6-24	—	—	—
Модуль воздушных сигналов (12-Т341)	L DC ESS-1	DB 28V N1	ADC1	F1-40	—	—	—
Модуль воздушных сигналов (15-Т341)	L DC ESS-1	DB 28V N1	ADC1	F1-40	—	—	—
Модуль воздушных сигналов (16-Т341)	L DC ESS-1	DB 28V N1	ADC1	F1-40	—	—	—
Модуль воздушных сигналов (13-Т341)	R DC	DB 28V N2	—	—	LMU 2-5	F2-67	LMU 2
Модуль воздушных сигналов (17-Т341)	R DC	DB 28V N2	—	—	LMU 2-5	F2-67	LMU 2
Модуль воздушных сигналов (18-Т341)	R DC	DB 28V N2	—	—	LMU 2-5	F2-67	LMU 2
Модуль воздушных сигналов (14-Т341)	R DC ESS-2	DB 28V N2	ADC3	F2-40	—	—	—
Модуль воздушных сигналов (19-Т341)	R DC ESS-2	DB 28V N2	ADC3	F2-40	—	—	—

Компонент	Шина питания	РУ	Питание				
			от АЗС		от LMU		
			Обозначение на РУ	Обозначение на электро-схеме	Обозначение на электро-схеме	Обозначение АЗС питания блока LMU	
на электро-схеме	на РУ						
Вычислитель воздушных сигналов (20-Т341)	L DC ESS-1	DB 28V N1	ADC1	F1-40	—	—	—
Вычислитель воздушных сигналов (21-Т341)	R DC	DB 28V N2	—	—	LMU 2-5	F2-67	LMU 2
Вычислитель воздушных сигналов (22-Т341)	R DC ESS-2	DB 28V N2	ADC3	F2-40	—	—	—
Датчик угла атаки (23-Т341)	L AC ESS-1	DB 115V N1	PHC3 L	F5-21	—	—	—
Датчик угла атаки (24-Т341)	R AC ESS-2	DB 115V N2	PHC3 R	F6-25	—	—	—
Датчик угла атаки (25-Т341)	L AC ESS-1	DB 115V N1	PHC1	F5-9	—	—	—
Датчик угла атаки (26-Т341)	R AC	DB 115V N2	PHC2	F6-24	—	—	—
Трансформатор 115 V–26 V/400 Hz (27-Т341)	AC INV	DB 115V N2	TR1 26V AC	F6-39	—	—	—
Трансформатор 115 V–26 V/400 Hz (28-Т341)	R AC	DB 115V N2	TR2 26V AC	F6-17	—	—	—
Трансформатор 115 V–26 V/400 Hz (29-Т341)	AC INV	DB 115V N2	TR3 26V AC	F6-40	—	—	—

Интерфейс. Интерфейс показан на рис.2.12. Перечень обозначений на схеме интерфейса приведен в табл.2.6:

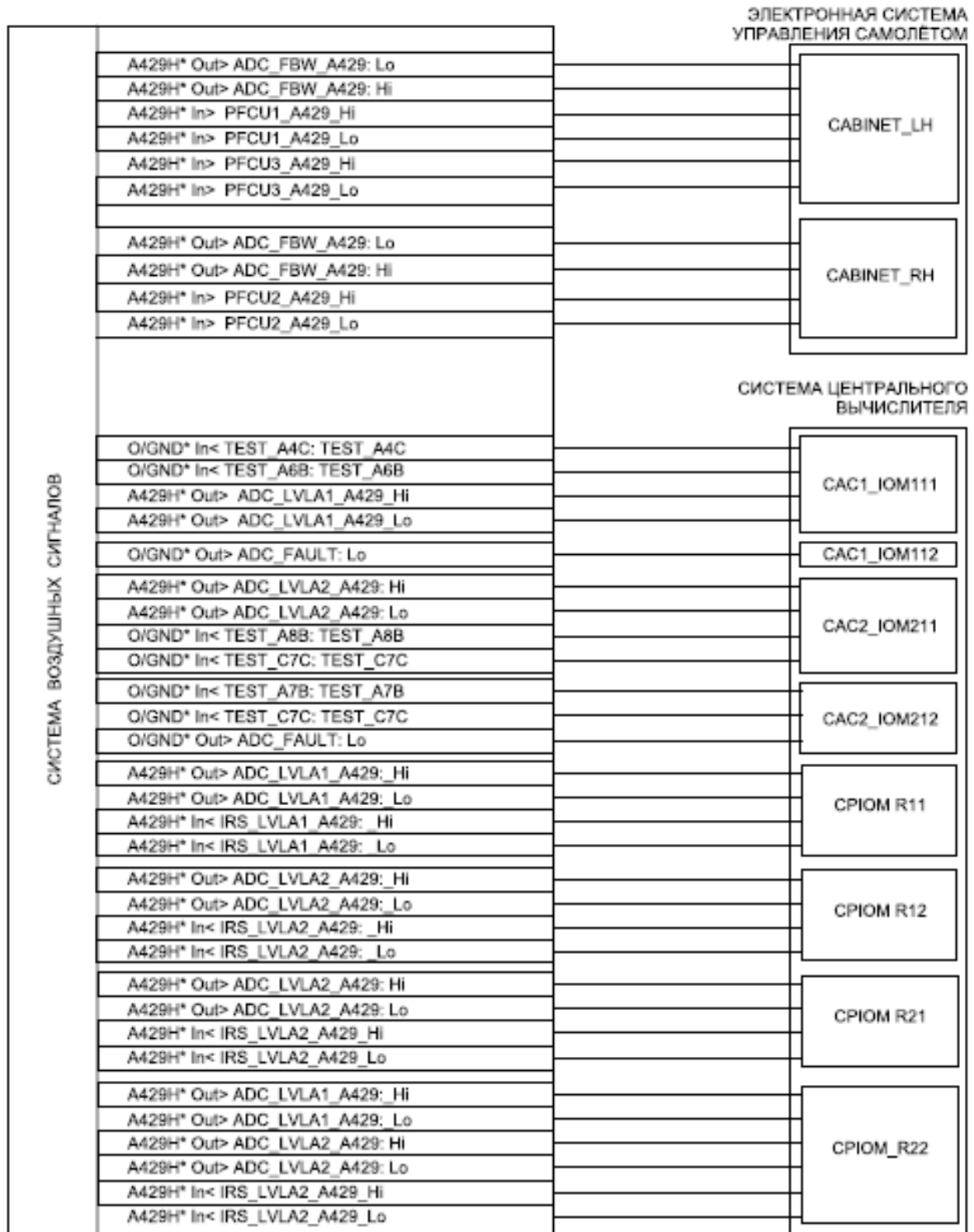


Рис.2.12. Интерфейс СВС (часть 1)

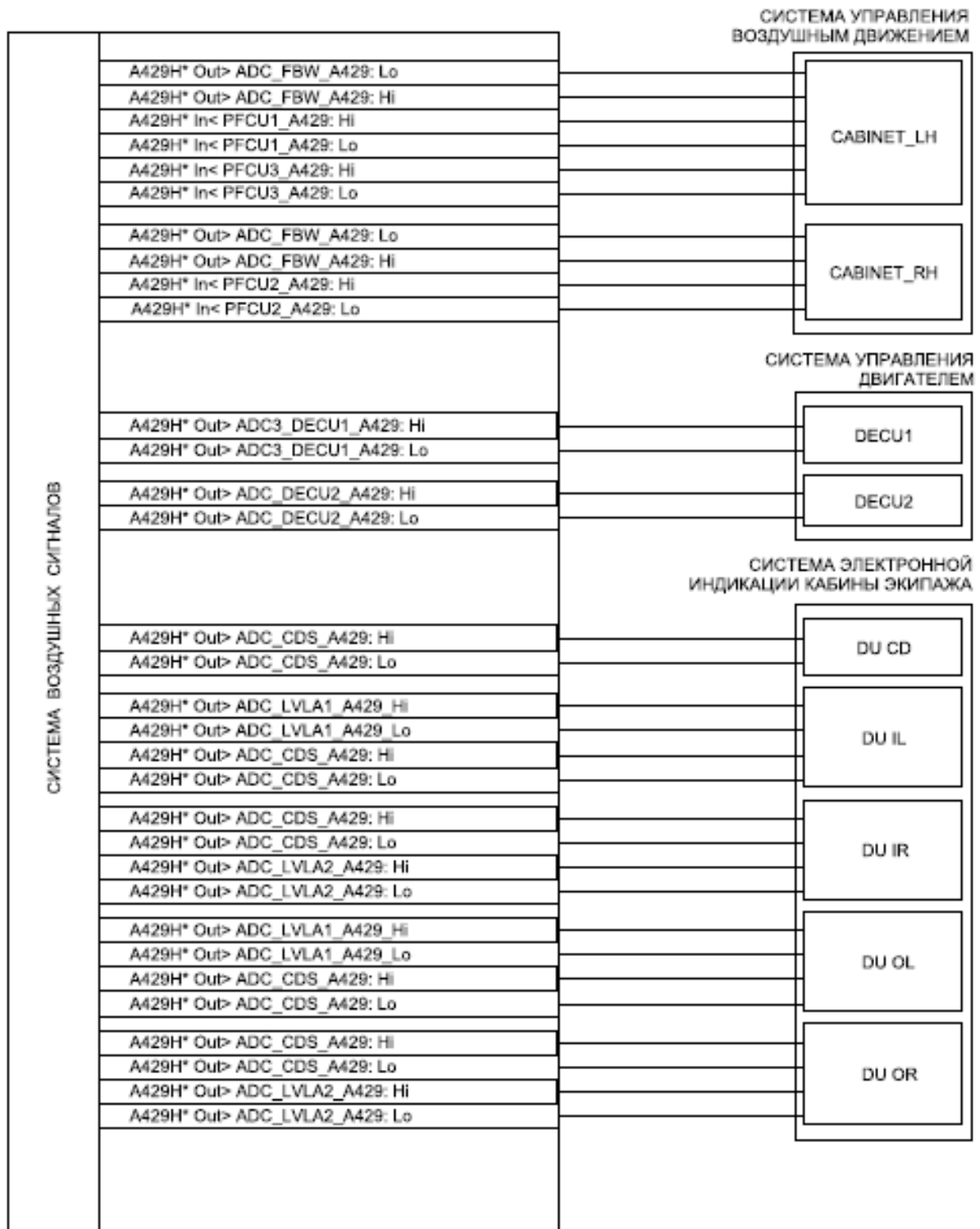


Рис.2.12. Интерфейс СВС (часть 2)

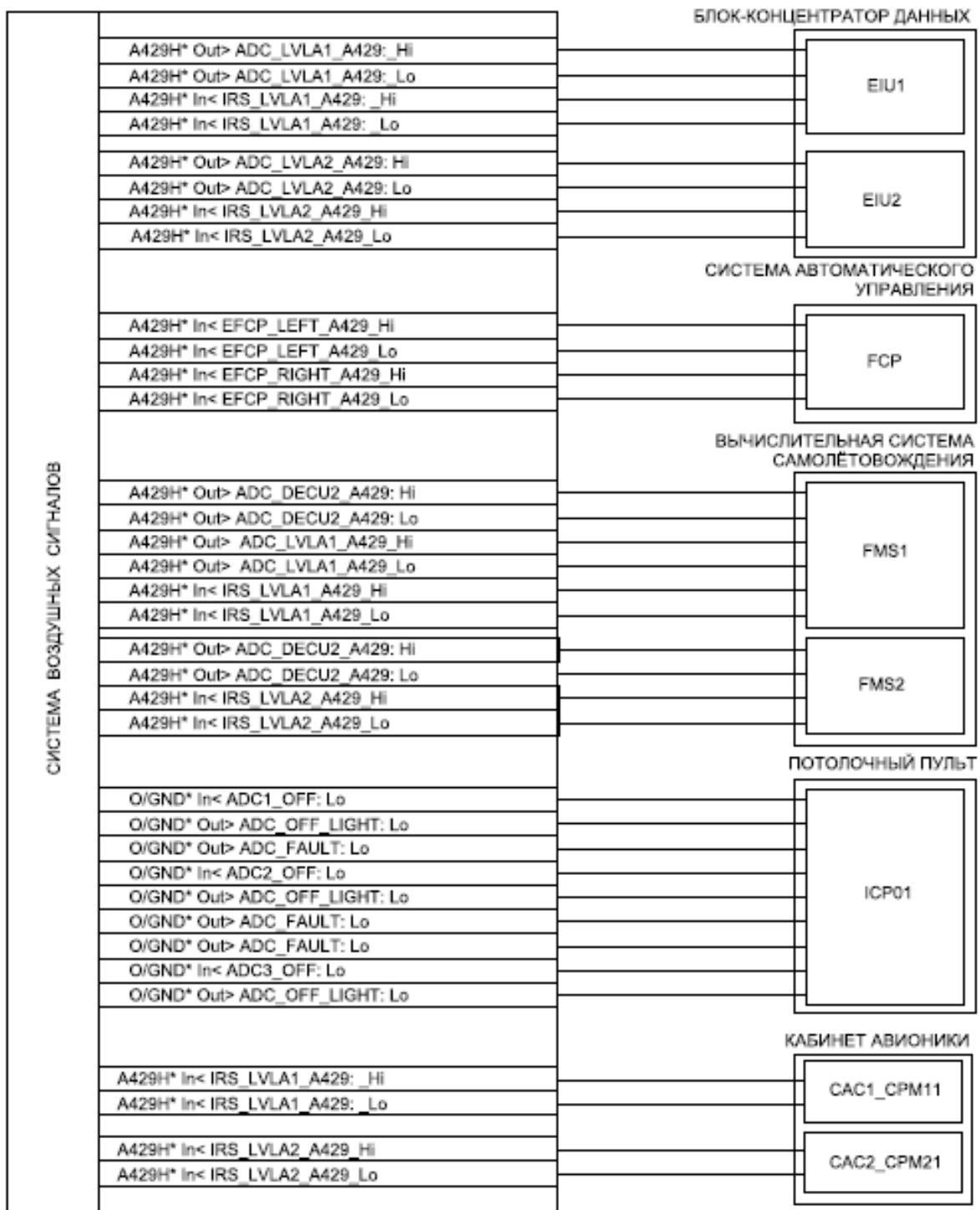


Рис.2.12. Интерфейс СВС (часть 3)

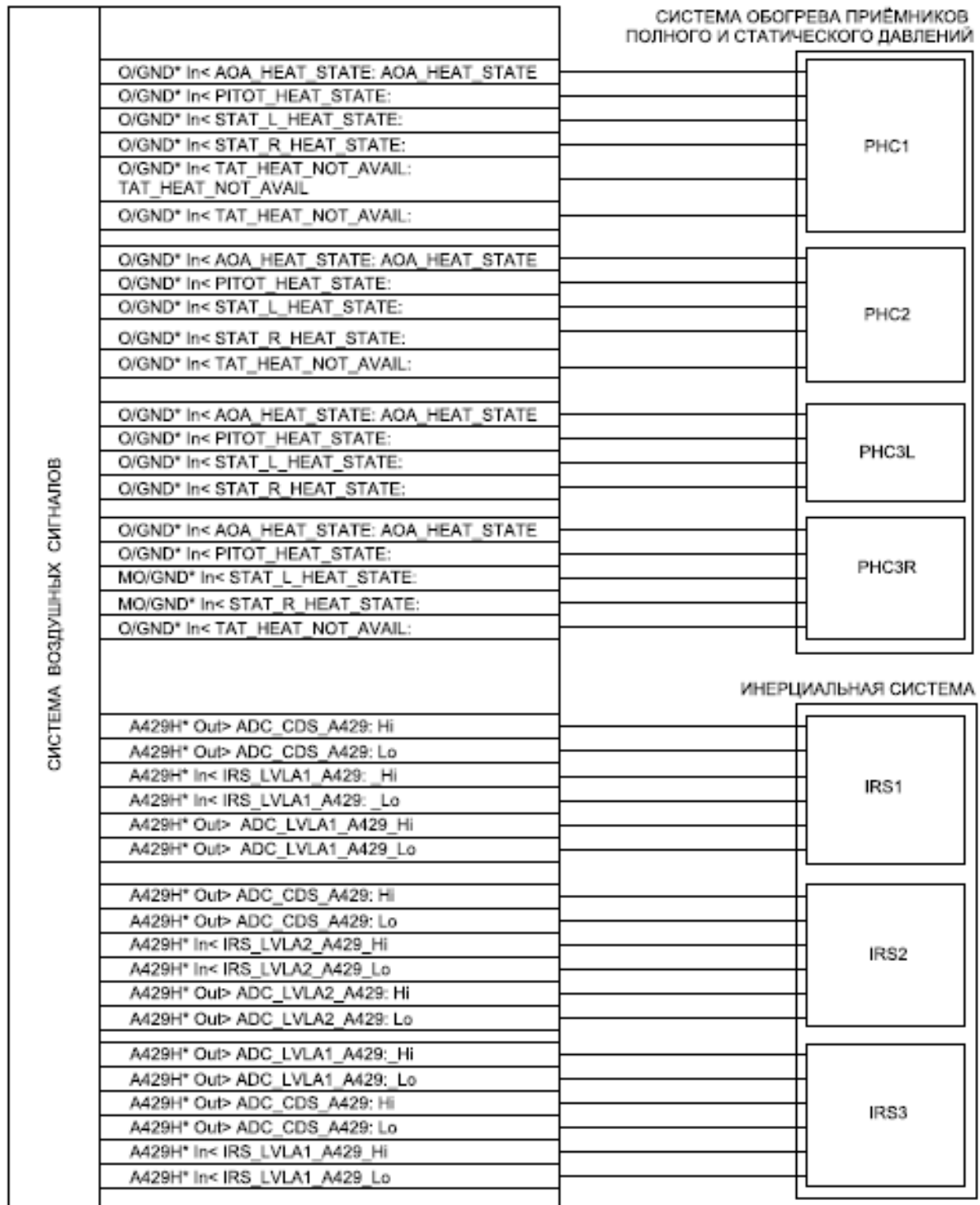


Рис.2.12. Интерфейс СВС (часть 4)

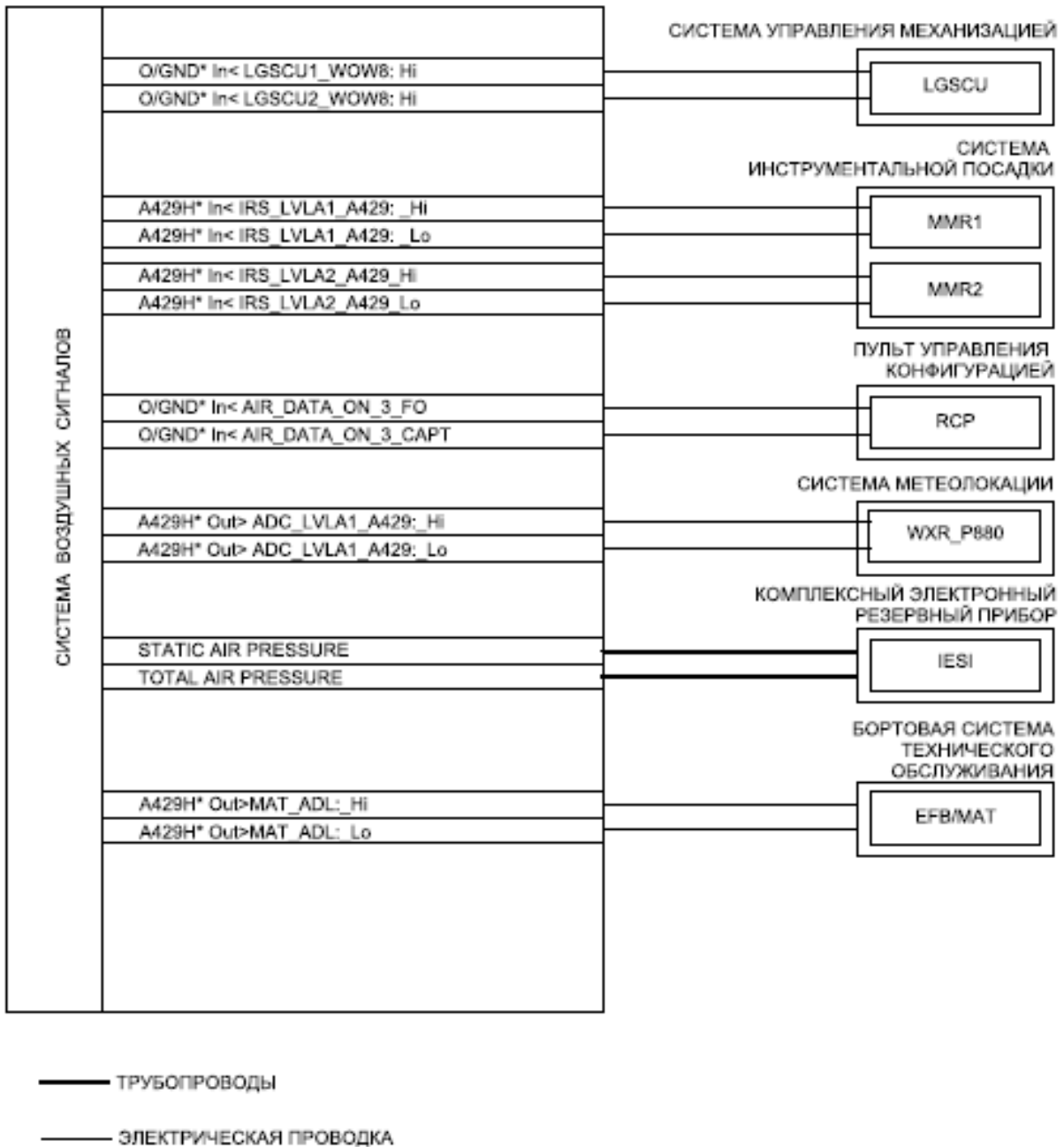
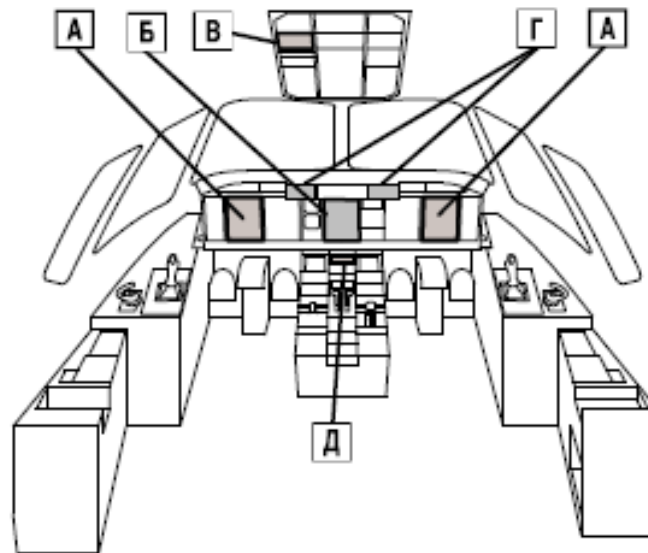


Рис.2.12. Интерфейс СВС (часть 5)

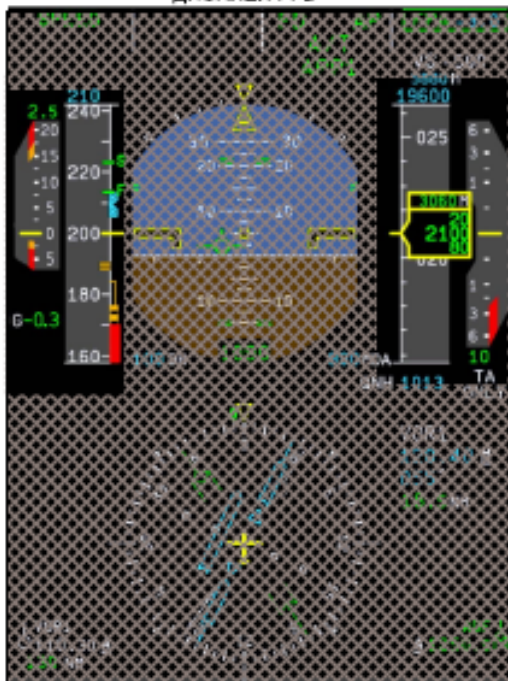
Таблица 2.6. Обозначения к схеме интерфейса

Обозначение компонента на схеме	Наименование компонента
ATC_RCZ852	Ответчик 3-го уровня (34-53-01)
ATC_XS950	Ответчик 4-го уровня (34-53-05)
CAC_CPM	Центральный процессор (31-42-05)
CAC_IOM	Модуль ввода/вывода (31-42-00)
CPIOM	Центральный процессор и модуль ввода/вывода (31-42-10)
ICP 01	Левая часть потолочного пульта (31-11-00)
LGSCU	Электронный блок управления уборкой-выпуском шасси и поворотом передней опоры (32-31-10)
DECU	Блок электронного управления двигателем (73-21-00)
CABINET LH (RH)	Кабинет левый (правый) (27-92-00)
IRU	Инерциальный вычислитель (34-21-00)
IESI	Комплексный электронный резервный прибор (34-22-01)
PHC	Блок обогрева приёмников полного и статического давлений (30-31-01)
FCP	Пульт управления полётом (22-11-00)
RCP	Пульт управления конфигурацией (31-81-00)
DU CD	Дисплей EWD (31-81-01)
DU IL	Дисплей MFD КВС (31-81-01)
DU IR	Дисплей MFD второго пилота (31-81-01)
DU OL	Дисплей PFD КВС (31-81-01)
DU OR	Дисплей PFD второго пилота (31-81-01)
EIU	Блок-концентратор данных (31-43-01)
FMS	Вычислитель системы самолётовождения (34-81-01)
MMR	Многорежимный приёмник (34-31-01)
WXR_P880	Приёмопередатчик метеолокатора (34-42-01)

Органы управления и индикация. Органы управления и индикация показаны на рис.2.13.

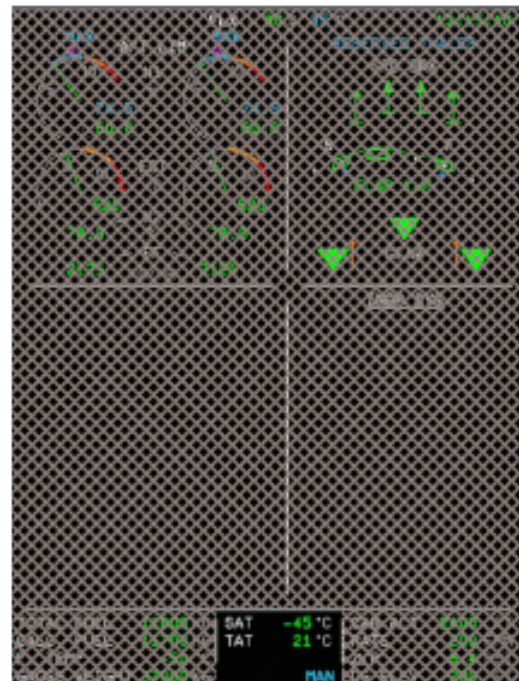


ДИСПЛЕЙ PFD



А

ДИСПЛЕЙ EWD



Б

Рис.2.13. Органы управления и индикация (начало)

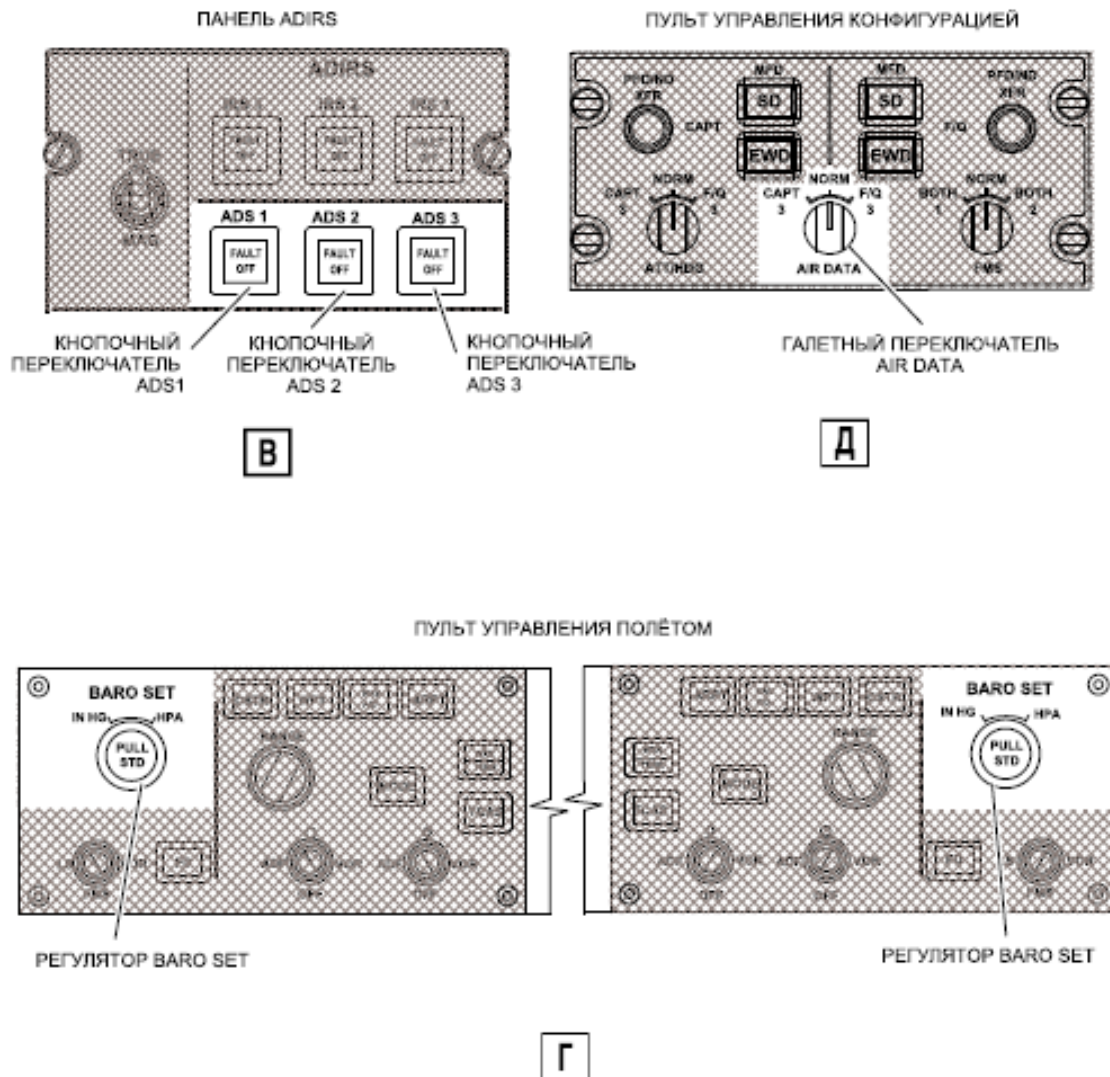


Рис.2.13. Органы управления и индикация (окончание)

Вопросы первого уровня

1. Для чего предназначена система воздушных сигналов (СВС)?
2. Где расположены приемники полного давления?
3. Где расположены приемники статического давления?
4. Где расположены датчики температуры воздуха?
5. Где расположены модули воздушных сигналов?
6. Где расположены вычислители воздушных сигналов?
7. Где расположены датчики угла атаки?
8. Где расположены трансформаторы 115В?
9. Где расположен галетный переключатель AIR DADA?
10. Где расположены кнопочные переключатели ADS?
11. Из скольких каналов состоит СВС?
12. Что осуществляет каждый канал СВС?
13. Сколько каналов являются основными и сколько резервными ?
14. Откуда получает данные каждый основной канал?

15. Откуда получает данные резервный канал?
16. Как подключены датчики температуры воздуха и угла атаки подключены к вычислителям воздушных сигналов?
17. Как подключены приёмники полного и статического давлений?
18. Какова функция модулей воздушных сигналов?
19. Как получают информацию пилотажные дисплеи во время полёта, при нормальной эксплуатации?
20. Что должен сделать КВС для отображения на дисплеях PFD данных, поступающих от канала 3?
21. Какова функция приёмника полного давления (ППД)?
22. Для чего нужен нагревательный элемент ППД?
23. Что происходит на земле во избежание перегрева нагревательного элемента?
24. Для чего служат дренажных отверстия ППД?
25. Какова основная функция ППД?
26. Что входит в состав ППД?
27. Каково назначение датчика температуры воздуха?
28. Что происходит с первым потоком воздуха, попадающего в датчик температуры?
29. Что происходит со вторым потоком воздуха, попадающего в датчик температуры?
30. Как устроены чувствительные элементы датчика температуры?
31. Как защищены платиновые провода и керамическая оправка?
32. От чего защищает стеклянное покрытие чувствительного элемента?
33. Что предусмотрено для защиты от излучаемого тепла?
34. Что обеспечивает многократность измерений с помощью воспринимающего элемента датчика температуры?
35. Какова погрешность датчика температуры?
36. Как предотвращается накопление льда в датчике температуры?
37. Каково основное назначение модуля воздушных сигналов (ADM)?
38. Что и куда передают модули ADM?
39. Каковы характеристики параметра «Полное давление»?
40. Каковы характеристики параметра «Статическое давление по левому (правому) борту и среднее статическое давление»?
41. Как организован обмен данными между ADM и ADC?
42. Что конструктивно входит в состав ADM?
43. Какие функции выполняет блок электроники?
44. Что служит чувствительным элементом в ADM?
45. Что передается по двум частотным выходам ADM?
46. На какие узлы разделяется датчик ADM?
47. Что входит в состав измерительной ячейки ADM?
48. В чем состоит принцип действия измерительной ячейки ADM?
49. Каково назначение аналогового электронного усилителя ADM?
50. Чем характеризуется сенсор ADM?

51. Как получают измеренное давление?
52. Каков рабочий диапазон измеряемого давления?
53. Каково назначение вычислителя воздушных сигналов?
54. В каких режимах работает ADC?
55. Что в рабочем режиме получает каждый вычислитель ADC 1 и 2?
56. Что в рабочем режиме получает вычислитель ADC 3?
57. Какие сигналы дополнительно вводятся в каждый вычислитель ADC?
58. Какие разовые и дискретные сигналы дополнительно вводятся в каждый вычислитель ADC?
59. Какие параметры вычисляет и корректирует ADC?
60. Для чего нужен режим загрузки (режим встроенного теста BITE)?
61. Для чего используется режим технического обслуживания?
62. Что такое Воог?
63. Что такое Нр?
64. Что такое Vz?
65. Что такое Нс1?
66. Что такое Нс2?
67. Что такое VMO?
68. Что такое MMO?
69. Что такое АОА?
70. Что такое Ps?
71. Что такое Psc?
72. Что такое Pt?
73. Что такое CAS?
74. Что такое Mach?
75. Что такое TAT?
76. Что такое TAS?
77. Что такое SAT?
78. Что такое FCP?
79. Что такое PFCU?
80. Что служит чувствительным элементом датчика угла атаки?
81. Что улавливает флюгер?
82. Чему соответствует отклонение флюгера?
83. Что образует флюгер при отклонении?
84. К чему крепится флюгер?
85. Какие устройства входят в состав флюгера?
86. Как преобразуется вращение флюгера в электрический сигнал?
87. Что сделано для предотвращения обледенения?
88. Каков рабочий диапазон датчика углов атаки?

Вопросы второго уровня

1. Структурная схема системы воздушных сигналов
2. Взаимосвязь между получаемыми на входе вычислителя воздушных сигналов данными и вычисляемыми им параметрами

3. Схемы электропитания СВС
4. Интерфейс СВС
5. Органы управления и индикация СВС

СИСТЕМА ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ — РЕГУЛИРОВКА И ИСПЫТАНИЕ

По СВС выполняются следующие виды работ на ТО:

РАБОТА 34-11-00-470-801. Загрузка программного обеспечения вычислителя воздушных сигналов.

РАБОТА 34-11-00-710-801. Контроль работоспособности системы воздушных сигналов.

РАБОТА 34-11-00-730-801. Контроль работоспособности переключателя AIR DATA на пульте управления конфигурацией.

РАБОТА 34-11-00-780-801. Проверка на герметичность линий статического и полного давлений системы воздушных сигналов.

РАБОТА 34-11-01-900-801. Демонтаж и монтаж приёмника полного давления (1-Т341, 2-Т341).

РАБОТА 34-11-01-900-802. Демонтаж и монтаж приёмника полного давления (3-Т341).

РАБОТА 34-11-05-900-801. Демонтаж и монтаж приёмника статического давления (4-Т341, 5-Т341, 6-Т341, 7-Т341, 8-Т341, 9-Т341).

РАБОТА 34-11-10-900-801. Демонтаж и монтаж датчика температуры воздуха (10-Т341, 11-Т341).

РАБОТА 34-11-15-900-801. Демонтаж и монтаж модуля воздушных сигналов (12-Т341, 13-Т341, 14-Т341, 15-Т341, 16-Т341, 17-Т341, 18-Т341, 19-Т341).

РАБОТА 34-11-20-900-801. Демонтаж и монтаж вычислителя воздушных сигналов (20-Т341, 21-Т341, 22-Т341).

РАБОТА 34-11-25-900-801. Демонтаж и монтаж датчика угла атаки (23-Т341, 24-Т341).

РАБОТА 34-11-25-900-802. Демонтаж и монтаж датчика угла атаки (25-Т341, 26-Т341).

РАБОТА 34-11-30-900-801. Демонтаж и монтаж трансформатора 115 V–26 V 400 Hz (27-Т341, 28-Т341, 29-Т341).

РАБОТА 34-11-35-220-801. Детальный осмотр влагоотстойника.

Литература:

1. Кузнецов С.В. Авиационные электросистемы и авионика. М.: МГТУ ГА, 2018.
2. Кузнецов С.В. Системы и комплексы авионики. М.: МГТУ ГА, 2019.
3. Кузнецов С.В. Электронные приборные системы М.: МГТУ ГА, 2020.
4. Руководство по технической эксплуатации самолета SSJ95B. Раздел 31. Приборное оборудование. Гражданские самолеты «Сухой». 2013.

КУЗНЕЦОВ Сергей Викторович

**ПРИБОРНЫЕ СИСТЕМЫ АВИОНИКИ.
ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ**

Учебное пособие

В авторской редакции

Подписано в печать 22.11.2021 г.

Формат 60x84/16 Печ. л. 2,5 Усл. печ. л. 2,325

Заказ № 864/1004-УП08 Тираж 30 экз.

Московский государственный технический университет ГА
125993, Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20

Издательский дом Академии имени Н. Е. Жуковского
125167, Москва, 8-го Марта 4-я ул., д. 6А

Тел.: (495) 973-45-68 E-mail: zakaz@itsbook.ru