

**МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
УЛЬЯНОВСКОЕ ВЫСШЕЕ АВИАЦИОННОЕ УЧИЛИЩЕ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ (ИНСТИТУТ)**

А. С. Лушников

**РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ И ПРИБОРНОЕ
ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЁТА DA 42
И ЕГО ЛЁТНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ**

Учебное пособие



Ульяновск 2010

Рецензент: начальник лётно-методического отдела УВАУ ГА(И) *А. М. Минаков*

Лушников, А. С. Радиоэлектронное и приборное оборудование самолёта DA 42 и его лётная эксплуатация : учеб. пособие. В 3 ч. / А. С. Лушников. – Ульяновск : УВАУ ГА(И), 2010. – 172 с.

Содержит основные сведения о назначении, решаемых задачах, размещении на самолёте, основах эксплуатации радиоэлектронного, радионавигационного и приборного оборудования самолёта DA 42.

Предназначено для курсантов и студентов заочной формы обучения специальности 160503.65 – Лётная эксплуатация воздушных судов, а также для слушателей АУЦ и технических специалистов АТБ.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Часть 1. РАДИО И ЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ СВЯЗИ, ЛОКАЦИИ И ИНДИКАЦИИ.....	3
Перечень обозначений и сокращений	4
Введение.....	6
Тема 1. Общие сведения о радиоэлектронном и приборном оборудовании самолёта DA 42	7
ТЕМА 2. Радиоэлектронное оборудование самолёта DA 42	13
Тесты	47
Библиографический список.....	54
Часть 2. РАДИОНАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	55
Перечень обозначений и сокращений	56
Введение.....	60
ТЕМА 1. Общие сведения о радионавигационном оборудовании самолёта DA 42	61
ТЕМА 2. Отображение радионавигационной информации	66
ТЕМА 3. Автоматический радиокompас Becker 3502.....	72
ТЕМА 4. Приёмник радиосигналов маркерных маяков	75
ТЕМА 5. Самолётный радиодальномер DME KN 63.....	77
ТЕМА 6. Система ближней навигации и посадки VOR/ILS	80
ТЕМА 7. Система спутниковой навигации GPS	84
ТЕМА 8. Планирование полёта.....	96
Тесты	100
Библиографический список.....	106
Часть 3. ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	107
Перечень обозначений и сокращений	108
Введение.....	110
ТЕМА 1. Общие сведения о приборном оборудовании самолёта DA 42	111
ТЕМА 2. Приборное оборудование самолёта DA 42.....	116
ТЕМА 3. Система автоматизации управления полётом GFC 700	136
ТЕМА 4. Регистрация полётной и звуковой информации.....	159
Тесты	162
Библиографический список.....	171

Часть 1

РАДИО И ЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ СВЯЗИ, ЛОКАЦИИ И ИНДИКАЦИИ

ПЕРЕЧЕНЬ ОБОЗНАЧЕНИЙ И СОКРАЩЕНИЙ

АРК	автоматический радиокompас
БРЭО	бортовое радиоэлектронное оборудование
ЛЗП	линия заданного пути
ОВЧ	очень высокие частоты
ПВД	приёмник воздушных давлений
ПВП	правила визуальных полётов
ППП	правила полетов по приборам
РУД	рычаг управления двигателем
УВД	управление воздушным движением
ACAS II	Airborne Collision Avoidance System (бортовая система предотвращения столкновений самолётов в воздухе с выдачей рекомендаций экипажу по маневрированию)
ADC	Air Data Computer (цифровая система воздушных сигналов – CBC)
ADF	Automatic Direction Finder (автоматический радиокompас – АРК)
АН	Artificial Horizon (авиагоризонт, в данном случае резервный)
AHRS	Attitude Heading Reference System (система для определения пространственного положения и курса самолёта – курсовертикаль)
ARINC 429	всемирный авиационный стандарт, определяющий протокол (правила) передачи цифровых данных, разработанный международной корпорацией ARINC
AUX	Auxiliary (дополнительные – группа страниц «AUX» на дисплее MFD для просмотра и выбора параметров системы)
AV	Avionic (авионика – приборное и радиоэлектронное оборудование самолёта)
CAS	Crew Announce System (система аварийного оповещения экипажа)
CDI	Course Deviation Indicator (индикатор отклонения от заданного путевого угла или линии пути для управления самолётом по принципу так называемого «нуль-вождения»)
CDU	Common Display Unit (объединённый блок дисплеев PFD и MFD)
COM	Communication (радиосвязь; в данном случае ОВЧ-радиостанция № 1 или № 2)
EGPWS	Enhanced Ground Proximity Warning System (бортовая система предупреждения о близости земли)
ELT	Emergency Locator Transmitter (радиомаяк международной космической системы поиска и спасения КОСПАС-SARSAT для определения местоположения потерпевших аварию объектов)

FAN	вентиляторы для охлаждения блоков авионики и дисплеев
FMS	Flight Management System (система управления полётом)
GPS/NAV1	Global Positioning System / Navigation 1 (система глобальной спутниковой навигации GPS, интегрированная с системой навигации по VOR-маякам в блоке радиоэлектронного оборудования GIA 63 / комплект №1)
HSI	Horizontal Situation Indicator (плановый навигационный индикатор)
HPA	гектопаскаль – единица измерения атмосферного давления
ICAO	международная организация гражданской авиации
ILS	Instrument Landing System (радиомаячная система посадки по приборам, состоящая из курсового, глиссадного и маркерных радиомаяков)
kt	knot (узел – единица измерения скорости, равная 1,852 км/ч)
LCD	Liquid Crystal Display (жидко-кристаллический дисплей)
LH	Left Hand (левый / по левую руку)
MFD	Multi-Function Display (многофункциональный индикатор / дисплей)
MSG	Message (сообщение)
NM	Nautical Mile (морская миля, равная 1852 м)
OBS	Omni direction Bearing Selection (задание ЛЗП выбором направления полёта)
PAN	Panoramic (панорамный, изображение общего вида)
PFD	Primary Flight Display (командно-пилотажный индикатор / дисплей)
PTT	Push-To-Talk (нажми для передачи) – аналог кнопки «Радио»
RH	Right Hand (правый / по правую руку)
RPM	Revolutions per Minute (обороты в минуту – число, определяющее частоту вращения, в частности, воздушного винта)
RS-232	протокол двухстороннего асинхронного обмена цифровыми данными
SARSAT	Search and Rescue Satellite Aided Tracking System (спутниковая система поиска и спасения)
TAS	Traffic Advisory System (система предупреждения о близком воздушном движении)
TAWS	Terrain Awareness Warning System (система предупреждения о близости земли по направлению полёта на основе сравнения текущей высоты ВС и превышений рельефа земной поверхности)
VOR	Very high frequency Omni directional Range (система ближней навигации ОБЧ-диапазона на основе радиомаяков, позволяющая определять на борту ВС магнитный азимут маяка с любого направления)
XPDR	Transponder (самолётный радиоответчик для УВД)

ВВЕДЕНИЕ

Изучение бортового радиоэлектронного и приборного оборудования, устанавливаемого на самолёте DA 42, базируется на знаниях, полученных при изучении общетехнических и специальных дисциплин, в первую очередь, электротехники и электроники, радиоэлектронного и приборного оборудования ВС, а также пилотажно-навигационных комплексов.

В целях наиболее эффективного изучения устройств радиоэлектронного и приборного оборудования самолёта DA 42 весь материал распределён в следующем порядке:

- назначение устройства и решаемые им задачи;
- состав и размещение элементов изучаемого оборудования на самолёте, электропитание и защита;
- основные эксплуатационно-технические показатели;
- взаимодействие с другими самолётными устройствами и системами;
- особенности конструкции и расположение органов индикации и управления;
- включение, предполётная проверка работоспособности устройств изучаемого оборудования самолёта;
- основные приёмы эксплуатации оборудования в полёте;
- основные эксплуатационные ограничения или особенности эксплуатации;
- неисправности и отказы устройств радиоэлектронного и приборного оборудования; их признаки и действия экипажа при возникновении неисправностей.

ТЕМА 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О РАДИОЭЛЕКТРОННОМ И ПРИБОРНОМ ОБОРУДОВАНИИ САМОЛЁТА DA 42

Радиоэлектронное и приборное оборудование активно используется экипажем на всех этапах полёта самолёта. Оно предназначено для решения задач самолётовождения, аэронавигации, наблюдения службами УВД, внутрисамолётной и внешней связи, обеспечения безопасности полёта в условиях плотного воздушного движения, грозовой деятельности и близости земной поверхности, а также для оповещения в аварийных ситуациях и сигнализации в случае отказов устройств и систем самолёта. Это оборудование является сложным техническим комплексом, имеет широкие функциональные возможности, обеспечивает высокую надёжность в условиях перегрузок, вибраций, резких перепадов температуры, влажности и давления. В связи с этим возрастают требования к качеству эксплуатации радиоэлектронного и приборного оборудования и его технического обслуживания.

Состав бортового радиоэлектронного и приборного оборудования самолёта DA 42 поясняется структурной схемой, представленной на рис. 1.1. Основой данного оборудования является радиоэлектронный пилотажно-навигационный комплекс Garmin G 1000, который представляет собой комплексную полнофункциональную информационно-управляющую систему, выполняющую функции определения пространственного положения самолёта, аэронавигации, наблюдения и связи, индикации, функции автоматизации пилотирования, а также контроля параметров двигателей и других систем самолёта с сигнализацией отказов. Развитие математических методов теории управления, а также растущие возможности цифровой вычислительной техники позволили реализовать в данной системе информационную поддержку принятия решения экипажем, что облегчает пилотирование и повышает уровень безопасности полётов.

В состав комплекса входят:

- 1) система индикации и сигнализации, состоящая из:
 - основного командно-пилотажного индикатора (дисплея) PFD – GDU 1040 № 1;
 - многофункционального индикатора (дисплея) MFD – GDU 1043 № 2;
- 2) система внутренней и внешней связи, состоящая из:
 - аудиопанели GMA 1347 с маркерным радиоприёмником;
 - двух командных радиостанций ОБЧ-диапазона COM 1 и COM 2;
- 3) датчики навигационной и пилотажной информации, это:
 - два приёмоизмерителя системы спутниковой навигации GPS;
 - два комплекта аппаратуры навигации и посадки VOR / ILS;
 - комплект из двух самолётных дальномеров фирмы Honeywell KN 63 Remote DME;
 - два автоматических радиоконпаса ADF типа Becker 3502;

- цифровая система воздушных сигналов (ADC) GDC 74A с приёмником воздушных давлений (ПВД) и датчиком температуры наружного воздуха GTP 59;
- курсовертикаль (AHRS) GRS 77 с магнитометром GMU 44;

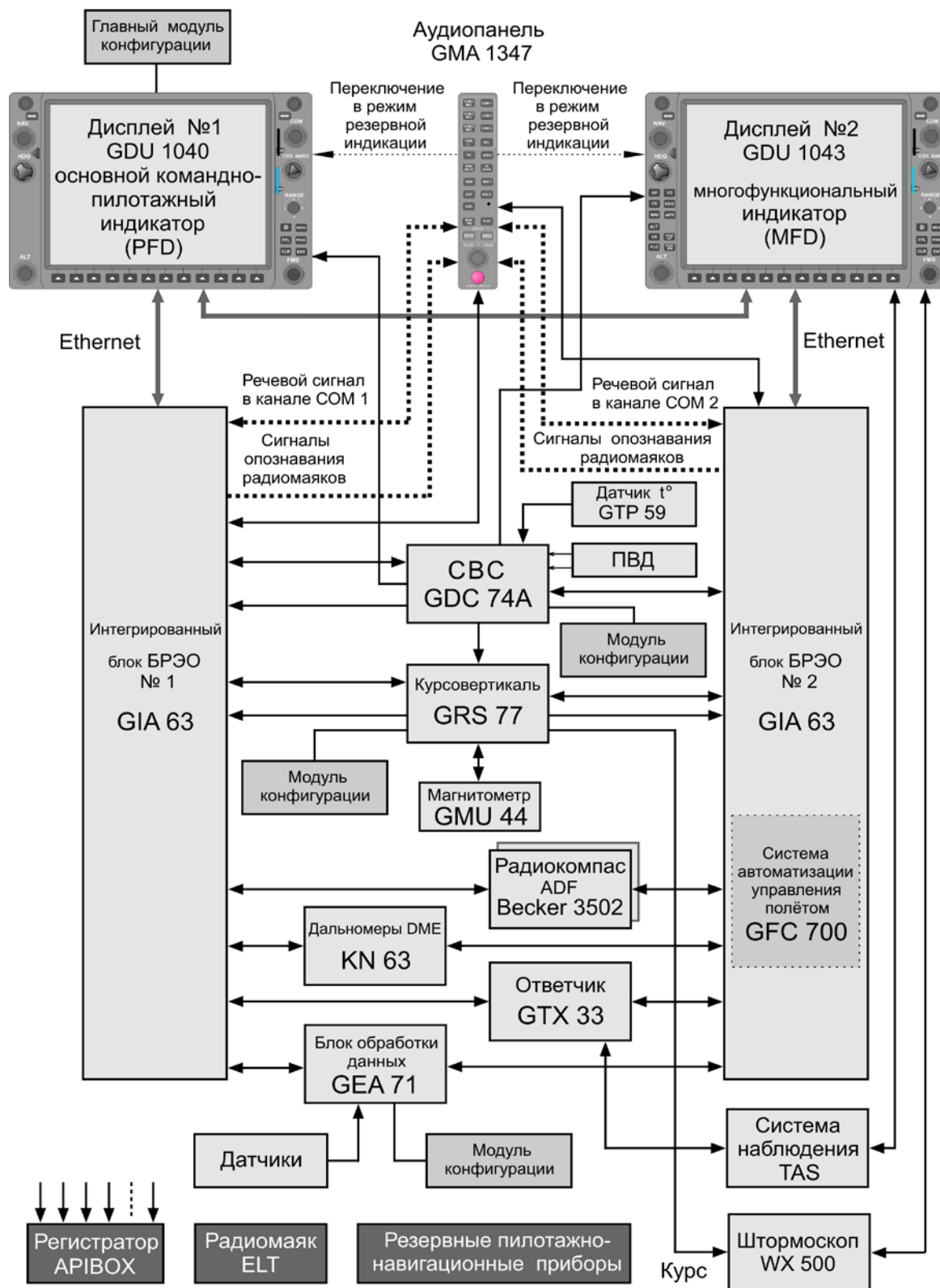


Рис. 1.1. Структура радиоэлектронного и приборного оборудования самолёта DA 42

4) встроенный цифровой вычислитель для решения задач аэронавигации (FMS), задач оценки рельефа местности по направлению полёта (TAWS), а также для диагностики отказов и информирования экипажа, работающий во взаимодействии с блоком сбора и обработки параметров двигателей и функциональных систем самолёта GEA 71;

5) встроенная система автоматизации управления полётом GFC 700, выполняющая функции директорного управления самолётом, демпфирования рыскания и автопилота.

В состав радиоэлектронного оборудования самолёта входят также самолётный ответчик для УВД (транспондер) GTX 33, штормоскоп (грозоотметчик) WX 500 для обнаружения зон грозовой активности и локализации разрядов молний, а также система наблюдения для информирования (оповещения) экипажа о близком воздушном движении Avidyne TAS 610, позволяющая предотвратить опасные сближения самолётов в воздухе. Эти радиоэлектронные системы работают в тесном взаимодействии с комплексом Garmin G 1000. Индикаторы PFD и MFD используются для представления экипажу информации от этих систем.

Некоторые блоки, входящие в комплексную пилотажно-навигационную систему и представленные на рис. 1.1, содержат модули конфигурации, обеспечивающие учёт лётно-технических характеристик самолёта DA 42 в алгоритмах работы этих блоков.

Оба дисплея GDU 1040 и GDU 1043 со встроенными в них органами управления всей системой, а также интегрированные блоки радиоэлектронного оборудования GIA 63 объединены в локальную вычислительную сеть. Остальные блоки комплексного оборудования связаны линиями передачи цифровых данных по протоколу ARINC 429 и линиями обмена данными по протоколу RS-232. Наличие интерфейса Ethernet даёт возможность внешнего подключения к локальной бортовой вычислительной сети для технического обслуживания, обновления программного обеспечения и обмена технологической справочной информацией с бортовым сервером.

Работа устройств, входящих в состав комплексной системы Garmin G 1000, определяется установленным программным обеспечением. Перед полётом необходимо убедиться, что установлены самые поздние версии программного обеспечения. Сведения о них выводятся на экран дисплея MFD на пятой странице «AUX-SYSTEM STATUS» группы «AUX».

В случае частичных отказов радиоэлектронного оборудования возможно резервирование дисплея MFD с представлением наиболее важной его информации на пилотажном индикаторе PFD. Становится возможной также работа командной радиостанции COM 1 напрямую без цифровой обработки речевого сигнала в процессоре блока GIA 63.

Для случая полного отказа системы электроснабжения самолёта предусмотрены резервные пилотажно-навигационные приборы: указатель воздушной скорости, авиагоризонт, барометрический высотомер и магнитный компас.

Для подачи сигнала бедствия при вынужденной посадке или ударе о землю на самолёте установлен радиомаяк ELT ARTEX ME 406 международной космической системы поиска и спасения КОСПАС-SARSAT.

Антенны радиоэлектронного оборудования расположены на верхней и нижней поверхностях фюзеляжа самолёта, а также на киле внутри горизонтального стабилизатора (рис. 1.2).

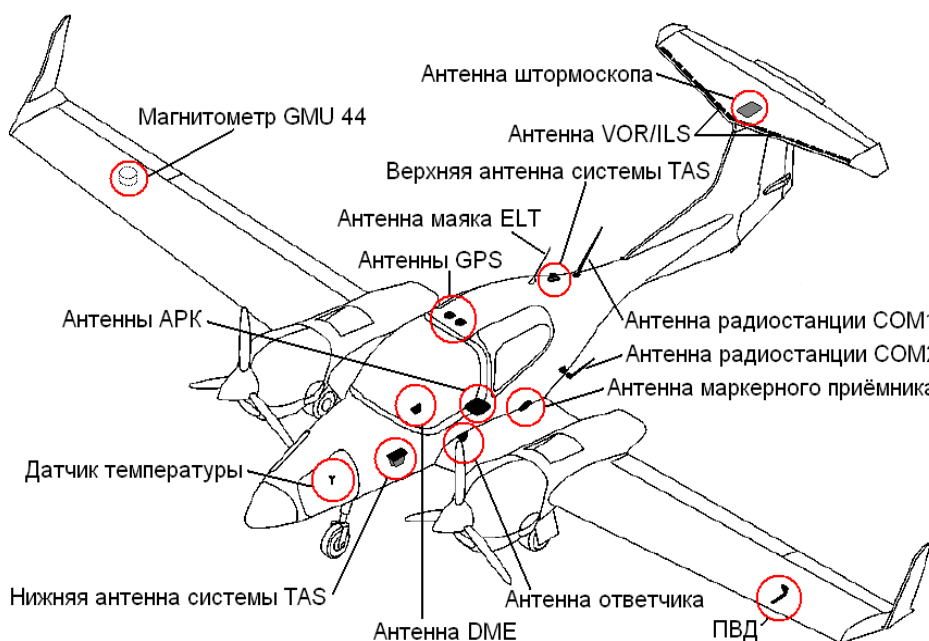


Рис. 1.2. Размещение радиоантенн и датчиков приборного оборудования

Блоки индикации PFD и MFD с органами управления комплекса Garmin G 1000, а также резервные пилотажно-навигационные приборы расположены на приборной доске пилотов. Размещение устройств индикации и управления устройствами радиоэлектронного и приборного оборудования показано на рис. 1.3.

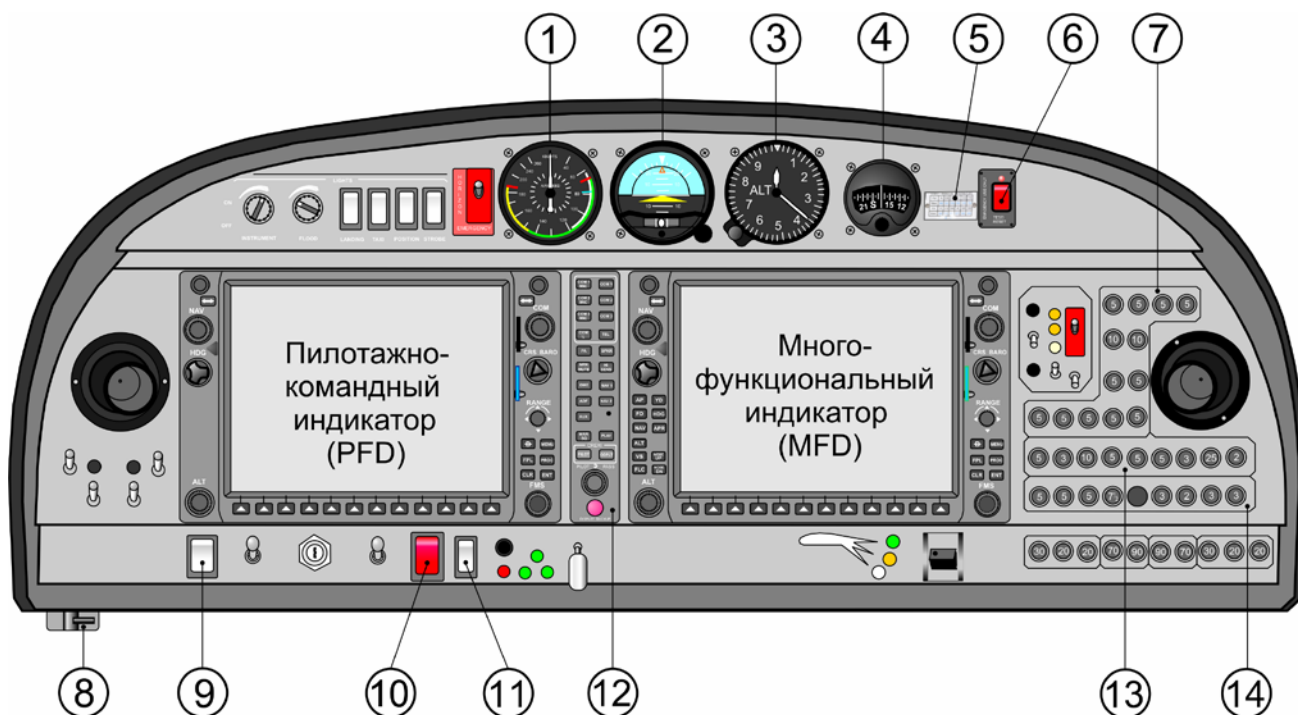


Рис. 1.3. Приборная доска самолёта DA 42

На рис. 1.3 обозначено:

- 1 – резервный указатель приборной воздушной скорости;
- 2 – резервный авиагоризонт;
- 3 – резервный барометрический высотомер;
- 4 – резервный магнитный компас;
- 5 – таблица девиации магнитного компаса;
- 6 – пульт дистанционного управления аварийным радиомаяком космической системы КОСПАС-SARSAT;
- 7 – кнопочные автоматы защиты сети потребителей электроэнергии, подключённых к левой основной шине;
- 8 – кран для подключения резервного приёмника статического давления;
- 9 – выключатель обогрева ПВД и датчика предупреждения о сваливании;
- 10 – главный выключатель электрооборудования **ELECT. MASTER**;
- 11 – выключатель БРЭО **AV MASTER**;
- 12 – аудиопанель GMA 1347;
- 13 – кнопочные автоматы защиты сети потребителей электроэнергии, подключённых к правой основной шине;
- 14 – кнопочные автоматы защиты сети потребителей электроэнергии, подключённых к шине БРЭО (авионики).

За приборной доской на полке расположен блок цифровой обработки данных от датчиков работы авиадвигателей и других систем самолёта GEA 71 (рис. 1.4), а также система воздушных сигналов GDC 74A. Интегрированные блоки радиоэлектронного оборудования GIA 63, ответчик GTX 33, радиокompасы Becker 3502 и курсовертикаль GRS 77 расположены за пассажирскими креслами под задним багажным отсеком в специальном защитном кожухе (рис. 1.5).

Под правым пассажирским креслом размещён штормоскоп WX 500, а под левым – блок дальномеров DME KN 63. За пассажирскими креслами в районе первого кольцевого шпангоута расположен автоматический радиомаяк ELT и электронный блок системы TAS 610. На правой консоли крыла снизу установлен магнитометр GMU 44, а на левой – основной ПВД.

Электропитание большинства устройств радиоэлектронного и приборного оборудования осуществляется постоянным током напряжением 28 В от левой LH MAIN BUS и правой RH MAIN BUS основных шин, а также от отдельной шины бортового радиоэлектронного оборудования (авионики) AVIONIC BUS.

Для питания резервного авиагоризонта в случае полного отказа системы электроснабжения используется блок из 10-и литий-марганцевых неп перезаряжаемых батарей. Радиомаяк ELT системы КОСПАС-SARSAT имеет собственную аккумуляторную батарею.

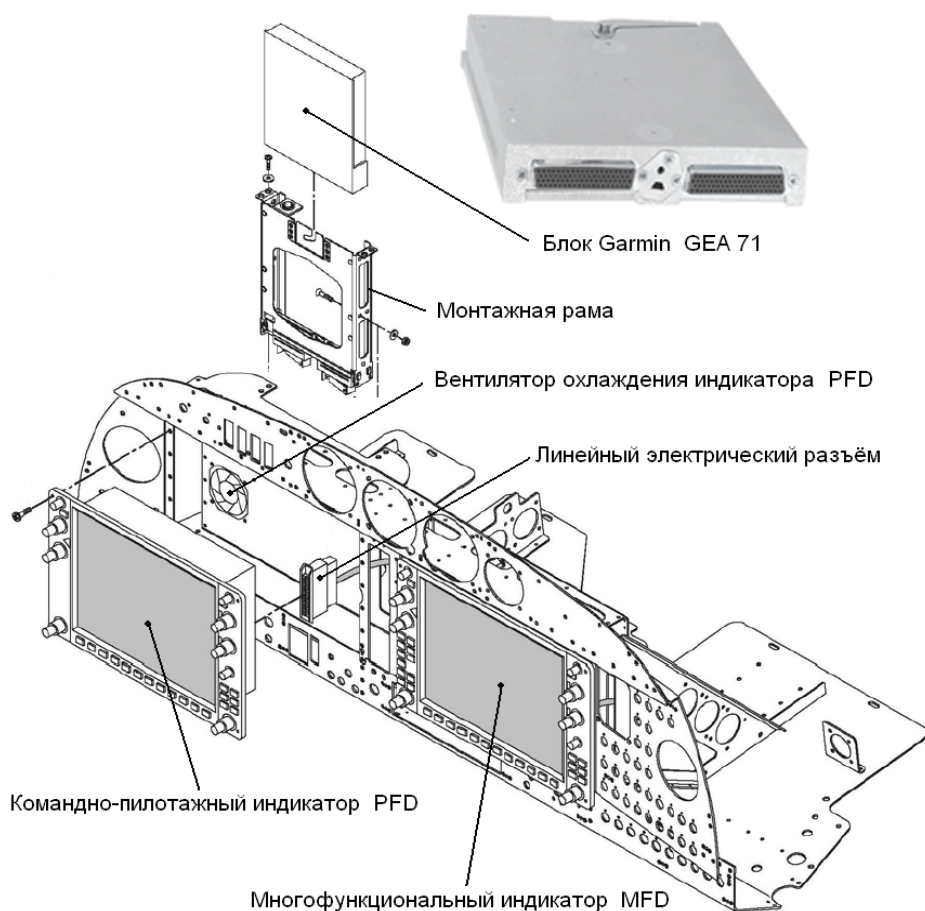


Рис. 1.4. Размещение индикаторов системы Garmin G 1000 и блока GEA 71

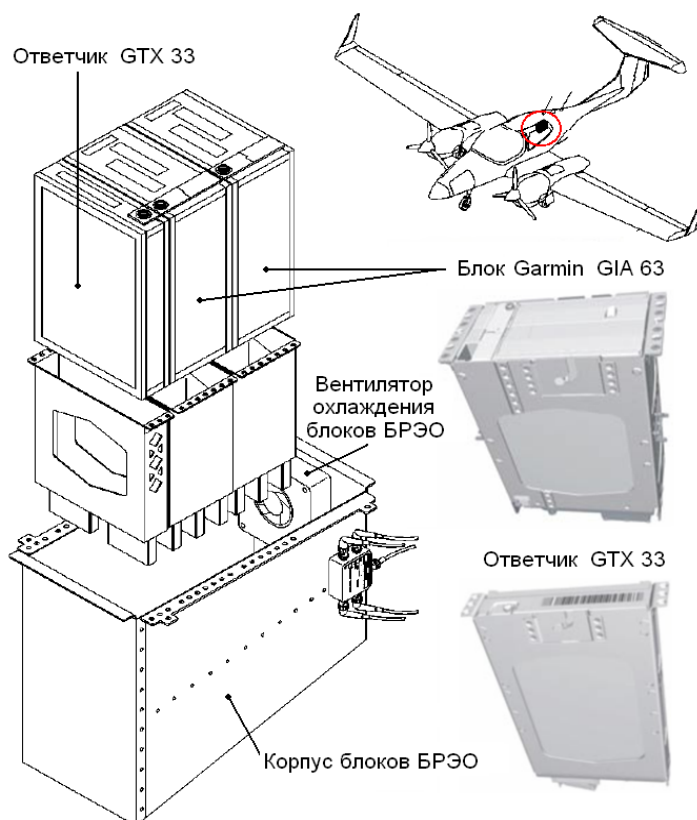


Рис. 1.5. Размещение радиоэлектронного оборудования

ТЕМА 2

РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЁТА DA 42

Радиоэлектронное оборудование самолёта состоит из систем связи, радионавигации, радиолокации, индикации, а также вычислительной системы. Оно является в основном цифровым и построено на современной элементной базе, на основе твёрдотельной технологии с использованием больших интегральных микросхем.

2.1. Система индикации и сигнализации

На приборной доске пилотов установлены два дисплея: основной командно-пилотажный индикатор (дисплей) PFD и многофункциональный индикатор (дисплей) MFD с аналогичными органами управления и индикации (см. рис. 1.4, рис. 2.1). Внешний вид дисплея PFD представлен на рис. 2.2.

Основу дисплеев составляют LCD панели размером по диагонали 10,4 дюйма с разрешением 1024×768 точек.



Рис. 2.1. Расположение индикаторов и аудиопанели

Органы управления расположены слева от экрана на левой панели (рис. 2.3) и справа – на правой панели (рис. 2.4). Управление пилотажно-навигационным комплексом Garmin G 1000 осуществляется с помощью клавиш, кнопок и ручек. Ручки **NAV**, **COM**, **CRS/BARO**, **FMS** и **ALT** являются сдвоенными. Они содержат большие наружные ручки и малые внутренние ручки-кнопки (см. рис. 2.2). Значения изменяемых ручками параметров отображаются на экранах дисплеев.



Рис. 2.2. Внешний вид командно-пилотажного индикатора (PFD)

На левой панели расположены следующие органы управления (см. рис. 2.3):

1 – **ALT** – сдвоенные ручки для выбора и установки заданной высоты на шкале барометрического высотомера. Большая ручка устанавливает тысячи, а малая – сотни футов;

2 – фотодиодный датчик для автоматической регулировки яркости изображения;

3 – клавиши встроенной системы автоматизации управления полётом GFC 700 в том числе и автопилота (только на дисплее MFD);

4 – **HDG** – ручка-кнопка для ручной установки заданного курса. При нажатии кнопки заданный курс становится равным текущему значению курса самолёта. При вращении или нажатии ручки слева и сверху от шкалы в рамке в течение трёх секунд индицируется численное значение курса;

5 – органы управления встроенной системой навигации по маякам VOR и посадки по маякам радиомаячной системы ILS (подробнее о работе систем сказано в части 2 учебного пособия «Радионавигационное оборудование»).

На правой панели расположены следующие органы управления (см. рис. 2.4):

6 – ручки и кнопки для управления встроенными радиостанциями ОВЧ-диапазона COM 1 и COM 2 (подробнее о работе радиостанций говорится в п. 2.2 «Системы внутренней и внешней связи»);



Рис. 2.3. Левая панель дисплеев

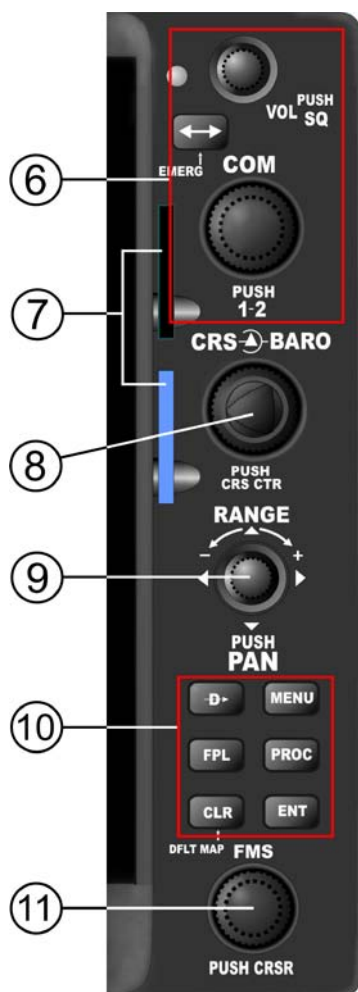


Рис. 2.4. Правая панель дисплеев

7 – съёмные электронные накопители (карты) памяти, содержащие обновляемые базы аэронавигационных данных, данных о рельефе земной поверхности и наземных препятствиях;

8 – **CRS/BARO** – двойные ручки. Внешняя ручка – **BARO** служит для установки уровня давления барометрического высотомера. Внутренняя ручка-кнопка – **CRS** предназначена для ввода заданного путевого угла (ЗПУ) в режимах VOR и OBS. При вращении ручки справа и сверху от курсовой шкалы в рамке в течение трёх секунд индицируется численное значение ЗПУ. При её нажатии планка отклонения от ЗПУ устанавливается на нулевое отклонение;

9 – **RANGE** – ручка-кнопка (Joystick) для изменения масштаба карты на многофункциональном индикаторе MFD, а на командно-пилотажном индикаторе PFD – масштаба на дополнительном окне карты. При нажатии (Push PAN) и отклонении данной ручки в указанном стрелками направлении производится перемещение курсора карты (Map cursor) в этом направлении. Повторное нажатие отключает функцию курсора;

10 – клавиши для управления встроенной системой спутниковой навигации GPS, содержащие универсальную клавишу **ENT** для подтверждения при вводе информации;

11 – **FMS** – двойные ручки. Большая ручка предназначена для выбора групп страниц информации комплекса G 1000, а малая – для выбора страниц в группе. Обозначения групп и страниц представляются в правом нижнем углу дисплея MFD. После нажатия малой ручки-кнопки включается функция курсора – подсвеченного поля для выбора и ввода информации (PUSH CRSR). При этом наружная ручка используется для перемещения курсора, а малая – для выбора цифр или букв при вводе информации.

В нижней части дисплеев расположены 12 клавиш с программируемыми функциями (см. рис. 2.2). Эти функции определяются обозначениями (надписями) на экране над клавишами (рис. 2.5). Программируемые клавиши используются экипажем для управления отображением информации на экранах дисплеев и для осуществления ввода информации в систему. Нажатое положение клавиш индицируется чёрным цветом надписи на сером фоне.



Рис. 2.5. Программируемые клавиши дисплея PFD

Назначение клавиш изменяется в процессе работы и определяется уровнем, на котором находится клавиатура после нажатия соответствующих клавиш. Обозначения клавиш и логические переходы между уровнями представлены на рис. 2.9 для дисплея PFD и рис. 2.12 для дисплея MFD. Белым цветом фона обозначается самый верхний уровень, голубым цветом обозначается второй уровень и зелёным цветом – третий уровень. Нажатием клавиши с обозначением «BACK» производится возврат назад на один уровень вверх.

Два индикатора, входящие в состав комплексной системы Garmin G 1000, представляют экипажу самолёта исчерпывающую информацию для пилотирования, аэронавигации, планирования полёта, управления оборудованием самолёта и контроля его параметров. Они также представляют сигналы, сообщения и рекомендации при ухудшении параметров работы оборудования и при его отказах.

Информация, представляемая на командно-пилотажном индикаторе PFD (рис. 2.6, 2.7)



Рис. 2.6. Информация, представляемая на дисплее PFD

На рис. 2.6 представлено:

- 1 – OAT – температура наружного воздуха в °C или °F;
- 2 – плановый навигационный индикатор HSI;
- 3 – текущее значение путевого угла;
- 4 – текущее значение магнитного курса;
- 5 – индикатор истинной воздушной скорости в узлах (KT);

-
- The diagram illustrates a cockpit instrument panel with the following components and callouts:
- 1**: Map display showing the aircraft's position and surrounding terrain.
 - 2**: Vertical speed indicator (VSI) showing the rate of climb or descent.
 - 3**: Traffic display showing the positions and intentions of other aircraft.
 - 4**: Top status bar displaying navigation and communication data.
 - 5**: Heading indicator showing the aircraft's current heading.
 - 6**: Altitude display showing the aircraft's current altitude.
 - 7**: Alert panel displaying various warnings and messages.
 - 8**: Traffic display.
 - 9**: Altitude display.
 - 10**: Alert panel.
 - 11**: Alert panel.
 - 12**: Alert panel.
 - 13**: Alert panel.
 - 14**: Alert panel.
 - 15**: Alert panel.
 - 16**: Alert panel.
 - 17**: Alert panel.

1 – дополнительное окно движущейся карты, в данном случае ориентированной по северу с масштабом отображения 15 NM;

- 2 – цифровое представление заданного курса;
- 3 – сообщение о потенциальной угрозе столкновения в воздухе от системы TAS 610, сопровождающееся аналогичным речевым сообщением;
- 4 – идентификатор пункта маршрута при использовании системы спутниковой навигации GPS в режиме «Полёт На» ➔;
- 5 – расстояние до очередного пункта маршрута;
- 6 – пеленг очередного пункта маршрута;
- 7 – окно для индикации частот настройки радиостанций COM 1 и COM 2 или уровня усиления радиосигнала в приёмнике радиостанции;
- 8 – окно сигнализации пролёта маркерных маяков системы посадки (буква O на синем фоне – внешний маркер, буква M на жёлтом фоне – средний маркер, буква I на белом фоне – ближний маркер);
- 9 – индикатор вертикального отклонения от глиссады при заходе на посадку по системе GPS или по маякам системы ILS;
- 10 – цифровое представление ЗПУ;
- 11 – окно аварийной, предупредительной или уведомляющей сигнализации;
- 12 – цифровое представление введённого посадочного минимума;
- 13 – дополнительное окно уведомляющих сообщений;
- 14 – системное время;
- 15 – окно для представления пеленгационной информации в канале NAV 2 от одного из источников: GPS, VOR 2 или ADF по выбору экипажа. Азимут отображается двойной голубой стрелкой;
- 16 – окно для представления информации дальномера DME каналов NAV 1 или NAV 2. При выборе частоты курсового маяка системы посадки ILS представляется дальномерная информация только в том случае, если аэродромный радиомаяк DME работает в спаренном режиме;
- 17 – окно для представления пеленгационной информации в канале NAV 1 от одного из источников: GPS, VOR 1 или ADF по выбору экипажа. Азимут отображается одиночной голубой стрелкой.

В интегрированном комплексе Garmin G 1000 встроена система аварийного оповещения экипажа CAS, которая обеспечивает выдачу экипажу визуальных и звуковых сигналов о состоянии и работоспособности оборудования самолёта. Сигналы подразделяются на три категории: аварийные, предупредительные и уведомляющие (табл. 2.1). Звуковые сигналы подаются через аудиосистему самолёта, а визуальные, в виде текстовых сообщений, появляются в специальных окнах сигнализации на дисплее PFD (рис. 2.7, поз. 11, 13). При этом аварийные сигналы отображаются в верхней части окна (рис. 2.7, поз. 11), за ними следуют предупредительные и уведомляющие сигналы. В пределах одной категории критичности сигналы отображаются по времени – от новых (сверху) к старым (снизу). Пример отображения аварийных, предупредительных и уведомляющих сообщений представлен на рис. 2.8.

Таблица 2.1

Категория сигнала	Цвет текста	Значимость	Звуковой сигнал
Аварийный	Красный	Требуются немедленные корректирующие действия	Повторяющийся до подтверждения экипажем
Предупредительный	Жёлтый (янтарный)	Могут потребоваться корректирующие действия в будущем	Однократный
Уведомляющий	Белый	Необходимо принять к сведению	Нет
Уведомление о безопасном эксплуатационном режиме	Зелёный	Низшая	Нет

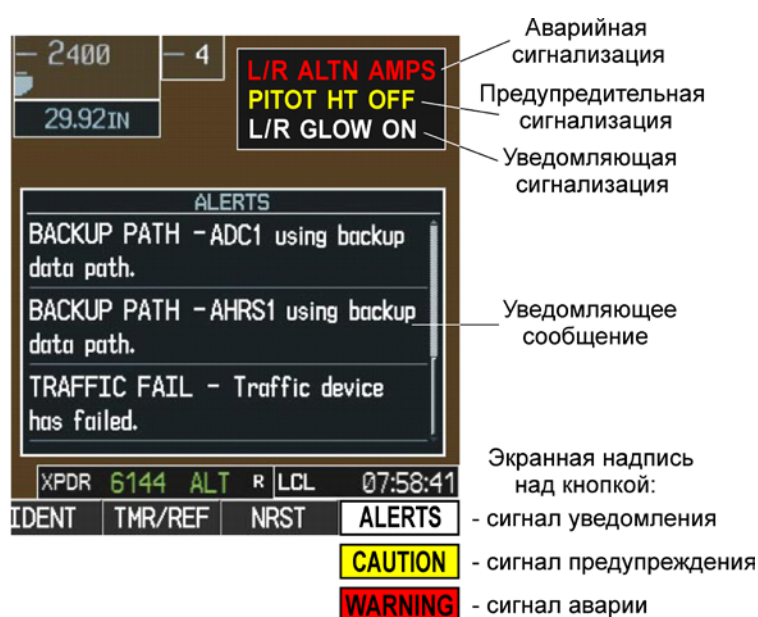


Рис. 2.8. Фрагмент экрана индикатора PFD

В правом нижнем углу дисплея PFD имеется клавиша с изменяющейся экранной надписью «ALERTS», «CAUTION» или «WARNING» соответственно белого, жёлтого или красного цвета. Надпись появляется и мигает до тех пор, пока не будет нажата клавиша. Эта клавиша имеет двойную функцию:

- нажатие клавиши подтверждает принятие нового сообщения экипажем;
- дополнительное нажатие клавиши при отсутствии новых активных сигналов открывает контекстную страницу «ALERTS» дополнительного окна сообщений с информацией о всех поступивших прежде активных сообщениях (см. рис. 2.8).

Такая система позволяет экипажу просматривать все системные сигналы при переполнении окна сигнализации. При этом наиболее критичные сообщения всегда находятся в поле зрения экипажа, и обеспечивается возможность отображения сообщений с меньшей категорией критичности в дополнительном окне поля индикации в случае переполнения основного окна сигнализации. При переполнении дополнительного окна индикации уже воспринятых сообщений возможен последовательный просмотр при нажатии клавиши **ENT** на правой панели управления дисплея PFD (рис. 2.4, поз. 10).

Надпись «ALERTS» на белом фоне присутствует на дисплее PFD постоянно. При возникновении новых уведомляющих сообщений эта надпись снова начинает мигать. После нажатия соответствующей ей клавиши мигание прекращается, и открывается окно для прочтения сообщения. Повторное нажатие клавиши с обозначением «ALERTS» приводит к закрытию информационного окна уведомляющих сообщений.

Управление отображением на экране дисплея PFD осуществляется с помощью клавиш с программируемыми функциями, расположенных под экраном. Как было сказано выше, назначение клавиш меняется в процессе работы и определяется уровнем, на котором находится клавиатура после нажатия соответствующих клавиш. Обозначения программируемых клавиш дисплея PFD и логические переходы между уровнями представлены на рис. 2.9. Цвет надписей для клавиш на рис. 2.9 условно представляет указанные уровни.

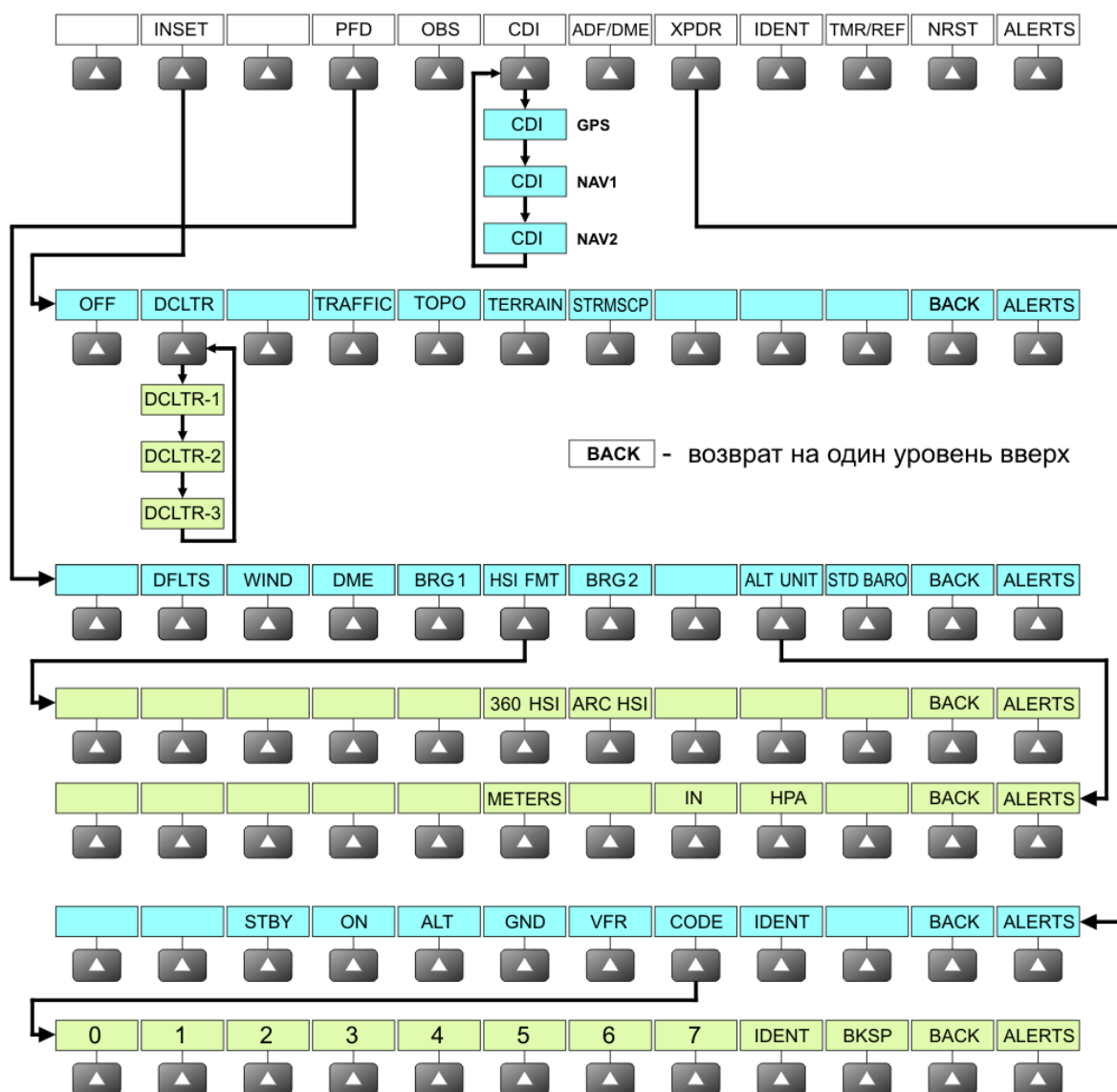


Рис. 2.9. Логическая схема обозначений программируемых клавиш на дисплее PFD

Назначение программируемых клавиш дисплея PFD представлено в табл. 2.2.

Таблица 2.2

Назначение клавиш высшего уровня

INSET	включение отображения дополнительного окна движущейся карты в левом нижнем углу экрана и переход на 2-й уровень
PFD	переход на 2-й уровень для управления отображением на экране PFD
OBS	включение режима OBS для выбора ЛЗП путём задания направления полёта
CDI	поочередное нажатие клавиши переключает источник навигационных данных GPS, NAV 1 или NAV 2 для индикации отклонения самолёта от ЛЗП
ADF/DME	включение/выключение окна в правой нижней части экрана для настройки APK и дальности DME
XPDR	переход на 2-й уровень для управления ответчиком GTX 33
IDENT	включение опознавания по запросу диспетчера УВД
TMR/REF	включение/выключение окна в правой нижней части экрана для установки таймера, опорных значений V_x , V_y , V_r , V_e для индикатора воздушной скорости и ввода радиотелефонного позывного (FLIGHT ID)
NRST	включение/выключение окна в правой нижней части экрана для отображения информации по ближайшим аэродромам или навигационным радиомаякам (по выбору экипажа)

**Назначение клавиш 2-го уровня для управления отображением
в дополнительном окне воздушной обстановки INSET**

OFF	закрытие дополнительного окна воздушной обстановки
DCLTR	управление насыщенностью аэронавигационной информации в дополнительном окне воздушной обстановки (3 варианта)
TRAFFIC	включение/выключение отображения близколетящих самолётов от системы TAS (оповещения об опасном сближении BC)
TOPO	включение/выключение отображения топографической информации (рельефа земной поверхности)
TERRAIN	включение/выключение отображения рельефа земной поверхности от системы предупреждения о близости земли TAWS с сигнализацией степени опасности
STRMSCP	включение/выключение отображения метеоинформации от штормоскопа

Назначение клавиш 2-го уровня для управления дисплеем PFD

DFLTS	включение дисплея PFD в начальный режим – «по умолчанию»
WIND	переход на 3-й уровень для отображения трёх вариантов параметров ветра при включении клавиш с надписями «OPTN 1, 2 или 3» (не используется ввиду отсутствия данных – «NO WIND DATA»)
DME	включение/выключение отображения информации дальности
BRG 1	включение/выключение отображения пеленгационной информации в специальном окне и последовательное переключение источников – GPS, NAV 1 + DME, ADF + DME
HSI FMT	переход на 3-й уровень для управления отображением компасной шкалы («розы») в виде полной окружности – «360 HSI», либо в виде дуги – «ARC HSI»
BRG 2	включение/выключение отображения пеленгационной информации в специальном окне и последовательное переключение источников – GPS, NAV 2 + DME, ADF + DME
ALT UNIT	переход на 3-й уровень для выбора единиц измерения барометрической высоты в метрах «METERS» в дополнение к индикации в футах и уровня давления в дюймах рт. ст. – «IN», либо в гектопаскалях – «HPA»
STD BARO	включение/выключение индикации барометрической высоты по стандартному давлению 29,92 дюйма рт. ст. или 1013,2 HPA

Окончание табл. 2.2

Назначение клавиш 2-го уровня для управления ответчиком XPDR

STBY	включение режима «Готов» ответчика УВД. Ответы не передаются
ON	включение режима «А» RBS ответчика УВД. Передаётся только код ответчика (Squawk)
ALT	включение режима «С» RBS ответчика УВД. Передаётся код ответчика, информация о высоте по стандартному давлению и ответы селективного запроса «S»
GND	включается при нахождении самолёта на земле. Передаются ответы только на запросы режима «S» и самогенерируемые информационные послышки (Squitter) для наблюдения и УВД
VFR	устанавливается код ответчика УВД (1200), когда выполняется полёт по правилам визуальных полётов (действует в США)
CODE	переход на 3-й уровень для ввода цифр кода ответчика УВД
IDENT	нажимается по запросу авиадиспетчера для опознавания

Назначение клавиш 3-го уровня для управления ответчиком XPDR

0–7	ввод цифр кода ответчика УВД (Squawk)
IDENT	нажимается по запросу авиадиспетчера для опознавания
BKSP	стирание неправильно введённой цифры кода ответчика УВД

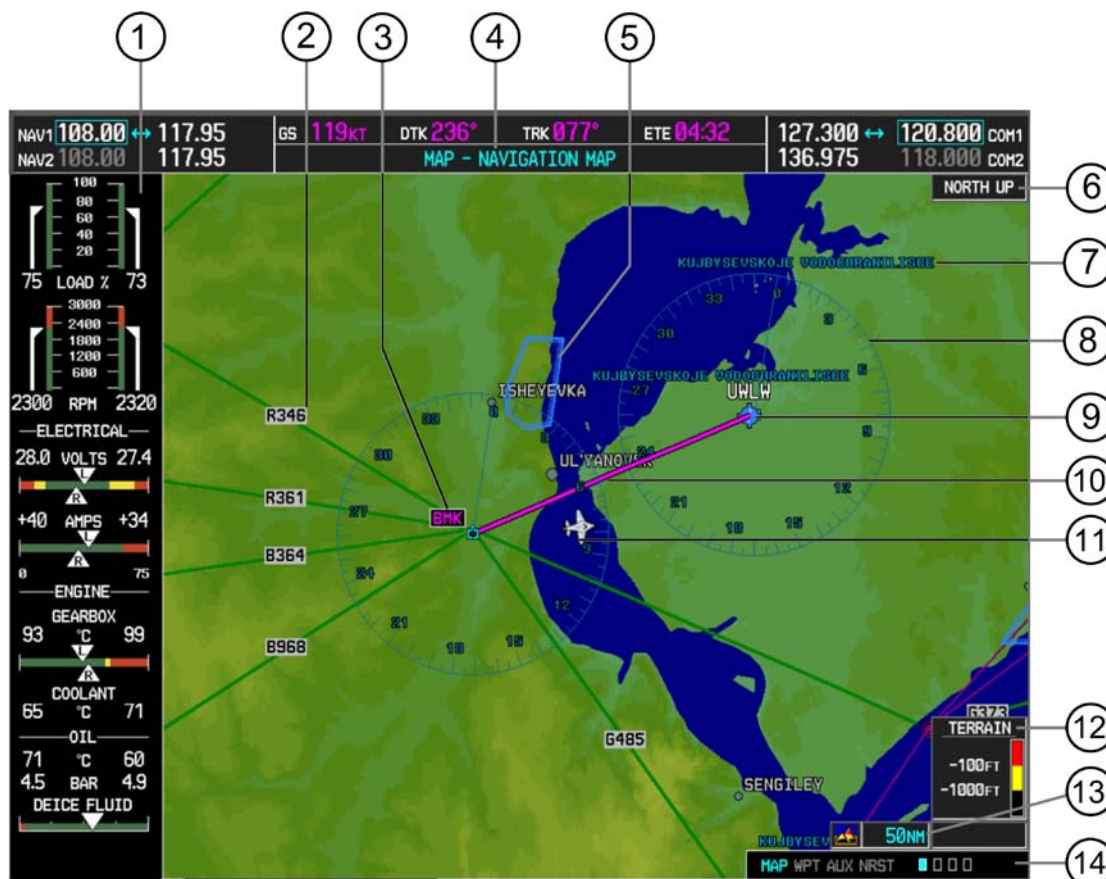
Информация, представляемая на многофункциональном индикаторе MFD (рис. 2.10)

Рис. 2.10. Страница информации «NAVIGATION MAP» на дисплее MFD

На рис. 2.10 представлено:

- 1 – информация о параметрах работы авиадвигателей, электрической, топливной и других систем самолёта от блока GEA 71;
- 2 – воздушные трассы с указанием номеров (идентификаторов) трасс;
- 3 – идентификаторы радиомаяков (маяк VOR аэродрома Ульяновск);
- 4 – наименование группы страниц и отображаемой страницы;
- 5 – запретные воздушные зоны или зоны ограничения полётов;
- 6 – выбранная ориентация карты (здесь по направлению на север);
- 7 – наименования географических объектов;
- 8 – компасная шкала («компасная роза»);
- 9 – символы и идентификаторы аэродромов;
- 10 – линия заданного пути (ЛЗП);
- 11 – символ самолёта, определяющий на карте его текущее местоположение;
- 12 – окно сигнализации системы TAWS при отображении земной поверхности при включении режима «TERRAIN» – (земля);
- 13 – обозначение масштаба карты (воспроизводимой на экране дальности);
- 14 – обозначение выбранной группы и страницы информации (первая страница из четырёх возможных страниц группы «MAP»).

На большей части экрана представляется аэронавигационная, картографическая, служебная, метеорологическая информация от штормоскопа, а также информация от системы предупреждения о близости земли (TAWS) и системы предупреждения об опасности столкновения в воздухе с другими ВС (TAS). Эта информация представляется страницами, сгруппированными по функциям. Выбор групп и страниц в группе производится экипажем с помощью сдвоенных ручек FMS, а также с помощью 12-ти программируемых клавиш, расположенных в нижней части дисплея. Обозначение группы и отображаемой страницы представляется в рамке на верхней части экрана под навигационными данными. Кроме того, в правом нижнем углу экрана представляется подсвеченное обозначение выбранной группы и страницы отображаемой информации.

В нормальном режиме эксплуатации в левой части экрана MFD отображается информация о работе авиадвигателей, электрической, топливной и противообледенительной систем самолёта. Эта информация представляется на одной из трёх возможных страниц «ENGINE», «SYSTEM» или «FUEL» (рис. 2.11). Страница «ENGINE» отображается на экране при первоначальном включении дисплея либо при нажатии клавиши с аналогичным обозначением, либо при нажатии клавиши, соответствующей надписи «BACK».

Все страницы индикации разбиты на части. В верхней части этих страниц отображается одинаковая информация о значениях основных параметров авиадвигателей самолёта – нагрузки (Load) в процентах и частоты вращения воздушных винтов, выраженной количеством оборотов в минуту (RPM), причём слева для левого, а справа для правого авиадвигателя.

Индицируемые параметры систем указываются белыми треугольниками (стрелками), расположенными выше (L) и ниже (R) цветных шкал. Буква L – соответствует левой стороне (двигатель, электрическая шина и т.п.), а R – правой стороне. Зелёным цветом отображаются

нормальные значения параметров, жёлтым цветом предельно-допустимые, а красным – аварийные (недопустимые) значения. Рядом со шкалами указаны единицы измерения индицируемых параметров. Над шкалами расположены левое и правое окна, в которых текущие значения параметров представлены в цифровой форме. При достижении параметрами критических значений окна и цифровые обозначения параметров изображаются соответственно жёлтым либо красным цветом и начинают мигать для привлечения внимания экипажа.

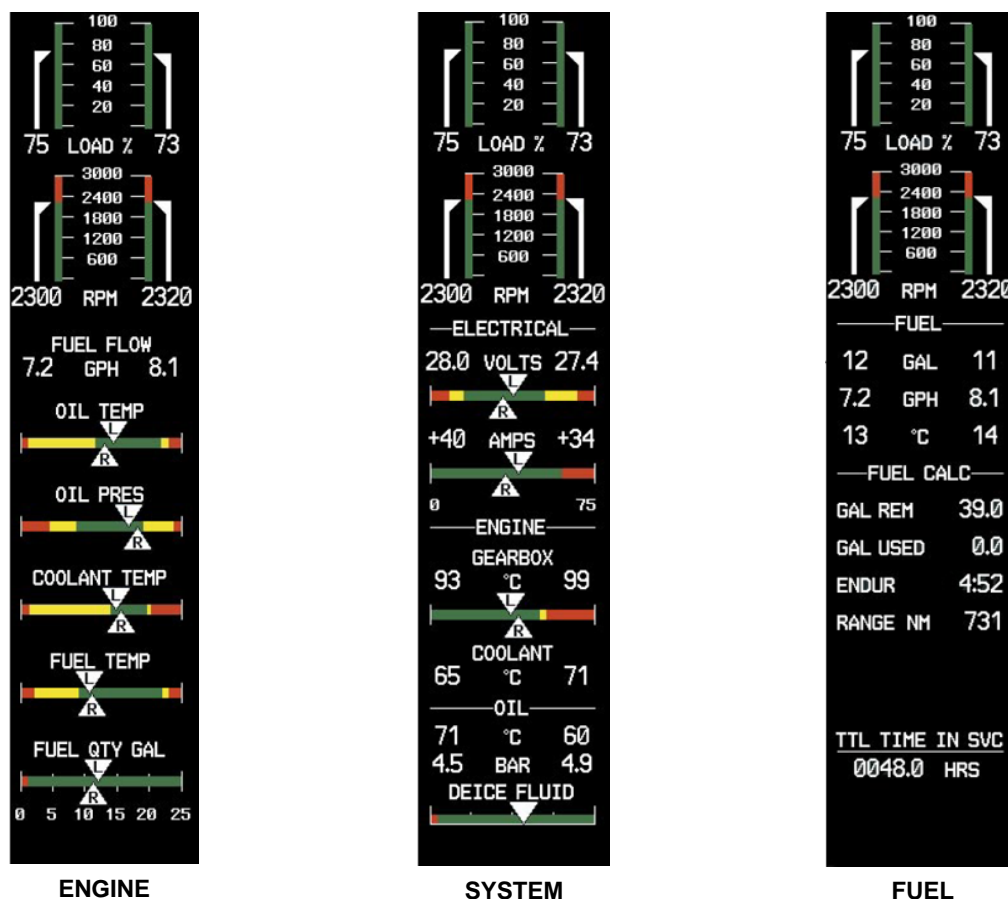


Рис. 2.11. Страницы отображения параметров двигателей и систем самолета

На странице «ENGINE» представлена также информация о рассчитанном значении расхода топлива (FUEL FLOW), о температуре (OIL TEMP) и давлении (OIL PRES) масла в маслосистеме авиадвигателей, о температуре охлаждающей жидкости (COOLANT TEMP), а также о температуре топлива (FUEL TEMP) и его остатке (FUEL QTY GAL) в галлонах.

На странице «SYSTEM», наряду с параметрами двигателей, в части «ELECTRICAL» представлена информация об электрическом напряжении (VOLTS) на левой и правой основных шинах и токе (AMPS) левого и правого генераторов. В части «ENGINE» представлена информация о температуре в редукторах (GEARBOX) и температуре охлаждающей жидкости (COOLANT). В разделе «OIL» представлена информация о температуре (°C) и давлении (BAR) масла. Дополнительно представляется информация о количестве жидкости в противообледенительной системе (DEICE FLUID).

На странице «FUEL», наряду с параметрами двигателей, в части «FUEL» повторяется численная информация об остатке (GAL), расходе (GPH) и температуре (°C) топлива для левого

и правого авиадвигателей. На этой же странице представляются данные специального калькулятора, позволяющего рассчитать количество израсходованного и оставшегося топлива, возможное время и дальность полёта на оставшемся топливе. В нижней части страницы отображается общее полётное время самолёта (TTL TIME IN SVC) в часах.

При отказе одного из дисплеев включается резервный режим, и данная информация отображается на оставшемся в работе дисплее в совмещённом режиме.

Управление отображением на экране дисплея MFD осуществляется с помощью клавиш с программируемыми функциями, расположенных под экраном и представленных на рис. 2.12.

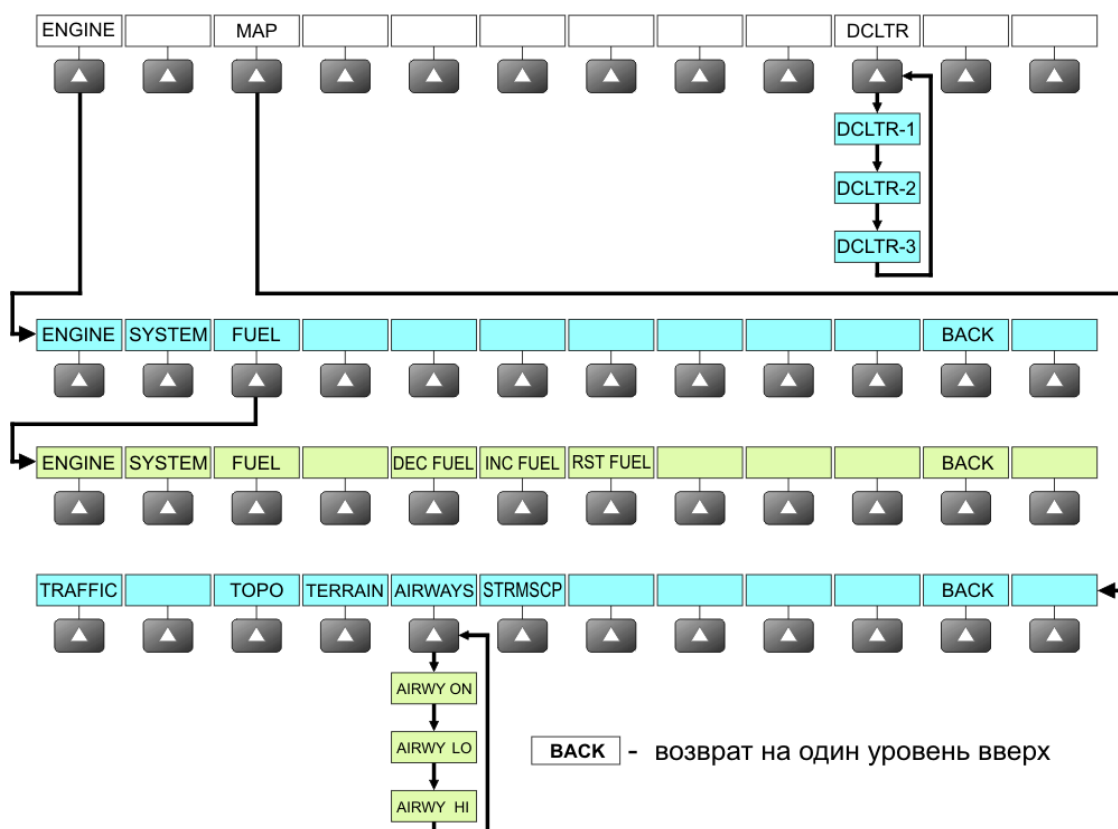


Рис. 2.12. Логическая схема обозначений программируемых клавиш дисплея MFD

Назначение программируемых клавиш дисплея MFD представлено в табл. 2.3.

Таблица 2.3

Назначение клавиш высшего уровня

ENGINE	переход на 2-й уровень для управления отображением параметров двигателей, электрической, топливной, противообледенительной и других систем самолёта
MAP	переход на 2-й уровень для управления отображением в основном окне MFD
DCLTR	управление насыщенностью аэронавигационной информации на экране MFD (3 варианта)

Назначение клавиш 2-го уровня для управления отображением параметров двигателей, электрической, топливной, противообледенительной и других систем самолёта

ENGINE	включение отображения параметров двигателей и топливной системы самолёта
SYSTEM	включение отображения параметров двигателей, электрической и противообледенительной систем самолёта

Окончание табл. 2.3

FUEL	включение отображения параметров двигателей, топливной системы самолёта, а также переход на 3-й уровень для управления встроенным калькулятором расхода топлива с помощью клавиш с надписями «DEC FUEL», «INC FUEL» и «RST FUEL» (уменьшение, увеличение и сброс данных о топливе)
------	--

Назначение клавиш 2-го уровня для управления отображением MFD

TRAFFIC	включение/выключение отображения близколетящих ВС от системы TAS (оповещения об опасном сближении ВС)
TOPO	включение/выключение отображения топографической информации (рельефа земной поверхности)
TERRAIN	включение/выключение отображения рельефа земной поверхности от системы предупреждения о близости земли TAWS с сигнализацией степени опасности
AIRWAYS	включение/выбор/выключение отображения воздушных трасс «AIRWAYS LO» (малых высот) и «AIRWAYS HI» (больших высот)
STRMSCP	включение/выключение отображения метеоинформации от штормоскопа

При включении дисплеев PFD и MFD, а также в процессе работы производится их самотестирование. При обнаружении неисправностей появляется соответствующее уведомляющее сообщение в окне «ALERTS» на дисплее PFD. Перечень сообщений, касающихся неисправности дисплеев, приведён в табл. 2.4. При появлении таких сообщений требуется техническое обслуживание оборудования.

Таблица 2.4

Сообщение	Примечание
DATA LOST	индивидуальные настройки индикаторов потеряны
XTALK ERROR	отсутствует связь между дисплеями по сети (с интерфейсом Ethernet)
PFD1 SERVICE	необходимо техническое обслуживание дисплея PFD
MFD1 SERVICE	необходимо техническое обслуживание дисплея MFD
MANIFEST	установлено некорректное программное обеспечение
PFD1 CONFIG	ошибка конфигурации дисплея PFD
MFD1 CONFIG	ошибка конфигурации дисплея MFD
SW MISMATCH	для дисплеев PFD и MFD установлено различное программное обеспечение
PFD1 COOLING	перегрев дисплея PFD
MFD1 COOLING	перегрев дисплея MFD
PFD1 KEYSTK [.]	залипание какой-либо клавиши [.] на PFD и/или MFD. Можно попытаться нажимать её несколько раз, иначе потребуются ремонт
MFD1 KEYSTK[.]	
CNFG MODULE	отказ блока конфигурации дисплея PFD
PFD1 VOLTAGE	пониженное напряжение электропитания дисплея PFD
MFD1 VOLTAGE	пониженное напряжение электропитания дисплея MFD
PFD1 DB ERR	отказ в одной из баз данных дисплея PFD
MFD1 DB ERR	отказ в одной из баз данных дисплея MFD
DB MISMATCH	установлены различные базы данных в PFD и MFD

В случаях обнаружения отказов в работе системы индикации, в частности при полном отказе одного из дисплеев комплексная система Garmin G 1000 автоматически переключается в режим совмещённой индикации (Reversionary Mode) на оставшемся дисплее (рис. 2.13).

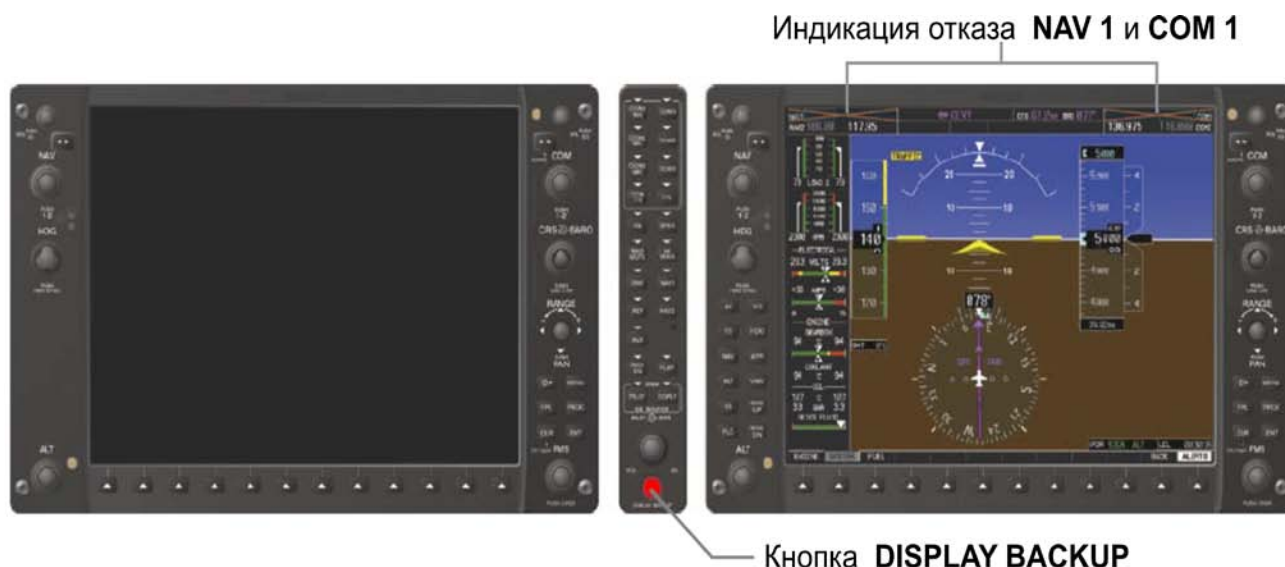


Рис. 2.13. Индикация в случае отказа левого дисплея (PFD)

В таких случаях на оставшемся в работе дисплее отображается вся важнейшая для пилотирования информация, которая в нормальном режиме представлялась на командно-пилотажном индикаторе PFD. В левой части экрана отображается информация о параметрах двигателей и важнейших систем самолёта как ранее на MFD. Окно карты Insert Map при совмещённом отображении перемещается в правую часть экрана. Кроме того, системы навигации NAV и радиосвязи COM, которые были настроены и индицировались на отказавшем дисплее, отображаются как отказавшие, т.е. с красным перекрестием.

Если система Garmin G 1000 не переключается автоматически в совмещённый режим, то пилот должен сделать это вручную нажатием красной кнопки на аудиопанели **DISPLAY BACKUP**. Повторное нажатие кнопки отключает совмещённый режим.

При отказе каких-либо систем, представляющих информацию на дисплеях, их поля индикации отображаются с красным перекрестием, играющим роль бленкера (рис. 2.14).

На рис. 2.14 обозначено:

- 1 – отказ блока сбора и обработки параметров двигателей и функциональных систем самолёта GEA 71 и/или интегрированного блока авионики GIA 63 и/или электронных блоков управления двигателями ECU;
- 2 – отказ блока GIA 63;
- 3 – отказ курсоверткали GRS 77 и/или магнитометра GMU 44;
- 4 – отказ указателей барометрической высоты и/или вертикальной скорости (отказ системы воздушных сигналов GDC 74A);
- 5 – отказ блока GIA 63;
- 6 – отказ блока GIA 63 или только радиокompаса ADF и/или дальномёра DME;
- 7 – отказ блока GIA 63;
- 8 – отказ ответчика УВД GTX 33 или блока GIA 63;
- 9 – отказ указателей истинной и/или приборной воздушной скорости, индикатора температуры наружного воздуха (отказ системы воздушных сигналов GDC 74A).



Рис. 2.14. Сигнализация отказов оборудования самолёта

Комплексная система Garmin G 1000 представляет большие возможности для диагностики и технического обслуживания радиоэлектронного и приборного оборудования самолёта. Для этого в наземном положении самолёта необходимо предварительно выключить электропитание обоих дисплеев с помощью автомата защиты **PFD**, соединённого с левой основной шиной (рис. 1.3, поз. 7), и автомата защиты **MFD**, соединённого с правой основной шиной (рис. 1.3, поз. 13). Затем, удерживая в нажатом положении клавишу **ENT** включить электропитание дисплеев указанными автоматами защиты. На дисплеях будут отображаться обширные данные о работе оборудования для считывания и регулировок техническим персоналом. Группы страниц выбираются с помощью большой наружной ручки **FMS**, а информационные страницы – малой внутренней ручкой-кнопкой **FMS**.

2.2. Системы внутренней и внешней связи

На приборной доске пилотов между индикаторами PFD и MFD установлена цифровая аудиопанель Garmin GMA 1347 (рис. 1.3, поз. 12). Она является частью комплекса Garmin G 1000, связана с интегрированными блоками БРЭО GIA 63 по протоколу обмена данными RS-232 и предназначена для:

- внутренней связи (Intercom) членов экипажа и пассажиров через авиагарнитуры с автоматической коммутацией «приём/передача», ручной регулировкой громкости и включения шумоподавления;
- внешней симплексной радиосвязи через две ОБЧ-радиостанции COM 1 или COM 2 и авиагарнитуры пилотов;
- повторного воспроизведения записываемой звуковой информации с выходов радиостанций COM 1 или COM 2;
- для прослушивания опознавательных сигналов одного из наземных радиомаяков VOR, DME, NDB (приводных радиостанций) или курсового радиомаяка LOC системы посадки ILS по выбору пилотов;
- прослушивания сигналов маркерных радиомаяков систем посадки или маршрутных маркерных радиомаяков (практически не используются) без выбора пилотов. Для большинства российских аэродромов пролёт дальнего маяка сопровождается звучанием прерывистого тона частотой 3000 Гц в виде серии двух тире в секунду, а пролёт ближнего – в виде серии шести точек в секунду;
- трансляции звуковых сигналов выбранных средств через кабинный громкоговоритель с его приглушением на время включения микрофонов при ведении радиообмена;
- ручного включения режима совмещённой индикации пилотажной и другой важной информации на исправном дисплее в случае отказа одного из индикаторов PFD или MFD.

Кабинный громкоговоритель, а также микрофоны и головные телефоны авиагарнитур пилотов и двух пассажиров подключаются к аудиопанели. Громкоговоритель расположен на потолке кабины над пассажирскими креслами. Гнезда для подключения разъёмов четырёх авиагарнитур расположены на задней части центрального пульта между креслами пилотов.

Для подключения микрофонов авиагарнитур обоих пилотов к передатчикам радиостанций при ведении радиообмена, а также при оповещении пассажиров на ручках управления пилотов расположены кнопки **РТТ** (Push-To-Talk – аналог кнопки «Радио»).

Внешний вид аудиопанели представлен на рис. 2.15. На лицевой части расположены следующие органы управления:

- **COM 1 MIC** – клавиша для выбора радиостанции COM 1, через которую можно вести передачу от микрофона авиагарнитуры при нажатии кнопки **РТТ** на ручке управления одного из пилотов;
- **COM 2 MIC** – клавиша для выбора радиостанции COM 2, через которую можно вести передачу от микрофона авиагарнитуры при нажатии кнопки **РТТ** на ручке управления одного из пилотов;
- **COM 3 MIC** – клавиша не задействована;
- **COM 1** – клавиша для выбора радиостанции COM 1 для прослушивания принимаемых через неё сообщений;
- **COM 2** – клавиша для выбора радиостанции COM 2 для прослушивания принимаемых через неё сообщений;
- **COM 3** – клавиша не задействована;



Рис. 2.15. Лицевая часть аудиопанели

– **COM 1/2** – клавиша, после нажатия которой 1-й и 2-й ты могут одновременно и независимо вести радиообмен, причём 1-й пилот через радиостанцию COM 1, а 2-й – через COM 2. Кроме того, 1-й пилот может прослушивать также опознавательные сигналы выбранных радиомаяков, тогда как 2-й пилот – только речевые сообщения, принятые радиостанцией COM 2;

– **TEL** – клавиша не задействована;

– **PA** – клавиша для обращения к пассажирам при нажатии кнопки **PTT** на ручке управления одного из пилотов. Если при этом нажата клавиша **COM 1/2**, то только 2-й пилот может обращаться к пассажирам через cabinный громкоговоритель;

– **SPKR** – клавиша для подключения cabinного громкоговорителя. Через него транслируются сигналы выбранных радиосредств, а также сигналы, которые выдаются независимо от выбора экипажа. При включении микрофонов на передачу кнопкой **PTT** звук громкоговорителя приглушается;

– **MKR/MUTE** – клавиша, позволяющая временно отключить прослушивание сигналов пролетаемого маркерного маяка в тех случаях, когда, например, они мешают приёму информации от авиадиспетчера. При этом пилоты наблюдают сигнал маркерного маяка на дисплее PFD. Кроме того, клавиша позволяет прерывать прослушивание записанных речевых сигналов диспетчера;

– **HI SENS** – клавиша, которая при нажатии позволяет повысить чувствительность маркерного приёмника с 1000 мкВ до 200 мкВ, что необходимо для приёма сигналов маршрутных маяков на больших высотах полёта;

– **AUX** – клавиша не задействована. Она может быть использована при установке на самолёте дополнительных (Auxiliary) навигационных средств;

– **DME, NAV 1, NAV 2, ADF** – клавиши, которые при нажатии позволяют выбирать соответствующие радиомаяки для прослу-

шивания с целью их опознавания или приёма сообщений, транслируемых через них, (например, аварийных передач от диспетчера через дальний приводной радиомаяк);

– **MAN SQ** – клавиша, которая при её нажатии переключает ручки **PILOT-PASS** из режима регулировки громкости прослушивания в режим ручной (Manually) регулировки подавителя шума (Squelch);

– **PLAY** – клавиша для повторного воспроизведения записанных в цифровой форме звуковых сообщений в тех случаях, когда они не были восприняты экипажем с первого раза;

– **PILOT** и **COPLT** – клавиши, используемые для коммутации внутрисамолётной связи. В зависимости от сочетания включения этих клавиш возможны четыре режима внутрисамолётной связи:

- Включена только клавиша **PILOT** – 1-й пилот изолирован и может прослушивать только выбранные радиосредства, 2-й пилот и пассажиры могут общаться между собой.
- Включена только клавиша **COPLT** – 2-й пилот изолирован, 1-й пилот и пассажиры могут прослушивать выбранные радиосредства и общаться между собой.
- Обе клавиши **PILOT** и **COPLT** включены – 1-й и 2-й пилоты изолированы от пассажиров, могут общаться между собой и прослушивать выбранные радиосредства. Пассажиры могут общаться только между собой.
- Обе клавиши **PILOT** и **COPLT** выключены – и пассажиры, и пилоты могут общаться и прослушивать выбранные радиосредства;
- **PILOT-PASS** – сдвоенные ручки для регулировки громкости прослушивания 1-м пилотом (внутренняя) и 2-м пилотом и пассажирами (наружная). При этом слева от ручек подсвечивается надпись **VOL**. При включенной клавише **MAN SQ** – эти ручки соответственно регулируют уровень подавителя шума. При этом справа от ручек подсвечивается надпись **SQ**;
- **DISPLAY BACKUP** – кнопка для переключения индикации дисплеев PFD и MFD в совмещённый режим при отказе одного из них. Кнопка должна быть нажата и при автоматическом переходе в режим совмещённой индикации при мигании неисправного индикатора.

При нажатии клавиш аудиопанели и включения соответствующего режима начинает светиться сигнализатор в виде белого треугольника над клавишей (см. рис. 2.15).

Аудиопанель получает электропитание постоянным током напряжением 28 В от шины AVIONIC BUS бортового радиоэлектронного оборудования (авионики) с защитой через автомат защиты **AUDIO** номиналом 5 А.

При включении аудиопанели, а также в процессе работы производится её самотестирование. При обнаружении отказов появляется соответствующее сообщение в окне уведомляющих сообщений «ALERTS» на дисплее PFD. Перечень сообщений, касающихся аудиопанели и связанного с ней оборудования, приведён в табл. 2.5. При появлении таких сообщений требуется техническое обслуживание оборудования.

Таблица 2.5

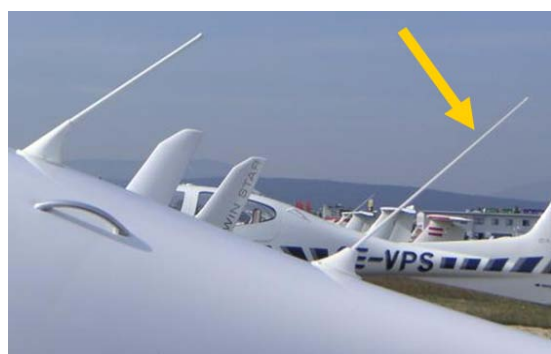
Сообщение	Примечание
GMA 1 FAIL	полный отказ аудиопанели
GMA 1 CONFIG	отказ в программном обеспечении
MANIFEST	установлено неправильное программное обеспечение
GMA 1 SERVICE	несущественный отказ. Возможно использование аудиопанели до ремонта
COM 1/2 PTT	залипание контактов кнопки PTT

Вылет с отказавшей аудиопанелью **запрещён**. Под приборной доской слева расположен разъём для подключения дополнительного микрофона. Вместе с громкоговорителем он может быть использован вместо авиагарнитур.

Радиостанции COM 1 и COM 2 являются неотъемлемой частью интегрированного комплекса Garmin G 1000, встроены в блоки БРЭО GIA 63 и предназначены для:

- симплексной командной радиосвязи в ОВЧ-диапазоне радиоволн. Двухсторонняя авиационная воздушная связь ведётся с авиадиспетчерами, с экипажами других ВС или диспетчерами производственных служб авиапредприятий;
- прослушивания сообщений вспомогательных аэродромных служб, например ATIS, служб метеобеспечения VOLMET, SIGMET и т. п.;
- радиосвязи на международной аварийной частоте 121,500 МГц, например, при проведении поисково-спасательных работ.

В состав обеих радиостанций кроме приёмопередающей аппаратуры, интегрированной в блоки GIA 63, входят переключатели «приём-передача» – кнопки **РТТ**, установленные на ручках управления пилотов и штыревые антенны (антенна радиостанции COM 2 имеет L-образную форму). Размещение антенн радиостанций показано на рис. 1.2, а их внешний вид на рис. 2.16.



а



б

Рис. 2.16. Внешний вид антенн ОВЧ радиостанций:
а – антенна радиостанции COM 1; б – антенна радиостанции COM 2

Радиостанции COM 1 и COM 2 идентичны и характеризуются следующими основными эксплуатационно-техническими показателями:

Диапазон рабочих частот, МГц	118,000–136,975
Шаг сетки частот, кГц	25 или 8,33 (по выбору экипажа)
Вид модуляции	амплитудная (AM)
Средняя мощность передатчика, Вт	16
Напряжение электропитания, В	28 постоянного тока
Дальность действия, км	120 – 130 при высоте полёта 1000 м
Чувствительность приёмника, мкВ	2,5

Выбор шага сетки частот (CHANNEL SPACING) осуществляется экипажем на четвёртой странице «AUX-SYSTEM SETUP» группы «AUX» на дисплее MFD в разделе «COM CONFIG» с помощью ручек **FMS**.

Радиостанция COM 1 получает электропитание постоянным током напряжением 28 В от левой основной шины LH MAIN BUS с защитой через автомат защиты **COM 1** номиналом 5 А, а радиостанция COM 2 – от шины БРЭО AVIONIC BUS через автомат защиты **COM 2** номиналом также 5 А.

Радиостанции не имеют собственных пультов управления. Все органы управления радиостанциями и индикаторы настройки сосредоточены в правой верхней части каждого из дисплеев – PFD и MFD (рис. 2.17). Действие данных органов управления и индикаторов настройки одинаково, независимо от того, на каком дисплее они используются экипажем.



Рис. 2.17. Правая верхняя часть дисплеев PFD и MFD

Настройка радиостанций может производиться либо вручную, либо автоматически вычислительной системой управления FMS, если заранее введен, активирован и выполняется план полёта. Информация о частотах наземных радиостанций для УВД, действующих в тех или иных зонах воздушного пространства, берётся из обновляемой базы аэронавигационных данных. Например, на дисплее MFD с помощью ручек **FMS** в группе страниц «WPT» выбирается первая страница «WPT-AIRPORT INFORMATION». Затем в разделе «FREQUENCIES» выбирается частота нужного сектора УВД. Выбор подтверждается нажатием клавиши **ENT**. После этого значение частоты появляется в окне подготовленных частот настраиваемой радиостанции.

Ручная настройка радиостанций осуществляется двойными ручками **COM**, причём малой внутренней ручкой устанавливаются значения частоты в кГц, а большой наружной ручкой – в МГц. На то, какая радиостанция настраивается, указывает голубая рамка, цвет цифр и символ «↔» между активной и подготавливаемой частотами. Переключение между радиостанциями COM 1 и COM 2 для их настройки и управления производится нажатием малой внутренней ручки-кнопки **COM** (обратно – повторным нажатием). Радиостанции, выбранные нажатием клавиш **COM MIC** и/или **COM** на аудиопанели для ведения радиосвязи и/или прослушивания, представлены значением их рабочих частот в зелёном цвете (COM 1 на рис. 2.17). Переключение между рабочей частотой и подготовленной частотой, обозначенной голубым цветом и рамкой, производится нажатием клавиши ↔ (Transfer). Длительное (около 2 с) нажатие на эту клавишу переводит рабочую частоту в область, обозначенную голубой рамкой, т. е. в подготовленную, а радиостанция перестраивается на международную аварийную частоту 121,500 МГц.

Уровень принимаемого сигнала (громкость) устанавливается ручкой **VOL** для той радиостанции, которая выбрана малой внутренней ручкой-кнопкой **COM** для настройки и управления. При вращении ручки **VOL** уровень сигнала изменяется от 0 до 100 %. Изменяемое значение уровня в процентах со словом «VOLUME» индицируется вместо значений подготовленной частоты без рамки. Индикация продолжается в течение трёх секунд после завершения вращении ручки **VOL**. Эта ручка является также кнопкой, нажатием на которую включается автоматическое подавление шума (Squelch) в приёмнике выбранной для настройки радиостанции. Выключение подавителя шума производится повторным нажатием.

Во время приёма сообщений на рабочей частоте выбранной радиостанции рядом с отображаемым значением частоты появляются буквы **RX**, а во время передачи – буквы **TX**.

Контроль работоспособности радиостанций осуществляется экипажем путём самопрослушивания в телефонах авиагарнитуры при выходе на внешнюю радиосвязь. Отказ радиостанций обнаруживается также отсутствием прослушивания сообщений при работе на приём.

Кроме того, при включении и в процессе работы радиостанций производится их самотестирование. При обнаружении отказов вместо цифровых значений частот отказавшей радиостанции появляется перекрестие красного цвета. Кроме того, появляется соответствующее сообщение в окне уведомляющих сообщений «ALERTS» на дисплее PFD.

Перечень сообщений, касающихся радиостанций COM 1, COM 2 и связанного с ними оборудования, приведён в табл. 2.6. При появлении таких сообщений требуется техническое обслуживание оборудования.

Таблица 2.6

Сообщение	Примечание
COM 1/2 TEMP	повышенная температура в передатчике радиостанций COM 1 и/или COM 2 и, как следствие, уменьшение мощности излучения
COM 1/2 SERVICE	несущественная неисправность радиостанций. Возможно их использование до ремонта
COM 1/2 PTT	залипание контактов кнопки PTT и невозможность прослушивания радиостанций, а также ведения радиообмена
COM 1/2 RMT XFR	залипание контактов клавиши ↔ (Transfer), предназначенной для переключения между рабочей и подготовленной частотами

При отказе аудиопанели или блоков цифровой обработки звуковых сигналов радиостанция COM 1 работает без цифровой обработки сигналов и подключается непосредственно к авиагарнитуре 1-го пилота.

Перед полётом, при осмотре самолёта необходимо проверить целостность антенн, отсутствие на них льда и грязи.

Вылет с отказавшей радиостанцией **запрещён**. Отказ обеих радиостанций в полёте соответствует аварийной ситуации «Отказ радиосвязи». В этом случае необходимо установить код ответчика УВД (Squawk) равным 7600 для информирования авиадиспетчера об отказе радиосвязи.

2.3. Аварийный радиомаяк ARTEX ME 406

На самолёте установлен аварийный радиомаяк (ELT) международной космической системы поиска и спасения терпящих бедствие объектов КОСПАС-SARSAT ARTEX ME 406. Он предназначен для подачи сигнала бедствия, содержащего идентификационную информацию, при вынужденной посадке самолёта или ударе о землю. После приёма аварийных сигналов определяется местоположение и принадлежность самолёта, организуется его поиск и спасение экипажа и пассажиров. Для этого, кроме радиосигнала на частоте 406,025 МГц, предназначенного для его приёма на спутниках, излучаются радиосигналы на международных аварийных частотах 121,5 МГц и 243 МГц для привода поисково-спасательных ВС или наземных мобильных средств к месту аварии. Радиомаяк закреплён на самолёте и включается на передачу либо вручную экипажем, либо от удара с продольным ускорением более 5–6 g. Комплект радиомаяка состоит из электронного блока, пульта управления и антенны. На рис. 2.18 представлен электронный блок радиомаяка ARTEX ME 406. Он расположен внутри фюзеляжа за креслами пассажиров в районе первого кольцевого шпангоута.

На рис. 2.19 представлен пульт дистанционного управления маяком, расположенный на приборной доске пилотов справа (рис. 1.3, поз. 6). Штыревая антенна маяка расположена на верхней поверхности фюзеляжа над задним багажным отсеком (см. рис. 1.2).

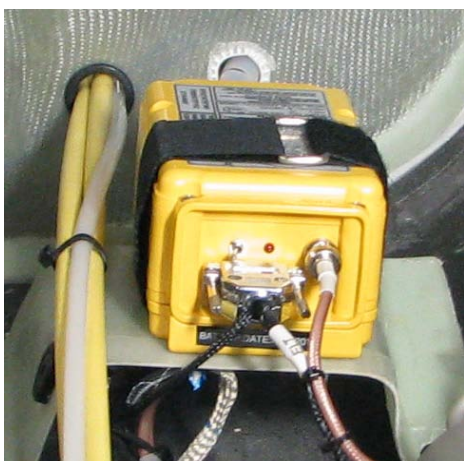


Рис. 2.18. Электронный блок



Рис. 2.19. Пульт управления

Аварийный радиомаяк ARTEX ME 406 характеризуется следующими основными эксплуатационно-техническими показателями:

Дальность действия на частотах 121,5 и 243 МГц при высоте полёта поискового ВС 3000 м, км	40–50
Импульсная мощность радиосигнала на частоте 406,025 МГц, Вт	5
Время передачи, с	0,5 через каждые 50 с
Максимальное время обнаружения радиосигнала на частоте 406,025 МГц, ч	2
Средняя мощность радиосигнала на частотах 121,5 МГц и 243 МГц, мВт	не менее 50

Пульт управления аварийного радиомаяка получает электропитание постоянным током напряжением 24–28 В от аварийной аккумуляторной шины через предохранитель 1 А. Внутри электронного блока имеется аккумуляторная батарея, которая используется независимо от системы электропитания самолёта. На боковой стороне электронного блока расположен выключатель для приведения маяка в рабочее состояние и световой сигнализатор. Этим выключателем радиомаяк отключают при длительных перерывах между полётами и при хранении. На пульте дистанционного управления маяком расположен красный переключатель на два положения «ARM» и «ON», а также световой сигнализатор излучения аварийных радиосигналов. Кроме того, предусмотрен звуковой сигнализатор работоспособности маяка, встроенный в его электронный блок.

Перед запуском двигателей необходимо убедиться, что этот переключатель находится в подготовленном к работе положении «ARM». Для подачи сигнала «Бедствие» в полёте или после аварийной посадки необходимо перевести переключатель маяка в положение «ON». Кроме того, при ударе самолёта аварийный радиомаяк сработает автоматически. При передаче аварийных сигналов красный сигнализатор светится постоянно в течение первых суток, когда излучаются сигналы на всех трёх частотах. Звуковой сигнализатор не звучит. Затем маяк переходит в режим излучения только на частотах 121,5 МГц и 243 МГц для выполнения функций приводного радиомаяка. Световой сигнализатор при этом начинает мигать, а звуковой – передавать два гудка в секунду.

Работоспособность аварийного радиомаяка должна быть проверена перед эксплуатацией. Для этого переключатель на пульте дистанционного управления маяком переводится в положение «ON» **не более чем на 1 с** и возвращается в положение «ARM». При этом в процессе самотестирования в течение 6–7 с должен постоянно светиться сигнализатор и звучать гудок. Отсутствие или прерывистая работа сигнализаторов свидетельствует о неисправности. Во избежание ложных срабатываний аварийного радиомаяка следует избегать резких движений и торможения самолёта при рулении.

2.4. Самолётный ответчик для управления воздушным движением GTX 33

На самолёте DA 42 установлен ответчик (Transponder) GTX 33 системы вторичной радиолокации с селективным дискретно-адресным запросом режима «S» уровня 2. Ответчик полностью соответствует современным требованиям ICAO и Евроконтроля, включает возможности подрежимов «A» и «C» режима RBS и обеспечивает большую помехозащищённость и информативность системы вторичной радиолокации. Ответчик режима «S» GTX 33 предназначен для формирования ответных радиосигналов, содержащих информацию о:

- введённом пилотом четырёхразрядном коде ICAO (Squawk). Установка кода 7700 означает передачу сигнала «Бедствие», кода 7600 – сигнала «Отказ радиосвязи», а кода 7500 – сигнала «Нападение на экипаж»;
- введённом пилотом радиотелефонном позывном (Flight ID);

– текущем значении высоты полёта от барометрического высотомера, отсчитанной по уровню стандартного давления 1013,2 гПа с дискретностью 100 ft для режима «C» RBS и 25 ft – для режима «S»;

– дополнительном опознавании при кратковременном нажатии клавиши с обозначением «IDENT» по запросу авиадиспетчера.

Ответчик GTX 33 формирует ответные сигналы не только на запросы наземных вторичных радиолокаторов УВД, но и на запросы бортовых систем предотвращения столкновений самолётов в воздухе ACAS II и бортовых систем предупреждения о сближении самолётов TAS. Для этого он сопряжён с системой TAS собственного самолёта.

Кроме того, ответчик GTX 33 формирует самогенерируемые посылки (Squitter), содержащие идентификационную информацию, информацию о местоположении самолёта (географические широту, долготу и пр.) для вещательного автоматического зависимого наблюдения. Эту информацию ответчик получает от спутниковой навигационной системы GPS и вычислительной системы управления FMS.

Ответчик GTX 33 установлен вместе с интегрированными блоками бортового радиоэлектронного оборудования GIA 63 в защитном кожухе за креслами пассажиров под задним багажным отсеком (см. рис. 1.5) и вместе с ними охлаждается вентилятором.

Размещение всенаправленной антенны ответчика GTX 33 в нижней части центроплана показано на рис. 1.2, а внешний вид на рис. 2.20. Антенна принимает запросные сигналы на частоте 1030 МГц и передаёт ответные сигналы, а также самогенерируемые посылки на частоте 1090 МГц. На время излучения ответчик посылает бланкирующие импульсы в аппаратуру самолётного дальномера DME для блокирования входа его чувствительного приёмника. Ответчик GTX 33 характеризуется следующими основными эксплуатационно-техническими показателями:



Рис. 2.20. Антенна ответчика

Частота работы приёмника (запроса), МГц	1030
Частота работы передатчика (ответа), МГц	1090
Импульсная мощность передатчика, Вт	200
Напряжение электропитания, В	28 постоянного тока
Дальность взаимодействия с наземными радиолокаторами, км	не менее 130–140 при высоте полёта 1000 м

Ответчик GTX 33 получает электропитание постоянным током напряжением 28 В от левой основной шины LH MAIN BUS с защитой через автомат защиты **XPDR** номиналом 5 А.

Ответчик не имеет собственного пульта управления. Управление режимами работы ответчика, а также ввод экипажем идентификационной информации производится с помощью программируемых клавиш на нижней части дисплея PFD (см. рис. 2.2). Логическая схема

обозначений программируемых клавиш на экране дисплея PFD, касающихся ответчика, приведена на рис. 2.9, а назначение программируемых клавиш всех трёх уровней, представлено в табл. 2.2.

Буквенно-цифровая информация, относящаяся к ответчику, представляется в его окне на экране дисплея PFD в нижнем правом углу (рис. 2.6, поз. 18; рис. 2.21).

Индикация в режиме «ГОТОВ» – STBY.

Ответчик не излучает.

Индикация в режиме «А» RBS – ON. Высота не передаётся.

Индикация в режиме «С» RBS – ALT. Высота передаётся.

Индикация в режиме «IDNT» – IDNT. Опознавание.

Индикация в режиме «На земле» – GND. Ввод кода ответчика.

Для стирания неправильно введённых цифр служит программируемая клавиша с обозначением «BKSP». В адресном ответчике режима «S» предусмотрена возможность передачи для наземных служб УВД полётного идентификатора (FLIGHT ID), например, радиотелефонного позывного, который вводится экипажем самолёта. В настоящее время такая передача позывного уже осуществляется в воздушном пространстве Европейского союза. Это в значительной степени повышает уровень безопасности полётов, поскольку радиотелефонный позывной появляется на индикаторе воздушной обстановки авиадиспетчера сразу после входа самолёта в зону действия радиолокатора УВД и без ошибок.

Ввод позывного «FLIGHT ID» производится в окне «REFERENCES» дисплея PFD с помощью ручек FMS (рис. 2.22).

Информационное окно «REFERENCES» открывается в правом нижнем углу дисплея PFD после нажатия программируемой клавиши высшего уровня на этом дисплее с обозначением «TMR/REF» (см. рис. 2.9). Повторное нажатие клавиши приводит к закрытию данного окна.

REFERENCES			
TIMER	00:02:13	UP	STOP?
Vr	69KT	◀ ON ▶	
Vx	0KT	◀ ON ▶	
Vy	76KT	◀ ON ▶	
Vle	194KT	◀ ON ▶	
Vlo	156KT	◀ OFF ▶	
MINIMUMS	◀ OFF ▶		_____ FT
FLIGHT ID	AFL265__		

Рис. 2.22. Информационное окно для ввода позывного BC

XPDR	6543	STBY	LCL	00:10:39
ENT		BACK	ALERTS	

XPDR	1200	ON	R	LCL	00:12:25
ENT		BACK	ALERTS		

XPDR	6543	ALT	R	LCL	00:05:52
ENT		BACK	ALERTS		

XPDR	6543	IDNT	R	LCL	00:15:31
ENT	TMR/REF	NRST	ALERTS		

XPDR	5244	GND	R	LCL	17:30:27
ENT	BKSP	BACK	ALERTS		

Рис. 2.21. Окно ответчика на дисплее PFD

Работоспособность ответчика определяется по периодическому свечению буквы «R» в окне индикации данных ответчика, возникающей при формировании ответного сигнала (Reply). При включении аппаратуры и в процессе работы производится её самотестирование. При обнаружении отказов появляется соответствующее сообщение в окне уведомляющих сообщений «ALERTS» на дисплее PFD. Перечень сообщений, касающихся ответчика GTX 33, приведён в табл. 2.7. При появлении таких сообщений требуется

техническое обслуживание оборудования. При полном отказе ответчика в его информационном окне появляется перекрестие красного цвета и надпись «XPDR FAIL».

Таблица 2.7

Сообщение	Примечание
XPDR 1 CONFIG	ошибка конфигурации ответчика
MANIFEST	установлено неправильное программное обеспечение
XPDR 1 SRVC	требуется техническое обслуживание, когда будет возможно
XPDR 1 FAIL	отказ аппаратуры ответчика. Требуется ремонт

Перед полётом при осмотре самолёта необходимо проверить целостность антенны ответчика, отсутствие на ней льда и грязи. После запуска двигателей и завершения процесса самотестирования пилотажно-навигационного комплекса Garmin G 1000, а также в полёте необходимо устанавливать режим и код ответчика в соответствии с указаниями диспетчера УВД. По указанию диспетчера включать индивидуальное опознавание коротким нажатием клавиши с обозначением «IDENT».

2.5. Система наблюдения и информирования экипажа TAS 610

В соответствии с рекомендацией ICAO на самолёте DA 42 установлена радиоэлектронная система наблюдения для информирования (оповещения) экипажа о близком воздушном движении Avidyne TAS 610, позволяющая предотвратить опасные сближения ВС в воздухе. Работа системы основана на вторичной радиолокации. Процессор системы через направленные антенны осуществляет ежесекундный обзор окружающего самолёт воздушного пространства. При этом излучаются сигналы запроса режима «С». Радиолокационные ответчики других ВС, находящихся в зоне радиовидимости, формируют ответные сигналы, содержащие информацию о высоте полёта. На основе принятых ответных сигналов процессор системы TAS 610 определяет взаимные удаления, относительные пеленги и высотные разделения между своим самолётом и другими ВС. По стандартам ICAO в системе вторичной радиолокации используется отсчёт высот по уровню стандартного давления 1013,2 гПа. Процессор системы TAS 610 на основе прогноза движения ВС и расчёта времени полёта до точки наибольшего сближения оценивает степень угрозы столкновения. В зависимости от этого процессор вырабатывает визуальные и звуковые сигналы предупреждения для экипажа – ТА (Traffic Advisory).

Рассчитанные данные используются для отображения отметок других ВС на экране дисплея MFD.

Основным режимом отображения отметок ВС системы TAS 610 является совмещённый режим на странице «MAP–NAVIGATION MAP» (первая страница группы «MAP») при нажатии программируемой клавиши с обозначением «TRAFFIC». Пример отображения отметок в этом режиме показан на рис. 2.23.

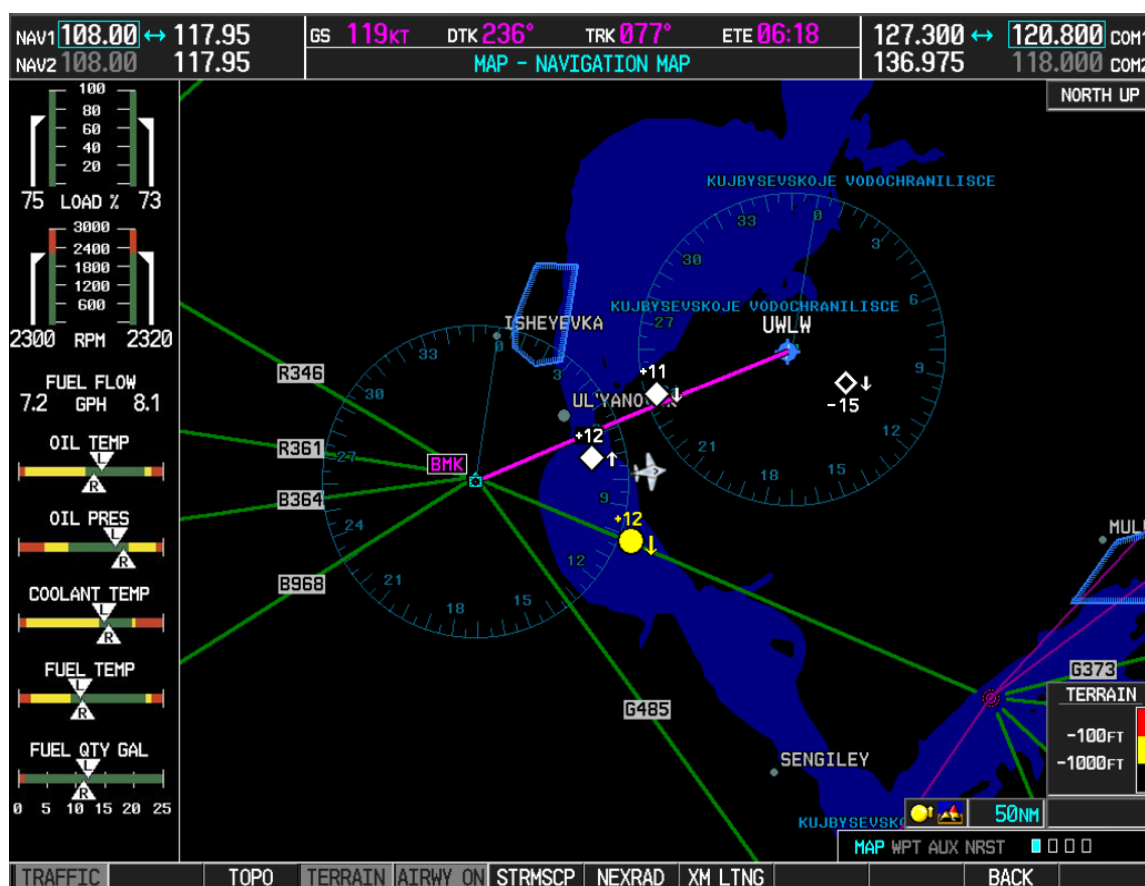


Рис. 2.23. Пример отображения отметок близких ВС в режиме TRAFFIC

Степень опасности столкновения может оцениваться экипажем по виду отметок. Потенциально опасные ВС отображаются жёлтым кружком. Приближающиеся ВС, находящиеся ближе пяти NM и летящие не выше 1200 ft и не ниже 1200 ft относительно нашего самолёта, отображаются белыми сплошными ромбами. Не представляющие угрозу и даже не приближающиеся ВС отображаются пустыми белыми ромбами. Их удаление больше пяти NM и высотное разделение с нашим самолётом более 1200 ft. Рядом с отметками отображается разница высот с нашим самолётом в сотнях футов и, возможно, стрелка, показывающая набор или снижение другого ВС когда вертикальная скорость больше 500 ft/min. Если угрожающее столкновением ВС находится за пределами масштаба отображения, то в левом нижнем углу навигационной карты появляется сообщение жёлтого цвета «TA OFF SCALE» (отметка конфликтующего ВС за пределами масштаба). В том случае, если определение относительного пеленга невозможно, то информация об удалении и высотном разделении представляется в виде строки знаков жёлтого цвета в левом нижнем углу карты.

Совмещённый режим отображения навигационной карты «NAVIGATION MAP» и отметок системы TAS 610 включается нажатием программируемой клавиши с обозначением «TRAFFIC» на дисплее MFD. Эта клавиша относится ко второму уровню, и надпись «TRAFFIC» появляется после нажатия клавиши высшего уровня с обозначением «MAP». При этом в правом нижнем углу навигационной карты рядом с обозначением масштаба появляется условный значок в виде жёлтого кружка со стрелкой.

Информация системы TAS 610 отображается также на дисплее PFD в дополнительном окне Insert Map слева. При обнаружении потенциально-конфликтующего ВС режим отображения «TRAFFIC» включается автоматически.

Кроме того, в системе Garmin G 1000 предусмотрена возможность отображения информации системы TAS 610 отдельно на странице «MAP-TRAFFIC MAP» (вторая страница группы «MAP»). В этом случае на одном из трёх масштабов 2, 6, 12 NM отображаются дальномерные кольца, соответствующие выбранному масштабу дальности и соответствующие отметки ВС. Страница «TRAFFIC MAP» отображается всегда с ориентацией по курсу полёта самолёта HDG UP. Если угрожающее столкновением ВС находится за пределами масштаба отображения, то отметка имеет форму половины жёлтого кружка. В том случае, если определение относительного пеленга невозможно, то информация об удалении и высотном разделении ВС представляется в виде строки знаков под символом нашего самолёта, расположенного всегда в центре экрана.

Возможно управление режимами отображения также с помощью клавиши **MENU** и ручек **FMS**.

В дополнение к представленной выше сигнализации при обнаружении потенциально-конфликтной ситуации появляется жёлтая надпись «TRAFFIC» на экране дисплея PFD левее шкалы крена авиагоризонта. Надпись сначала мигает пять секунд, а затем светится постоянно, пока сохраняются условия потенциально-конфликтной ситуации. Кроме того, через громкоговоритель дважды передаётся речевое предупреждение «TRAFFIC». Экипаж, получив эти предупреждения, должен повысить осмотрительность, наблюдать воздушное пространство и перемещение отметок ВС на экране дисплея MFD. При необходимости предпринять манёвр уклонения от столкновения, как правило, путём отворота вправо.

Электронный блок системы TAS 610 установлен внутри хвостовой части фюзеляжа за первым кольцевым шпангоутом. Для исключения вредного взаимного влияния на приёмник ответчика, работающий на тех же радиочастотах, система TAS 610 обменивается с ним бланкирующими импульсами, запирающими входы приёмников. Система включает в свой состав две приёмо-передающие антенны. Верхняя направленная антенна расположена между штыревыми антеннами аварийного радиомаяка ELT системы КОСПАС-SARSAT и радиостанции COM 1 (см. рис. 1.2). Нижняя направленная антенна системы TAS 610 расположена в нижней части фюзеляжа между посадочной и рулёрной фарами. Внешний вид антенн представлен на рис. 2.24.



а



б

Рис. 2.24. Антенны системы TAS 610:
а – нижняя антенна; б – верхняя антенна

Система TAS 610 получает электропитание постоянным током напряжением 28 В от шины AVIONIC BUS бортового радиоэлектронного оборудования (авионики) с защитой через автомат защиты **TAS** номиналом 3 А.

В процессе самотестирования система обнаруживает отказ или некорректные условия работы и информирует экипаж. Соответствующие уведомляющие сообщения отображаются жёлтым цветом в центре страницы «TRAFFIC MAP». Перечень сообщений представлен в табл. 2.8.

Таблица 2.8

Сообщение	Примечание
NO DATA	в систему G 1000 не поступают данные от блока TAS 610
DATA FAILED	в систему G 1000 поступают данные от блока TAS 610, но диагностируется неисправность
FAILED	в систему G 1000 поступают некорректные данные от блока TAS 610

При использовании иных способов отображения с совмещением изображений навигационных, топографических, метеорологических данных и данных о рельефе земной поверхности (режим «TERRAIN PROXIMITY») экипажу выдаются аналогичные уведомляющие сообщения в окне «ALERTS» на дисплее PFD. При полном отказе системы TAS 610 появляется соответствующее сообщение «TRAFFIC FAIL». При этом экипаж должен усилить визуальный контроль воздушной обстановки.

При проведении предполётного тестирования системы TAS 610 предусмотрены два варианта звуковых сообщений «TRAFFIC ADVISORY SYSTEM TEST PASSED» при исправности системы и «TRAFFIC ADVISORY SYSTEM TEST FAILED» при её неисправности.





Система TAS 610 является дополнительным средством обеспечения безопасности полётов и используется экипажем при необходимости. Она не в состоянии обнаружить угрозу столкновения с ВС, не оборудованными или неисправными ответчиками режима «RBS» или режима «S», а также ВС с отечественными ответчиками, установленными в режим «УВД» или «РСП».

2.6. Штормоскоп WX 500

На самолёте DA 42 установлен штормоскоп WX 500, который предназначен для определения примерного местоположения зон активной грозовой деятельности, сопровождающейся разрядами молний. Правильная эксплуатация штормоскопа позволяет избегать попадания самолёта в опасные для полёта зоны. Разряды молний сопровождаются излучением электромагнитных волн в широком диапазоне волн, в том числе и в радиодиапазоне. Направленная антенна, входящая в состав штормоскопа позволяет определять относительный пеленг разрядов молний. Удаление молний от самолёта определяется по величине принимаемого радиосигнала, поскольку мощность разрядов молний приблизительно одинакова.

Таким образом, чем сильнее принимаемый сигнал, тем ближе произошёл разряд и наоборот. Штормоскоп имеет два режима. В режиме «CELL» определяются зоны грозовой деятельности с высокой интенсивностью разрядов молний. В режиме «STRIKE» индицируется примерное расположение отдельных, довольно редких разрядов молний.

На экране дисплея MFD отображаются следующие символы:

-  – разряд молнии произошёл менее 6 с назад;
-  – разряд молнии произошёл от 6 до 60 с назад;
-  – разряд молнии произошёл от 1 до 2 мин назад;
-  – разряд молнии произошёл от 2 до 3 мин назад.

Данные штормоскопа WX 500 используются для отображения отметок разрядов молний на экране дисплея MFD на странице «NAVIGATION MAP» (первая страница группы «MAP») в совмещённом режиме. Пример отображения отметок молний в этом режиме показан на рис. 2.25.

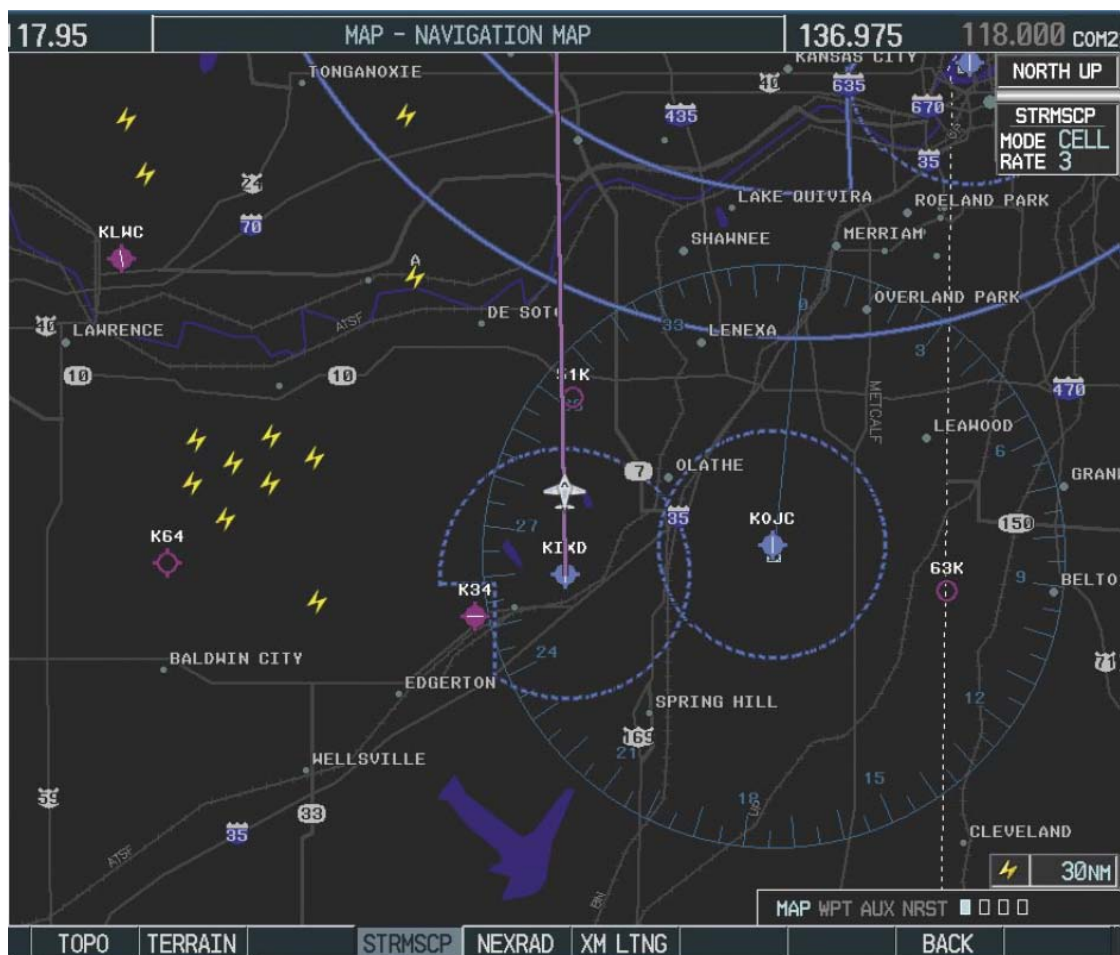


Рис. 2.25. Отображение отметок молний в совмещённом режиме

Совмещённый режим включается нажатием программируемой клавиши второго уровня с обозначением «STRMSCP» после нажатия клавиши с обозначением «MAP».

В комплексе Garmin G 1000 предусмотрена возможность отображения на экране дисплея MFD отдельно информации только от штормоскопа на странице «MAP-STRMSCP®» (третья страница группы «MAP»). В этом случае на одном из четырёх масштабов 25, 50, 100 или 200 NM отображаются дальномерные кольца, соответствующие выбранному масштабу дальности и соответствующие отметки молний. Страница «MAP-STRMSCP®» отображается всегда с ориентацией по курсу полёта самолёта HDG UP. Информация о курсе самолёта поступает в блок штормоскопа WX 500 от курсовертикали GRS 77.

Возможен выбор, как кругового отображения, так и секторного – в пределах 120° по курсу полёта самолёта.

При использовании штормоскопа в правом нижнем углу появляется условный значок в виде жёлтой стрелки-молнии.

Информация штормоскопа WX 500 отображается также на дисплее PFD в дополнительном окне Insert Map слева.

Управление режимами отображения экипаж может производить также и с помощью клавиши **MENU** и ручек **FMS**.

При полном отказе штормоскопа выдаётся уведомляющее сообщение «STRMSCP FAIL» в окне «ALERTS» на дисплее PFD. При этом экипаж должен усилить визуальный контроль метеорологической обстановки.

Электронный блок штормоскопа WX 500 размещён под правым пассажирским креслом. Направленная антенна расположена внутри стабилизатора над килем (см. рис. 1.2).

Штормоскоп получает электропитание постоянным током напряжением 28 В от шины AVIONIC BUS бортового радиоэлектронного оборудования с защитой через автомат защиты **W_x 500** номиналом 3 А.

2.7. Система индикации и сигнализации о близости земли (TAWS)

Комплексная система Garmin G 1000, в состав которой входит цифровое вычислительное устройство и индикаторы MFD и PFD, позволяет представлять экипажу информацию о рельефе земной поверхности, в том числе и с оценкой степени угрозы столкновения самолёта с наземными препятствиями и элементами рельефа. Для этого комплекс G 1000 содержит базу данных о рельефе, записанную на съёмном электронном накопителе – карте памяти. Она должна обновляться не реже одного раза в полгода. База данных используется для отображения карты земной поверхности с использованием общепринятого в топографии цветового кодирования превышений рельефа – от зелёного цвета (равнина на малых высотах) до коричневого (горы). На дисплее MFD этот режим включается и выключается нажатием программируемой клавиши второго уровня с обозначением «ТОРО» после выбора функции «MAP» путём нажатия соответствующей клавиши высшего уровня (см. рис. 2.12, см. табл. 2.3). На дисплее PFD в дополнительном окне движущейся карты Insert Map в левом нижнем углу экрана также может отображаться рельеф земной поверхности. Включение и

выключение этого режима отображения производится нажатием программируемой клавиши второго уровня с обозначением «ТОРО» после выбора функции «INSET» путём нажатия соответствующей клавиши высшего уровня (рис. 2.6, поз. 19; рис. 2.7, поз. 1; см. рис. 2.9, см. табл. 2.2).

Кроме того, вычислитель комплекса Garmin G 1000 позволяет реализовать функцию оценки угрозы столкновения летящего самолёта с наземными препятствиями по направлению полёта (функция TAWS). Обеспечение этой функции основано на сравнении текущей высоты полёта самолёта с цифровыми данными о превышениях земной поверхности, которые содержатся в обновляемой базе данных о рельефе. Элементы рельефа, высота которых выше, равна или ниже высоты самолёта менее чем на 100 ft отображаются красным цветом. Элементы рельефа, которые ниже высоты самолёта от 100 ft до 1000 ft, отображаются жёлтым цветом. Весь остальной рельеф земной поверхности не отображается, т. е. экран остаётся тёмным. Пример такого отображения рельефа приведён на рис. 2.26.

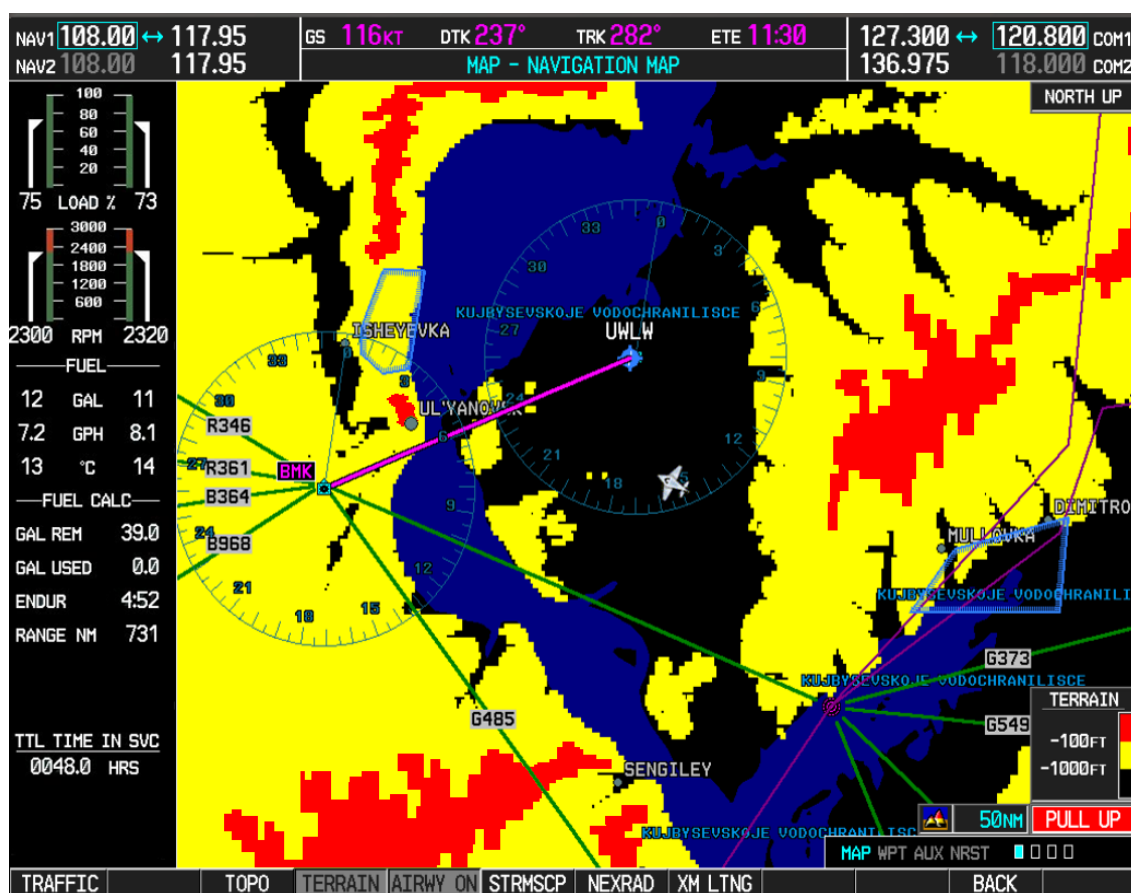


Рис. 2.26. Вид экрана MFD при включении режима «TERRAIN»

При возникновении на экране опасных участков рельефа по направлению полёта самолёта, окрашенных в красный цвет, появляется предупреждение «PULL UP» (тяни вверх) в нижней части экрана справа. На дисплее MFD этот режим включается и выключается нажатием программируемой клавиши второго уровня с обозначением «TERRAIN» после выбора функции «MAP» путём нажатия соответствующей клавиши высшего уровня (см. рис. 2.12,

см. табл. 2.3). На дисплее PFD также можно вызвать изображение рельефа земной поверхности с функцией TAWS в дополнительном окне движущейся карты Insert Map в левом нижнем углу экрана. Включение и выключение этого режима отображения производится также нажатием программируемой клавиши второго уровня с обозначением «TERRAIN» после выбора функции «INSET» путём нажатия соответствующей клавиши высшего уровня (см. рис. 2.9, см. табл. 2.2).

В системе Garmin G 1000 предусмотрена возможность отображения на экране дисплея MFD отдельно информации только от вычислителя TAWS на странице «MAP-TERRAIN PROXIMITY» (четвёртая страница группы «MAP»). В этом случае на масштабах 1, 2, 5, 10, 25, 50, 100 или 200 NM отображаются дальномерные кольца, соответствующие выбранному масштабу дальности и соответствующее изображение опасных участков земной поверхности. Страница «MAP-TERRAIN PROXIMITY» отображается всегда с ориентацией по курсу полёта самолёта HDG UP.

При использовании функции TAWS в правом нижнем углу экрана появляется условный значок в виде горы с жёлтой и красной вершинами.

ТЕСТЫ

Автор обращает внимание на то, что предлагаемые тестовые ответы могут содержать как один, так и несколько правильных ответов.

Тема 1

1. Встроенная в комплекс G 1000 навигационная система NAV 1 (NAV 2) предназначена для:
 - а) определения местоположения ВС угломерным методом по двум маякам VOR;
 - б) самолётовождения по маякам VOR;
 - в) фиксации пролёта маркерных маяков системы посадки ILS;
 - г) захода на посадку по маякам радиомаячной системы ILS.
2. Радиокompас ADF предназначен для:
 - а) определения местоположения ВС угломерным методом по двум маякам VOR;
 - б) определения местоположения ВС угломерным методом по двум маякам NDB;
 - в) самолётовождения по маякам NDB;
 - г) захода на посадку по системе ОСП («По приводным»).
3. Самолётный дальномер DME предназначен для:
 - а) определения местоположения ВС угломерно-дальномерным методом по маяку VOR/DME;
 - б) самолётовождения по маякам VOR/DME («Полёт на маяк»);
 - в) измерения наклонной дальности до маяка DME;
 - г) измерения горизонтальной дальности до маяка DME.
4. Маркерный приёмник предназначен для:
 - а) определения высоты пролёта ВС маркерных маяков;
 - б) измерения расстояния до начала ВПП при посадке по системе ОСП или ILS;
 - в) фиксации пролёта маркерных маяков систем посадки ОСП или ILS;
 - г) информирования экипажа о расстоянии, оставшемся до начала ВПП.
5. Система воздушных сигналов GDC 74A на самолёте DA 42 расположена:
 - а) под задним багажным отсеком;
 - б) в носовом багажном отсеке;
 - в) под креслами пилотов;
 - г) за приборной доской.
6. Курсовертикаль GRS 77B на самолёте DA 42 расположена:
 - а) под задним багажным отсеком;
 - б) в носовом багажном отсеке;
 - в) под креслами пилотов;
 - г) за приборной доской.

7. Радиоконпасы ADF на самолёте DA 42 расположены:
 - а) под задним багажным отсеком;
 - б) в носовом багажном отсеке;
 - в) под креслами пилотов;
 - г) за приборной доской.
8. Самолётный ответчик (транспондер) GTX 33B на самолёте DA 42 расположен:
 - а) под задним багажным отсеком;
 - б) в носовом багажном отсеке;
 - в) под креслами пилотов;
 - г) за приборной доской.
9. Самолётные дальномёры DME на самолёте DA 42 расположены:
 - а) под задним багажным отсеком;
 - б) в носовом багажном отсеке;
 - в) под креслами пассажиров;
 - г) за приборной доской.
10. Блоки авионики GIA 63B на самолёте DA 42 расположены:
 - а) под задним багажным отсеком;
 - б) в носовом багажном отсеке;
 - в) под креслами пилотов;
 - г) за приборной доской.
11. Маркерный приёмник входит в состав:
 - а) аппаратуры VOR блока авионики GIA 63;
 - б) аппаратуры ILS блока авионики GIA 63;
 - в) аудиопанели GMA 1347;
 - г) системы навигации и посадки ADF.
12. Антенны каких систем расположены на верхней поверхности фюзеляжа самолёта DA 42?
 - а) системы спутниковой навигации GPS;
 - б) радиостанции COM 1;
 - в) радиостанции COM 2;
 - г) автоматического радиоконпаса ADF.
13. Антенны каких систем расположены на нижней поверхности фюзеляжа самолёта DA 42?
 - а) самолётного ответчика GTX 33;
 - б) радиостанции COM 2;
 - в) радиостанции COM 1;
 - г) автоматического радиоконпаса ADF.

Тема 2

1. На левой панели дисплеев PFD и MFD расположены следующие органы управления:
 - а) ручки для настройки навигационных систем NAV 1 и NAV 2;
 - б) ручка задатчика путевого угла;
 - в) ручки задатчика курса;
 - г) ручки задатчика высоты.
2. На правой панели дисплеев PFD и MFD расположены
 - а) ручки для настройки радиостанций COM 1 и COM 2;
 - б) ручки для управления комплексной пилотажно-навигационной системой G 1000;
 - в) ручки установки уровня давления для барометрического высотомера;
 - г) ручки для установки заданной высоты на шкале барометрического высотомера.
3. Каково назначение ручки-кнопки **HDG**?
 - а) установка заданного курса;
 - б) установка заданного путевого угла;
 - в) установка заданного курса, равного текущему значению;
 - г) установка заданного азимута выбранного маяка.
4. Какой программируемой клавишей (Soft key) обеспечивается отображение радио-магнитного индикатора для индикации азимутов навигационных точек маршрута?
 - а) клавишей с надписью «CDI»;
 - б) клавишей с надписью «BRG 1»;
 - в) клавишей с надписью «ADF/DME»;
 - г) клавишей с надписью «BRG 2».
5. Какой программируемой клавишей (Soft key) выбирается источник навигационной информации для отображения стрелки ЗПУ на индикаторе HSI?
 - а) клавишей с надписью «CDI»;
 - б) клавишей с надписью «BRG 1»;
 - в) клавишей с надписью «ADF/DME»;
 - г) клавишей с надписью «BRG 2».
6. От каких источников представляется пеленгационная информация в канале NAV 1?
 - а) от системы GPS;
 - б) от системы NAV 1, настроенной на частоту маяка VOR;
 - в) от автоматического радиокompаса ADF;
 - г) от системы NAV 1, настроенной на частоту маяка LOC системы посадки ILS.
7. Какие сигнальные сообщения представляет экипажу система аварийного оповещения (CAS)?
 - а) рекомендательные;
 - б) аварийные;
 - в) предупредительные;
 - г) уведомляющие.

8. Какие сигнальные сообщения сопровождаются повторяющимися звуковыми сигналами?
 - а) любые;
 - б) аварийные;
 - в) предупредительные;
 - г) уведомляющие.
9. Какие сигнальные сообщения сопровождаются однократным звуковым сигналом?
 - а) любые;
 - б) аварийные;
 - в) предупредительные;
 - г) уведомляющие.
10. Какие сигнальные сообщения выдаются без звуковой сигнализации?
 - а) любые;
 - б) аварийные;
 - в) предупредительные;
 - г) уведомляющие.
11. Каким образом информируется экипаж об отказе оборудования, информация от которого индицируется на дисплее PFD?
 - а) исчезновение шкал и указателей (стрелок);
 - б) появление уведомляющих сообщений в окне «ALERTS» на PFD;
 - в) появление красного перекрестия и текста жёлтого цвета в информационном окне соответствующего оборудования;
 - г) представление предупредительных или аварийных сообщений в специальном окне сигнализации на дисплее PFD.
12. Какие клавиши аудиопанели используются при выборе радиостанций для ведения радиообмена с диспетчером?
 - а) **COM 1 (COM 2);**
 - б) **COM 1 MIC (COM 2 MIC);**
 - в) **TEL;**
 - г) **COM 1/2.**
13. Какие клавиши аудиопанели используются для управления воспроизведением уже принятой и записанной речевой информации при радиосвязи с диспетчером?
 - а) **PLAY;**
 - б) **MAN SQ;**
 - в) **MKR/MUTE;**
 - г) **DISPLAY BACKUP.**
14. Какие клавиши аудиопанели используются экипажем для управления маркерным приёмником?
 - а) **MKR/MUTE;**
 - б) **MAN SQ;**
 - в) **DME;**
 - г) **HI SENS.**

15. Какие клавиши аудиопанели используются для выбора радионавигационных маяков при их опознавании?

- а) **DME**;
- б) **NAV 1 (NAV 2)**;
- в) **ADF**;
- г) **AUX**.

16. Какие органы управления на правых панелях дисплеев PFD и MFD используются для настройки радиостанций COM на аварийную частоту 121,5 МГц?

- а) нажатие и поворот ручки **VOL PUSH/SQ**;
- б) нажатие малой ручки **COM**;
- в) нажатие клавиши «**↔**» и удержание её в течение 2 с;
- г) поворот сдвоенных ручек **COM**.

17. Каким образом выбирается радиостанция (COM 1 или COM 2) для частотной настройки?

- а) нажатием ручки-кнопки **VOL PUSH/SQ**;
- б) нажатием клавиши «**↔**»;
- в) поворотом ручек **COM**;
- г) нажатием малой ручки-кнопки **COM**.

18. Какой шаг сетки радиочастот может применяться в радиостанциях COM?

- а) только 25 кГц;
- б) только 8,33 кГц;
- в) 25 кГц либо 8,33 кГц по выбору экипажа;
- г) 25 кГц либо 8,33 кГц по выбору технического персонала при установке оборудования на самолёт.

19. Какова максимальная дальность радиосвязи с наземными службами УВД для радиостанций COM на самолёте DA 42? (Максимальная высота полёта 5486 м).

- а) 156 км;
- б) 252 км;
- в) 296 км;
- г) 326 км.

20. Какие органы управления должны быть включены для работы радиостанции COM 1 на передачу?

- а) клавиша **PLAY** на аудиопанели;
- б) клавиша **COM 1 MIC** на аудиопанели;
- в) клавиша **COM 1** на аудиопанели;
- г) кнопка **PTT** на ручке управления самолётом.

21. Каков уровень работоспособности радиостанций COM 1 и COM 2 при полном отказе аудиопанели GMA 1347?

- а) возможна работа радиостанции COM 2 напрямую через авиагарнитуру 2-го пилота;
- б) возможна работа только радиостанции COM 1 напрямую через авиагарнитуру 1-го пилота;

в) возможна работа радиостанции COM 1 через авиагарнитуру 1-го пилота и работа радиостанции COM 2 через авиагарнитуру 2-го пилота;

г) работа радиостанций COM 1 и COM 2 невозможна.

22. Каково назначение ответчика УВД GTX 33 на самолёте DA 42?

а) передача идентификационной информации о коде ответчика (Squawk) и радиотелефонном позывном (Flight ID);

б) передача идентификационной информации о бортовом номере самолёта;

в) передача сигналов бедствия;

г) передача кодовой информации о высоте полёта.

23. Отсчёты барометрической высоты самолёта DA 42 передаются по:

а) давлению QFE;

б) давлению, приведённому к среднему уровню моря по стандартной атмосфере (QNH);

в) стандартному давлению (QNE);

г) уровню давления, установленному экипажем.

24. Код ответчика (Squawk) для передачи через ответчик GTX 33 вводится с помощью:

а) сдвоенных ручек **FMS** на дисплее PFD;

б) программируемых клавиш (Soft key) в нижней части дисплея MFD;

в) программируемых клавиш (Soft key) в нижней части дисплея PFD;

г) ручки-кнопки **PAN** на правой панели дисплея PFD.

25. Позывной ВС (Flight ID) для передачи через ответчик GTX 33 вводится с помощью:

а) сдвоенных ручек **FMS** на дисплее PFD;

б) программируемых клавиш (Soft key) в нижней части дисплея MFD;

в) программируемых клавиш (Soft key) в нижней части дисплея PFD;

г) ручки-кнопки **PAN** на правой панели дисплея PFD.

26. Какова дискретность отсчётов высоты при её передаче через ответчик в режиме «S»?

а) 1000 ft;

б) 100 ft;

в) 25 ft;

г) 75 ft.

27. Система TAS 610 предназначена для:

а) автоматической координации маневрирования при обнаружении угрозы столкновения ВС;

б) речевой и визуальной сигнализации об опасности столкновения ВС с другим;

в) определения взаимного расположения ВС в пространстве;

г) представления экипажу рекомендаций по уходу от столкновения в воздухе.

28. Что обозначает отметка ВС на экране MFD в виде жёлтого кружка?

а) конфликтующее ВС находится на такой же высоте, что и наш самолёт;

б) конфликтующее ВС приближается к нашему самолёту;

в) конфликтующее ВС представляет потенциальную опасность столкновения;

г) система TAS 610 прогнозирует неминуемое столкновение конфликтующего ВС с нашим самолётом.

29. На каких масштабах возможно отображение карты «TRAFFIC MAP» на дисплее MFD?
 - а) 2, 4, и 6 NM;
 - б) 2, 6, и 12 NM;
 - в) 4, 8, и 16 NM;
 - г) 10, 20, и 40 NM.
30. Карта «TRAFFIC MAP» на дисплее MFD всегда ориентирована по:
 - а) направлению на север (NORTH UP);
 - б) курсу полёта самолёта (HDG UP);
 - в) любому направлению, выбираемому экипажем;
 - г) направлению на конфликтующее ВС.
31. С какими ответчиками конфликтующих ВС взаимодействует система TAS 610?
 - а) с ответчиками RBS режима «C»;
 - б) с ответчиками режима «S»;
 - в) с ответчиками режима «УВД»;
 - г) с ответчиками режима «PCП».
32. Назначение и возможности штормоскопа WX 500 позволяют определять расположение:
 - а) зон грозовой деятельности;
 - б) разрядов молний;
 - в) кучево-дождевых облачностей;
 - г) зон повышенной турбулентности.
33. Карта «MAP STRMSCP[®]» на дисплее MFD всегда ориентирована по:
 - а) направлению на север (NORTH UP);
 - б) курсу полёта самолёта (HDG UP);
 - в) заданному путевому углу (DTK UP);
 - г) направлению на обнаруженный грозовой очаг.
34. Каким превышениям рельефа соответствует его окраска в красный цвет в режиме «TERRAIN»?
 - а) превышения рельефа больше или равны высоте самолёта;
 - б) превышения рельефа меньше высоты самолёта на величину не более 100 ft;
 - в) превышения рельефа меньше высоты самолёта на величину более 100 ft;
 - г) превышения рельефа меньше высоты самолёта на величину более 1000 ft.
35. Каким превышениям рельефа соответствует его окраска в жёлтый цвет в режиме «TERRAIN»?
 - а) превышения рельефа больше или равны высоте самолёта;
 - б) превышения рельефа меньше высоты самолёта на величину не более 100 ft;
 - в) превышения рельефа меньше высоты самолёта на величину 500 ft;
 - г) превышения рельефа меньше высоты самолёта на величину в пределах 100...1000 ft.
36. Карта «MAP-TERRAIN PROXIMITY» на дисплее MFD всегда ориентирована по:
 - а) направлению на север (NORTH UP);
 - б) курсу полёта самолёта (HDG UP);
 - в) заданному путевому углу (DTK UP);
 - г) направлению на опасный участок земной поверхности.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Верещака, А. И. Авиационное радиооборудование : учеб. для вузов / А. И. Верещака, П. В. Олянюк. – М. : Транспорт, 1996. – 344 с.
2. Софронов, Н. А. Радиооборудование самолётов : учеб. для авиационных техникумов / Н. А. Софронов. – 2-е изд., перераб. и доп. – М. : Машиностроение, 1993. – 392 с.
3. Руководство по лётной эксплуатации самолёта DA 42.
4. Руководство по технической эксплуатации самолёта DA 42.

Часть 2

РАДИОНАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

ПЕРЕЧЕНЬ ОБОЗНАЧЕНИЙ И СОКРАЩЕНИЙ

БРЭО	бортовое радиоэлектронное оборудование
ЗМПУ	заданный магнитный путевой угол
ЗПУ	заданный путевой угол (CRS – Course)
КУР	курсовой угол радиостанции (радиомаяка)
ЛБУ	линейное боковое отклонение от линии заданного пути (ХТК)
ЛЗП	линия заданного пути (DTK)
МПП	магнитный пеленг радиостанции (радиомаяка)
МПС	магнитный пеленг самолёта
ОСП	оборудование системы посадки (для некатегорированного захода на посадку)
ПВП	правила визуальных полётов
ППМ	промежуточный пункт (точка) маршрута (WPT – Waypoint)
ППП	правила полёта по приборам
ФПУ	фактический путевой угол (TRK – Track)
ADF	Automatic Direction Finder (автоматический радиокompас – APK)
ADIZ	Air Defense Interdiction Zone (запрещённая зона противовоздушной обороны)
АН	Artificial Horizon (авиагоризонт, в данном случае резервный)
AIP	Aeronautical Information Publication (сборник аэронавигационной информации)
AIRAC	Aeronautical Information Regulation and Control (регламентирование и контроль аэронавигационной информации, согласно которым производится её циклическое обновление)
ARINC 429	всемирный авиационный стандарт, определяющий протокол (правила) передачи цифровых данных, разработанный международной корпорацией ARINC
ARTCC	Air Route Traffic Control Center (трассовый центр УВД)
AUX	Auxiliary (дополнительные – группа страниц «AUX» на дисплее MFD для просмотра и выбора параметров системы G 1000)
AV	Avionic (авионика – приборное и радиоэлектронное оборудование самолёта)
BFO	Beat Frequency Oscillator (режим APK для приёма простых телеграфных сигналов A1 – режим ТЛГ)
CAS	Crew Announce System (система аварийного оповещения экипажа)
CDI	Course Deviation Indicator (индикатор отклонения от заданного путевого угла или линии пути для управления самолётом по принципу так называемого «нуль-вождения»)
CDU	Common Display Unit (объединённый блок дисплеев PFD и MFD)
CRS	Course (путевой угол)

DEP	Departure (процедуры выполнения полёта при вылете)
DME	Distance Measuring Equipment (оборудование для измерения дальности – наземный радиомаяк и самолётный дальномер)
DOP	Dilution of Precision (показатель снижения точности навигационных определений по высоте – <u>V</u> ertical, по широте и долготе – <u>H</u> orizontal, по положению – <u>P</u> osition. DOP определяется геометрическим расположением спутников. DOP может быть в пределах 0...9,9. Чем меньше DOP, тем выше точность)
DPRT	Departure (вылет, полёт после отрыва от ВПП)
DTK	Desired Track (ЗПУ в спутниковой системе навигации, определяемый расчётным путём)
ENR	En route (обозначение этапа полёта по маршруту на CDI)
EPU	Estimated Position Uncertainty (неопределённость оценки местоположения ВС. EPU определяет радиус окружности, внутри которой с вероятностью 0,95 находится ВС)
ETA	Estimated Time of Arrival (расчётное время прибытия)
ETE	Estimated Time of Elapse (расчётное время полёта до точки пути или пункта назначения)
FAA	Federal Aviation Administration (федеральная авиационная администрация США)
faf	final approach fix (контрольная точка конечного этапа захода на посадку – точка входа в глиссаду)
FIR	Flight Information Region (район полётной информации и УВД)
FMS	Flight Management System (система управления полётом)
FPL	Flight Plan (план полёта)
GBAS	Ground Based Augmentation System (система функционального дополнения к системе GPS наземного базирования, применяемая для точного захода и посадки – локальная контрольно-корректирующая дифференциальная система)
GPS/NAV1	Global Positioning System / Navigation 1 (система глобальной навигации GPS, интегрированная с системой навигации по VOR-маякам в блоке радиоэлектронного оборудования GIA 63 / комплект №1)
GS	Ground Speed (путевая скорость, т.е. скорость перемещения ВС относительно земной поверхности)
GS	Glide Slope (глиссада. В данном пособии – глиссадный канал, маяк и пр.)
HFOM	Horizontal Figure of Merit (показатель точности определения географической широты и долготы в системе GPS)
HSI	Horizontal Situation Indicator (плановый навигационный индикатор)
iaf	initial approach fix (контрольная точка начального этапа захода на посадку на схеме STAR при пролёте которой активируется выбранная процедура захода на посадку)

ILS	Instrument Landing System (радиомаячная система посадки по приборам, состоящая из курсового, глиссадного и маркерных радиомаяков)
INT	Intersection (точка пересечения воздушных трасс, координаты которой указаны в AIP, и которая может быть ППИМ)
kt	knot (узел – единица измерения скорости, равная 1,852 км/ч)
LCD	Liquid Crystal Display (жидко-кристаллический дисплей)
LNAV+V	Lateral Navigation+Vertical (обозначение на CDI этапа захода на посадку с неточной навигацией в горизонтальной плоскости и наведением в вертикальной плоскости)
LOC	Localizer (курсовой радиомаяк системы посадки ILS)
LOI	Loss of GPS Integrity monitoring (невозможность интегрального мониторинга – функции RAIM в системе GPS)
LOM	Locator Outer with Marker (дальняя приводная радиостанция с маркерным маяком)
LPV	Localizer Performance with Vertical guidance (обозначение на CDI этапа захода на посадку по маякам системы ILS)
MAPR	Missed Approach (обозначение на CDI этапа полёта при уходе на второй круг)
MFD	Multi-Function Display (многофункциональный индикатор / дисплей)
MKR	Marker (маркерный маяк: <u>O</u> – outer / дальний, <u>M</u> – middle / средний, <u>I</u> – inner / ближний)
MSG	Message (сообщение)
NAV	Navigation (в данном случае аэронавигация)
NDB	Nondirectional radio Beacon (ненаправленный радиомаяк – приводной радиомаяк / ОПРС, ДПРМ, БПРМ)
NM	Nautical Mile (морская миля, равная 1 852 м)
OBS	Omni direction Bearing Selection (задание ЛЗП выбором направления полёта)
PAN	Panoramic (панорамный, изображение общего вида)
PFD	Primary Flight Display (командно-пилотажный индикатор /дисплей)
PROC	Procedures (процедуры выполнения полёта при вылете – SID или при прибытии в зону посадки – STAR)
PRN	Pseudo Random Noise (широкополосный псевдошумовой фазоманипулированный навигационный сигнал с номером «п», излучаемый спутником системы GPS с этим номером)
RAIM	Receiver Autonomous Integrity Monitoring (автономный контроль целостности, т. е. возможности определения навигационных параметров в приёмнике спутниковой навигационной системы)
RMI	Radio Magnetic Indicator (радиомагнитный индикатор – РМИ)

RNAV	Area (Region) Navigation (зональная навигация, т.е. полёт по заданной траектории на любую точку маршрута в зоне действия маяка, а не только «На» маяк или «От» него)
RNP	Required Navigation Performance (требуемая навигационная характеристика / параметр)
RS-232	протокол двухстороннего асинхронного обмена цифровыми данными
SA	Selective Availability (селективная доступность)
SBAS	Satellite Based Augmentation System (системы функционального дополнения к системе GPS спутникового базирования. Это американская WAAS, европейская EGNOS и японская MSAS системы)
SID	Standard Instrument Departure (стандартный маршрут вылета по приборам)
STAR	Standard Terminal Arrival Route (стандартный маршрут прибытия в зону посадки по приборам)
TACAN	Tactical Aero Navigation (американская система ближней навигации для авиации)
TAWS	Terrain Awareness Warning System (система предупреждения о близости земной поверхности на основе данных о её рельефе)
TERM	Terminal (в данном случае обозначение этапа полёта в зоне аэродрома при удалении не более 30 NM)
TFR	Temporary Flight Restriction (зона, временно закрытая для полётов)
TRK	Track (фактический путевой угол)
TSO	Technical Standard Order (технический стандарт авиационной администрации США – FAA)
VOR	Very High Frequency Omni directional Range (система ближней навигации ВЧ-диапазона на основе радиомаяков, позволяющих определять на борту ВС магнитный азимут маяка с любого направления)
WAAS	Wide Area Augmentation System (американская спутниковая широкозонная система функционального дополнения к системе навигации GPS, позволяющая повысить её целостность, точность и функциональную надёжность)
WGS-84	World Geodetic System-84 (всемирная геодезическая система 1984 г., определяющая модель Земли в виде эллипсоида с определёнными параметрами и рекомендованная Советом ИКАО для международной аэронавигации с марта 1989 г. Doc. 9674-AN\946)
WPT	Waypoint (ППМ, точка маршрута)
XTK	Cross Track (линейное боковое отклонение – ЛБУ)

ВВЕДЕНИЕ

Изучение бортового радионавигационного оборудования, установленного на самолёте DA 42, базируется на знаниях, полученных при изучении общетехнических и специальных дисциплин, в первую очередь, авиационного оборудования и радиотехнических систем, воздушной навигации и аэронавигационного обслуживания полётов. При изучении радионавигационного оборудования, представленного в данной части учебного пособия, необходимо предварительно изучить принципы отображения пилотажно-навигационной информации на экранах дисплеев PFD и MFD. Кроме того, нужно знать основные приёмы управления отображением и пультовые операции, производимые с помощью органов управления, расположенных на дисплеях. Вся эта информация изложена в части 1 учебного пособия.

В целях наиболее эффективного изучения радионавигационного оборудования самолёта DA 42 весь материал распределён в следующем порядке:

- назначение устройства и решаемые им задачи;
- состав и размещение элементов изучаемого оборудования на самолёте, электропитание и защита;
- основные эксплуатационно-технические показатели;
- взаимодействие с другими самолётными устройствами и системами;
- особенности конструкции и расположение органов индикации и управления;
- включение, предполётная проверка работоспособности устройств изучаемого оборудования самолёта;
- основные приёмы эксплуатации оборудования в полёте;
- основные эксплуатационные ограничения или особенности эксплуатации;
- неисправности и отказы устройств радионавигационного оборудования, их признаки и действия экипажа при возникновении неисправностей.

ТЕМА 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О РАДИОНАВИГАЦИОННОМ ОБОРУДОВАНИИ САМОЛЁТА DA 42

Радионавигационное оборудование активно используется экипажем на всех этапах полёта ВС. Оно предназначено для решения задач самолётовождения и аэронавигации. Это оборудование является сложным техническим комплексом, имеет широкие функциональные возможности, обеспечивает высокую надёжность в условиях перегрузок, вибраций, резких перепадов температуры, влажности и давления. В связи с этим возрастают требования к качеству эксплуатации радионавигационного оборудования и его технического обслуживания.

Состав бортового радионавигационного оборудования самолёта DA 42 поясняется структурной схемой, представленной на рис. 1.1. Основой данного оборудования является радиоэлектронный пилотажно-навигационный комплекс Garmin G 1000, который представляет собой комплексную полнофункциональную информационно-управляющую систему, выполняющую в числе других также функции аэронавигации и обеспечения самолётовождения по заданной траектории.

В состав комплекса G 1000 входят следующие устройства и системы для решения задач аэронавигации:

- 1) система индикации и сигнализации, состоящая из:
 - основного командно-пилотажного индикатора (дисплея) PFD – GDU 1040 № 1;
 - многофункционального индикатора (дисплея) MFD – GDU 1043 № 2;
- 2) аудиопанель GMA 1347 с маркерным радиоприёмником;
- 3) датчики радионавигационной информации, включающие:
 - два автоматических радиокompаса ADF типа Becker 3502;
 - комплект из двух самолётных радиодальномеров фирмы Honeywell KN 63 Remote DME;
 - два комплекта аппаратуры навигации и посадки VOR/ILS/GS;
 - два приёмоизмерителя системы спутниковой навигации GPS;
- 4) встроенный цифровой вычислитель для решения задач аэронавигации (FMS), для обеспечения планирования полёта, а также для диагностики отказов навигационного оборудования самолёта и информирования экипажа.

Некоторые блоки, входящие в комплексную пилотажно-навигационную систему G 1000 и представленные на рис. 1.1, содержат модули конфигурации, обеспечивающие учёт лётно-технических характеристик самолёта DA 42 в алгоритмах работы этих блоков.

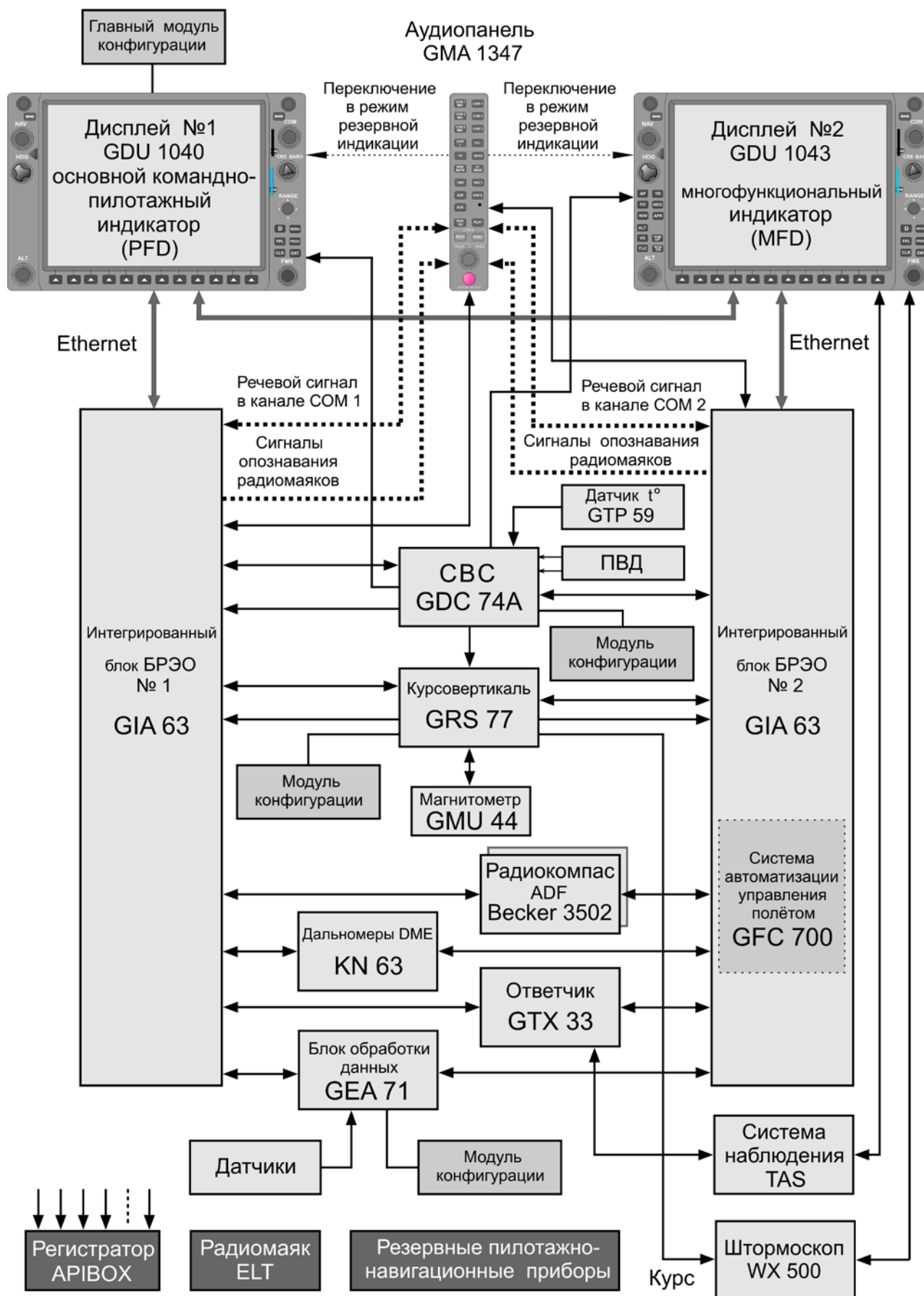


Рис. 1.1. Структура радиоэлектронного и приборного оборудования самолёта DA 42

Оба дисплея GDU 1040 и GDU 1043 со встроенными органами управления всей системой, а также интегрированные блоки радиоэлектронного оборудования GIA 63 объединены в локальную вычислительную сеть. Остальные блоки комплексного оборудования связаны линиями передачи цифровых данных по протоколу ARINC 429 и линиями обмена данными по протоколу RS-232. Наличие интерфейса Ethernet даёт возможность внешнего подключения к локальной бортовой вычислительной сети для технического обслуживания и обновления программного обеспечения. Работа устройств и систем, входящих в состав комплексной системы Garmin G 1000, определяется установленным программным обеспечением. Перед полётом необходимо убедиться, что установлены самые поздние версии программного обеспечения. Сведения о них выводятся на экран дисплея MFD на пятой странице «AUX-SYSTEM STATUS» группы «AUX».

Антенны радионавигационного оборудования расположены на верхней и нижней поверхностях фюзеляжа самолёта, а также внутри горизонтального стабилизатора (рис. 1.2).

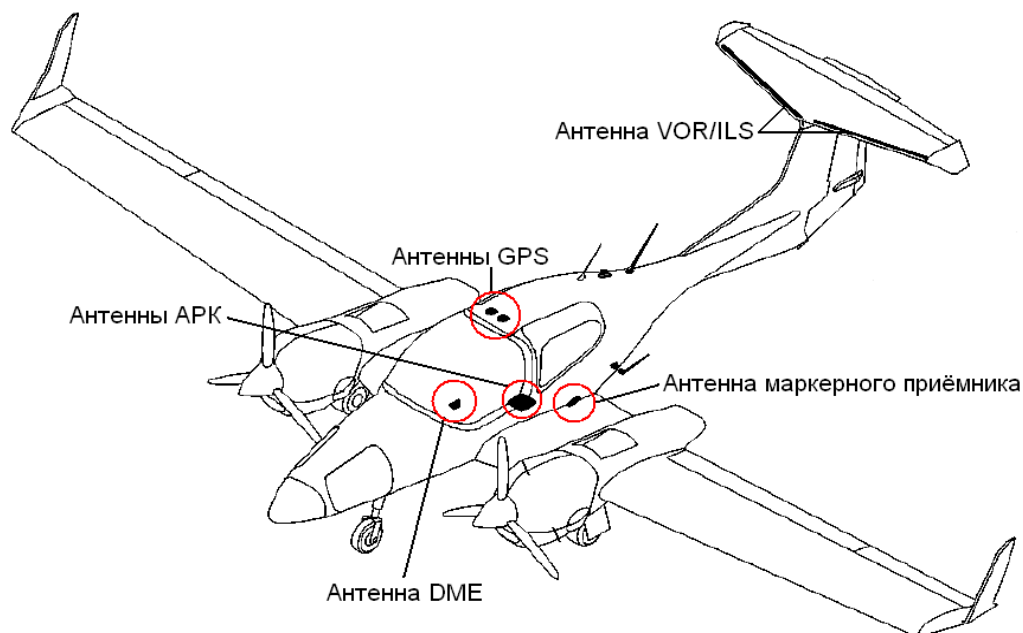


Рис. 1.2. Размещение антенн радионавигационного оборудования

Блоки индикации PFD и MFD с органами управления комплекса Garmin G 1000 расположены на приборной доске пилотов. Размещение устройств индикации и управления устройствами радиоэлектронного навигационного оборудования показано на рис. 1.3 и рис. 1.4.

На рис. 1.3 обозначено:

- 1 – главный выключатель электрооборудования **ELECT. MASTER**;
- 2 – выключатель БРЭО **AV MASTER**;
- 3 – аудиопанель GMA 1347;
- 4 – кнопочные автоматы защиты сети потребителей электроэнергии, подключённых к левой основной шине;
- 5 – кнопочные автоматы защиты сети потребителей электроэнергии, подключённых к правой основной шине;

6 – кнопочные автоматы защиты сети потребителей электроэнергии, подключённых к шине БРЭО (авионики).



Рис. 1.3. Приборная доска самолёта DA 42

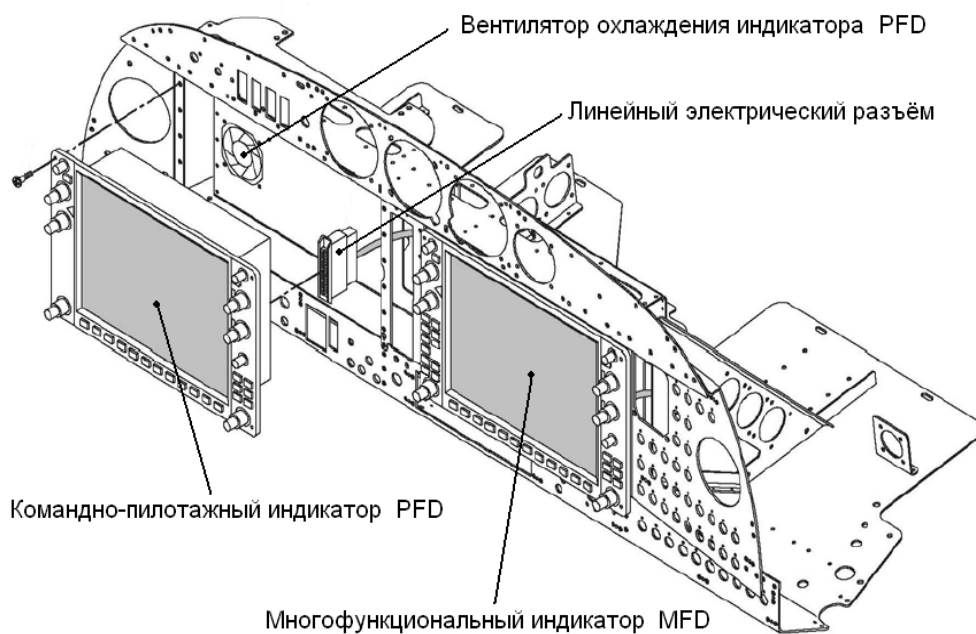


Рис. 1.4. Размещение индикаторов системы Garmin G 1000

Интегрированные блоки радиоэлектронного оборудования GIA 63 в защитном кожухе и два комплекта радиоконпасов Becker 3502 расположены за пассажирскими креслами под задним багажным отсеком в специальном экранированном отсеке, защищающем от электромагнитных полей (рис. 1.5).

Под левым пассажирским креслом расположен блок, включающий в себя два самолётных дальномёра DME KN 63.

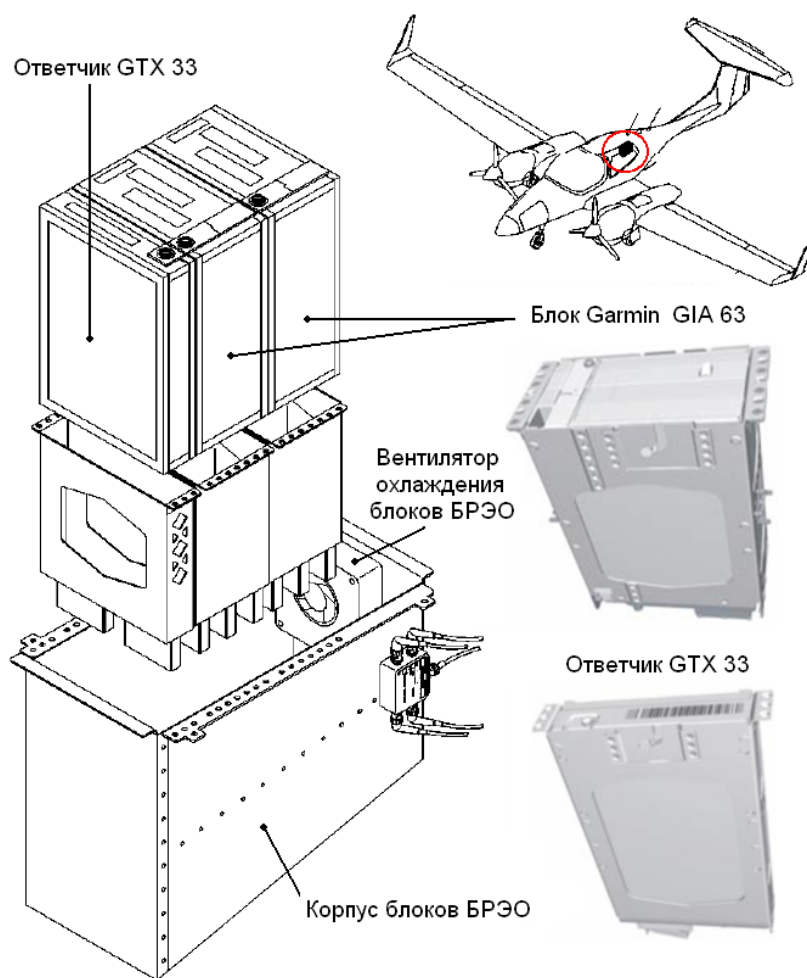


Рис. 1.5. Размещение радиоэлектронного оборудования

Электропитание большинства устройств радионавигационного оборудования осуществляется постоянным током напряжением 28 В от левой LH MAIN BUS и правой RH MAIN BUS основных шин, а также от отдельной шины бортового радиоэлектронного оборудования (авионики) AVIONIC BUS.

ТЕМА 2

ОТОБРАЖЕНИЕ РАДИОНАВИГАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ

На приборной доске пилотов установлены два дисплея: основной командно-пилотажный индикатор (дисплей) PFD и многофункциональный индикатор (дисплей) MFD с аналогичными органами управления и индикации (см. рис. 1.3, 1.4). В случае частичных отказов радиоэлектронного оборудования возможно резервирование дисплеев. На оставшемся дисплее представляется наиболее важная, в том числе и радионавигационная информация в виде комбинированного изображения, аналогичного тому, что было на дисплее PFD с добавлением информации, представлявшейся ранее на MFD.

На дисплее PFD информация радионавигационных систем представляется с помощью изображения совмещённого индикатора, играющего роль планового навигационного прибора (HSI), радиоманитного индикатора (RMI) и индикатора отклонения от ЛЗП (CDI). Навигационный индикатор представлен на рис. 2.1.

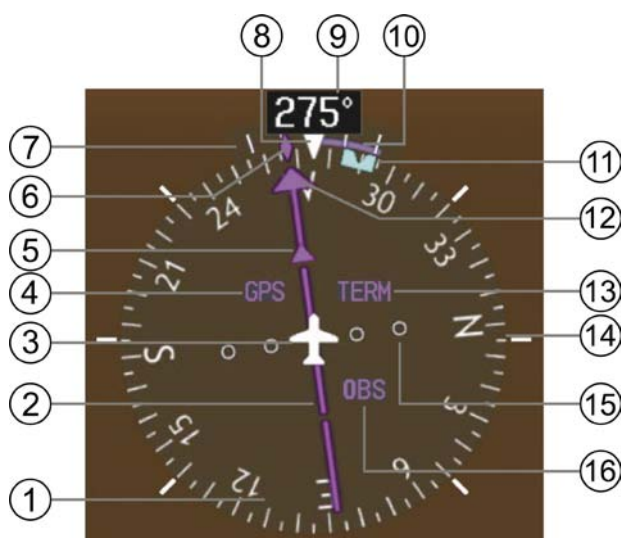


Рис. 2.1. Изображение совмещённого навигационного индикатора на PFD

Совмещённый навигационный индикатор состоит из следующих элементов:

- 1 – вращающаяся круглая шкала курса – «компасная роза»;
- 2 – планка индикатора отклонения от ЛЗП или ЗПУ (CDI);
- 3 – символ самолёта;
- 4 – обозначение источника навигационной информации (в данном случае система спутниковой навигации GPS);
- 5 – указатель «На – От» для индикации направления полёта на промежуточный пункт маршрута или от него (в данном случае «На»);
- 6 – индекс для обозначения фактического путевого угла;

- 7 – шкала для индикации вектора прогноза изменения курса;
- 8 – треугольный указатель для измерения курса;
- 9 – цифровое значение текущего курса самолёта;
- 10 – вектор прогноза изменения курса, характеризующий скорость разворота самолёта при изменении курса;
- 11 – указатель курса, задаваемого ручкой **HDG**;
- 12 – стрелка заданного путевого угла;
- 13 – обозначение участка маршрута (в данном случае аэродромной зоны);
- 14 – наружная неподвижная шкала курсовых углов;
- 15 – деления (точки) шкалы отклонения от заданного путевого угла при использовании навигации по маякам VOR либо линейного бокового уклонения от ЛЗП при использовании навигации по GPS;
- 16 – обозначение выбранного режима работы (в данном случае режим «OBS»).

Угол поворота вращающейся круглой шкалы – «компасной розы» определяется курсом самолёта. Шкала имеет малые радиальные деления, следующие через 5° , и большие деления – через 10° . Большие деления оцифрованы через каждые 30° в десятках градусов. На шкале нанесены обозначения сторон света N, E, S и W. Текущее значение курса самолёта отсчитывается по шкале с помощью указателя в виде белого треугольника в верхней части неподвижной шкалы курсовых углов (рис. 2.1, поз. 8). Этот указатель символизирует продольную ось самолёта по направлению полёта. Точное значение курса в градусах представляется белыми цифрами в чёрном прямоугольном окне над указателем курса (рис. 2.1, по. 9).

Экипаж может выбрать представление угловых навигационных параметров относительно северного направления как магнитного, так и истинного меридиана. Выбор осуществляется на дисплее MFD в разделе «DISPLAY UNITS» на четвёртой странице «AUX-SYSTEM SETUP» группы «AUX». Параметр «NAV ANGLE» (угловые координаты для навигации) устанавливается либо «MAGNETIC ($^\circ$)» – магнитные, либо «TRUE ($^\circ$ T)» – истинные.

Изображение индикатора HSI содержит индикатор CDI для представления отклонения самолёта от ЗПУ или ЛЗП, включающий стрелку ЗПУ (рис. 2.1, поз. 12), планку отклонения, символизирующую ЛЗП (рис. 2.1, поз. 2), со шкалой для оценки величины отклонения (рис. 2.1, поз. 15), указатель «На – От» (рис. 2.1, поз. 5), а также индекс фактического путевого угла (рис. 2.1, поз. 6). Стрелка «На – От» и планка отклонения появляются только тогда, когда устойчиво принимается радиосигнал выбранного маяка VOR или информация GPS. Форма и цвет стрелки ЗПУ определяется выбранным источником радионавигационной информации для самолётовождения. На рис. 2.2 представлены возможные варианты навигационных источников.

Одиночной стрелкой пурпурного цвета (Magenta) представлена информация системы спутниковой навигации GPS (рис. 2.2, а), одиночной стрелкой зелёного цвета представлена информация системы NAV 1 (VOR 1/ILS), настроенной в частности на частоту курсового маяка LOC радиомаячной системы посадки ILS (рис. 2.2, б) и двойной зелёной стрелкой представлена информация системы NAV 2 (VOR 2/ILS), настроенной на частоту радиомаяка

VOR (рис. 2.2, в). В данном примере радиосигналы маяка VOR принимаются устойчиво, и поэтому отображается указатель «На – От», в частности «На», и планка отклонения от ЛЗП.

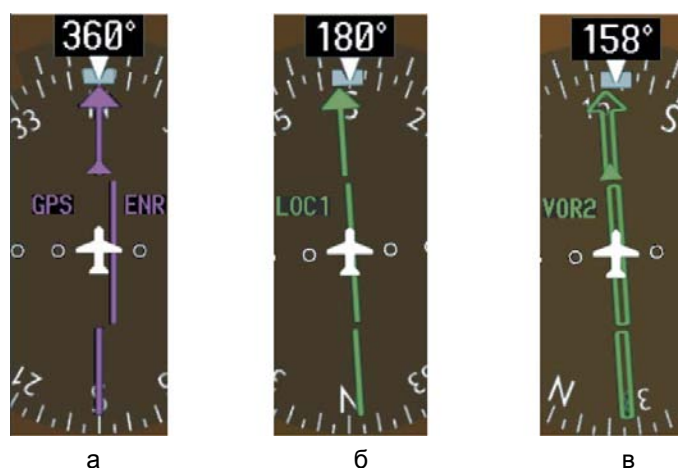


Рис. 2.2. Изображение индикатора отклонения CDI

Выбор источника навигационной информации GPS, NAV 1 или NAV 2 для индикатора отклонения самолёта от линии заданного пути CDI осуществляется на дисплее PFD последовательным нажатием программируемой клавиши высшего уровня с обозначением «CDI».

При использовании GPS отклонение от ЛЗП измеряется в морских милях (NM). Линейное боковое уклонение (отклонение) от линии заданного пути (ХТК) отсчитывается по шкале в виде кружков (по два влево и вправо) с помощью подвижной планки, символизирующей ЛЗП. Максимальное отклонение (два кружка) устанавливается либо автоматически, в зависимости от этапа полёта с уменьшением по мере приближения к очередной точке маршрута (рис. 2.3), либо вручную – 0,3 NM, 1,0 NM или 2,0 NM. Эта величина выбирается экипажем на дисплее MFD в разделе «GPS CDI» на четвёртой странице «AUX-SYSTEM SETUP» группы «AUX».

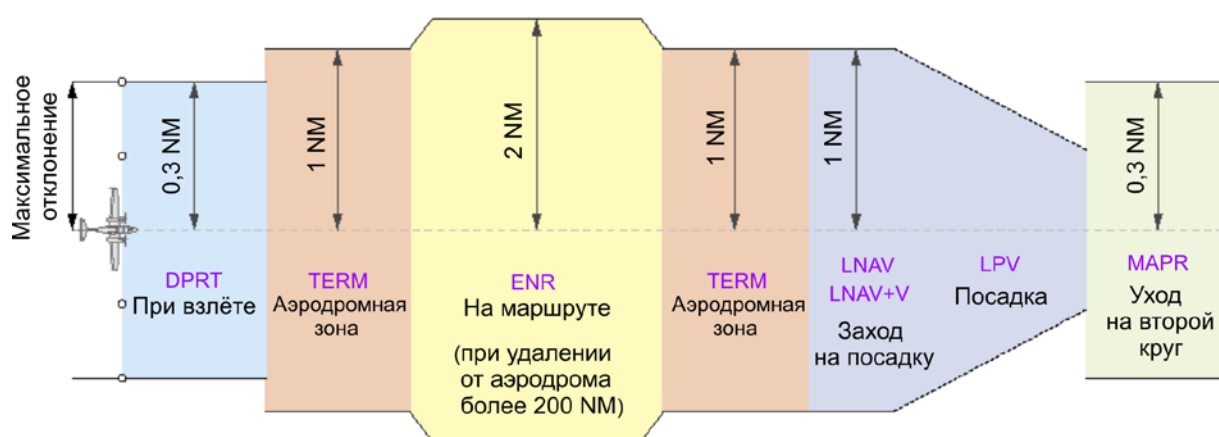


Рис. 2.3. Обозначение этапов полёта самолёта

Обозначение автоматически определяемого участка маршрута отображается на индикаторе CDI обычно пурпурным цветом, однако цвет может быть изменён на жёлтый в нештатных ситуациях.

При запредельном отклонении от ЛЗП величина отклонения отображается в цифровой форме под символом самолёта, например «ХТК 3,15 NM». Цвет этих знаков тоже пурпурный.

При использовании в качестве навигационных источников систем NAV 1/LOC или NAV 2/LOC величина отклонения планки соответствует угловому отклонению самолёта от ЗПУ как в традиционных механических навигационных приборах для так называемого «нуль-вождения».

Экипажем может быть выбрано изображение индикаторов HSI и CDI также в форме сегмента сегмента величиной 140°, как это показано на рис. 2.4.

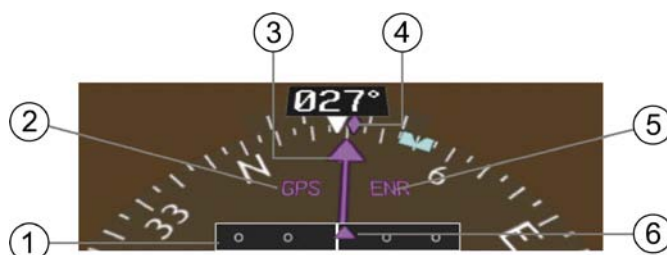


Рис. 2.4. Изображение индикаторов HSI и CDI в форме сегмента

Выбор осуществляется на дисплее PFD нажатием программируемых клавиш третьего уровня с обозначением «ARC HSI» или «360 HSI», появляющихся после нажатия клавиши второго уровня с обозначением «HSI FMT».

На рис. 2.4 обозначено:

- 1 – шкала для отсчёта величины отклонения самолёта от ЛЗП и планка, символизирующая ЛЗП;
- 2 – обозначение источника навигационной информации (в данном случае система GPS);
- 3 – стрелка ЗПУ (в случае GPS – рассчитанного системой путевого угла);
- 4 – индекс текущего значения фактического путевого угла;
- 5 – обозначение участка маршрута (в данном случае полёта по трассе);
- 6 – указатель «На – От» для индикации направления полёта на промежуточный пункт маршрута или от него (в данном случае «На»).

Экипаж может устанавливать значения заданного курса полёта и ЗПУ (в случае навигации по GPS при включённом режиме «OBS») с помощью ручек **HDG** и **CRS** соответственно, расположенных на левой и правой панелях каждого дисплея. При вращении этих ручек рядом с верхней частью компасной шкалы на три секунды появляются числовые значения этих угловых навигационных параметров, как это показано на рис. 2.5.

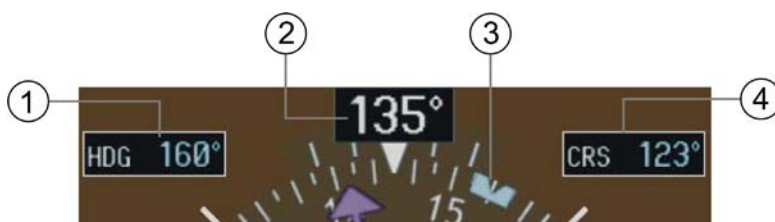


Рис. 2.5. Индикация значений заданного курса (HDG) и ЗПУ (CRS)

На рис. 2.5 обозначено:

- 1 – заданное значение курса, устанавливаемое ручкой-кнопкой **HDG**;
- 2 – текущее значение курса;
- 3 – указатель задаваемого вручную курса;
- 4 – значение ЗПУ, устанавливаемое ручкой **CRS**.

При выборе отсчёта угловых навигационных параметров относительно северного направления истинного меридиана индикация числовых значений углов сопровождается буквой Т (True), как это показано на рис. 2.6.



Рис. 2.6. Индикация угловых параметров, отсчитанных относительно истинного меридиана

Изображение планового навигационного индикатора HSI с радиомаянитным индикатором RMI используется также для представления информации о КУР или азимуте навигационных маяков NDB (от APK) и VOR (от системы NAV 1/2), а также информации о рассчитанном значении азимута очередного пункта маршрута при выборе навигации по системе GPS. На PFD может быть представлена дальномерная информация от самолётного дальномера DME, а также сопутствующая информация об идентификаторах радиомаяков и их радиочастотах (рис. 2.7).

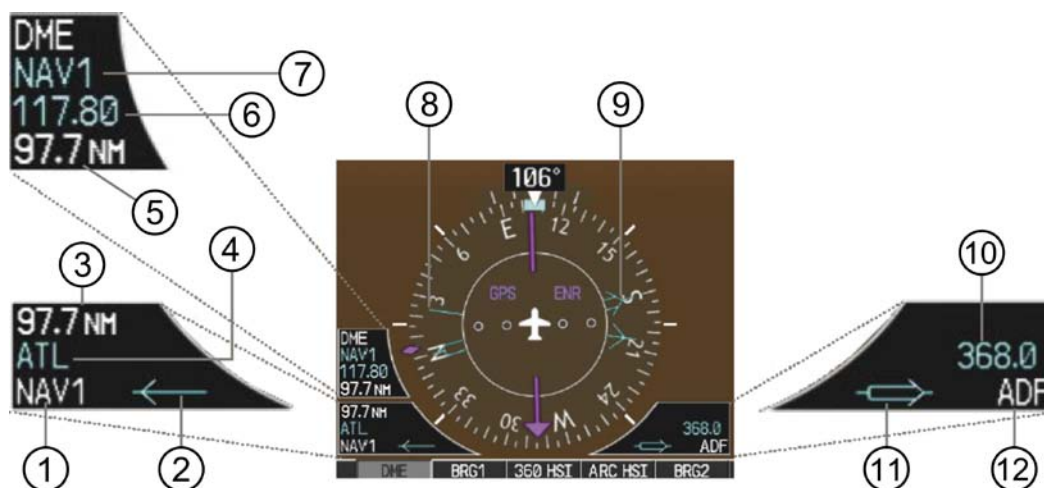


Рис. 2.7. Представление пеленгационной и дальномерной информации

На рис. 2.7 представлено:

- 1 – источник пеленгационной информации, выбранный последовательным нажатием программируемой клавиши с обозначением «BRG 1». В данном случае выбран канал NAV 1 для определения магнитного азимута радиомаяка VOR;
- 2 – символ узкой стрелки первого пеленгационного канала BRG 1;

- 3 – дальность до выбранного источника пеленгационной информации;
- 4 – идентификатор выбранного источника пеленгационной информации (в данном случае VOR маяка). Если не произведена настройка на радиомаяк или нет приёма его радиосигналов, то появляется сообщение «NO DATA» (нет данных);
- 5 – дальность до выбранного DME маяка;
- 6 – частотный канал, на который настроен выбранный DME маяк (МГц);
- 7 – обозначение канала настройки при выборе DME маяка – NAV 1 или NAV 2;
- 8 – узкая стрелка первого пеленгационного канала BRG 1;
- 9 – широкая двойная стрелка второго пеленгационного канала BRG 2;
- 10 – частота настройки радиокompаса ADF, представленная в кГц. Если не произведена настройка на радиомаяк или нет приёма его радиосигналов, то появляется сообщение «NO DATA»;
- 11 – символ широкой двойной стрелки второго пеленгационного канала BRG 2;
- 12 – источник пеленгационной информации, выбранный последовательным нажатием программируемой клавиши с обозначением «BRG 2». В данном случае выбран радиокompас ADF для определения МПР приводного радиомаяка по внутренней шкале или его КУР по внешней неподвижной и неоцифрованной шкале.

Для того чтобы голубые стрелки (узкая и широкая двойная) не мешали восприятию информации индикатора отклонения от ЛЗП (CDI), они изображаются за пределами окружности белого цвета. Окружность появляется вместе с появлением стрелок при выборе режимов «BRG 1» и «BRG 2» последовательным нажатием программируемых клавиш в нижней части дисплея PFD с обозначениями, соответствующими этим режимам.

При заходе на посадку по системе ILS и настройке приёмников NAV 1 и NAV 2 на частоту курсового радиомаяка LOC, голубые стрелки, белая окружность и информационные окна источников пеленгационной информации не отображаются.

Информация радиодальномера DME отображается в окне слева сверху (рис. 2.7, поз. 5, 6, 7) как при круговом отображении курсовой шкалы «360 HSI», так и при её отображении в виде сегмента «ARC HSI». Окно, содержащее информацию радиодальномера DME, открывается при нажатии на дисплее PFD программируемой клавиши второго уровня с обозначением «DME», появляющимся после нажатия клавиши высшего уровня с обозначением «PFD».

ТЕМА 3

АВТОМАТИЧЕСКИЙ РАДИОКОМПАС Becker 3502

Автоматические радиоконпасы ADF предназначены для самолётОВОЖДЕНИЯ по приводным радиомаякам NDB или радиовещательным станциям, а также для захода на посадку с помощью аэродромных приводных радиомаяков по системе ОСП («по приводным»).

Автоматические радиоконпасы (АРК) обеспечивают:

- приём и прослушивание сигналов радиостанций (радиомаяков) в диапазоне средних и частично длинных волн с целью их опознавания;
- измерение и индикацию курсового угла радиомаяка (КУР), а также его магнитного пеленга (МПП) или магнитного пеленга самолёта (МПС);
- самолётОВОЖДЕНИЕ, в данном случае полёт на выбранный радиомаяк (радиостанцию) или от него;
- определение текущего местоположения самолёта угломерным методом по пеленгам двух радиомаяков;
- измерение КУР (либо МПП) дальнего и ближнего приводных радиомаяков для выполнения предпосадочного маневрирования и посадки по системе ОСП;
- прослушивание экстренных сообщений диспетчера посадки через дальний приводной радиомаяк в случаях потери радиосвязи.

На самолёте DA 42 устанавливаются два комплекта АРК Becker 3502 для автоматического резервирования под задним багажным отсеком в специальном экранированном отсеке, защищающим электронные блоки от электромагнитных полей (см. рис. 1.5). Оба комплекта радиоконпасов имеют общий блок антенн, состоящий из одной ненаправленной и двух направленных (рамочных) антенн, продольной и поперечной. Антенный блок защищён радиопрозрачным покрытием. Он расположен на нижней поверхности фюзеляжа (см. рис. 1.2). Внешний вид антенного блока радиоконпасов показан на рис. 3.1.



Рис. 3.1. Внешний вид блока антенн АРК (направление полёта справа)

АРК получают электропитание постоянным током напряжением 28 В от шины бортового радиоэлектронного оборудования AVIONIC BUS с защитой через автомат защиты **ADF** номиналом 2 А.

Основные эксплуатационно-технические параметры АРК

Диапазон рабочих частот, кГц	190...1799,5
Дальность действия по приводной радиостанции, не менее, км	120
Погрешность измерения КУР, град	± 2
Потребляемая мощность от сети постоянного тока напряжением 28 В, Вт	не более 30

Для представления экипажу угломерной информации АРК сопрягаются с интегрированными блоками радиоэлектронного оборудования GIA 63 и всем радиоэлектронным пилотажно-навигационным комплексом Garmin G 1000. Угломерная информация АРК представляется на дисплее PFD на совмещённом изображении планового навигационного индикатора с помощью одной из двух голубых стрелок в зависимости от того, в каком пеленгационном канале «BRG 1» или «BRG 2» выбран АРК в качестве источника пеленгационной информации (см. рис. 2.7). По внутренней подвижной шкале отсчитывается магнитный пеленг приводного радиомаяка (МПП) или по обратному концу стрелки магнитный пеленг самолёта (МПС). По наружной неподвижной и неоцифрованной шкале может быть отсчитан курсовой угол выбранного радиомаяка (КУР) с невысокой точностью.

Настройка частоты АРК, а также выбор режимов его работы и регулировка громкости для прослушивания опознавательных сигналов приводных радиомаяков или вещательных радиостанций производится ручками **FMS** в информационном окне «ADF/DME TUNING» в правом нижнем углу дисплея PFD (рис. 3.2). Это окно вызывается для отображения нажатием на дисплее PFD программируемой клавиши высшего уровня с обозначением «ADF/DME». Повторное её нажатие закрывает окно.

На рис. 3.2. обозначено:

1 – обозначение навигационного канала для настройки дальномера DME;

2 – обозначение режима работы АРК («ANT», «ADF» или «BFO»);

3 – рабочая (активированная) частота настройки АРК;

4 – подготовленная частота для быстрой перестройки АРК на эту частоту;

5 – уровень громкости при приёме сигналов опознавания радиомаяка.

При открытии окна курсор в виде подсвеченной мигающей области автоматически устанавливается на поле подготавливаемой частоты (рис. 3.3). При повороте большой наружной ручки **FMS** происходит перемещение курсора по полям ввода данных. Поворотом малой внутренней ручки-кнопки **FMS** устанавливается нужное значение числа при вводе частоты,

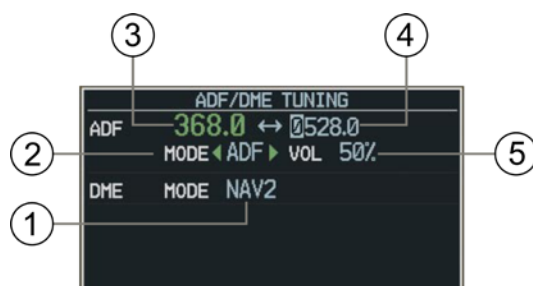


Рис. 3.2. Информационное окно для настройки АРК и дальномера DME

обозначения при выборе режима или уровня громкости в процентах при установке усиления приёмника АРК. Завершение ввода производится нажатием клавиши **ENT** на правой панели дисплея PFD. Этой же клавишей производится активация подготовленной частоты, т. е. взаимное перемещение (Transfer) рабочей и подготовленной частот (см. рис. 3.3).

Режим «ANT» используется при проверке работоспособности АРК, настройке громкости и идентификации приводного радиомаяка, а также при прослушивании аварийной передачи авиадиспетчера через ДПРМ. В этом режиме голубая стрелка указателя должна повернуться и указывать КУР = 90°, что свидетельствует об исправности АРК. Режим «BFO», предназначенный для приёма простых телеграфных сигналов А1, используется крайне редко, поскольку большинство радиомаяков NDB излучают сигналы с амплитудной модуляцией А3. Основным режимом работы радиокompаса является режим автоматического пеленгования «ADF».

Прослушивание сигналов опознавания радиомаяка возможно при нажатии клавиши **ADF** на аудиопанели через авиагарнитуры экипажа и через громкоговоритель кабины.

Погрешности АРК, вызываемые радиодевиацией компенсируются в системе G 1000 путём автоматического введения поправок.

При эксплуатации АРК необходимо помнить, что в случае полёта вблизи гор («горный эффект»), вблизи берега крупного водоёма («береговой эффект») или ночью («ночной эффект») возможно появление значительных погрешностей измерения угловых координат.

Сигнализация об отказе АРК представляется в виде красного перекрестия в окне представления данных радиокompаса (см. рис. 2.7).



Рис. 3.3. Перемещение рабочей и подготовленной частот

ТЕМА 4

ПРИЁМНИК РАДИОСИГНАЛОВ МАРКЕРНЫХ МАЯКОВ

Приёмник радиосигналов маркерных маяков предназначен для предоставления экипажу информации о пролёте фиксированных точек маршрута, маркированных специальными радиомаяками. Он обеспечивает световую и звуковую сигнализацию о пролёте маршрутных маркерных маяков или маркерных маяков систем посадки ILS и ОСП. Наземные маркерные маяки излучают модулированные по амплитуде радиосигналы на несущей частоте 75 МГц. Излучение маяков направлено вверх и сосредоточено в виде луча, по форме напоминающего конус. Радиосигналы маяка принимаются при пролёте самолёта над местом расположения очередного маркерного маяка с помощью антенны, установленной на нижней поверхности фюзеляжа (см. рис. 1.2; рис. 4.1).

Маркерный радиоприёмник входит в состав аудиопанели Garmin GMA 1347 и вместе с ней получает электропитание постоянным током напряжением 28 В от шины бортового радиоэлектронного оборудования AVIONIC BUS с защитой через автомат защиты **AUDIO** номиналом 5 А.



Рис. 4.1. Внешний вид антенны маркерного приёмника (направление полёта слева)

Звуковые сигналы маркерного приёмника могут прослушиваться экипажем как через телефоны авиагарнитур, так и через cabinный громкоговоритель.

Световая сигнализация пролёта маркерных маяков осуществляется на экране командно-пилотажного дисплея PFD в верхней части изображения барометрического высотомера (рис. 4.2; рис. 6.1, поз. 2). Во время пролёта маркерных маяков соответствующий светосигнализатор мигает.

Органы управления маркерным радиоприёмником расположены на лицевой части аудиопанели. Нажатие клавиши **MKR/MUTE** позволяет временно отключить прослушивание сигналов маркерного маяка в тех случаях, когда, например, они мешают приёму информации

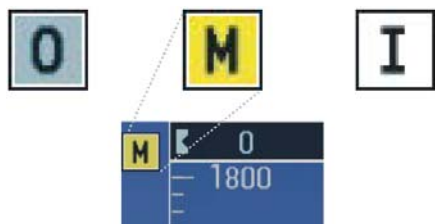


Рис. 4.2. Сигнализация пролёта маркерных маяков

от авиадиспетчера. При этом пилоты могут наблюдать световые сигналы маркерных маяков на дисплее PFD (см. рис. 4.2). Клавиша **HI SENS** при её нажатии позволяет повысить чувствительность маркерного приёмника с 1 000 до 200 мкВ, что необходимо для приёма сигналов маршрутных маяков на больших высотах полёта. При заходе на посадку режим повышенной чувствительности «HI SENS» должен быть выключен.

В состав радиомаячной системы посадки ILS входят три маркерных маяка – дальний (Outer) на удалении ~ 7 км от начала ВПП, средний (Middle) на удалении ~ 4 км от начала ВПП и ближний (Inner) на удалении ~ 1 км от начала ВПП. Радиосигналы дальнего маркера модулируются тоном 400 Гц, среднего – тоном 1 300 Гц, ближнего – тоном 3 000 Гц. Кроме того, для опознавания маркерных маяков экипажем радиосигналы маяков дополнительно манипулируются: дальний – кодом Морзе два тире в секунду, средний – двукратной комбинацией тире и точек в секунду, ближний – шесть точек в секунду. При пролёте самолёта над посадочными маркерными маяками экипаж наблюдает световую сигнализацию на дисплее PFD (см. рис. 4.2) – букву **O** (Outer), букву **M** (Middle) или букву **I** (Inner). Световая сигнализация сопровождается соответствующей звуковой сигнализацией. Во многих российских аэродромах используются только маркерные маяки, входящие в состав системы посадки ОСП. В этом случае пролёт дальнего маркерного маяка, отстоящего от начала ВПП на ~ 4 км, сопровождается звучанием прерывистого тона частотой 3 000 Гц в виде серии двух тире в секунду, а пролёт ближнего, отстоящего от начала ВПП на ~ 1 км, – в виде серии шести точек в секунду. При этом будет светиться только сигнализатор белого цвета с буквой **I**. Это же относится и к пролёту маршрутных маркерных маяков.

ТЕМА 5

САМОЛЁТНЫЙ РАДИОДАЛЬНОМЕР DME KN 63

Самолётные радиодальномеры предназначены для измерения наклонной дальности между самолётом и наземными радиомаяками системы DME (либо TACAN), а также для приёма сигналов опознавания выбранного радиомаяка и их прослушивания. Дальномеры, прежде всего, используются совместно с аппаратурой навигации по радиомаякам VOR для обеспечения угломерно-дальномерного метода определения местоположения самолёта. Они могут использоваться при посадке для измерения текущего расстояния до ВПП, если аэродром оборудован специальным маяком DME/P, частота настройки которого спарена с частотой курсового маяка LOC системы посадки ILS.

Работа дальномера основана на всенаправленном излучении передатчиком дальномера запросных кодированных импульсных радиосигналов, приёме ответных радиосигналов маяка, задержанных на время распространения $t_{\text{зад}} = 2 R_{\text{накл}} / C$, цифровом измерении этого временного интервала и индикации значения $R_{\text{накл}}$, представляемого в морских милях NM или километрах. Здесь: $C = 3 \cdot 10^8$ м/с – скорость распространения электромагнитных колебаний запросных и ответных радиосигналов системы DME.

На самолёте DA 42 устанавливается один блок, состоящий из двух комплектов радиодальномеров DME KN 63, помещённых в единый корпус. Блок дальномеров установлен под левым пассажирским креслом. Оба комплекта радиодальномеров имеют общую антенну. Антенна защищена радиопрозрачным покрытием. Она расположена на нижней поверхности фюзеляжа в районе центроплана справа (см. рис. 1.2). Внешний вид антенны дальномеров DME показан на рис. 5.1.

Дальномеры получают электропитание постоянным током напряжением 28 В от шины бортового радиоэлектронного оборудования AVIONIC BUS с защитой через автомат защиты DME номиналом 3 А.



Рис. 5.1. Внешний вид антенны дальномера DME

Основные эксплуатационно-технические параметры

Диапазон рабочих частот, МГц	
по каналу запроса (BC – маяк DME)	1025 ... 1150
по каналу ответа (маяк DME – BC)	962 ... 1213
Общее число частотно-кодовых каналов	292
Разнос частот между соседними частотными каналами, МГц	1
Мощность передатчика, кВт	1...2

Частота звуковых сигналов опознавания, Гц	1350
Дальность действия, км	не более 280 в пределах прямой видимости
Средняя квадратическая погрешность измерения дальности, м	
до 20 км	± 100
более 20 км	± 200
Потребляемая мощность от сети постоянного тока напряжением 28 В, Вт	не более 50

Прослушивание сигналов опознавания радиомаяка DME возможно при нажатии клавиши **DME** на аудиопанели через авиагарнитуры экипажа и через громкоговоритель кабины.

Для представления дальномерной информации экипажу дальномеры DME сопрягаются с интегрированными блоками радиоэлектронного оборудования GIA 63 и всем радиоэлектронным пилотажно-навигационным комплексом Garmin G 1000.

Дальномерная информация представляется на дисплее PFD в специальном окне как при круговом отображении курсовой шкалы «360 HSI», так и при её отображении в виде сегмента «ARC HSI». Окно располагается слева вверху (рис. 2.7, поз. 5, 6, 7). Если радиосигналы маяка DME не принимаются, то вместо дальности появляются чёрточки — — — NM. Окно, содержащее информацию радиодальномера DME, открывается при нажатии на дисплее PFD программируемой клавиши второго уровня с обозначением «DME» после нажатия клавиши высшего уровня с обозначением «PFD».

Поскольку радиочастоты дальномерных маяков DME и угломерных радиомаяков VOR связаны однозначно между собой (спарены) и, как правило, маяки совмещены, то частотная настройка самолётных дальномеров производится по частоте маяков VOR. Эти частоты содержатся в аэронавигационной базе данных или в аэронавигационной документации, и для DME их значения являются частотными каналами для настройки. Настройка бортовой двухканальной системы ближней навигации по маякам VOR производится сдвоенными ручками **NAV**, расположенными на левых панелях дисплеев PFD и MFD. Вся информация для отдельной настройки каналов NAV 1 и NAV 2 индицируется в специальных окнах на левой верхней части экранов обоих дисплеев (рис. 5.2).

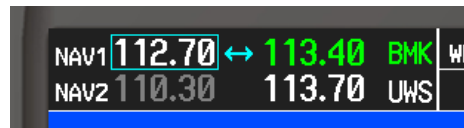


Рис. 5.2. Информационное окно для настройки каналов NAV 1 и NAV 2

Дальномер может быть настроен только на одну частоту либо канала NAV 1, либо канала NAV 2.

Если на аэродроме посадки нет специального маяка DME/P, частота которого спарена с частотой маяка LOC системы посадки ILS, то перед посадкой и перестройкой системы ближней навигации и посадки NAV 1 и NAV 2 на посадочную частоту курсового маяка LOC необходимо установить для дальномера DME режим «HOLD». В этом режиме запоминается предыдущая частотная настройка на навигационную частоту по маяку VOR. Выбор режима настройки дальномера производится ручками **FMS** в специальном информационном окне

«ADF/DME TUNING» в правом нижнем углу дисплея PFD (см. рис. 3.2, 3.3; рис. 5.3). Это окно вызывается для отображения нажатием на дисплее PFD программируемой клавиши высшего уровня с обозначением «ADF/DME». Повторное её нажатие закрывает это окно.



Рис. 5.3. Информационное окно для настройки дальномера DME

При эксплуатации дальномера DME необходимо помнить, что по мере приближения самолёта к наземному маяку DME измеряемая наклонная дальность всё более отличается от горизонтальной дальности, важной для навигации и представленной в аэронавигационной документации.

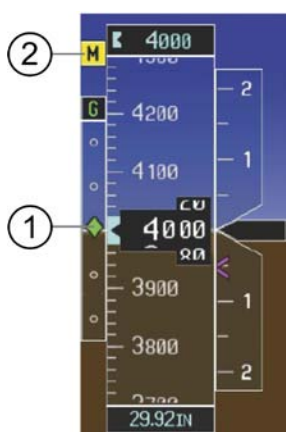
В полёте:

- производить настройку дальномера на соответствующие частотно-кодовые каналы выбираемых для навигации радиомаяков DME, указанные в аэронавигационных справочных документах (частотно-кодовые каналы маяков DME однозначно определяются соответствующими им частотами всенаправленных маяков VOR);

- осуществлять текущий контроль работоспособности дальномера по индикации дальности до выбранного радиомаяка DME. При удалении самолёта от маяка более дальности прямой видимости в его окне индикации появляется сообщение «NO DATA».

Сигнализация об отказе дальномера DME представляется в виде красного перекрестия в окне представления его данных (см. рис. 2.7).

СИСТЕМА БЛИЖНЕЙ НАВИГАЦИИ И ПОСАДКИ VOR/LS



Основные эксплуатационно-технические параметры аппаратуры
ближней навигации и посадки VOR/LOC/GS

Диапазон рабочих частот, МГц	
в режиме навигации	108...117,95
в режиме посадки (канал курса)	108,10...111,95
в режиме посадки (канал глиссады)	329,60...335,00
Число частотных каналов:	
в режиме навигации по маякам VOR	160
в режиме посадки по системе ILS	40
Шаг сетки частот, кГц	50
Частота звуковых сигналов опознавания, Гц	1 020
Дальность действия (не более), км	
по ОВЧ-радиомаяку VOR	280 (зависит от H_{BC})
по курсовому маяку LOC системы посадки ILS	46
по глиссадному маяку G/S	18
Погрешность измерения магнитного азимута	
ОВЧ-радиомаяка VOR, град	$\pm 0,5$
Потребляемая мощность от сети	
постоянного тока напряжением 28 В, Вт	не более 80

Угломерная информация систем NAV (VOR/ILS) представляется на дисплее PFD на совмещённом изображении планового навигационного индикатора HSI и радиоманитного индикатора RMI с помощью голубых стрелок, одиночной и/или двойной в зависимости от того, в каком пеленгационном канале «BRG 1» или «BRG 2» выбраны системы NAV 1 и NAV 2 в качестве источников пеленгационной информации (см. рис. 2.7). По внутренней подвижной шкале отсчитывается магнитный азимут VOR-маяка (МПР) или по обратному концу стрелки магнитный пеленг самолёта (МПС). По наружной неподвижной и неоцифрованной шкале может быть определён курсовой угол VOR-маяка с невысокой точностью.

Система NAV используется для самолётовождения «На» или «От» выбранного VOR-маяка с помощью изображения стрелки задаваемого ручкой **CRS** путевого угла и планки отклонения от ЛЗП. При удержании самолёта на ЛЗП в штурвальной или автоматическом режиме пилотирования планка отклонения, символизирующая ЛЗП, не отклоняется, как это представлено на рис. 2.2, в. При заходе на посадку по маякам радиомаячной системы ILS ручкой **CRS** устанавливается значение путевого угла, равное посадочному магнитному путевому углу для данной ВПП. В этом случае при выходе на курс посадки стрелка ЗМПУ и планка отклонения располагаются вертикально, а отклонение планки адекватно представляет положение самолёта в горизонтальной плоскости относительно равносигнальной зоны курсового маяка LOC (см. рис. 2.2, б).

Прослушивание сигналов опознавания радиомаяков возможно при нажатии клавиш **NAV1** или **NAV2** на аудиопанели через авиагарнитуры экипажа и через громкоговоритель кабины.

Системы ближней навигации NAV (VOR/ILS) не имеют собственных пультов управления. Все органы управления системами и индикаторы настройки сосредоточены в левой

верхней части каждого из дисплеев – PFD и MFD (рис. 6.2). Действие данных органов управления и индикаторов настройки одинаково, независимо от того, на каком дисплее они используются экипажем.

Настройка систем ближней навигации NAV 1 и NAV 2 может производиться либо вручную, либо автоматически вычислительной системой управления FMS, если заранее введён, активирован и выполняется план полёта. Информация о частотах радиомаяков VOR и курсовых маяков LOC систем посадки ILS берётся из обновляемой базы аэронавигационных данных. Например, на дисплее MFD с помощью ручек **FMS** в группе страниц «WPT» выбирается четвёртая страница «WPT-VOR INFORMATION». Затем выбирается VOR-маяк и в разделе «FREQUENCY» – его частота. Выбор подтверждается нажатием клавиши **ENT**. После этого значение частоты появляется в окне подготовленной частоты настраиваемого канала NAV 1 или NAV 2.



Рис. 6.2. Органы управления и индикаторы настройки систем NAV 1 и NAV 2

Ручная настройка систем NAV осуществляется сдвоенными ручками **NAV**, причём малой внутренней ручкой устанавливаются значения частоты в кГц с шагом 50 кГц, а большой наружной ручкой – в МГц. На то, какой канал настраивается, указывает голубая рамка, цвет цифр и символ «↔» между активной и подготавливаемой частотами.

Переключение между каналами NAV 1 и NAV 2 для их настройки и управления производится нажатием малой внутренней ручки-кнопки **NAV** (обратно – повторным нажатием). Канал для навигации и/или самолётовождения, выбранный нажатием программируемой клавиши высшего уровня с обозначением «CDI» на PFD, представлен значением его рабочей частоты в зелёном цвете (NAV 1 на рис. 6.2). Переключение между рабочей частотой и подготовленной частотой, обозначенной голубым цветом и рамкой, производится нажатием клавиши ↔ (Transfer).

Уровень звукового сигнала (громкость прослушивания опознавательного сигнала маяка) устанавливается ручкой **VOL** для того канала NAV, который выбран для настройки и управления. При вращении ручки **VOL** уровень сигнала изменяется от 0 до 100 %. Изменяемое

значение уровня в процентах со словом «VOLUME» индицируется вместо значений подготовленной частоты без рамки (рис. 6.3). Индикация продолжается в течение 3-х с после завершения вращения ручки **VOL**. Эта ручка является также кнопкой, нажатием на которую включается прослушивание опознавательного звукового сигнала ID (Identification) выбранного радиомаяка VOR или LOC, представленного в коде Морзе (рис. 6.4).



Рис. 6.3. Регулировка усиления в телефонном канале системы NAV

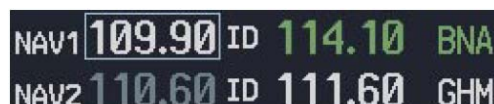


Рис. 6.4. Сигнализация о включении приёма сигналов опознавания ID

Контроль работоспособности канала NAV 1 или NAV 2 осуществляется экипажем путём прослушивания опознавательных сигналов выбранных маяков. Кроме того, при включении и в процессе работы комплекса G 1000 производится самотестирование его компонентов, в том числе и системы NAV. При обнаружении отказов вместо цифровых значений частот отказавших каналов NAV 1 и/или NAV 2 появляется перекрестие красного цвета, а в окне уведомляющих сообщений «ALERTS» на дисплее PFD появляется соответствующее уведомление. Перечень уведомляющих сообщений, касающихся системы NAV, приведён в табл. 6.1. При появлении таких сообщений требуется техническое обслуживание оборудования.

Таблица 6.1

Сообщение	Примечание
SLCT FREQ	напоминание о том, что нужно правильно выбрать частоту курсового маяка системы посадки ILS
SLCT NAV	напоминание о том, что нужно правильно выбрать источник навигационной информации для индикатора CDI
NAV 1/2 SERVICE	требуется техническое обслуживание оборудования канала NAV 1 или NAV 2
NAV 1/2 RMT XFR	залипание контактов клавиши ↔ (Transfer)
G/S 1/2 FAIL	обнаружен отказ приёмника сигналов глиссидного маяка в канале NAV 1 и/или NAV 2
G/S 1/2 SERVICE	требуется техническое обслуживание приёмника сигналов глиссидного маяка в канале NAV 1 и/или NAV 2

ТЕМА 7

СИСТЕМА СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИИ GPS

7.1. Общие сведения

Приёмовычислители GPS 1 и GPS 2 встроены в радиоэлектронный пилотажно-навигационный комплекс Garmin G 1000 и относятся к классу C бортового оборудования спутниковой навигации в соответствии с классификацией, изложенной в Стандарте FAA TSO C – 129 а. Они предназначены для высокоточного определения текущего местоположения самолёта (географических координат и высоты полёта), вектора путевой скорости и текущего времени. Приёмовычислители принимают радиосигналы только спутников NAVSTAR американской системы GPS в любое время суток при любых погодных условиях. Совместно с вычислителем комплекса Garmin G 1000 и с использованием хранящейся в его памяти базы аэронавигационных данных приёмовычислители GPS 1 и GPS 2 позволяют определять множество навигационных параметров полёта. При сопряжении с системой GRS 700 они позволяют автоматизировать самолётовождение по маршруту, а также полёты в аэродромной зоне при выполнении процедур вылета (SID) и прибытия (STAR). Кроме того, приёмовычислители GPS 1 и GPS 2 могут использоваться для выполнения неточного захода на посадку по методу зональной навигации (RNAV), а также для точного захода на посадку в сложных метеоусловиях по категории I ICAO при использовании функциональных дополнений GBAS или WAAS (в РФ в настоящее время не используются). Путём сравнения полученных от приёмовычислителей текущих географических координат самолёта и его высоты, рассчитанной относительно поверхности моделирующего Землю референц-эллипсоида WGS-84 с цифровыми данными превышений над этим эллипсоидом рельефа земной поверхности и препятствий, в комплексе G 1000 решается задача предупреждения экипажа об опасном приближении самолёта к этим объектам (Terrain Proximity). Координатная информация от системы GPS также используется в комплексе Garmin G 1000 для коррекции расчёта координат места самолёта при счислении пути на основе курсовертикали GRS 77.

Точность расчёта координат места самолёта зависит от количества спутников в зоне радиовидимости. В северных широтах и при отсутствии функциональных дополнений (WAAS, EGNOS и т.п.) навигационные определения могут содержать ошибки и быть ненадёжными. В таких случаях комплекс Garmin G 1000 может использовать в расчётах данные о высоте от барометрического высотомера. Тем не менее, рекомендуется использовать данные от системы GPS в комплексе с навигационными данными других систем, особенно данные о высоте полёта.

Оба комплекта системы GPS 1 и GPS 2 имеют антенны для приёма спутниковых радиосигналов, которые расположены на верхней поверхности фюзеляжа над кабиной (см. рис. 1.2).

Антенны защищены радиопрозрачным покрытием. Внешний вид антенн показан на рис. 7.1. Для работы используется обычно первый комплект системы GPS 1, а второй комплект – GPS 2 является резервным.

Органы управления приёмовычислителями GPS, сопряженными с базой аэронавигационных данных, расположены на правых панелях дисплеев PFD и MFD (рис. 7.2). Их назначение и функционирование одинаковы. Клавиши **MENU**, **ENT** и ручки **FMS** являются универсальными и могут использоваться для управления всем комплексом Garmin G 1000.



Рис. 7.1. Внешний вид антенн системы GPS



Рис. 7.2. Органы управления
систем GPS и FMS

Первый комплект GPS 1 вместе с навигационными приёмниками VOR 1/ILS/GS получает электропитание постоянным током напряжением 28 В от левой основной шины LH MAIN BUS с защитой через автомат защиты **GPS/NAV1** номиналом 5 А. Второй комплект GPS 2 вместе с навигационными приёмниками VOR 2/ILS/GS получает электропитание постоянным током напряжением 28 В от шины бортового радиоэлектронного оборудования AVIONIC BUS с защитой через автомат защиты **GPS/NAV2** номиналом 5 А.

Основные эксплуатационно-технические параметры приёмовычислителей GPS 1 и GPS 2

Частота радионесущего колебания, МГц	1 575,42
Уровень мощности радиосигнала, принимаемого у Земли, дБ Вт	не менее –160
Средняя квадратическая погрешность определения координат, *	
в горизонтальной плоскости** (широта, долгота), м	не менее 30
в вертикальной плоскости** (высота над эллипсоидом), м	не менее 100
скорости, км/ч	не менее 0,15
времени, мкс	не менее 0,1
Используемая система координат	WGS-84
Масштабы карты в режиме «Moving Map» (движущаяся карта)	от 500 ft до 2 000 NM от 150 м до 4 000 км

* данные о случайных погрешностях приведены для доверительной вероятности 0,5

** при включении режима селективной доступности (SA), возможного по указанию администрации США, погрешность возрастёт не менее чем на 100 м

Кроме того, основные показатели работы спутниковой системы навигации можно посмотреть на дисплее MFD на третьей странице «AUX-GPS STATUS» группы «AUX». Пример изображения этой страницы представлен на рис. 7.3.

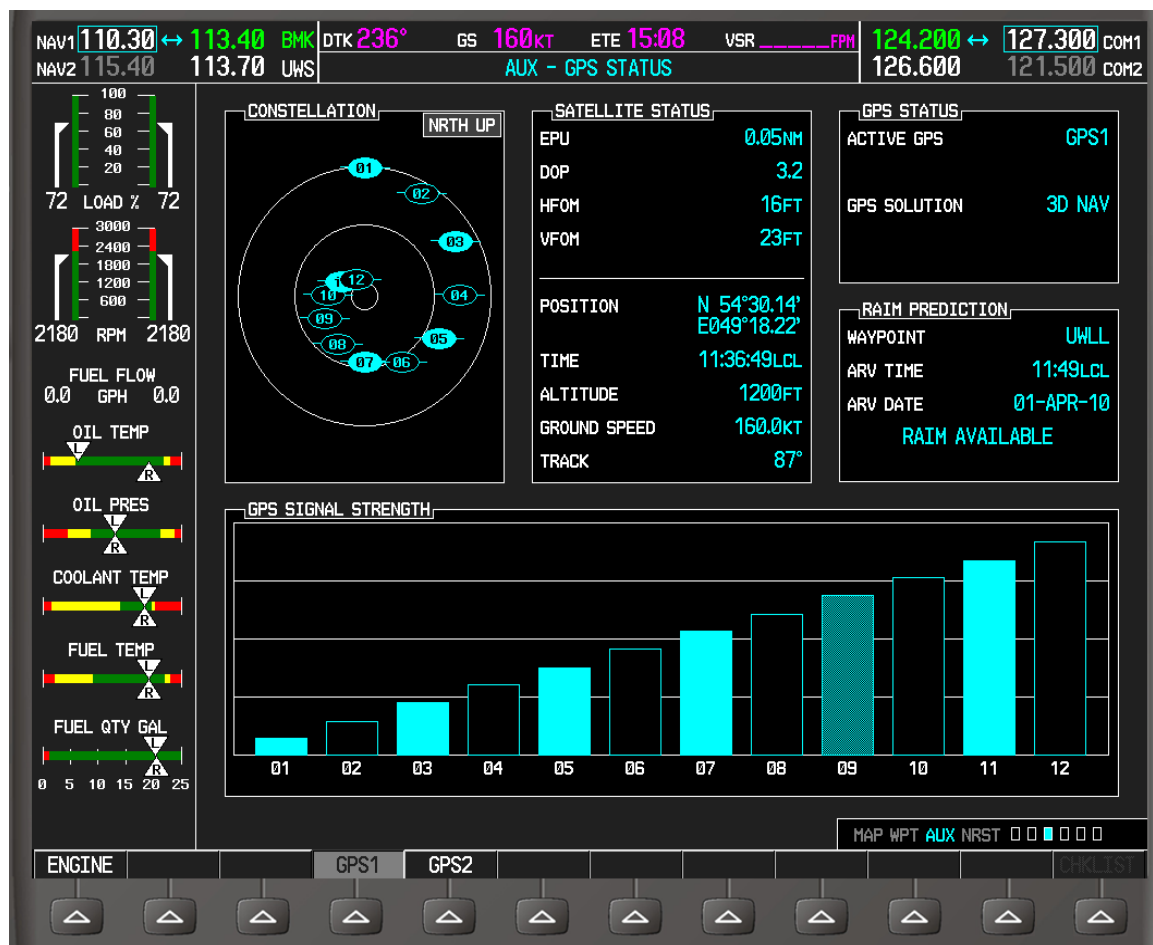


Рис. 7.3. Третья страница «GPS STATUS» группы «AUX» на MFD

В разделе «CONSTELLATION» дано графическое представление расположения активных спутников в плане всегда с ориентацией на север («NORTH UP»). В разделе «GPS SIGNAL STRENGTH» дано графическое представление уровня мощности принимаемых со спутников радиосигналов.

Нумерация спутников соответствует номерам различных псевдо-шумовых кодовых фазоманипулированных последовательностей (PRN), определяющих навигационные сигналы, излучаемые радиопередатчиком каждого из спутников всего созвездия. Пригодные для навигационных определений спутники выделены голубой подсветкой, а используемые системой – зелёной. В разделе «SATELLITE STATUS» представлены текущие значения показателей надёжности, целостности и точности навигационных вычислений для данного созвездия («EPU», «DOP», «HFOM», «VFOM»), а также текущие географические координаты самолёта, время и основные навигационные параметры полёта – высота, путевая скорость и фактический путевой угол. В разделе «GPS STATUS» указан действующий комплект оборудования – GPS 1, и возможность системы определять положение самолёта в трёхмерном (3D) или двух-

мерном измерении (2D). Во время поиска сигналов необходимого количества спутников выдаётся сообщение «SOLUTION». При недостаточном количестве спутников выдаётся сообщение «2D NAV», а при достаточном количестве – сообщение «3D NAV». В случае приёма дополнительных сигналов дифференциальных поправок от систем функционального дополнения SBAS или GBAS выдаётся сообщение «3D DIFF NAV». В разделе «RAIM PREDICTION» осуществляется прогноз целостности системы GPS и возможности навигационных определений (функция RAIM) на будущее в указанной навигационной точке. Используя ручки **FMS** вводится идентификатор точки (в примере аэродром Ульяновска UWLL), время и дата. После перевода курсора на поле «COMPUTE RAIM ?» и нажатия клавиши **ENT** система просчитает прогноз наличия спутников созвездия GPS для введенных условий и выдаст сообщение «RAIM AVAILABLE» (возможно) как в примере, или «RAIM UNAVAILABLE» (невозможно).

Кроме того, на четвёртой странице «AUX-SYSTEM SETUP» группы «AUX» в разделе «MAP DATUM» можно выбрать модель Земли – референц-эллипсоид для расчёта географических координат. Изначально при включении комплекса Garmin G 1000 используется геодезическая система WGS-84, рекомендованная ICAO для международной авионавигации.

Если в процессе работы комплекс Garmin G 1000 обнаружит невозможность функции RAIM, потерю возможности навигационных определений или отказ системы GPS, то на дисплее PFD в окне сообщений «ALERTS» будет выдано уведомляющее сообщение соответственно «RAIM UNAVAIL», либо «GPS NAV LOST», либо «GPS 1/2 FAIL». Кроме того, если выбрана система GPS в качестве источника навигационной информации, то при невозможности реализации функции RAIM, появляется предупредительное сигнализирующее сообщение «LOI» на совмещённом изображении планового навигационного индикатора HSI и индикатора CDI (рис. 7.4).

Это сообщение свидетельствует о невозможности спутниковой навигации с использованием GPS, а также о том, что работа курсовертикали GRS 77 может быть неправильной при отсутствии радиокоррекции данных счисления пути по сигналам системы GPS.



Рис. 7.4. Сигнализация об отказе функции RAIM на индикаторе HSI

7.2. Цифровые базы данных

Работа систем GPS 1 и GPS 2 тесно связана с обновляемой по циклам AIRAC (каждые 28 дней) базой авионавигационных данных, которая используется как в процессе текущего полёта, так и для планирования полётов при составлении флайт-планов (FPL). В комплексе Garmin G 1000 могут быть установлены различные базы авионавигационных данных: «AMERICAS» (обе Америки), «ATLANTIC» (Атлантика, Европа, Африка и Ближний Восток), «PACIFIC» (Тихоокеанский регион) и «INTERNATION WORLDWIDE» (всемирная международная).

Аэронавигационная база данных содержит исчерпывающую информацию об аэропортах, пересечениях трасс INT, радиомаяках VOR и NDB (рис. 7.5), о воздушных трассах и стандартных процедурах прибытия «STAR», захода на посадку и выхода из района аэродромов «SID», а также о точках маршрута, созданных пользователем – USER WPT. Аэронавигационная база содержит данные о границах районов УВД, о запретных зонах и зонах ограничения полётов для своевременной сигнализации экипажу о приближении к этим зонам. Кроме того, база данных содержит картографическую информацию для отображения на экране дисплея MFD условных обозначений водоёмов, дорог, линий электропередачи, населённых пунктов, административных границ и т. п. (см. рис. 7.5).

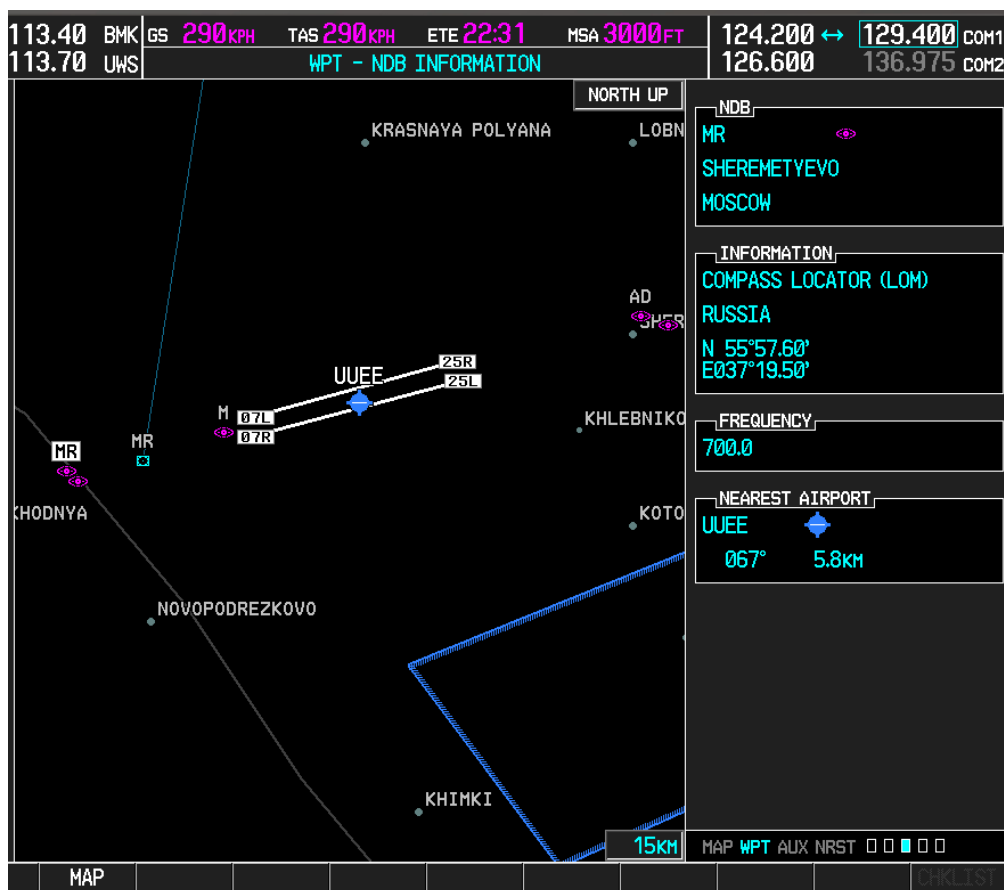


Рис. 7.5 Пример отображения информации о приводном радиомаяке (NDB)

Просмотр информации, содержащейся в базе аэронавигационных данных, а также использование информации о частотах СВЧ-радиосвязи и радиомаяков VOR и NDB для быстрой настройки, производится на страницах группы «WPT». Страница «WPT-AIRPORT INFORMATION» содержит информацию по аэропортам AIRPORT, страница «WPT-INTERSECTION INFORMATION» – по пересечениям INT, страница «WPT-NDB INFORMATION» – по приводным радиомаякам NDB, «WPT-VOR INFORMATION» – по VOR-маякам, «WPT-USER WPT INFORMATION» – по точкам маршрута, созданным экипажем USER WPT.

Кроме аэронавигационной на самолёте DA 42 используются цифровые базы данных о превышениях рельефа земной поверхности, о превышениях рельефа в районе аэродромов

и об искусственных препятствиях. Эти базы используются для реализации топографического отображения земли в режиме «ТОРО» и для предупреждения экипажа об опасности столкновения с земной поверхностью или препятствиями – режим «TERRAIN PROXIMITY».

Информация о действующих базах данных и номере цикла AIRAC представляется на экране дисплея MFD при включении комплекса G 1000, а также на странице «AUX-SYSTEM STATUS» группы «AUX» в разделе «DATABASE». Для просмотра всех баз данных на этой странице необходимо нажать клавишу **MENU** и выбрать опцию меню «Select Database Window», либо нажать программируемую клавишу с обозначением «DBASE».

Цифровые базы данных хранятся на электронных накопителях – картах памяти SD (Secure Digital card), расположенных на правых панелях дисплеев PFD и MFD. Обновление баз данных производится специалистами аэронавигационной службы авиакомпании. Экипажу запрещается вынимать накопители, особенно при включённом электропитании.

Точки маршрута «USER WPT», введённые экипажем, хранятся в энергонезависимой памяти комплекса Garmin G 1000 и не изменяются при обновлении баз данных.

В комплексе Garmin G 1000 предусмотрена возможность быстрого доступа к информации из аэронавигационной базы данных о ближайших относительно текущего местоположения самолёта аэродромах «NEAREST AIRPORTS» (рис. 7.6), навигационных точках, о радиостанциях с указанием их радиочастот и зон УВД. Эта функция особенно полезна в случае необходимости вынужденной посадки в нештатных ситуациях.

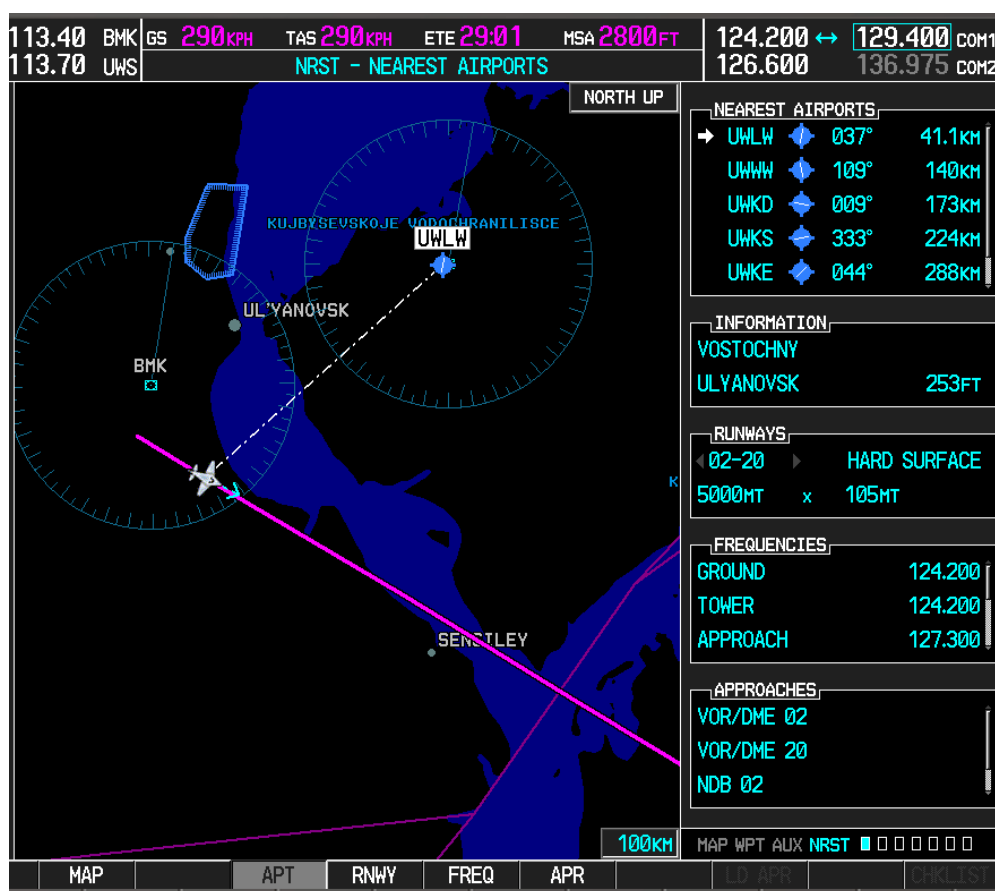


Рис. 7.6. Отображение информации о ближайших аэродромах на дисплее MFD

Минимально допустимые характеристики аэродрома – покрытие поверхности ВПП «RNWY SURFACE» и её длина «RNWY LENGTH», необходимые для посадки самолёта данного типа, предварительно вводятся в систему G 1000 экипажем на четвёртой странице «AUX-SYSTEM SETUP» группы «AUX» в разделе «NIAREST APT».

На дисплее MFD просмотр информации по близкорасположенным, подходящим для посадки аэродромам производится на первой странице «NRST-NEAREST AIRPORTS» в группе «NRST». Максимально возможно представление данных по 25-и аэродромам. Если в радиусе 200 NM нет подходящих аэродромов, то выдаётся сообщение «NONE WITHIN 200 NM». С помощью программируемых клавиш с обозначениями «APT», «RNWY», «FREQ» и «APR» включается функция курсора для выбора аэродрома, его ВПП, частот для радиосвязи и схем захода на посадку. Выбор производится с помощью ручек **FMS** на дисплее MFD.

На дисплее PFD информация о ближайших аэродромах представляется в ограниченном объёме в правой нижней части экрана (рис. 7.7 и 7.8).

NEAREST AIRPORTS				
UWKS	294°	67.7km	NDB	
TOWER	119.300	RNWX	2512MT	
UWKD	090°	67.9km	ILS	
TOWER	120.300	RNWX	3724MT	
UWLW	154°	153km	VOR	
TOWER	124.200	RNWX	5000MT	

Рис. 7.7. Представление информации о ближайших аэродромах на дисплее PFD

AIRPORT INFORMATION		
UWKD	KAZAN	
KAZAN		
PUBLIC	UTC+3	414FT
RUSSIA		
N 55°36.40'		JET
E 049°16.90'		
		BACK

Рис. 7.8. Представление детализированной информации о выбранном аэродроме UWKD

Для открытия окна «NEAREST AIRPORTS» в правом нижнем углу дисплея служит программируемая клавиша высшего уровня с обозначением «NRST». Повторное нажатие этой клавиши закрывает окно. Выбор аэродромов, их ВПП, частот для радиосвязи и схем захода на посадку производится с помощью ручек **FMS** на дисплее PFD. Просмотр детализированной информации (см. рис. 7.8) о месте расположения аэродрома, его превышении над уровнем моря, часовом поясе, географических координатах осуществляется последовательным нажатием клавиши **ENT**.

7.3. Режим «Полёт На»

Одной из отличительных особенностей и важным преимуществом спутниковой навигации является способ выбора ЛЗП путём задания точки маршрута WPT с известными заранее географическими координатами и возможность полёта по ортодромии в соответствии с принципом «DIRECT TO» (полёт прямо на выбранную точку). Этому способу не свойственны недостатки угломерных навигационных систем, таких как приводные радиомаяки NDB и VOR-маяки, в которых осуществляется полёт «На» или «От» маяка, а ЛЗП определяется заданным путевым углом. Эти системы имеют значительные погрешности при определении угловых

координат, вызванные переотражением радиоволн, а полёт должен осуществляться по заранее определенным воздушным трассам, в поворотных пунктах которых должны быть расположены наземные радиомаяки. При этом самолётовождение с высокой точностью по спрямлённым траекториям над незаселённой территорией невозможно.

Включение процедуры выбора точки маршрута для осуществления режима полёта «DIRECT TO» производится клавишей с обозначением **➔**, расположенной на правых панелях обоих дисплеев. При этом открывается диалоговое окно на том дисплее, на котором была

нажата клавиша **➔**. Окна для ввода точки маршрута располагаются в правой части дисплеев. На дисплее MFD открывается большое диалоговое окно (рис. 7.9), а на дисплее PFD открывается аналогичное окно в упрощённом виде (рис. 7.10).

Выбор точки маршрута WPT производится из базы аэронавигационных данных. Могут быть выбраны и точки, созданные пользователем – «USER WPT». Выбор производится с помощью ручек **FMS** после включения функции курсора нажатием малой внутренней ручки. Поворотом малой ручки производится выбор очередных букв и цифр идентификатора точки маршрута, а поворотом большой ручки производится перемещение курсора. Процесс завершается активацией выбранной точки нажатием клавиши **ENT** с подтверждением выбора повторным её нажатием. Если был активирован флайт-план, то в качестве точки маршрута для осуществления режима «DIRECT TO» автоматически представляется очередная точка активного участка маршрута из флайт-плана.



Рис. 7.9. Диалоговое окно режима «DIRECT TO» на дисплее MFD

Вычислитель комплекса Garmin G 1000 рассчитывает также важные для пилотов навигационные параметры, такие как пеленг (BRG), расстояние (DIS), путевой угол (CRS) относительно выбранной точки маршрута, определяет из базы данных ближайший аэродром, возможный для посадки самолёта данного типа.

В качестве целевой точки маршрута при использовании режима «DIRECT TO» может быть ближайший аэродром NEAREST AIRPORT, пересечение INT, NDB или VOR-маяк. Для этого нужно открыть страницу «NRST», выбрать ближайшую целевую точку для полёта в режиме «DIRECT TO» и нажать клавишу **➔**. Кроме того, целевую точку для полёта в режиме «DIRECT TO» можно выбрать, используя ручку-кнопку (Joystick) на правой панели дисплея MFD. При нажатии (Push PAN) и отклонении данной ручки в указанном стрелками направлении производится перемещение курсора карты (Map Cursor) в этом



Рис. 7.10. Диалоговое окно режима «DIRECT TO» на дисплее PFD

направлении. При совмещении этого курсора с предполагаемой целевой точкой, её название или идентификатор подсвечивается. Дальнейшее нажатие клавиши **➡** открывает диалоговое окно режима «DIRECT TO» с этой выбранной точкой. Вычислитель комплекса Garmin G 1000 рассчитывает ЛЗП (здесь ортодромию) от текущего места самолёта в момент активации режима «DIRECT TO» до выбранной точки маршрута и представляет её на изображении навигационной карты в виде прямой линии пурпурного цвета. Эта ЛЗП может использоваться автопилотом GFC 700 в режиме «NAV» при использовании системы GPS в качестве навигационного источника.

При необходимости отказа от использования режима «DIRECT TO» для навигации необходимо нажать клавишу **➡**, а затем клавишу **MENU**. Появится окно «PEGE MENU» с единственной опцией «Cancel Direct-To NAV». Нажатие клавиши **ENT** приведёт к закрытию окон и завершению режима «DIRECT TO».

7.4. Режим движущейся карты

Вычислитель радиоэлектронного пилотажно-навигационного комплекса Garmin G 1000 обеспечивает представление экипажу исчерпывающей аэронавигационной информации в виде движущейся во время полёта карты (Moving Map). В наиболее полном виде навигационная и картографическая информация представляется на экране дисплея MFD в том случае, если выбрана первая страница «NAVIGATION MAP» в группе страниц «MAP» (рис. 7.11). Кроме того, на дисплее PFD представляется уменьшенная версия навигационной карты в виде небольшого квадратного окна – вставки (Insert Map), расположенного в левой нижней части экрана (рис. 7.12). Индикацию этого окна можно выключать. При отказе одного из дисплеев и переходе в режим совмещённой индикации (Reversionary Mode) окно карты (Insert Map) перемещается в правую часть экрана на оставшемся в работе дисплее. Полное отображение навигационной карты, представлявшееся на дисплее MFD в этом случае невозможно.

На рис. 7.11 представлено:

- 1 – наименование населённого пункта;
- 2 – навигационные параметры, рассчитанные вычислителем комплекса Garmin G 1000 и выбранные экипажем для отображения;
- 3 – неактивный (последующий) участок маршрута активированного (выполняемого) флайт-плана;
- 4 – обозначение (заголовки) страницы навигационной карты из группы «MAP»;
- 5 – наименование географического объекта (здесь водохранилища);
- 6 – выбранная ориентация карты по направлению на север «NORTH UP»;
- 7 – граница района информационного обслуживания и УВД (FIR);
- 8 – граница аэродромной зоны;
- 9 – запретные воздушные зоны или зоны ограничения полётов;
- 10 – символ самолёта, обозначающий на карте его текущее местоположение с вектором направления полёта (Track Vector);

- 11 – компасная шкала («компасная роза») с кольцом дальности, соответствующей четверти выбранного масштаба карты;
- 12 – активный участок маршрута (ЛЗП), определённого флайт-планом;
- 13 – символ и идентификатор аэродрома;
- 14 – обозначение масштаба карты (воспроизводимой на экране дальности);
- 15 – обозначение программируемой клавиши для изменения насыщенности карты – «DCLTR».

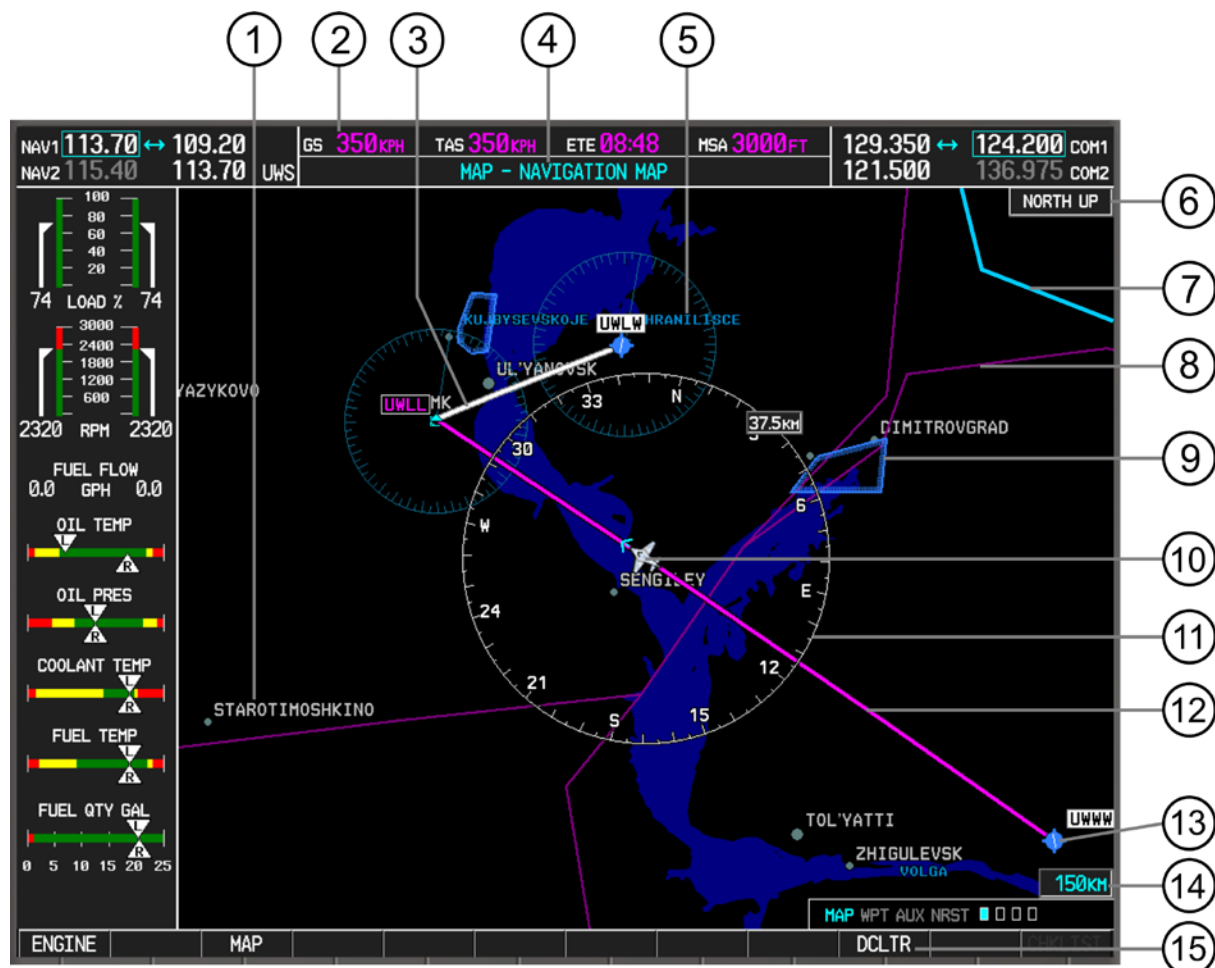


Рис. 7.11. Отображение информации в режиме движущейся карты на дисплее MFD

В наиболее полном виде изображение навигационной карты содержит символы своего самолёта, аэродромов, навигационных маяков, воздушные трассы и их пересечения, схемы полётов в аэродромной зоне, обозначения населённых пунктов, водоёмов, административных границ, границ районов УВД, запретных и других зон воздушного пространства. Кроме того, на дисплее MFD и на вставке дисплея PFD могут отображаться топографические карты, карты погоды и грозových разрядов, а также данные о расположении опасных для полёта участков земной поверхности, искусственных препятствий и близко летящих ВС, если они оборудованы радиолокационными ответчиками. Насыщенность карты можно изменять последовательным нажатием программируемой клавиши с обозначением «DCLTR» (рис. 7.11, поз. 15).



Рис. 7.12. Отображение информации в режиме движущейся карты на дисплее PFD

Ориентация основной карты на MFD и вставки Insert Map на PFD может быть выбрана экипажем на дисплее MFD. Возможны четыре варианта: «NORTH UP» (по северу), «TRACK UP» (по фактическому путевому углу), «DTK UP» (по заданному путевому углу) и «HDG UP» (по курсу). Для выбора ориентации карты, находясь на странице «MAP-NAVIGATION MAP», нажать клавишу контекстного меню **MENU**, выбрать опцию «Map Setup» нажатием клавиши **ENT**, поворотом большой ручки **FMS** перевести курсор на поле «ORIENTATION» в открывшемся окне «MAP SETUP», а затем поворотом малой ручки **FMS** выбрать вариант ориентации. Процедура завершается нажатием клавиши **ENT** и малой внутренней ручки-кнопки **FMS**. В меню «Map Setup» аналогично осуществляется выбор многих других элементов отображения движущейся карты.

Масштаб основной карты на MFD и вставки Insert Map на PFD определяется воспроизводимой на экране дальностью и может иметь 28 значений от 150 м (500 ft) до 4 000 км (2 000 NM). Масштаб изменяется экипажем вручную с помощью ручек **RANGE**, расположенных на правых панелях обоих дисплеев. Значение действующего масштаба отображается в правой нижней части карты.

Экипаж может включить функцию курсора карты (Map Cursor), используя ручку-кнопку (Joystick) на правой панели дисплеев. При нажатии (Push PAN) и отклонении данной ручки в указанном стрелками направлении производится перемещение в этом направлении курсора карты в виде мигающей стрелки. При этом на дисплее MFD в верхней части карты появляется дополнительное окно, содержащее цифровые данные: географические координаты

курсора, его удаление и пеленг относительно символа самолёта, а также значение превышения земной поверхности в точке расположения курсора, определенное на основе цифровой базы данных о рельефе. При совмещении курсора с каким-либо объектом на карте он подсвечивается, а в дополнительном окне появляется информация о нём. При этом больше информации о выбранном объекте можно получить в информационном окне, открываемом после нажатия клавиши **ENT**. Возврат в режим отображения навигационной карты производится нажатием клавиши **CLR**.

Если курсор смещается на значительное расстояние, превышающее половину значения масштаба карты, то символ самолёта оказывается за пределами изображения. Если экипаж не изменяет положение курсора, то через одну минуту система автоматически возвращается к изображению навигационной карты с расположением символа самолёта в центре карты.

С помощью курсора карты на дисплее MFD можно производить измерения расстояния и пеленга различных интересующих экипаж объектов как относительно текущего положения самолёта, так и расстояний и пеленгов между любыми выбираемыми точками на карте. Для этого необходимо, находясь на странице «MAP-NAVIGATION MAP» нажать клавишу контекстного меню **MENU**, поворотом большой ручки **FMS** выбрать опцию «Measure Bearing/Distance» и нажать клавишу **ENT**. Последующие смещения курсора с помощью ручки-кнопки (Joystick) и нажатия клавиши **ENT** определяют точки для измерения указанных параметров. Возврат в режим отображения навигационной карты производится нажатием ручки-кнопки (Joystick), либо выбором опции «Stop Measuring» в том же контекстном меню и нажатием клавиши **ENT**, либо длительным нажатием клавиши **CLR** в течение двух секунд. Также нажатием клавиши **CLR** и удержанием её в течение двух секунд производится быстрый переход к главной (первой) странице режима движущейся карты «MAP-NAVIGATION MAP» из любого режима отображения информации на дисплее MFD.

ТЕМА 8

ПЛАНИРОВАНИЕ ПОЛЁТА

Планирование полёта в комплексе Garmin G 1000 заключается в составлении нового активного флайт-плана либо в просмотре каталога (библиотеки) составленных ранее флайт-планов, выборе нужного плана и последующей его активации. Составление флайт-плана производится путём ввода идентификаторов аэродромов вылета и посадки, последовательным вводом очередных промежуточных точек маршрута WPT, а также добавлением (вставкой) стандартных процедур вылета (SID), прибытия (STAR) по приборам и захода на посадку (Approach), в том числе и для аэродромов промежуточной посадки. Кроме того, при формировании флайт-плана могут быть добавлены идентификаторы воздушных трасс, если они имеются в аэронавигационной базе данных. Любой флайт-план может содержать не более 99-и точек маршрута, включая начальные, промежуточные и конечные точки воздушных трасс и процедур. Максимальное количество флайт-планов в каталоге, которые могут храниться в энергонезависимой памяти комплекса Garmin G 1000, может достигать 99. Каждый сохранённый флайт-план может быть активирован, отредактирован, инвертирован (последовательность точек маршрута изменяется на обратную), скопирован либо удален. Сохранённые в каталоге планы могут быть упорядочены по алфавиту или удалены сразу все. Активированным может быть только один флайт-план. При составлении планов полёта используется установленная в комплексе Garmin G 1000 обновляемая база аэронавигационных данных. При последующих изменениях или обновлениях этой базы данные точек маршрута, процедур и воздушных трасс, входящих в сохранённые флайт-планы, также обновляются, если процедуры или трассы при обновлении существенно не модифицируются. В противном случае флайт-план должен быть отредактирован, о чём система Garmin G 1000 известит экипаж с помощью уведомляющего сообщения.

Составление флайт-плана можно производить как на дисплее MFD, так и на PFD. Работа с планами полётов начинается с нажатия клавиши **FPL**, расположенной на правой панели каждого дисплея. На дисплее PFD при этом открывается информационное диалоговое окно в правом нижнем углу экрана (рис. 8.1). Окно активного плана «FLIGHT PLAN» представляется в упрощённом виде. Кроме того, невозможен просмотр каталога флайт-планов.

В окне представлен заголовок плана (в данном случае он представлен идентификаторами аэродромов вылета и прибытия UWLW и UWWW), последовательность введённых идентификаторов промежуточных пунктов маршрута с указателем активного участка в виде стрелки пурпурного цвета, цифровые значения путевых углов (DTK) и расстояний (DIS) между участками маршрута. Отображение идентификаторов навигационных точек, входящих в состав участков воздушных трасс, стандартных схем (процедур) выхода из района аэродрома

по приборам, прибытия и посадки предваряется обозначениями и идентификаторами этих трасс и процедур из аэронавигационной базы, представленными белым цветом (в примере – Departure-DW1). На карте Insert Map в левой части дисплея PFD может отображаться графическое представление флайт-плана с обозначением активного участка маршрута пурпурным цветом. При составлении плана используются ручки **FMS**. Нажатие малой внутренней ручки-кнопки **FMS** включает функцию курсора – подсвеченной области окна. Повторное нажатие этой ручки-кнопки выключает эту функцию. Большая наружная ручка позволяет смещать курсор, а малая – выбирать отдельные буквы и цифры вводимых идентификаторов. Выбор завершается нажатием клавиши **ENT**. Если идентификаторы навигационных точек, расположенных в разных регионах, одинаковы, то при вводе открывается дополнительное окно «DUPLICATE WAYPOINTS», в котором нужно выбрать идентификатор только одной точки, соответствующей планируемому маршруту. Добавление процедур при составлении флайт-плана производится с помощью диалогового окна «PROCEDURES» (см. рис. 7.12), открывающегося нажатием клавиши **PROC** на правой панели PFD (см. рис. 7.2). Необходимые действия при составлении флайт-плана (добавление процедур, редактирование, сохранение, инвертирование, копирование, удаление) производятся с помощью меню, открывающегося после нажатия клавиши **MENU**. Просмотр опций меню производится вращением большой ручки **FMS**, а выбор – нажатием клавиши **ENT** с подтверждением.



Рис. 8.1. Отображение окна активного флайт-плана на дисплее PFD

На дисплее MFD плановая информация представляется в виде одной из трёх страниц группы «FPL». После нажатия клавиши **FPL** открывается первая страница, на которой представляется активный флайт-план или незаполненная форма для составления нового плана. Пример отображения первой страницы «FPL-ACTIVE FLIGHT PLAN» на дисплее MFD представлен на рис. 8.2.

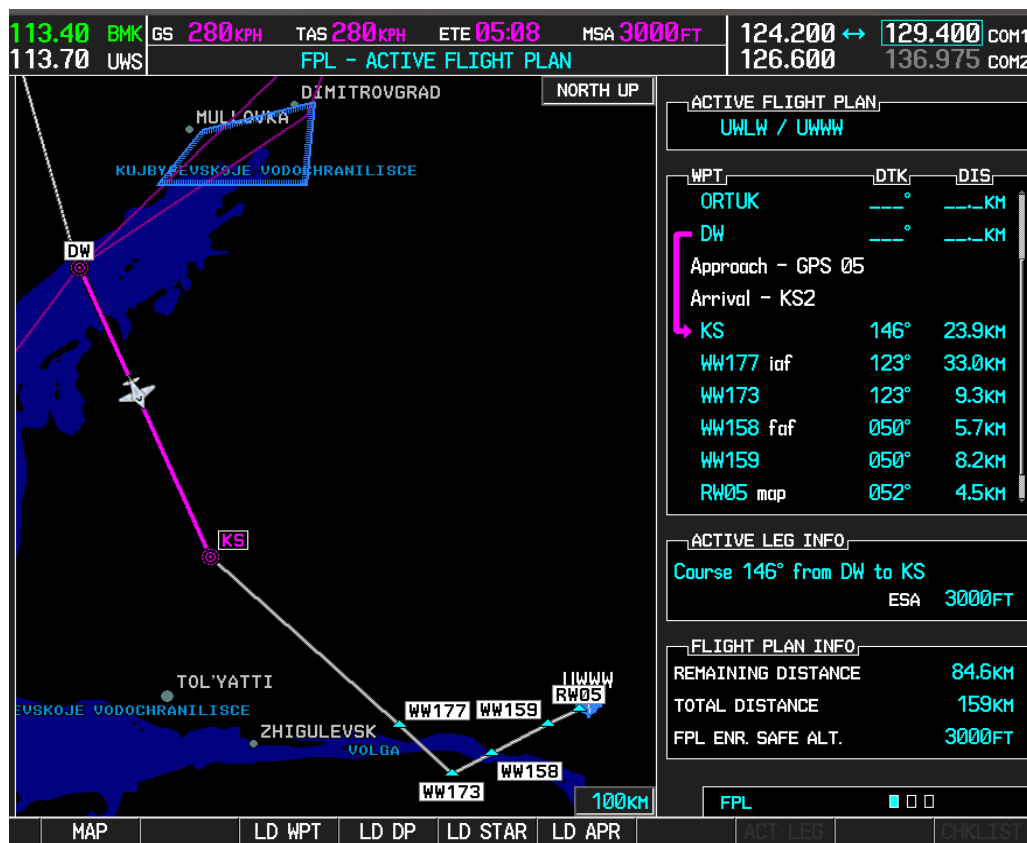


Рис. 8.2. Отображение активного флайт-плана на дисплее MFD

В правом нижнем углу экрана представляется подсвеченное обозначение выбранной страницы плановой информации в группе «FPL». В текстовом окне «ACTIVE FLIGHT PLAN» представляется исчерпывающая информация об участках маршрута активного плана аналогично той, что отображается на дисплее PFD и описанной выше. Кроме того, представляется информация об активном участке «ACTIVE LEG INFO» и по всему плану «FLIGHT PLAN INFO», такая как «REMAINING DISTANCE» – оставшееся расстояние до конечного пункта, «TOTAL DISTANCE» – общая длина маршрута по плану, «FPL ENR. SAFE ALT.» – минимальная безопасная высота на маршруте. В центральной части дисплея отображается навигационная карта, на которой план полёта представлен в графической форме в зависимости от выбранного ручкой **RANGE** масштаба отображения. На карте обозначены идентификаторы промежуточных и конечных пунктов маршрута, соединённые белыми линиями. Активный участок и очередной пункт маршрута представлен пурпурным цветом.

На второй странице группы «FPL» отображается каталог планов полётов «FLIGHT PLAN CATALOG», составленных ранее и сохранённых в памяти комплекса Garmin G 1000 (рис. 8.3).

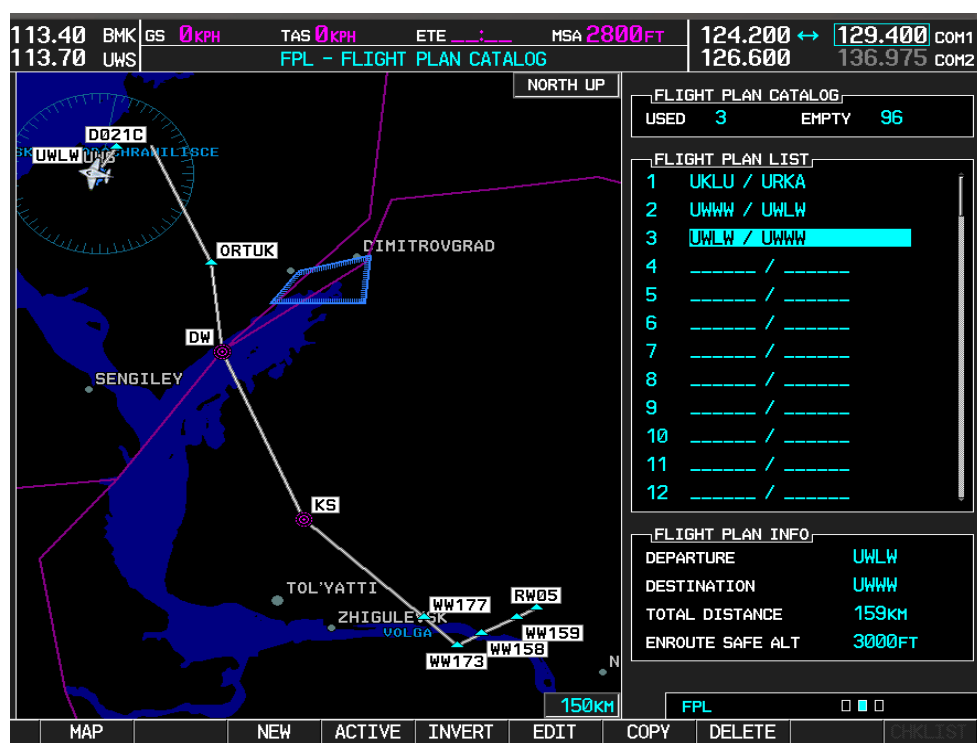


Рис. 8.3. Отображение каталога флайт-планов на дисплее MFD

Наименование страницы расположено в верхней части экрана, а перечень всех флайт-планов представлен в разделе «FLIGHT PLAN LIST».

После нажатия малой ручки-кнопки **FMS** включается функция курсора. Поворот большой ручки **FMS** позволяет просматривать все планы каталога (в примере план № 3 UWLW / UWWW). Для выбранного таким образом флайт-плана возможны все описанные выше действия «OPTIONS» из меню «PAGE MENU», открывающегося после нажатия клавиши **MENU** (рис. 8.4).

На третьей странице «FPL-VERTICAL NAVIGATION» в группе «FPL» производится планирование вертикального профиля полёта для участка маршрута с автоматизацией расчёта требуемой вертикальной скорости. Для этого необходимо предварительно ввести заданную высоту в разделе «TARGET ALTITUDE» и задать положение очередной промежуточной точки маршрута в разделе «TARGET POSITION». Фрагмент навигационной карты при этом отображается всегда с ориентацией по курсу полёта самолёта – HDG UP.



Рис. 8.4. Отображение окна меню для работы с флайт-планами

Остальные пультовые операции при работе с планами полёта производятся аналогично описанным выше для дисплея PFD. С целью сокращения времени для составления и обработки планов полёта некоторые пультовые операции могут выполняться с помощью программируемых клавиш в нижней части дисплея MFD. В частности возможно добавление процедур с помощью клавиш с обозначениями «LD DP» (загрузка схемы выхода по приборам – SID), «LD STAR» (загрузка схемы прибытия по приборам – STAR), «LD APR» (загрузка схемы посадки).

ТЕСТЫ

Автор обращает внимание на то, что предлагаемые тестовые ответы могут содержать как один, так и несколько правильных ответов.

1. Какие угловые навигационные параметры могут отображаться на совмещённом плановом навигационном (HSI) и радиомаягнитном (RMI) индикаторах?
 - а) значения текущего и заданного курса;
 - б) отклонение от ЛЗП;
 - в) азимуты радиомаяков VOR, NDB;
 - г) азимут радиомаяка LOC.
2. Какие навигационные параметры могут отображаться на индикаторе CDI дисплея PFD?
 - а) заданный путевой угол;
 - б) величина углового отклонения от ЛЗП;
 - в) курсовой угол;
 - г) величина линейного бокового уклонения от ЛЗП.
3. Какие параметры, важные для самолётовождения и навигации, отображаются на плановом навигационном приборе (HSI)?
 - а) заданный путевой угол;
 - б) фактический путевой угол;
 - в) курсовой угол;
 - г) скорость разворота.
4. При использовании каких источников навигационной информации на индикаторе отклонения от ЛЗП CDI отображается указатель «На – От»?
 - а) LOC 1 (LOC 2);
 - б) NDB;
 - в) GPS;
 - г) VOR 1 (VOR 2).
5. От какого источника навигационная информация представляется на дисплее PFD зелёным цветом?
 - а) системы GPS;
 - б) радиомаяков VOR;
 - в) радиомаяков LOC;
 - г) радиомаяков NDB.
6. От какого источника навигационная информация представляется на дисплее PFD пурпурным цветом?
 - а) системы GPS;
 - б) радиомаяков VOR;
 - в) радиомаяков LOC;
 - г) радиомаяков NDB.

7. Для чего предназначен автоматический радиокompас ADF на самолёте DA 42?
 - а) для измерения КУР, МПР и МПС приводных радиомаяков NDB;
 - б) для измерения КУР, МПР и МПС радиомаяков VOR;
 - в) для захода на посадку по системе ОСП;
 - г) для захода на посадку по системе ILS.
- 8) Какова минимальная погрешность измерения КУР с помощью APK Becker 3502?
 - а) $\pm 1^\circ$;
 - б) $\pm 1,5^\circ$;
 - в) $\pm 2^\circ$;
 - г) $\pm 2,5^\circ$.
9. Какова гарантированная дальность пеленгования дальней приводной радиостанции с помощью APK Becker 3502?
 - а) 100 км;
 - б) 150 км;
 - в) 200 км;
 - г) 250 км.
10. Каковы возможные режимы работы APK Becker 3502?
 - а) ADF;
 - б) HOLD;
 - в) ANT;
 - г) BFO.
11. Какова сигнализация пролёта внутреннего маркерного маяка, совмещённого с ближней приводной радиостанцией?
 - а) световая индикация буквы «М» на жёлтом фоне;
 - б) световая индикация буквы «I» на белом фоне;
 - в) звуковая сигнализация – два тире в секунду;
 - г) звуковая сигнализация – шесть точек в секунду.
12. Каким образом экипаж может прервать звуковую сигнализацию маркерного приёмника?
 - а) нажатием клавиши MKR/MUTE на аудиопанели;
 - б) нажатием клавиши PLAY на аудиопанели;
 - в) нажатием клавиши HI SENS на аудиопанели;
 - г) нажатием клавиши MAN SQ на аудиопанели.
13. Для чего предназначен радиодальномер DME KN 63?
 - а) для измерения наклонной дальности до маяков VOR/DME;
 - б) для измерения наклонной дальности до маяков NDB;
 - в) для измерения наклонной дальности до курсового маяка LOC системы посадки ILS;
 - г) для измерения наклонной дальности до начала ВПП.

14. Какова минимальная погрешность измерения дальности обеспечивается дальномером DME KN 63?
- а) ± 30 м;
 - б) ± 100 м;
 - в) ± 200 м;
 - г) ± 400 м.
15. Какова максимальная дальность действия дальномера DME KN 63 на самолёте DA 42?
- а) 120 км;
 - б) 180 км;
 - в) 280 км;
 - г) 380 км.
16. Какие режимы (mode) работы могут быть выбраны экипажем при частотной настройке дальномера DME KN 63?
- а) NAV 1;
 - б) NAV 2;
 - в) ANT;
 - г) HOLD.
17. Для чего предназначена система навигации ОБЧ-диапазона, встроенная в комплекс Garmin G1000?
- а) для определения местоположения ВС угломерным методом по двум маякам VOR/DME;
 - б) для определения местоположения ВС дальномерным методом по двум маякам VOR/DME;
 - в) для самолётовождения (полёт «На» или «От») по маякам VOR;
 - г) для посадки по маякам радиомаячной системы ILS.
18. Какие частоты системы VOR/ILS используются для навигации по маякам VOR?
- а) 108,10...111,95 МГц (нечётные десятые доли);
 - б) 108,00...112,00 МГц (чётные десятые доли);
 - в) 108,00...117,95 МГц (нечётные десятые доли);
 - г) 108,00...112,00 МГц (чётные) и 112,00...117,95 МГц (чётные и нечётные десятые доли).
19. Какие частоты системы VOR/ILS используются для посадки по маякам системы ILS?
- а) 108,10...111,95 МГц (нечётные десятые доли);
 - б) 108,00...112,00 МГц (чётные десятые доли);
 - в) 108,00...117,95 МГц (нечётные десятые доли);
 - г) 108,00...112,00 МГц (чётные) и 112,00...117,95 МГц (чётные и нечётные десятые доли).
20. Какова максимальная дальность действия навигационной системы VOR/ILS на самолёте DA 42 в режиме навигации по маякам VOR?
- а) 400 км;
 - б) 280 км;
 - в) 46 км;
 - г) 18 км.

21. Какова минимальная погрешность системы VOR/ILS при измерении азимута маяка VOR?

- а) $\pm 2^\circ$;
- б) $\pm 1^\circ$;
- в) $\pm 0,5^\circ$;
- г) $\pm 0,25^\circ$.

22. Каким образом производится переключение между каналами NAV 1 и NAV 2 для ручной настройки частоты?

- а) поворотом большой ручки NAV на левых панелях дисплеев PFD и MFD;
- б) нажатием клавиши \leftrightarrow ;
- в) нажатием малой ручки-кнопки NAV;
- г) нажатием ручки-кнопки VOL/PUSH ID.

23. Для чего предназначена система спутниковой навигации, встроенная в комплекс Garmin G1000?

- а) для определения местоположения самолёта;
- б) для самолётовождения и посадки;
- в) для представления экипажу информации о близости земной поверхности (Terrain Proximity);
- г) для представления экипажу информации о близколетящих ВС с оценкой опасности столкновения (Traffic Advisory).

24. Какие сигналы способна принимать система спутниковой навигации, встроенная в комплекс Garmin G1000?

- а) только от системы GPS;
- б) от системы GPS и системы GLONASS;
- в) от системы GPS и системы GALILEO;
- г) от любых систем спутниковой навигации.

25. Какой показатель спутниковой навигационной системы свидетельствует о доступности (возможности) навигационных определений координат ВС?

- а) RAIM;
- б) EPU;
- в) FOM;
- г) DOP.

26. Каковы оценки точности определения широты и долготы в системе спутниковой навигации, встроенной в комплекс Garmin G1000?

- а) 10 м;
- б) 20 м;
- в) 30 м;
- г) 100 м.

27. Каковы оценки точности определения высоты в системе спутниковой навигации, встроенной в комплекс Garmin G1000?

- а) 10 м;
- б) 20 м;
- в) 30 м;
- г) 100 м.

28. Какие данные необходимо ввести для расчёта прогноза возможности навигационных определений – функции RAIM («RAIM PREDICTION»)?

- а) целевую точку маршрута (WAY POINT);
- б) время прибытия (ARV TIME);
- в) высоту (ALTITUDE);
- г) дату прибытия (ARV DATE).

29. Каким образом информируется экипаж о невозможности навигационных определений в системе GPS?

- а) уведомляющим сообщением «RAIM UNAVAIL»;
- б) аварийным сообщением «RAIM FAIL»;
- в) уведомляющим сообщением «GPS NAV LOST» или «GPS 1/2 FAIL»;
- г) предупредительной сигнализацией «LOI» на плановом навигационном индикаторе HSI.

30. Какие базы аэронавигационных данных могут быть установлены в комплексе Garmin G1000?

- а) INTERNATIONAL WORLDWIDE;
- б) PACIFIC;
- в) ATLANTIC;
- г) AFRICAN.

31. Как часто обновляются базы аэронавигационных данных?

- а) по циклам AIRAC;
- б) один раз в 28 дней;
- в) один раз в месяц;
- г) один раз в 56 дней.

32. Информация о каких объектах аэронавигации содержится в обновляемой базе данных?

- а) о пересечениях INT;
- б) о радиомаяках VOR и NDB;
- в) о точках маршрута, созданных экипажем USER WPT;
- г) о ближайших аэродромах (AIRPORT).

33. Какие параметры ВПП должны быть заранее введены в комплекс Garmin G1000 для реализации функции NRST (ближайший аэродром)?

- а) RNWY SURFACE (покрытие ВПП);
- б) ELEVATION (превышение ВПП);
- в) RNWY LENGTH (длина ВПП);
- г) RNWY WIDTH (ширина ВПП).

34. Каково максимальное удаление аэродромов от текущего места самолёта для представления их информации на странице NRST (ближайшие)?

- а) 50 NM;
- б) 100 NM;
- в) 200 NM;
- г) 300 NM.

35. Какие точки маршрута могут быть выбраны для осуществления режима самолётоводения «Direct To» (Полёт На)?

- а) радиомаяки VOR и NDB;
- б) USER WPT (точки маршрута, созданные пользователем);
- в) пересечения трасс INT;
- г) TAGET POSITION (целевая точка при наборе или снижении).

36. Какие навигационные параметры рассчитываются вычислителем комплекса Garmin G1000 и представляются экипажу в режиме самолётоводения «Direct To» (Полёт На)?

- а) ELEV. (превышение);
- б) BRG (пеленг);
- в) DIS (расстояние);
- г) CRS (путевой угол).

37. Какой может быть ориентация изображения в режиме «Moving Map» (движущаяся карта)?

- а) по северу (NORTH UP);
- б) по фактическому путевому углу (TRACK UP);
- в) по пеленгу радиомаяка (BRG UP);
- г) по курсу (HDG UP).

38. Каков минимальный масштаб изображения в режиме «Moving Map» (движущаяся карта)?

- а) 150 м (500 ft);
- б) 500 м (1 500 ft);
- в) 1 000 м (3 500 ft);
- г) 1 500 м (5 000 ft).

39. Какое максимальное количество флайт-планов может храниться в каталоге планов комплекса Garmin G1000?

- а) 50;
- б) 66;
- в) 99;
- г) 100.

40. Какое максимальное количество точек маршрута может содержать флайт-план в комплексе Garmin G1000?

- а) 50;
- б) 66;
- в) 99;
- г) 100.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Соловьёв, Ю. А. Системы спутниковой навигации / Ю. А. Соловьёв. – М. : Эко-Трендз, 2000. – 268 с.
2. Стулов, А. В. Эксплуатация авиационного оборудования спутниковой навигации / А. В. Стулов. – М. : Воздушный транспорт, 2002. – 256 с.
3. Авиационная радионавигация : справочник / А. А. Сосновский, И. А. Хаймович. – М. : Транспорт, 1980. – 256 с.
4. Руководство по лётной эксплуатации самолёта DA 42.
5. Руководство по технической эксплуатации самолёта DA 42.

Часть 3

Приборное оборудование

ПЕРЕЧЕНЬ ОБОЗНАЧЕНИЙ И СОКРАЩЕНИЙ

БРЭО	бортовое радиоэлектронное оборудование
ВПР	высота принятия решения при посадке (посадочный минимум)
ЗПУ	заданный путевой угол
ЛЗП	линия заданного пути
ПВД	приёмник воздушных давлений
ПВП	правила визуальных полётов
ППП	правила полётов по приборам
РУД	рычаг управления двигателем
ADC	Air Data Computer (цифровая система воздушных сигналов – CBC)
АН	Artificial Horizon (авиагоризонт, в данном случае резервный)
AHRS	Attitude and Heading Reference System (система для определения пространственного положения и курса самолёта – курсовертикаль и магнитометр)
ARINC 429	всемирный авиационный стандарт, определяющий протокол (правила) передачи цифровых данных, разработанный международной корпорацией ARINC
AUX	Auxiliary (дополнительные – группа страниц «AUX» на дисплее MFD для просмотра и выбора параметров системы)
AV	Avionic (авионика – приборное и радиоэлектронное оборудование самолёта)
BC	Back Course (обратный курс при посадке)
CAS	Crew Announce System (система аварийного оповещения экипажа)
CDI	Course Deviation Indicator (индикатор отклонения от заданного путевого угла или линии пути для управления самолётом по принципу так называемого «нуль-вождения»)
CDU	Common Display Unit (объединённый блок дисплеев PFD и MFD)
CRS	Course (направление, по которому перемещается самолёт, – путевой угол)
CWS	Control Wheel Steering (совмещённое штурвальное управление)
faf	final approach fix (контрольная точка конечного этапа захода на посадку)
FAN	Fan (вентиляторы для охлаждения блоков авионики и дисплеев)
FMS	Flight Management System (система управления полётом)
GPS/NAV1	Global Positioning System/ Navigation 1 (система глобальной спутниковой навигации GPS, интегрированная с системой навигации по VOR-маякам в блоке радиоэлектронного оборудования GIA 63 / комплект №1)
GA	Go Around (уход на второй круг)
GS	Glide slope (глиссада)
FCS	Flight Control System (система управления полётом)
fpm	feet per minutes (футов в минуту – единица измерения вертикальной скорости)

HDG	Heading (направление, курс – угол между направлением на север и продольной осью самолёта)
HSI	Horizontal Situation Indicator (плановый навигационный индикатор)
kt (KT)	knot (узел – единица измерения скорости, равная 1,852 км/час)
LH	Left Hand (левый / по левую руку)
LOC	Localizer (курсовой маяк радиомаячной системы посадки ILS)
MDA/DH	Minimum Descent Altitude / Decision Height (минимальная высота снижения / минимум при заходе на посадку)
MET	Manual Electric Trim (ручное электрическое триммирование)
MFD	Multi-Function Display (многофункциональный индикатор / дисплей)
MSG	Message (сообщение)
NM	Nautical Mile (морская миля, равная 1852 м)
OAT	Outside Atmosphere Temperature (температура наружного воздуха)
OBS	Omni direction Bearing Selection (задание ЛЗП выбором направления полёта, представленного в градусах, – ЗПУ)
PFD	Primary Flight Display (пилотажно-командный индикатор / дисплей)
PIT	Pitch (тангаж)
PITOT	приёмник воздушных давлений (трубка Пито)
QNH	сокращение, принятое ICAO для обозначения такой установки шкалы баро-высотомера, при которой он показывает превышение аэродрома над средним уровнем моря, когда ВС находится на земле
RH	Right Hand (правый / по правую руку)
ROL	Roll (крен)
RPM	Revolutions per Minute (обороты в минуту – число, определяющее частоту вращения, в частности, воздушного винта)
RS-232	протокол двухстороннего асинхронного обмена цифровыми данными
STALL WRN	Stall Warning (самолётная система предупреждения о возможности сваливания)
SD card	Secure Digital card (полупроводниковая карта памяти – накопитель для хранения различных баз данных в цифровой форме)
TAS	True Air Speed (истинная воздушная скорость с учётом аэродинамических, температурных и высотных поправок)
V_{NE}	Velocity Never Exceed (непревышаемое значение скорости)
YD	Yaw Damper (демпфер рыскания)

ВВЕДЕНИЕ

Изучение бортового приборного оборудования, устанавливаемого на самолёте DA 42, базируется на знаниях, полученных при изучении общетехнических и специальных дисциплин, в первую очередь, электротехники и электроники, приборного оборудования и пилотажно-навигационных комплексов воздушных судов.

В целях наиболее эффективного изучения приборного оборудования самолёта DA 42 весь материал распределён в следующем порядке:

- назначение устройства и решаемые им задачи;
- состав и размещение элементов изучаемого оборудования на самолёте, электропитание и защита;
- основные эксплуатационно-технические показатели;
- взаимодействие с другими самолётными устройствами и системами;
- особенности конструкции и расположения органов индикации и управления;
- включение, предполётная проверка работоспособности устройств изучаемого приборного оборудования самолёта;
- основные приёмы эксплуатации приборного оборудования в полёте;
- основные эксплуатационные ограничения и особенности эксплуатации;
- неисправности и отказы устройств приборного оборудования, их признаки и действия экипажа при возникновении неисправностей.

ТЕМА 1

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ПРИБОРНОМ ОБОРУДОВАНИИ САМОЛЁТА DA 42

Приборное оборудование активно используется экипажем на всех этапах полёта самолёта. Оно предназначено для решения задач самолётовождения, аэронавигации и пилотирования, в том числе и автоматического. Это оборудование является сложным техническим комплексом, имеет широкие функциональные возможности, обеспечивает высокую надёжность в условиях перегрузок, вибраций, резких перепадов температуры, влажности и давления. В связи с этим возрастают требования к качеству эксплуатации приборного оборудования и его технического обслуживания.

Состав и взаимосвязи бортового радиоэлектронного и приборного оборудования самолёта DA 42 поясняются структурной схемой, представленной на рис. 1.1. Основой данного оборудования является радиоэлектронный пилотажно-навигационный комплекс Garmin G 1000, который представляет собой комплексную полнофункциональную информационно-управляющую систему, выполняющую функции определения пространственного положения самолёта, аэронавигации, наблюдения и связи, индикации, функции автоматизации пилотирования, а также контроля параметров двигателей и других систем самолёта с сигнализацией отказов. Развитие математических методов теории управления, а также растущие возможности цифровой вычислительной техники позволили реализовать в данной системе информационную поддержку принятия решений экипажем, что облегчает пилотирование и повышает уровень безопасности полётов.

В состав приборного оборудования комплекса Garmin G 1000 и связанных с ним электронных систем входят:

- 1) система индикации и сигнализации, состоящая из:
 - основного командно-пилотажного индикатора (дисплея) PFD – GDU 1040 № 1;
 - многофункционального индикатора (дисплея) MFD – GDU 1043 № 2;
- 2) датчики навигационной и пилотажной информации, это:
 - два приёмоизмерителя системы спутниковой навигации GPS;
 - два комплекта аппаратуры навигации и посадки VOR/ILS;
 - комплект из двух самолётных дальномеров фирмы Honeywell KN 63 Remote DME;
 - два автоматических радиоконпаса ADF типа Becker 3502;
 - цифровая система воздушных сигналов ADC GDC 74A с приёмником воздушных давлений (ПВД) и датчиком температуры наружного воздуха GTP 59;
 - курсовертикаль AHRS GRS 77 и магнитометр GMU 44;
 - датчик системы сигнализации о возможности сваливания;

3) встроенный цифровой вычислитель для решения задач аэронавигации (FMS), а также для диагностики отказов и информирования экипажа, работающий во взаимодействии с блоком сбора и обработки параметров двигателей и функциональных систем самолёта GEA 71;

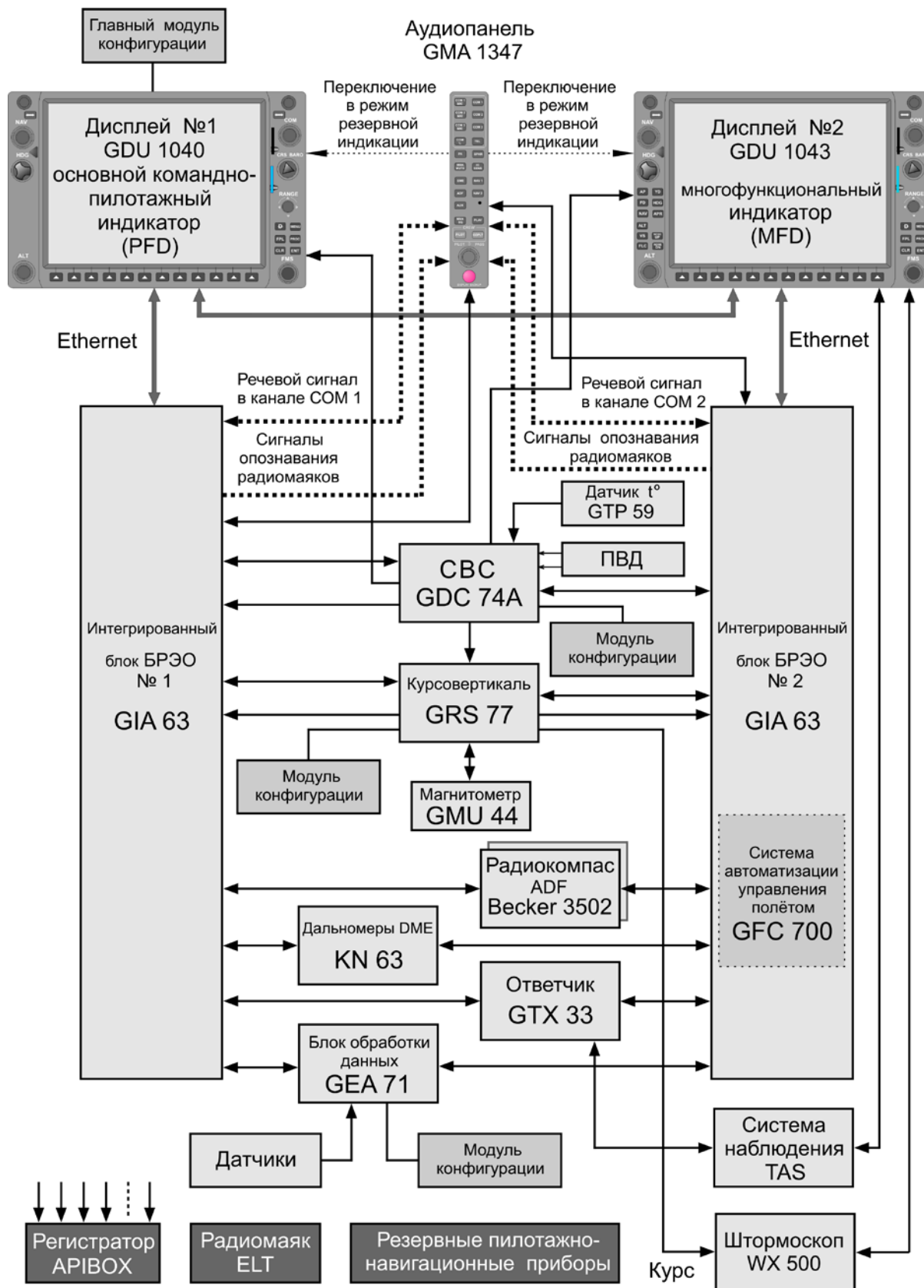


Рис. 1.1. Структура радиоэлектронного и приборного оборудования самолёта DA 42

4) встроенная система автоматизации управления полётом GFC 700, выполняющая функции директорного управления самолётом, демпфирования рыскания и автопилота;

5) многоканальная система регистрации полётной и звуковой информации.

Индикаторы PFD и MFD используются для представления экипажу информации от этих систем.

Некоторые блоки, входящие в комплексную пилотажно-навигационную систему и представленные на рис. 1.1, содержат модули конфигурации, обеспечивающие учёт лётно-технических характеристик самолёта DA 42 в алгоритмах работы этих блоков.

Оба дисплея GDU 1040 и GDU 1043 со встроенными в них органами управления всей системой, а также интегрированные блоки радиоэлектронного оборудования GIA 63 объединены в локальную вычислительную сеть. Остальные блоки комплексного оборудования связаны линиями передачи цифровых данных по протоколу ARINC 429 и линиями обмена данными по протоколу RS-232. Наличие интерфейса Ethernet даёт возможность внешнего подключения к бортовой локальной сети для технического обслуживания, обновления программного обеспечения и обмена технологической справочной информацией с бортовым сервером.

Работа устройств, входящих в состав комплексной системы Garmin G 1000, определяется установленным программным обеспечением. Перед полётом необходимо убедиться, что установлены самые поздние версии программного обеспечения. Сведения о них выводятся на экран дисплея MFD на пятой странице «AUX-SYSTEM STATUS» группы «AUX».

В случае частичных отказов электронного оборудования возможно резервирование дисплеев с представлением наиболее важной для пилотирования и контроля параметров двигателя и самолётных систем информации на оставшемся в работе дисплее в совмещённом отображении.

Для случая полного отказа системы электроснабжения самолёта предусмотрены резервные пилотажно-навигационные приборы: указатель воздушной скорости, авиагоризонт, барометрический высотомер и магнитный компас.

Блоки дисплеев PFD и MFD с органами управления комплексом Garmin G 1000, а также резервные пилотажно-навигационные приборы расположены на приборной доске пилотов. Размещение устройств индикации и управления приборным оборудованием показано на рис. 1.2.

На рис. 1.2 представлено:

1 – выключатель аварийного электропитания резервного авиагоризонта и световых приборов заливающего освещения (Flood);

2 – резервный указатель приборной воздушной скорости;

3 – резервный авиагоризонт;

4 – резервный барометрический высотомер;

5 – резервный магнитный компас;

6 – таблица девиации магнитного компаса;

7 – кнопочные автоматы защиты сети потребителей электроэнергии (АЗК), подключённых к левой основной шине;

- 8 – кран для подключения резервного приёмника статического давления;
9 – выключатель обогрева ПВД и датчика предупреждения о сваливании;
10 – главный выключатель электрооборудования **ELECT. MASTER**;
11 – выключатель БРЭО **AV MASTER**;
12 – органы управления системой автоматизации управления полётом GFC 700;
13 – кнопочные автоматы защиты сети потребителей электроэнергии, подключённых к правой основной шине;
14 – кнопочные автоматы защиты сети потребителей электроэнергии, подключённых к шине БРЭО (авионики).

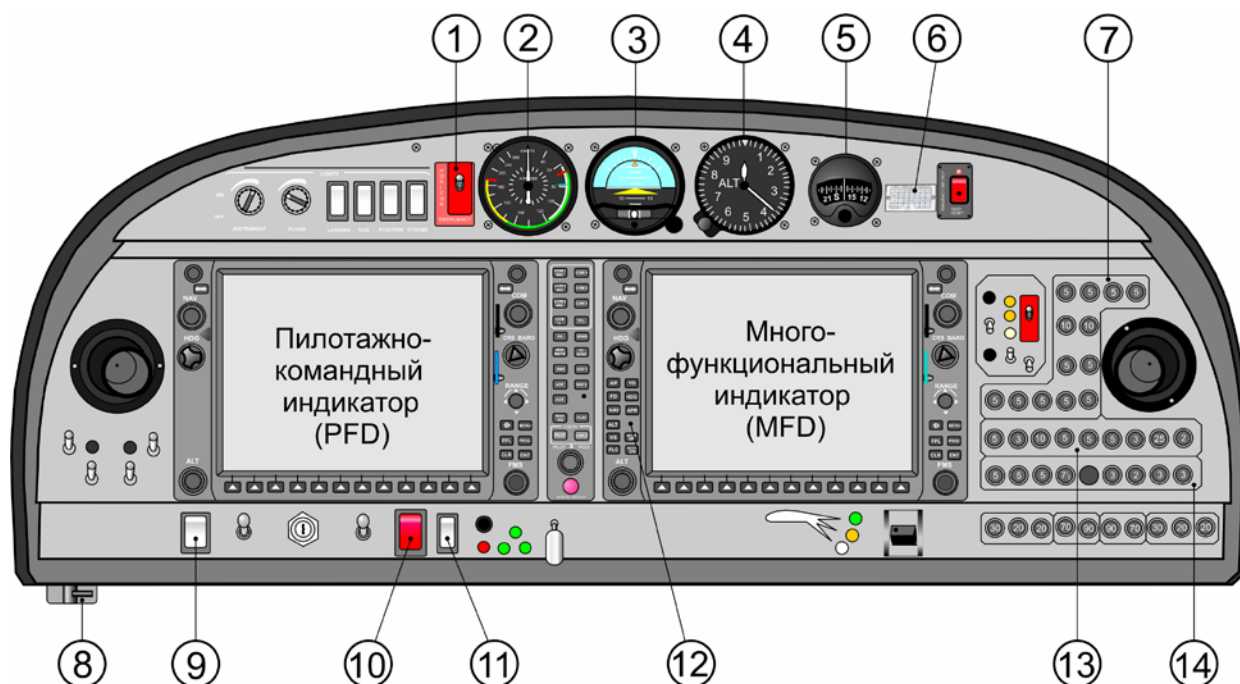


Рис. 1.2. Приборная доска самолёта DA 42

За приборной доской на полке расположен основной вычислительный блок цифровой системы воздушных сигналов GDC 74A, а также блок GEA 71 для сбора и цифровой обработки сигналов от датчиков. Указанные датчики предоставляют информацию о параметрах работы авиадвигателей и других важнейших систем самолёта.

Интегрированные блоки радиоэлектронного оборудования GIA 63 и курсовертикаль GRS 77 расположены в защитном кожухе за пассажирскими креслами под задним багажным отсеком. Блок курсовертикали GRS 77 установлен на горизонтальной монтажной платформе.

На правой консоли крыла снизу установлен магнитометр GMU 44, а на левой – основной ПВД.

Система автоматизации управления полётом GFC 700 является неотъемлемой частью радиоэлектронного пилотажно-навигационного комплекса Garmin G 1000. Сервомеханизмы системы GFC 700 расположены под креслами правого пилота, под правым пассажирским креслом и внутри фюзеляжа самолёта за задним багажным отсеком. Клавиши для управления системой GFC 700 расположены на левой панели дисплея MFD.

Информация основного приборного оборудования представляется экипажу на командно-пилотажном дисплее PFD (рис. 1.3).



Рис. 1.3. Представление информации на дисплее PFD

На рис. 1.3 представлено:

- 1 – OAT – температура наружного воздуха в °C или °F;
- 2 – индикатор истинной воздушной скорости (TAS) в узлах (KT);
- 3 – указатель (индикатор) приборной воздушной скорости;
- 4 – шкала индикатора крена;
- 5 – указатель скольжения;
- 6 – информация о режимах работы системы автоматизации управления полётом GFC 700;

- 7 – заданное (опорное) значение барометрической высоты;
- 8 – указатель (индикатор) барометрической высоты;
- 9 – подвижный индекс высоты, заданной ручками **ALT**;
- 10 – индикатор вертикальной скорости (вариометр);
- 11 – значение установленного уровня давления в баровысотометре;
- 12 – цифровое значение текущего курса самолёта;
- 13 – тенденция (тренд) изменения курса с упреждением в 6 с;
- 14 – подвижная шкала для измерения курса («компасная роза»).

Электропитание большинства устройств приборного оборудования осуществляется постоянным током напряжением 28 В от левой LH MAIN BUS и правой RH MAIN BUS основных шин, а также от отдельной шины БРЭО AVIONIC BUS.

Для питания резервного авиагоризонта в случае полного отказа системы электроснабжения самолёта используется блок непerezаряжаемых батарей.

ТЕМА 2

ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЁТА DA 42

Приборное оборудование самолёта интегрировано в радиоэлектронный пилотажно-навигационный комплекс Garmin G 1000, является в основном цифровым и построено на современной элементной базе по твердотельной технологии с использованием больших интегральных микросхем и оптико-электронных устройств. В его конструкции использованы современные измерители барометрической высоты и воздушной скорости на основе преобразователей давления генераторного типа с вибрирующим цилиндром, а также курсовертикаль, базовыми элементами которой являются лазерные датчики угловой скорости (ДУС).

2.1. Система определения высотно-скоростных параметров самолёта

На самолёте DA 42 установлена цифровая система воздушных сигналов GDC 74A, которая предназначена для определения высотно-скоростных и аэродинамических параметров самолёта. Она позволяет воспринимать полное и статическое давление, а также температуру наружного воздуха, и на основе этих данных вычислять и предоставлять экипажу информацию о следующих параметрах полёта самолёта:

- об истинной воздушной скорости;
- о приборной воздушной скорости;
- о тенденции изменения воздушной скорости с упреждением в 6 с;
- об относительной барометрической высоте по уровню давления, выставленному вручную экипажем;
- о тенденции изменения барометрической высоты с упреждением в 6 с;
- о вертикальной скорости;
- о температуре наружного воздуха.

В системе предусмотрена световая и звуковая сигнализация при достижении измеряемыми высотными параметрами заранее предустановленных пороговых значений.

Восприятие полного и статического давления обеспечивается основным приёмником воздушных давлений, установленным на нижней поверхности левой консоли крыла. Конструкция ПВД представлена на рис. 2.1, а, а внешний вид – на рис. 2.1, б. При полёте в условиях возможного обледенения предусмотрен электрический обогрев ПВД. Включение обогрева ПВД вместе с обогревом датчика предупреждения о сваливании производится выключателем **PITOT HEAT**, расположенным на левой части приборной доски снизу (рис. 1.2, поз. 9). Электропитание устройства обогрева ПВД осуществляется постоянным током напряжением 28 В от левой основной шины через автомат защиты **PITOT** номиналом 10 А.

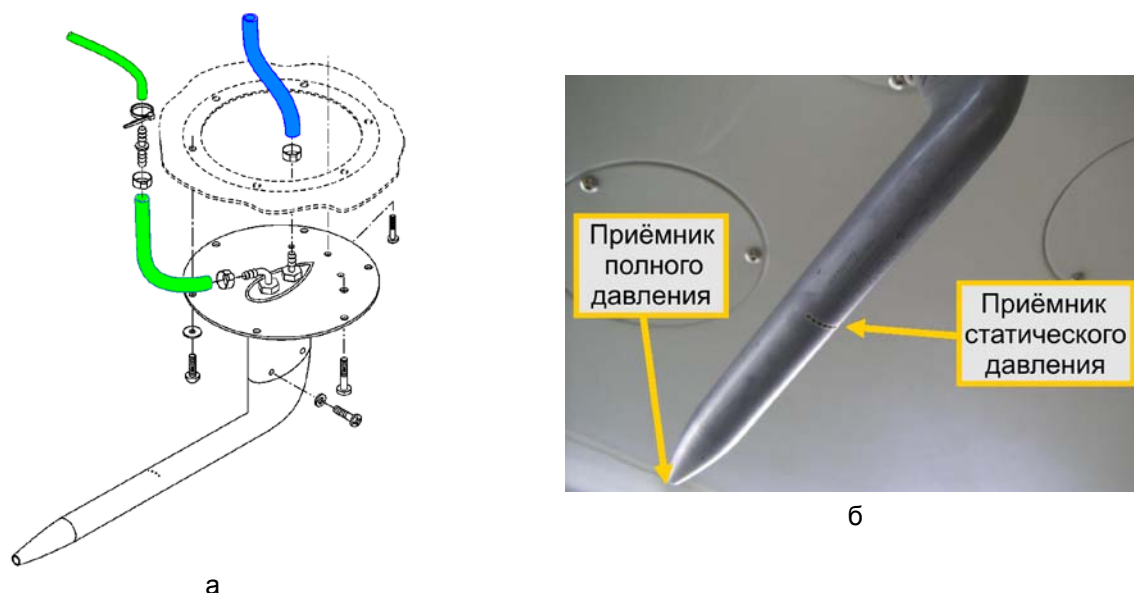


Рис. 2.1. Конструкция и внешний вид ПВД

Состояние устройства обогрева ПВД отображается в специальном окне сигнализации на дисплее PFD, поскольку работоспособность обогревателей контролируется автоматически. В случае отказа устройства электрообогрева или несвоевременного его отключения система аварийного оповещения экипажа выдаёт предупредительные сообщения жёлтого цвета в окне сигнализации дисплея PFD «PITOT FAIL» или «PITOT HT OFF» соответственно, сопровождающиеся однократным звуковым сигналом. Во время нахождения самолёта на земле и при включённом оборудовании самолёта могут появляться предупредительные сообщения об отказе «PITOT FAIL», что свидетельствует о работе термореле, отключающих электрообогрев во избежание перегрева ПВД. После естественного охлаждения обогрев включается снова.

Перед полётом нужно снять защитный чехол с ПВД, осмотреть его и убедиться в отсутствии поломок и загрязнений отверстий. После запуска двигателей на короткое время включается обогрев ПВД выключателем **PITOT HEAT** для проверки. Включение обогрева сопровождается исчезновением сигнализации «PITOT HT OFF» на дисплее PFD и увеличением потребляемого тока приблизительно на 5 А, что контролируется по увеличению показаний индикатора «AMPS» в разделе «ELECTRICAL» на странице «SYSTEM» в левой части дисплея MFD. В полёте обогрев включается при необходимости в условиях возможного обледенения.

В системе предусмотрен резервный приёмник статического давления, который расположен в кабине экипажа под приборной доской слева. Отверстие резервного приёмника статического давления в нормальных условиях закрыто. В случае отказа основного ПВД пилот должен открыть кран, повернув его ручку. При этом запрещается включать вентиляцию кабины и открывать форточку.

ПВД и резервный приёмник статического давления соединены с блоком системы воздушных сигналов GDC 74A, а также с резервным указателем воздушной скорости и резервным барометрическим высотомером пневмопроводами в виде гибких пластмассовых шлангов.

Шланги полного давления имеют зелёный цвет, а шланги статического давления – синий цвет. Для разветвления шлангов использованы пластмассовые тройники. В низших точках пневмопроводов под креслом левого пилота установлены влагоотстойники. Основной блок системы воздушных сигналов GDC 74A расположен за приборной доской (рис. 2.2).

Электропитание блока GDC 74A осуществляется постоянным током напряжением 28 В от левой основной шины через автомат защиты **ADC** номиналом 5 А.

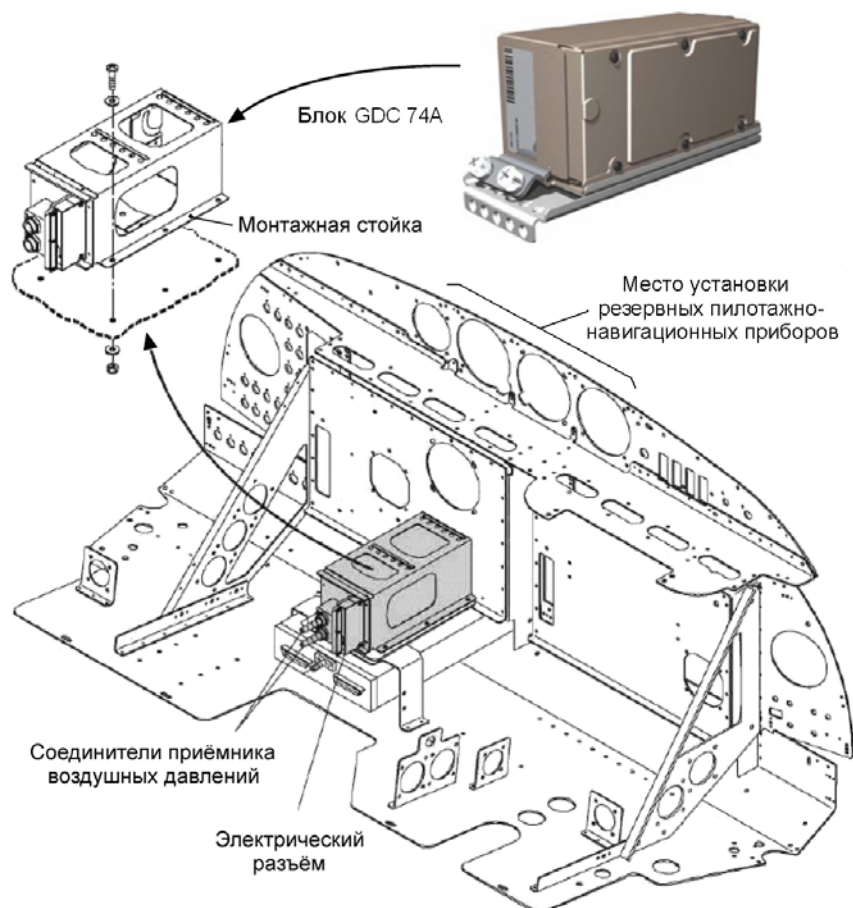


Рис. 2.2. Размещение блока GDC 74A системы воздушных сигналов

Для предоставления экипажу информации о температуре наружного воздуха и для вычисления температурных поправок при определении высотно-скоростных параметров на самолёте DA 42 установлен датчик (приёмник) температуры заторможенного потока воздуха GTP 59. Датчик расположен на нижней поверхности фюзеляжа под правым носовым багажным отсеком. Его целостность проверяется перед полётом. Датчик температуры GTP 59 получает электропитание от системы воздушных сигналов GDC 74A. Цифровое значение температуры наружного воздуха в градусах по Цельсию или Фаренгейту представляется экипажу на дисплее PFD в левой нижней части экрана (поз. 1 на рис. 1.3). Выбор единиц измерения температуры осуществляется экипажем в разделе «DISPLAY UNITS» на четвёртой странице «AUX-SYSTEM SETUP» группы «AUX» на дисплее MFD. При отказе измерителя окно для представления данных о температуре отображается перечёркнутым красным перекрестием и надписью жёлтого цвета «OAT» (рис. 2.22).

Информация о воздушной скорости индицируется на дисплее PFD в специальных окнах (рис. 1.3, поз. 2 и 3). Указатель воздушной скорости представлен на рис. 2.3.

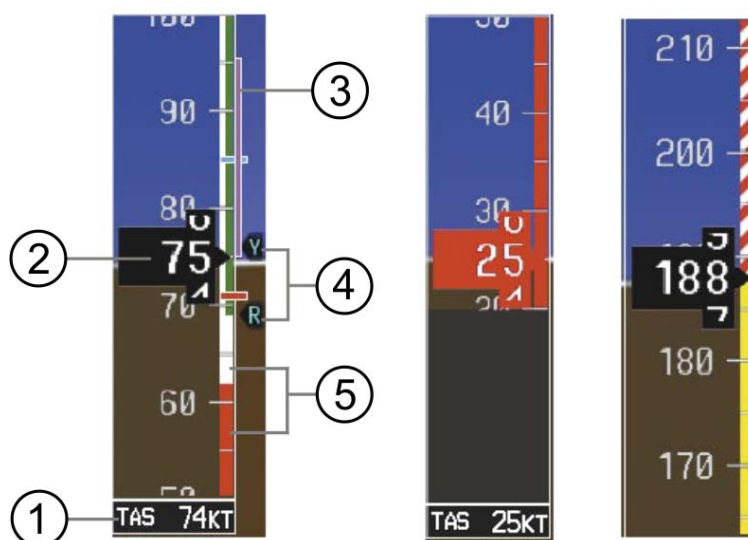


Рис. 2.3. Отображение истинной и приборной воздушной скорости

Под шкалой указателя отображается вычисленное значение истинной воздушной скорости (TAS) в узлах (КТ) – рис. 2.3, поз. 1. На подвижной шкале приборной воздушной скорости нанесены большие оцифрованные деления через 10 kt и малые неоцифрованные деления через 5 kt. На шкале всегда отображается диапазон скоростей только в 50 kt, начиная с минимального цифрового значения 25 kt. Текущее значение приборной воздушной скорости отображается внутри указателя в виде чёрного прямоугольника – рис. 2.3, поз. 2. Этот указатель становится красным при снижении скорости ниже допустимых значений. Цветом подвижной шкалы кодируются диапазоны воздушных скоростей, рекомендуемых или запрещённых для пилотирования при различных конфигурациях самолёта и условиях полёта (рис. 2.3, поз. 5). Красным цветом представлен диапазон слишком низких и поэтому запрещённых скоростей, при которых возможно сваливание (менее 62 kt). Зелёным цветом обозначен диапазон эксплуатационных скоростей, рекомендуемых в нормальных условиях полёта (68...150 kt). Белым цветом обозначен диапазон скоростей, допустимых для полёта с полностью выпущенными закрылками (62...111 kt). Жёлтый цвет шкалы соответствует значениям предельно больших скоростей, которые близки к критическим (155...188 kt). Полёт с такими воздушными скоростями допустим лишь в спокойном воздухе. Красные полосы, чередующиеся с белыми, соответствуют предельно большим значениям воздушной скорости, т. е. больше максимальной непревышаемой скорости при любых условиях полёта $V_{NE} = 188$ kt. На шкале отображаются также специальные метки-черточки.

Красная черта соответствует минимальной скорости полёта при одном двигателе. Другая красная черта соответствует скорости $V_{NE} = 188$ kt. Синяя черта соответствует воздушной скорости 82 kt, при которой достигается наибольшая скороподъёмность при наборе высоты с одним двигателем.

В комплексе Garmin G 1000 рассчитывается также тенденция (тренд) изменения воздушной скорости с упреждением в 6 с. Эта величина отображается полоской пурпурного цвета (Magenta) (поз. 3 на рис. 2.3). Конец этой полоски соответствует расчётному значению скорости, которое будет достигнуто через 6 с, в том случае, если сохранится текущее значение ускорения. Эта индикация отсутствует, если воздушная скорость сохраняется постоянной.

На указателе воздушной скорости могут отображаться опорные значения (References) или метки воздушной скорости – V_r , V_x , V_y , V_{le} , V_{lo} . Здесь:

V_x – скорость для набора высоты с наилучшим углом тангажа;

V_r – скорость отрыва передней стойки (колеса) шасси при взлёте;

V_y – скорость для набора высоты с наибольшей скороподъёмностью;

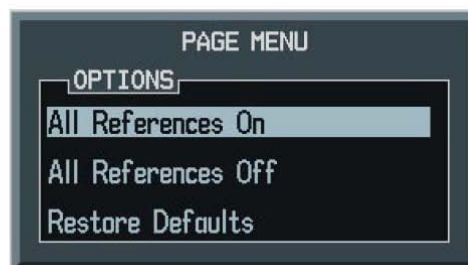
V_{le} – максимальная допустимая скорость полёта при выпущенном шасси;

V_{lo} – максимальная допустимая скорость полёта при выпуске/уборке шасси.

Если включена эта функция, то справа от шкалы указателя скорости отображаются метки, соответствующие введённым вручную опорным значениям скорости (рис. 2.3, поз. 4). Ввод опорных значений воздушной скорости производится ручками **FMS** в окне «REFERENCES», открываемом в правом нижнем углу экрана на дисплее PFD при нажатии программируемой клавиши с обозначением «TMR/REF» (рис. 2.4, а). Включение и выключение меток, а также установка опорных значений по умолчанию производятся с помощью меню «OPTIONS», вызываемого для отображения клавишей **MENU** на правой панели дисплея PFD (рис. 2.4, б).

REFERENCES			
TIMER	00:01:14	UP	STOP?
V_r	69KT	◀ ON ▶	
V_x	0KT	◀ ON ▶	
V_y	76KT	◀ ON ▶	
V_{le}	164KT	◀ ON ▶	
V_{lo}	156KT	◀ ON ▶	
MINIMUMS	◀ BARO ▶		1000FT

а



б

Рис. 2.4. Информационные окна для ввода опорных значений скорости

Сигнализация об отказе функции измерения воздушной скорости представляется в виде красного перекрестия в окнах указателей приборной и истинной воздушных скоростей и надписей жёлтого цвета «AIRSPEED FAIL» и «TAS» соответственно (рис. 2.22).

Для случаев полного отказа системы электроснабжения самолёта или отказа комплекса Garmin G 1000 на самолёте предусмотрен резервный указатель приборной воздушной скорости, расположенный на приборной доске сверху (рис. 1.2, поз. 2; рис. 2.5). Это обычный механический однострелочный указатель воздушной скорости. Принцип его действия основан на измерении скоростного напора воздуха, т.е. разности полного и статического давлений, воспринимаемых ПВД. Полное давление (давление набегающего потока воздуха) подаётся в манометрическую коробку, а статическое атмосферное давление – в герметичный корпус

прибора. Манометрическая коробка под действием разности давлений, возникающей в полёте, расширяется и передаёт движение на стрелку указателя.

Указатель воздушной скорости подключён к ПВД с помощью тех же пневмопроводов, что и система воздушных сигналов GDC 74A.

Указатель имеет две шкалы: наружную – для измерения приборной воздушной скорости в узлах KNOTS и внутреннюю – для измерения скорости в MPH – английские (сухопутные) мили в час.

Стрелка указателя состоит из двух частей. Широкая часть стрелки – для внутренней шкалы, а узкая – для внешней шкалы. Основная внешняя шкала имеет цветовую кодировку, аналогичную электронному указателю скорости, а также радиальные красные и синюю метки, цифровые обозначения которых такие же, как и в описанном выше электронном указателе приборной воздушной скорости.



Рис. 2.5. Внешний вид указателя воздушной скорости

Погрешности указателя воздушной скорости представлены в табл. 2.1.

Таблица 2.1

Воздушная скорость	Средняя квадратическая погрешность
40 kt	$\pm 1,7$ kt
100 kt	± 4 kt
160 kt	± 4 kt

Информация о барометрической высоте индицируется на дисплее PFD в специальном окне (поз. 8 на рис. 1.3). Индикатор барометрического высотомера представлен на рис. 2.6 и 2.7.

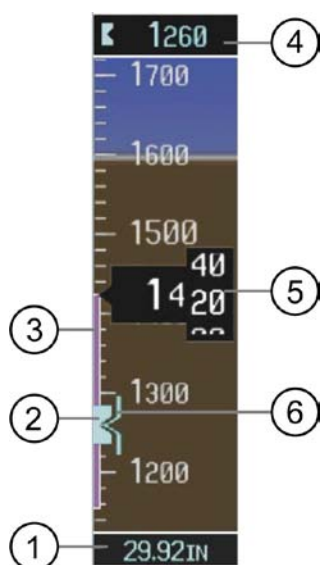


Рис. 2.6. Отображение высоты в футах

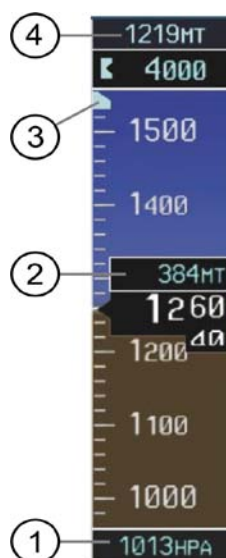


Рис. 2.7. Отображение высоты в футах и метрах

Высота измеряется в футах (ft). На шкале всегда отображается диапазон высот, равный 600 ft. Большие деления следуют через интервал в 100 ft, а малые – через 20 ft. Текущее значение относительной барометрической высоты отображается белыми цифрами внутри чёрного указателя прямоугольной формы (рис. 2.6, поз. 5; рис. 2.7, поз. 2). Заданное ручками **ALT** значение высоты в футах отображается голубым цветом над шкалой в чёрном прямоугольнике с голубым символом указателя заданной высоты (рис. 2.6, поз. 4; рис. 2.8). При приближении текущей высоты к заданному значению за 1000 ft это изображение после нескольких миганий становится инверсным и более заметным (чёрные цифры на голубом фоне). При отклонении текущей высоты от заданной высоты вверх или вниз на величину 200 ft данное изображение после нескольких миганий становится жёлтым, сигнализируя об уходе с заданной высоты (см. рис. 2.8). Выбор порога срабатывания такой сигнализации осуществляется экипажем на дисплее MFD в разделе «AIRSPACE ALERTS» на четвёртой странице «AUX-SYSTEM SETUP» группы «AUX». Пороговое значение параметра «ALTITUDE BUFFER», равное 200 ft установлено по умолчанию.



Рис. 2.8. Отображение заданной высоты

На шкале отображается сам указатель заданной высоты (рис. 2.6, поз. 2; рис. 2.7, поз. 3). Если выбрана метрическая система отсчёта заданной высоты, то её значение, а также текущее значение высоты отображаются над изображением высоты в футах (рис. 2.7, поз. 2 и 4). Если введено заданное значение минимальной абсолютной высоты MDA или относительной высоты DH снижения при заходе на посадку – минимума (или ВПП), то оно обозначается голубой меткой на шкале высотомера (рис. 2.6, поз. 6; рис. 2.9, поз. 2).

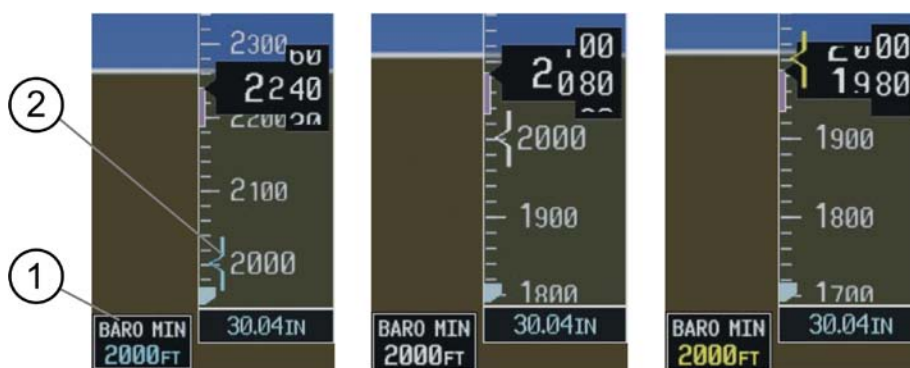


Рис. 2.9. Отображение посадочного минимума

Задание посадочного минимума «MINIMUMS» производится ручками **FMS** в окне «REFERENCES» (рис. 2.4 а).

Во время посадки при подходе к введённой высоте посадочного минимума за 2500 ft появляется окно «BARO MIN» (рис. 2.9, поз. 1). За 100 ft до установленного минимума цифровая часть изображения изменяет голубой цвет на белый. В случае снижения самолёта до установленного минимума высоты и ниже, цифровая часть изображения после нескольких миганий становится жёлтой. При этом дважды звучит речевое предупреждение «MINIMUMS».

Уровень давления для отсчёта барометрической высоты отображается голубым цветом в чёрном прямоугольнике под шкалой, либо в дюймах высоты ртутного столба – IN (рис. 2.6, поз. 1), либо в гектопаскалях – HPA (рис. 2.7, поз. 1). Установка уровня давления для отсчёта барометрической высоты производится ручкой **BARO**, расположенной на правой панели дисплея PFD. Установка уровня стандартного давления 29,92 IN или 1013,2 HPA производится нажатием программируемой клавиши второго уровня с обозначением «STD BARO». Такое обозначение этой клавиши появляется при нажатии клавиши высшего уровня с обозначением «PFD». Выбор единиц отсчёта давления осуществляется экипажем на дисплее MFD в разделе «DISPLAY UNITS» на четвёртой странице «AUX-SYSTEM SETUP» группы «AUX». Кроме того, быстрый выбор единиц измерения барометрической высоты в метрах в дополнение к индикации в футах (см. рис. 2.7) а также уровня давления в дюймах высоты рт. ст. – IN, либо в гектопаскалях – HPA, может производиться нажатием программируемых клавиш 3-го уровня на дисплее PFD с надписями «METERS», «IN» и «HPA» соответственно. Указанные надписи появляются после нажатия клавиши 2-го уровня с надписью «ALT UNIT», которая, в свою очередь, появляется после нажатия клавиши высшего уровня с обозначением «PFD».

В комплексе Garmin G 1000 рассчитывается также тенденция (тренд) изменения высоты с упреждением в 6 с. Эта величина отображается полоской пурпурного цвета (рис. 2.6, поз. 3). Конец этой полоски соответствует расчётному значению высоты, которое будет достигнуто через 6 с, в том случае, если сохранится текущее значение вертикальной скорости снижения или набора высоты. Эта индикация отсутствует, если высота сохраняется постоянной.

Сигнализация об отказе функции измерения барометрической высоты представляется в виде красного перекрестия в окне указателя высоты и надписи жёлтого цвета «ALTITUDE FAIL» (рис. 2.22).

Для случаев полного отказа системы электроснабжения самолёта или отказа комплексной системы Garmin G 1000 на самолёте предусмотрен резервный барометрический высотомер, расположенный на приборной доске сверху (рис. 1.2, поз. 4; рис. 2.10). Это обычный механический трёхстрелочный баровысотомер. Принцип его действия основан на измерении барометрического давления, изменяющегося закономерно с высотой, с помощью anerоидной коробки. При изменении атмосферного давления ход anerоидной коробки преобразуется во вращательное движение указывающих высоту стрелок при помощи кривошипно-шатунного механизма и зубчатых колес. Шкала высотомера подсвечивается общим заливающим освещением приборной доски.

Высотомер подключён к приёмникам статического давления с помощью тех же пневмопроводов, что и система воздушных сигналов GDC 74A.

Барометрический высотомер имеет равномерную шкалу для измерения высоты в футах (FEET) и две стрелки: длинную и короткую. Малые деления шкалы следуют через 20 ft. Большие оцифрованные деления для длинной стрелки соответствуют сотням футов (100 ft), а для короткой стрелки – тысячам футов (1000 ft).



Рис. 2.10. Внешний вид барометрического высотомера

Высота измеряется по уровню давления, значения которого выставляются вручную кремальерой.

Цифровое значение давления может быть отсчитано одновременно с помощью белых рисок по шкалам в двух окнах: слева и справа. В левом окне давление представляется в миллибарах (mb), а в правом окне – в дюймах высоты ртутного столба (IN Hg).

Для устранения неоднозначности отсчёта на высотах, больших 10000 ft, используется дополнительная стрелка с белым треугольным указателем, который сдвигается в этом случае по часовой стрелке. Например, при высоте 10000 ft она установится на большое деление, оцифрованное единицей.

Погрешности барометрического высотомера представлены в табл. 2.2.

Таблица 2.2

Барометрическая высота	Средняя квадратическая погрешность
-1000 ft	± 20 ft
(MSL) уровень моря	± 20 ft
4000 ft	± 35 ft
8000 ft	± 60 ft
12000 ft	± 90 ft
16000 ft	± 110 ft
20000 ft	± 130 ft

Информация о вертикальной скорости отображается справа от подвижной шкалы высотомера на фиксированной шкале, имеющей деления через 1000 fpm в пределах от 0 до 4000 fpm (рис. 2.11, поз. 1).

Вертикальная скорость в данном случае не измеряется, а вычисляется путём дифференцирования значений барометрической высоты. Точное цифровое значение вычисленной вертикальной скорости самолёта появляется внутри указателя – прямоугольника чёрного цвета, когда вертикальная скорость становится равной или большей 100 fpm (рис. 2.11, поз. 2).

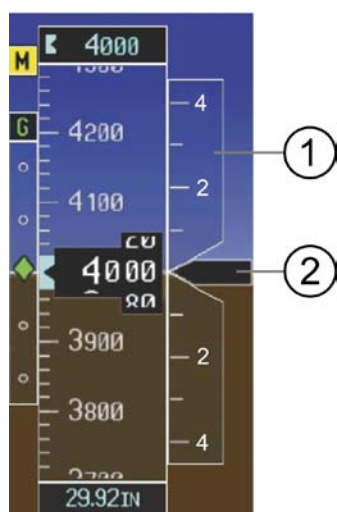


Рис. 2.11. Отображение вертикальной скорости

Указатель вместе с изменяющимися белыми цифрами, соответствующими текущей вертикальной скорости, перемещается по шкале вверх или вниз в зависимости от того, набирает высоту самолёт или снижается.

Сигнализация об отказе функции определения вертикальной скорости представляется в виде красного перекрестия в окне указателя вертикальной скорости и надписи жёлтого цвета «VERT SPEED FAIL» (рис. 2.22).

При включении системы воздушных сигналов GDC 74A, а также в процессе работы производится её самотестирование. При обнаружении неисправностей появляется соответствующее уведомляющее сообщение в окне «ALERTS» на дисплее PFD. Перечень сообщений, касающихся блока GDC 74A приведён в табл. 2.3. При появлении таких сообщений требуется техническое обслуживание оборудования. Вылет с отказавшей системой воздушных сигналов запрещён.

При включении системы воздушных сигналов GDC 74A, а также в процессе работы производится её самотестирование. При обнаружении неисправностей появляется соответствующее уведомляющее сообщение в окне «ALERTS» на дисплее PFD. Перечень сообщений, касающихся блока GDC 74A приведён в табл. 2.3. При появлении таких сообщений требуется техническое обслуживание оборудования. Вылет с отказавшей системой воздушных сигналов запрещён.

Таблица 2.3

Сообщение	Примечание
MANIFEST	установлено неверное программное обеспечение
ADC1 AS EC	коррекция ошибок измерения воздушной скорости невозможна
ADC1 ALT EC	коррекция ошибок измерения высоты невозможна

2.2. Система определения магнитного курса и пространственного положения самолёта

На самолёте DA 42 установлена курсовертикаль GRS 77, которая совместно с магнитометром GMU 44 предназначена для определения пространственного положения самолёта и ориентации его продольной оси относительно северного направления магнитного меридиана, проходящего через место положения самолёта. Эта система позволяет измерять и предоставлять экипажу цифровую информацию о крене, тангаже и магнитном курсе самолёта, а также информацию о важном для пилотирования аэродинамическом показателе – скольжении.

Расположение блоков системы определения пространственного положения самолёта представлено на рис. 2.12. Блок курсовертикали GRS 77 крепится на горизонтальной монтажной раме.

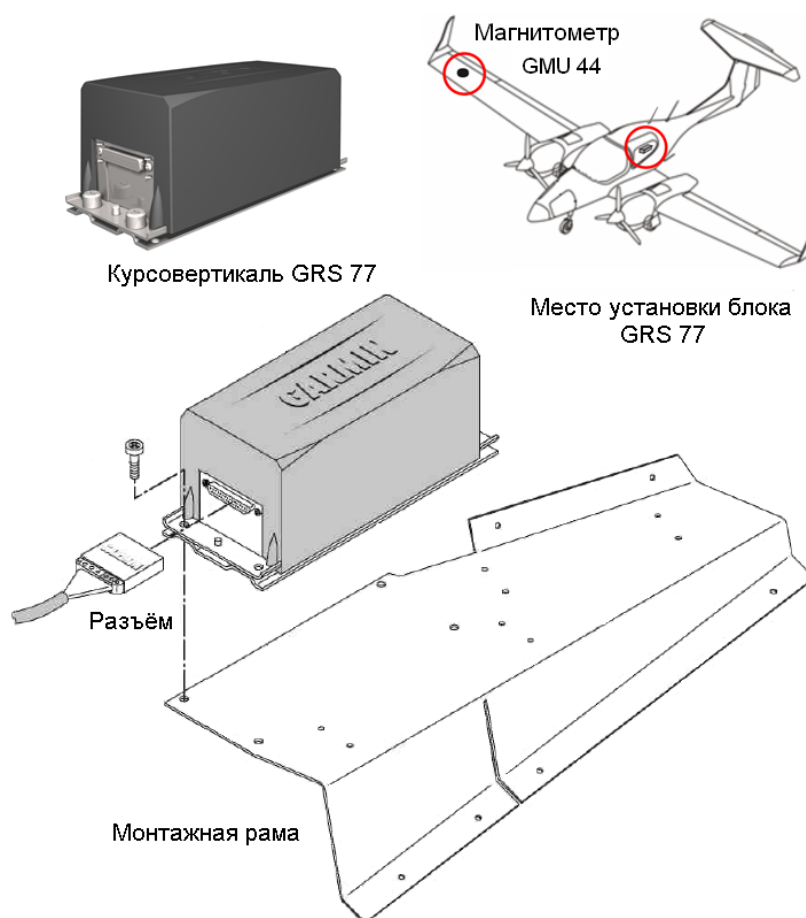


Рис. 2.12. Расположение и внешний вид блока курсовертикали GRS 77

На рис. 2.13 представлена конструкция магнитометра GMU 44. Доступ к магнитометру осуществляется через немагнитную круглую панель на нижней поверхности правой консоли крыла. Крепёжные винты также изготовлены из немагнитного материала. Магнитометр используется для измерения характеристик магнитного поля. Цифровые данные от магнитометра выдаются в блок курсовертикали GRS 77 по цифровому интерфейсу RS-485. Электропитание для индукционного датчика магнитометра поступает от блока курсовертикали.

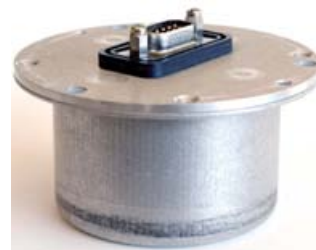


Рис. 2.13. Внешний вид блока GMU 44

Электропитание системы GRS 77 и магнитометра GMU 44 осуществляется постоянным током напряжением 28 В от левой основной шины через автомат защиты **AHRS** номиналом 5 А.

Информация о крене и тангаже самолёта представляется экипажу на командно-пилотажном дисплее PFD в традиционной форме авиагоризонта с индикацией «вид с самолёта на землю» (рис. 1.3, 2.14). Верхняя часть поля индикации окрашена в голубой цвет – «небо» (рис. 2.14, поз. 6), нижняя часть окрашена в коричневый цвет – «земля» (рис. 2.14, поз. 9).

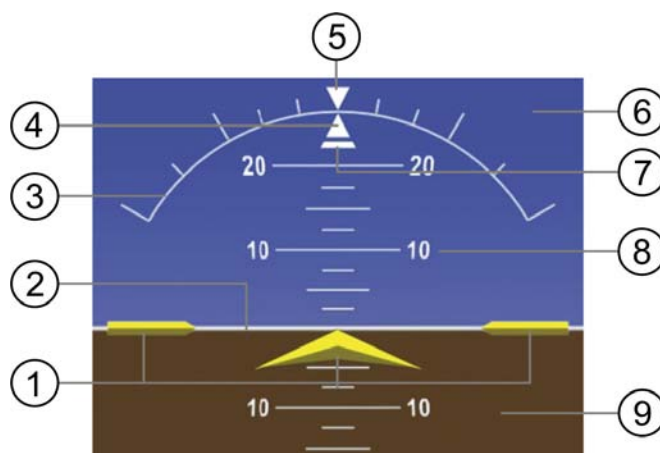


Рис. 2.14. Внешний вид изображения искусственного авиагоризонта

На рис. 2.14 изображены все элементы индикации авиагоризонта:

- 1 – символическое изображение силуэта самолёта и консолей крыла;
- 2 – белая линия условного горизонта;
- 3 – шкала крена;
- 4 – указатель для измерения угла крена;
- 5 – нулевой индекс шкалы крена;
- 6 – условное изображение «неба»;
- 7 – указатель скольжения;
- 8 – шкала тангажа;
- 9 – условное изображение «земли».

Условная белая линия горизонта является частью шкалы тангажа и соответствует его нулевому значению. Оцифрованные деления шкалы тангажа следуют через 10° вплоть до $\pm 80^\circ$.

В диапазоне углов тангажа $\pm 20^\circ$ имеются неоцифрованные деления, соответствующие $2,5^\circ$ (малые) и 5° (большие). Неоцифрованные большие деления через 5° индицируются на шкале тангажа относительно линии горизонта в пределах от -25° до $+45^\circ$. В случае приближения к опасным значениям тангажа, близким к предельным, на шкале появляются красные метки – «шевроны» (рис. 2.15).

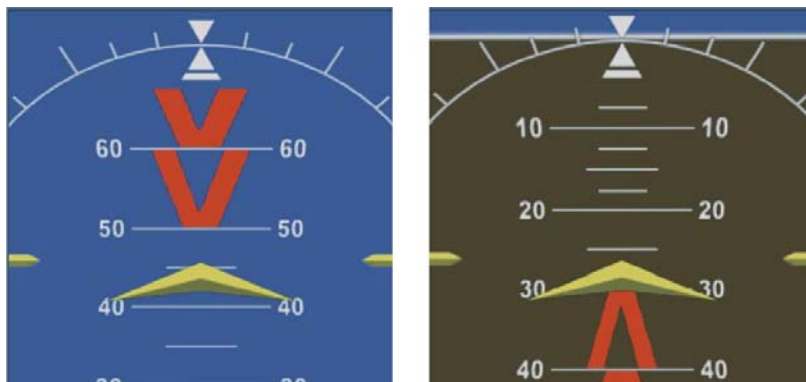


Рис. 2.15. Сигнализация опасных значений тангажа

Указанные метки – «шевроны» появляются при положительных углах тангажа, больших 50° (Nose High), и при отрицательных углах тангажа, больших 30° (Nose Low).

На шкале крена имеются малые градусные метки, соответствующие крену 10° , 20° и 45° , и большие метки, соответствующие крену 30° и 60° . Эти метки расположены на шкале крена влево и вправо от нулевой метки, обозначенной перевернутым белым треугольником (рис. 2.14, поз. 3 и 5). Угол крена определяется по шкале с помощью треугольного указателя (рис. 2.14, поз. 4), причём при крене самолёта шкала поворачивается относительно этого неподвижного указателя.

Указатель скольжения представлен белой полоской, которая при наличии скольжения смещается относительно треугольного указателя крена влево или вправо, показывая его направление и величину (рис. 2.16). Данная полоска аналогична шарикку в традиционных указателях скольжения.

При достижении значений тангажа равным и более $+30^\circ$ при наборе высоты или -20° при снижении, а также при крене более $\pm 65^\circ$ часть представляемой на дисплее PFD информации исчезает. Исключение составляет информация о высоте, вертикальной скорости, воздушной скорости, информация авиагоризонта, а также угломерная информация. Конкретный перечень элементов отображения на дисплее PFD, которые перестают отображаться при достижении опасных режимов полёта, зависит от условий отображения пилотажной информации.



Рис. 2.16. Указатель скольжения

После включения электропитания происходит начальная выставка курсовертикали GRS 77 в режиме гироскопирования при горизонтальном положении самолёта. Для этого требуется время не более одной минуты. Поскольку при этом система не готова к работе,

экипажу представляется предупредительное сообщение «AHRS ALIGN: Keep Wings Level» (выставка системы AHRS: выдерживайте самолёт в горизонтальном положении). Внешний вид изображения искусственного авиагоризонта при выставке курсовертикали GRS 77 представлен на рис. 2.17.



Рис. 2.17. Сообщение экипажу в режиме выставки курсовертикали

При включении курсовертикали GRS 77, а также в процессе работы производится её самотестирование. Сигнализация об отказе функции определения пространственного положения самолёта представляется в виде красного перекрестия поля авиагоризонта и надписи жёлтого цвета «ATTITUDE FAIL» (рис. 2.22).

В случае, когда калибровка курсовертикали GRS 77 и магнитометра GMU 44 не завершена или

отказал их модуль конфигурации, на поле индикации искусственного авиагоризонта появляется сообщение «CALIBRATE AHRS/MAG» (рис. 2.18, а). Если при самотестировании курсовертикали обнаружено отклонение параметров полёта от нормальных значений, что может произойти при повышенной турбулентности, появляется сообщение «CHECK ATTITUDE» (проверь пространственное положение самолёта). Такое сообщение представлено на рис. 2.18, б. Оно может появиться только при включённом автопилоте. Если через несколько секунд нормальные значения параметров полёта восстановятся, то данное сообщение исчезает. В противном случае будет индицироваться отказ, как это представлено на рис. 2.22. При этом на поле изображения авиагоризонта появляется красное перекрестие и надпись жёлтого цвета «ATTITUDE FAIL» (отказ функции определения пространственного положения самолёта).



а



б

Рис. 2.18. Представление неисправностей курсовертикали и магнитометра

На самолёте DA 42 предусмотрен резервный авиагоризонт, расположенный на приборной доске сверху (рис. 1.2, поз. 3; рис. 2.19). Основу этого авиагоризонта составляет электромеханический гироскоп. Принцип его действия основан на свойстве гироскопа сохранять практически неизменной ориентацию оси вращения ротора гиросузда при эволюциях самолёта. Это позволяет индицировать положение самолёта в пространстве по крену и тангажу с помощью механически перемещающихся шкал крена и тангажа. В резервном авиагоризонте так же, как и в основном, представлена индикация «вид с самолёта на землю» (рис. 2.19).

Верхняя часть поля индикации окрашена в голубой цвет – «небо», нижняя часть окрашена в коричневый цвет – «земля». Их разделяет белая линия горизонта. Жёлтый треугольник в центре прибора символизирует силуэт самолёта. Условная линия горизонта является частью шкалы тангажа и соответствует его нулевому значению. Оцифрованные деления шкалы тангажа следуют через 10° до $\pm 20^\circ$. В диапазоне углов тангажа $\pm 20^\circ$ имеются малые неоцифрованные деления, соответствующие 5° . Малой чёрной ручкой в нижней части прибора можно смещать вверх и вниз символ самолёта.

На шкале крена имеются малые градусные метки, следующие через 10° до величины $\pm 20^\circ$, а также большие метки, соответствующие крену 30° и 60° . Кроме того, на шкале имеются метки в виде малых белых треугольников, соответствующие предельному значению крена 45° . Эти метки расположены на шкале крена влево и вправо от нулевой метки, обозначенной белым треугольником. Угол крена определяется по шкале с помощью указателя в виде контура треугольника тёмно-жёлтого цвета, причём при крене самолёта шкала поворачивается относительно этого неподвижного указателя.



Рис. 2.19. Внешний вид резервного авиагоризонта

Отказ резервного авиагоризонта сигнализируется с помощью красного бленкера, выпадающего на правой лицевой части прибора.

В нижней части расположен традиционный указатель скольжения.

Справа внизу расположена ручка **PULL TO CAGE** для арретирования авиагоризонта.

Авиагоризонт вместе с другими резервными приборами подсвечивается общим заливающим освещением кабины.

В нормальных условиях электропитание резервного авиагоризонта осуществляется постоянным током напряжением 28 В от правой основной шины через автомат защиты **АН** номиналом 3 А. Для случаев полного отказа системы электроснабжения самолёта предусмотрен аварийный источник электрического питания резервного авиагоризонта и световых приборов заливающего освещения (Flood) – блок из десяти литий-марганцевых неперезаряжаемых батарей напряжением 3 В и ёмкостью 1300 мА·ч каждая. Этот блок батарей расположен за приборной доской. Он включается аварийным выключателем, расположенным в верхней части приборной доски под красной защитной скобой. В нормальном положении этот выключатель находится в положении OFF (выключено) и опломбирован. Этот резервный источник электропитания обеспечивает работу резервного авиагоризонта и заливающего освещения приборной доски в течение 1,5 ч.

Перед полётом при нормальной эксплуатации резервного авиагоризонта через 1...1,5 мин после включения электропитания необходимо снять с фиксации ручку арретирования **PULL TO CAGE**, потянув её на себя до упора. При этом необходимо убедиться, что бленкер сигнализации отказа не виден. Малой чёрной ручкой в нижней части прибора необходимо

установить такое же значение тангажа, что и на электронном изображении основного авиагоризонта. Величина тангажа определяется по положению верхнего угла символа самолёта на шкале тангажа. При горизонтальном положении самолёта это значение должно быть равно нулю. В горизонтальном прямолинейном полёте белая линия искусственного горизонта должна совпадать с верхним углом символа самолёта, а нулевая отметка шкалы крена – с тёмно-жёлтым указателем крена. При наборе высоты без крена пилот наблюдает символ самолёта на голубом фоне шкалы тангажа, а нулевая отметка шкалы крена совпадает с указателем крена. При снижении пилот наблюдает символ самолёта на коричневом фоне шкалы тангажа. Направление крена определяется по положению неподвижного символа самолёта относительно белой линии горизонта. Если левая часть символа (крыло) находится под линией горизонта на коричневом фоне, то самолёт имеет левый крен, и наоборот. Отсчёт величины крена производится по шкале с помощью указателя в виде жёлтого контура треугольника.

При обнаружении отказов в системе определения пространственного положения самолёта появляется соответствующее уведомляющее сообщение в окне «ALERTS» на дисплее PFD. Перечень сообщений, касающихся блока GRS 77 и магнитометра GMU 44, приведён в табл. 2.4. При появлении таких сообщений требуется техническое обслуживание оборудования. Вылет с отказавшей курсовертикалью и магнитометром запрещён.

Таблица 2.4

Сообщение	Примечание
MANIFEST	установлено неправильное программное обеспечение
AHRS1 TAS	нет данных об истинной воздушной скорости
AHRS1 GPS	– система использует резервный GPS приёмник ввиду отказа основного; – нет данных от GPS приёмников; – система работает только в режиме отсутствия навигационных данных от GPS приёмников
AHRS MAG DB	устарела версия модели магнитного поля земли. Требуется обновление базы данных
AHRS1 SRVC	нарушена или недоступна модель магнитного поля земли. Требуется её переустановка
GEO LIMITS	нет возможности определения магнитных параметров ввиду нахождения самолёта за пределами допустимого для работы AHRS географического положения. При этом индицируется отказ канала магнитного курса

Информация о магнитном или истинном курсе самолёта предоставляется экипажу на командно-пилотажном дисплее PFD. Под авиагоризонтом расположено совмещённое изображение планового навигационного индикатора (HSI), включающего вращающуюся круглую шкалу – «компасную розу», угол поворота которой определяется курсом самолёта (рис. 2.20, поз. 1). Шкала имеет малые радиальные деления, следующие через 5° и большие деления – через 10°. Большие деления оцифрованы через каждые 30° в десятках градусов. На шкале нанесены обозначения сторон света N, E, S и W. Текущее значение курса самолёта отсчитывается по шкале с помощью указателя в виде белого треугольника в верхней части неподвижной

В комплексе Garmin G 1000 рассчитывается также тенденция (тренд) изменения курса, т.е. скорость разворота. Эта величина отображается дугой пурпурного цвета (рис. 2.20, поз. 10). Конец этой дуги соответствует расчётному значению курса, которое будет достигнуто через 6 с, в том случае, если сохранится текущее значение скорости разворота. Стандартному развороту соответствует дуга, которая заканчивается на большом делении. Предполагается, что курс при этом изменится на 8° относительно текущего его значения. Если скорость разворота будет больше, чем 4 град/с, то на конце дуги появится стрелка, что свидетельствует о недостоверности прогноза изменения курса. Эта индикация отсутствует, если курс сохраняется постоянным.

Совмещённый плановый навигационный индикатор состоит из следующих элементов:

- 131

- 10 – вектор прогноза изменения курса, характеризующий скорость разворота самолёта;
- 11 – указатель задаваемого вручную курса;
- 12 – стрелка заданного путевого угла;
- 13 – обозначение участка маршрута (в данном случае аэродромной зоны);
- 14 – наружная неподвижная шкала курсовых углов (КУР);
- 15 – деления (точки) индикатора отклонения от линии заданного пути;
- 16 – обозначение выбранного режима работы (в данном случае – режим OBS).

Сигнализация об отказе функции измерения курса представляется в виде красного перекрестия в окне цифрового отображения курса и надписи жёлтого цвета «HDG» (рис. 2.22).

На самолёте DA 42 установлен резервный магнитный компас, расположенный на приборной доске сверху (рис. 1.2, поз. 5; рис. 2.21).

Он предназначен для определения и индикации магнитного курса самолёта, используемого при пилотировании для выдерживания расчётного или заданного курса самолёта.



Рис. 2.21. Внешний вид резервного магнитного компаса и таблицы поправок

Основными элементами компаса являются картушка, состоящая из чувствительного элемента (магнитов), и шкалы от 0 до 360°. Шкала компаса имеет малые деления, следующие через 5°, и большие деления – через 10°. Большие деления оцифрованы через каждые 30 в десятках градусов. На шкале нанесены обозначения сторон света N, E, S и W. Отсчёт курса производится против курсовой черты. При повороте самолёта картушка со шкалой остается неподвижной, а курсовая черта, связанная с корпусом прибора, разворачивается и показывает текущий магнитный курс самолёта. Шкала компаса подсвечивается источником света, расположенным в нижней части прибора.

В полёте при определении магнитного курса необходимо учитывать девиационные поправки, представленные в таблице, расположенной справа от компаса (рис. 1.2, поз. 6), и магнитное склонение. Креновая девиация – это дополнительная девиация, возникающая при крене самолёта. Конструкция компаса обеспечивает его нормальную работу при кренах самолёта не более 17°. Кроме того, имеется дополнительная поворотная погрешность, которая возникает при виражах самолёта и достигает максимального значения на северных и южных курсах. Средняя квадратическая погрешность измерения курса для данного компаса в нормальных условиях полёта равна $\approx 3^\circ$.

При отказе каких-либо систем, представляющих информацию на дисплее PFD, их окна индикации отображаются перечёркнутыми красным крестом, играющим роль бленкера, с соответствующей надписью (рис. 2.22).



Рис. 2.22. Сигнализация отказов оборудования самолёта

На рис. 2.22 обозначено:

- 1 – отказ блока сбора и обработки информации о параметрах двигателей и функциональных систем самолёта GEA 71 и/или интегрированного блока авионики GIA 63 и/или электронных блоков управления двигателями ECU;
- 2 – отказ систем навигации NAV 1, NAV 2 и/или радиосвязи COM 1, COM 2 блока GIA 63;
- 3 – отказ курсовертикали GRS 77 и/или магнитометра GMU 44;
- 4 – отказ системы воздушных сигналов GDC 74A;
- 5 – отказ в системе спутниковой навигации блока GIA 63;
- 6 – отказ блока GIA 63 или только радиоконуса ADF и/или дальномёра DME;
- 7 – отказ в блоке GIA 63;
- 8 – отказ ответчика УВД GTX 33 или блока GIA 63;
- 9 – отказ системы воздушных сигналов GDC 74A.

Комплексная система Garmin G 1000 представляет большие возможности для диагностики и технического обслуживания приборного оборудования самолёта. Для этого в наземном положении самолёта необходимо предварительно выключить электропитание обоих дисплеев автоматами защиты **PFD** левой основной шины и **MFD** правой основной шины. Затем, удерживая в нажатом положении клавишу **ENT**, включить электропитание дисплеев указанными АЗК. На дисплеях будут отображаться обширные данные о работе оборудования для считывания и регулировок техническим персоналом. Группы страниц выбираются с помощью большой наружной ручки **FMS**, а информационные страницы – малой внутренней ручкой-кнопкой **FMS**.

2.3. Устройство сигнализации о возможности сваливания

На самолёте DA 42 установлено устройство сигнализации, которое предназначено для предупреждения экипажа о достижении значения угла атаки, близкого к критическому. При углах атаки выше критических происходят срыв набегающего при обтекании крыла воздушного потока и потеря устойчивости и управляемости самолёта (сваливание). Устройство состоит из датчика и звукового сигнализатора. Датчик с электрическим обогревом установлен на монтажном основании и закреплён на передней кромке левой консоли крыла (рис. 2.23). Он состоит из чувствительного элемента – подвижной лопатки и защищённых от влаги и грязи контактов, замыкающих электрическую цепь звукового сигнализатора. Звуковой сигнализатор установлен в кабине экипажа за приборной доской.

В случае приближения угла атаки к установленному для данного самолёта значению, близкому к критическому, лопатка датчика отклоняется вверх под действием набегающего потока воздуха и замыкает электрические контакты устройства включения звуковой сигнализации.



Рис. 2.23. Внешний вид датчика сваливания

Во время полёта в условиях возможного обледенения предусмотрен электрический обогрев лопатки датчика предупреждения о сваливании, его корпуса и монтажного основания. Включение обогрева всех элементов датчика вместе с обогревом ПВД производится выключателем **PITOT HEAT**, расположенным на левой части приборной доски снизу (рис. 1.2, поз. 9).

Электропитание устройства обогрева датчика сваливания и его звукового сигнализатора осуществляется постоянным током напряжением 28 В от правой основной шины через автомат защиты **STALL WRN** номиналом 10 А.

Работоспособность обогревателей всех элементов конструкции датчика предупреждения о возможности сваливания контролируется автоматически. Информация о его состоянии отображается в специальном окне сигнализации на дисплее **PFD**. В случае отказа устройства электрообогрева или несвоевременного его отключения система аварийного оповещения

экипажа выдаёт предупредительные сообщения жёлтого цвета «STAL HT FAIL» или «STAL HT OFF» соответственно, сопровождающиеся однократным звуковым сигналом. Во время нахождения самолёта на земле перед запуском двигателей нужно осмотреть датчик и убедиться в отсутствии загрязнений и поломок. После включения выключателя **PITOT HEAT** во избежание перегрева полный обогрев всех элементов датчика возможен только после взлёта и уборки шасси при срабатывании концевого выключателя, установленного в нише правой основной опоры шасси. В наземном положении самолёта ток для обогревателей датчика предупреждения о возможности сваливания проходит через ограничительный резистор с сопротивлением 18 Ом.

В полёте обогрев включается при необходимости в условиях возможного обледенения.

ТЕМА 3

СИСТЕМА АВТОМАТИЗАЦИИ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЁТОМ GFC 700

3.1. Общие сведения

Система автоматизации управления полётом GFC 700 интегрирована в бортовой радиоэлектронный пилотажно-навигационный комплекс Garmin G 1000 и предназначена для автоматизации самолётовождения в следующих режимах:

- стабилизация задаваемого пилотом курса (режим HDG);
- стабилизация задаваемой пилотом высоты (режим ALT);
- стабилизация вертикальной скорости при наборе высоты или снижении (режим VS);
- непрерывный расчет и выдерживание необходимого угла тангажа при смене эшелона полета и ручном управлении воздушной скоростью экипажем (режим FLC);
- стабилизация траектории полёта при использовании различных средств воздушной навигации, таких, как система GPS и радиомаяки VOR системы ближней навигации (режим NAV);
- автоматический заход на посадку и посадка по 1-й категории ICAO с использованием радиомаячной системы ILS или системы GPS с функциональным дополнением WAAS (режим APR);
- директорное управление (при включении функции FD);
- демпфирование рыскания и выполнение координированных разворотов (при включении функции YD);
- совмещённое штурвальное управление (режим CWS);
- автоматизация ухода на второй круг при включении кнопки **GA**.

***Примечание.** Предусмотрено ручное электрическое триммирование (MET) руля высоты, возможное при выключенном автопилоте.*

Режим вертикальной навигации VNV в варианте GDU 1043 отсутствует.

Состав системы автоматизации управления полётом GFC 700 поясняется структурной схемой, представленной на рис. 3.1.

Цифровой вычислитель имеет два канала – бокового и продольного управления. Он получает информацию:

- от курсовертикали (AHRS) GRS 77 и магнитометра GMU 44 о текущих значениях курса и крена, от системы спутниковой навигации GPS и навигационной системы VOR/LOC о местоположении самолёта, а также от датчика курса **HDG**. Вычислитель выполняет расчёт команд по крену для подачи в сервопривод GSA 81 для управления элеронами в режимах HDG, NAV и APR;

– от системы воздушных сигналов GDC 74A о текущих значениях воздушной скорости, барометрической высоты и вертикальной скорости, от курсовертикали GRS 77 о тангаже, от системы спутниковой навигации GPS (с функциональным дополнением WAAS) или навигационной системы VOR/LOC/GS о положении самолёта в вертикальной плоскости, а также от задатчика высоты **ALT** и клавиш коррекции по высоте **NOSE UP** и **NOSE DN**. Вычислитель выполняет расчёт команд по тангажу для подачи в сервопривод GSA 81 для управления рулём высоты в режимах ALT, VS, FLC и APR.

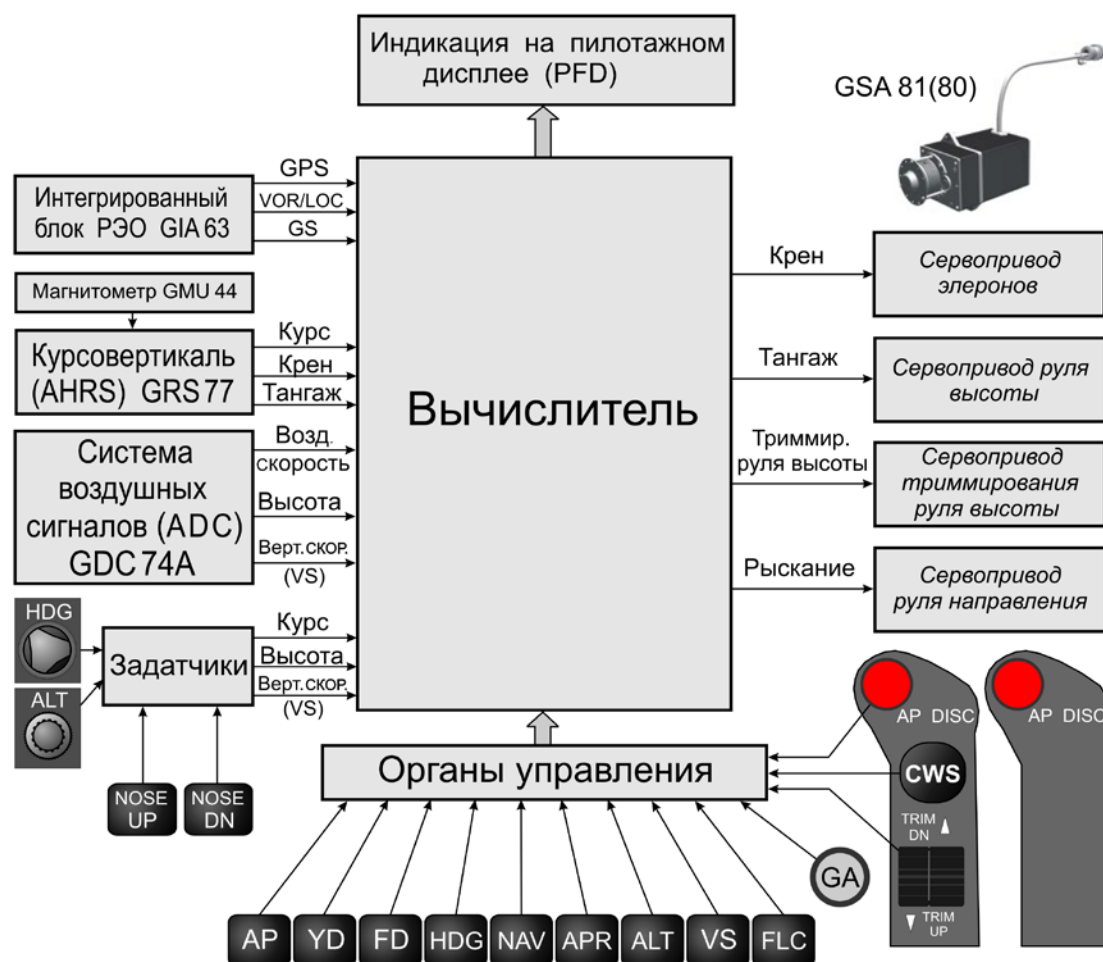


Рис. 3.1. Структурная схема системы GFC 700

При установке на самолёте системы автоматизации управления полётам GFC 700 используются приёмники статического атмосферного давления, расположенные на левой и правой поверхностях фюзеляжа за креслами пассажиров.

Кроме того, вычислитель реализует функцию директорного управления FD, которая может быть активирована и при выключенном автопилоте для штурвального управления самолётом в директорном режиме.

Демпфер рыскания YD является составной частью вычислителя и не может использоваться отдельно. Являясь следящей системой, он получает информацию от курсовертикали о крене и поперечном ускорении, от системы воздушных сигналов о воздушной скорости

и выполняет расчёт команд для подачи в сервопривод GSA 80 для управления рулём направления. Демпфер рыскания YD сглаживает случайные отклонения (рыскания) самолёта в поперечной плоскости, а также решает задачу координации разворотов.

Органы управления системы автоматизации управления полётом GFC 700 расположены на левой панели многофункционального индикатора MFD (рис. 3.2).

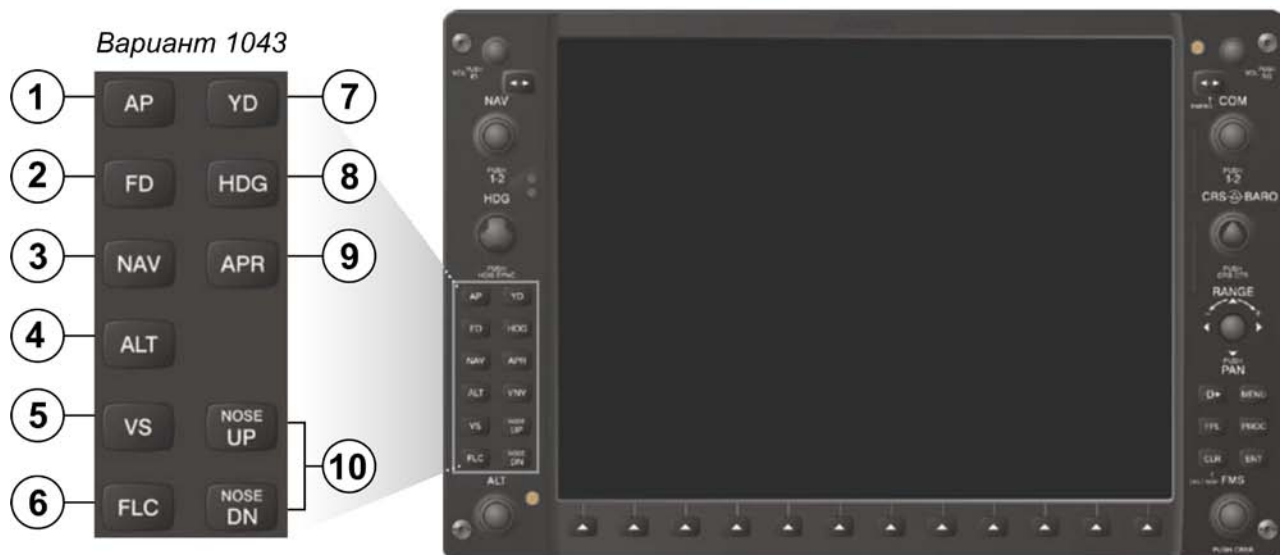


Рис. 3.2. Органы управления системы автоматизации управления полётом GFC 700

Здесь:

- 1 – клавиша **AP** для включения/выключения автопилота;
- 2 – клавиша **FD** для включения/выключения функции директорного управления. Если автопилот включён, то клавиша не действует;
- 3 – клавиша **NAV** для включения/выключения режима NAV;
- 4 – клавиша **ALT** для включения/выключения режима ALT;
- 5 – клавиша **VS** для включения/выключения режима VS;
- 6 – клавиша **FLC** для включения/выключения режима FLC;
- 7 – клавиша **YD** включения/выключения демпфера рыскания YD;
- 8 – клавиша **HDG** для включения/выключения режима HDG;
- 9 – клавиша **APR** для включения/выключения режима APR;
- 10 – клавиши **NOSE UP**, **NOSE DN** для включения коррекции в вертикальной плоскости в режимах VS, FLC и стабилизации по тангажу.

Внешний вид левой панели дисплея MFD представлен на рис. 3.3.

На ручках управления обоих пилотов расположены красные кнопки быстрого отключения автопилота **AP DISC** (рис. 3.4).

Кнопки **AP DISC** могут быть также использованы для прерывания звуковых сигналов автопилота. Кроме того, на ручке управления 1-го пилота расположена кнопка включения режима совмещённого штурвального управления **CWS** и защищённый от случайного нажатия

сдвоенный нажимной переключатель ручного электрического триммирования (MET) руля высоты **TRIM DN ▲/ TRIM UP ▼** (см. рис. 3.4).



Рис. 3.3. Панель управления системы GFC 700



Рис. 3.4. Внешний вид ручки управления 1-го пилота

Кнопка **GA** для включения режима ухода на второй круг расположена на рычаге управления левым двигателем (рис. 3.5).



Рис. 3.5. Размещение кнопки включения режима GA

Кнопка **GA** используется при заходе на посадку по VOR маяку, по системе GPS или по радиомаячной системе ILS в случаях, когда необходим уход на второй круг. При её нажатии отключается автопилот и используется штурвальное управление самолётом в директорном режиме, если эта функция предварительно была активирована нажатием клавиши **FD**.

Индикация режимов работы автопилота, функции директорного управления и демпфера рыскания осуществляется в верхней части экрана командно-пилотажного дисплея PFD. Режимы бокового управления представлены слева, а режимы продольного управления – справа (рис. 3.6).

Режимы, находящиеся в активном состоянии, отображаются зелёным цветом, а режимы, находящиеся в подготовленном состоянии, (например, в ожидании захвата траектории) отображаются белым цветом.

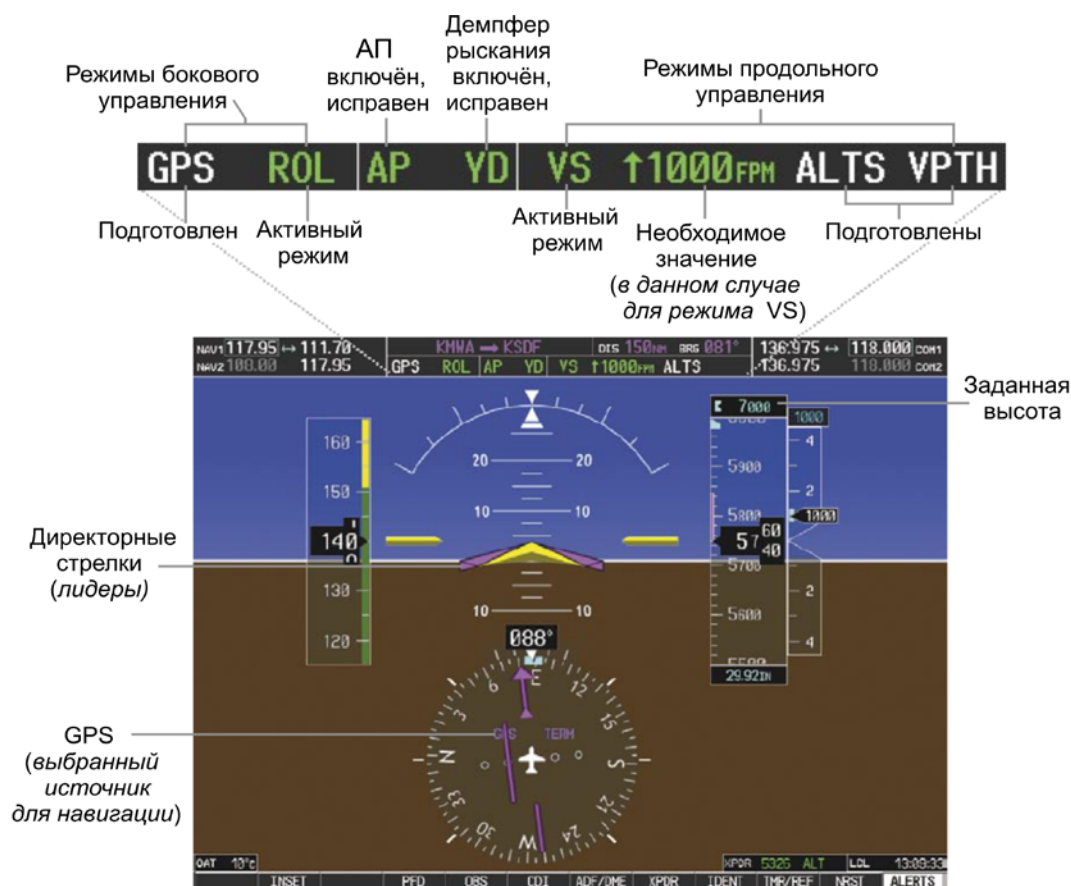


Рис. 3.6. Индикация системы автоматизации управления полётом GFC 700

В случае потери радиосигналов или навигационных данных, символическое обозначение источника этих данных отображается жёлтым цветом с предварительным десятисекундным миганием (рис. 3.7).



Рис. 3.7. Отображение потери радиосигналов маяка VOR

Во время нажатия и удержания кнопки **CWS**, т. е. при включённом режиме совмещённого штурвального управления, отображается сигнализация белого цвета (рис. 3.8).

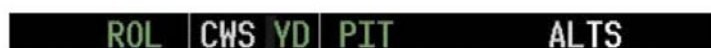


Рис. 3.8. Сигнализация о включении режима совмещённого штурвального управления

Временное ручное отключение автопилота может производиться кнопками быстрого отключения **AP DISC**, клавишей **AP** на панели управления автопилотом или кнопкой **GA** при уходе на второй круг, а также при включении ручного триммирования руля высоты с помощью нажимного переключателя **TRIM DN ▲ / TRIM UP ▼**. При этом отображается сигнализация жёлтого цвета с предварительным 5-секундным миганием (рис. 3.9) и 2-секундным звуковым сигналом. Звук может быть прерван нажатием кнопок **AP DISC** на ручках управления пилотов или переключателя **TRIM DN ▲ / TRIM UP ▼** (левой части).

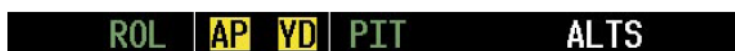


Рис. 3.9. Сигнализация о выключении автопилота

Ситуации, связанные с отказами или сигнализацией об опасности сваливания самолёта, приводящие к автоматическому отключению автопилота, индицируются красным цветом также с предварительным 5-секундным миганием (рис. 3.10) и звуковой 2-секундной сигнализацией.

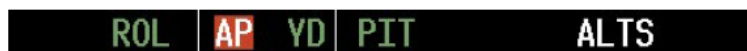


Рис. 3.10. Сигнализация об аварийном отключении автопилота

3.2. Действие директорного управления (FD)

Функция директорного управления вырабатывает команды по крену и тангажу для автопилота и отображает необходимые для штурвального управления самолётом значения углов крена и тангажа с помощью директорных стрелок (лидеров) пурпурного цвета на пилотажно-командном индикаторе PFD (рис. 3.6). Предельные значения тангажа равны -15° при снижении и $+20^\circ$ при наборе высоты, а крена $\pm 22^\circ$. Скорость изменения крена не должна превышать 5 град/с.

Функция директорного управления включается нажатием клавиши **FD**, если до этого директорное управление не действовало, например, при выключенном автопилоте. Признаком действия директорного управления **FD** является отображение директорных стрелок (лидеров) рядом с силуэтом самолёта. Повторное нажатие этой клавиши выключает директорное управление. При этом директорные стрелки перестают отображаться на пилотажно-командном индикаторе. При включённом автопилоте директорные стрелки отображаются постоянно, а клавиша **FD** не действует.

В табл. 3.1 представлены варианты активации функции директорного управления при нажатии указанных клавиш или кнопок, а также индикация режимов работы вычислителя, соответствующая этим вариантам.

Таблица 3.1

Нажатие клавиши или кнопки		Режимы работы			
		Боковое управление		Продольное (вертикальное) управление	
клавиша	FD	Стабилизация* крена	ROL	Стабилизация* тангажа	PIT
клавиша	AP	Стабилизация* крена	ROL	Стабилизация* тангажа	PIT
кнопка	CWS	Стабилизация* крена	ROL	Стабилизация* тангажа	PIT
кнопка	GA	Взлет (Take off)	TO	Взлет (Take off)	TO
		Уход на второй круг (Go Around)	GA	Уход на второй круг (Go Around)	GA
клавиша	ALT	Стабилизация* крена	ROL	Стабилизация высоты	ALT
клавиша	VS	Стабилизация* крена	ROL	Стабилизация вертикальной скорости	VS

Окончание табл. 3.1

Нажатие клавиши или кнопки		Режимы работы			
		Боковое управление		Продольное (вертикальное) управление	
клавиша	NAV	Навигация**	GPS VOR LOC BC	Стабилизация* тангажа	PIT
клавиша	APR	Заход на посадку**	GPS VOR LOC	Стабилизация* тангажа	PIT
клавиша	HDG	Заданный курс	HDG	Стабилизация* тангажа	PIT

* – режим включается по умолчанию (default);

** – выбранные навигационные приёмники должны устойчиво принимать радиосигналы маяка VOR или курсового маяка LOC системы посадки ILS, либо система GPS должна иметь активный участок маршрута перед тем, как будет активирована функция директорного управления нажатием клавиш **NAV** или **APR**.

3.3. Режимы продольного управления (вертикальные режимы)

В табл. 3.2 представлены режимы продольного управления (вертикальные режимы), их включение и соответствующая им индикация.

Индикация соответствует режимам стабилизации высоты (ALT), вертикальной скорости (VS), смены эшелона полёта (FLC), захода на посадку по системе ILS (APR) и снижения по глассе (GS), а также случаю ухода на второй круг (GA).

Клавиши **NOSE UP** и **NOSE DN** могут быть использованы для изменения опорного значения стабилизируемого параметра, когда активированы режимы стабилизации тангажа, вертикальной скорости и смены эшелона полёта. В табл. 3.2 представлены также величины приращений для опорных значений стабилизируемых параметров, которые вводятся однократным нажатием клавиш **NOSE UP/NOSE DN**, и допустимые пределы этих параметров.

Таблица 3.2

Вертикальные режимы	Описание	Включение	Индикация		Допустимые пределы	Шаг приращения
Стабилизация тангажа	Стабилизируется угол тангажа. Используется при наборе/снижении до заданной высоты	По умолчанию	PIT		от -15° до $+20^\circ$	0.5°
Захват заданной высоты	Захватывается заданная высота	*	ALTS			
Стабилизация высоты	Выдерживается заданная высота	Клавиша ALT	ALT	nnnnn ft		
Стабилизация вертикальной скорости	Стабилизируется вертикальная скорость. Используется при наборе/снижении до заданной высоты	Клавиша VS	VS	nnnn fpm	от -3000 до $+1500$ fpm	100 fpm

Окончание табл. 3.2.

Вертикальные режимы	Описание	Включение	Индикация		Допустимые пределы	Шаг приращения
Изменение эшелона полёта	Обеспечиваются условия стабилизации воздушной скорости при наборе или снижении до заданной высоты	Клавиша FLC	FLC	nnn kt	от 80 до 180 kt	1 kt
Глиссада (ILS)	Выдерживается снижение по глиссаде ILS	Клавиша APR	GS			
Уход на второй круг	Автопилот отключается. Должен быть обеспечен полёт с постоянным углом тангажа без крена	Кнопка GA (на РУДе)	GA		7°	

* – захват заданной высоты (режим ALTS) подготавливается автоматически, когда активны режимы PIT, VS, FLC или GA.

3.3.1. Режим стабилизации тангажа (PIT)

Если активирован режим директорного управления (нажата клавиша **FD**), то является также активным и режим стабилизации тангажа, о чём свидетельствует сообщение «PIT» зелёного цвета на панели индикации автопилота (рис. 3.11).

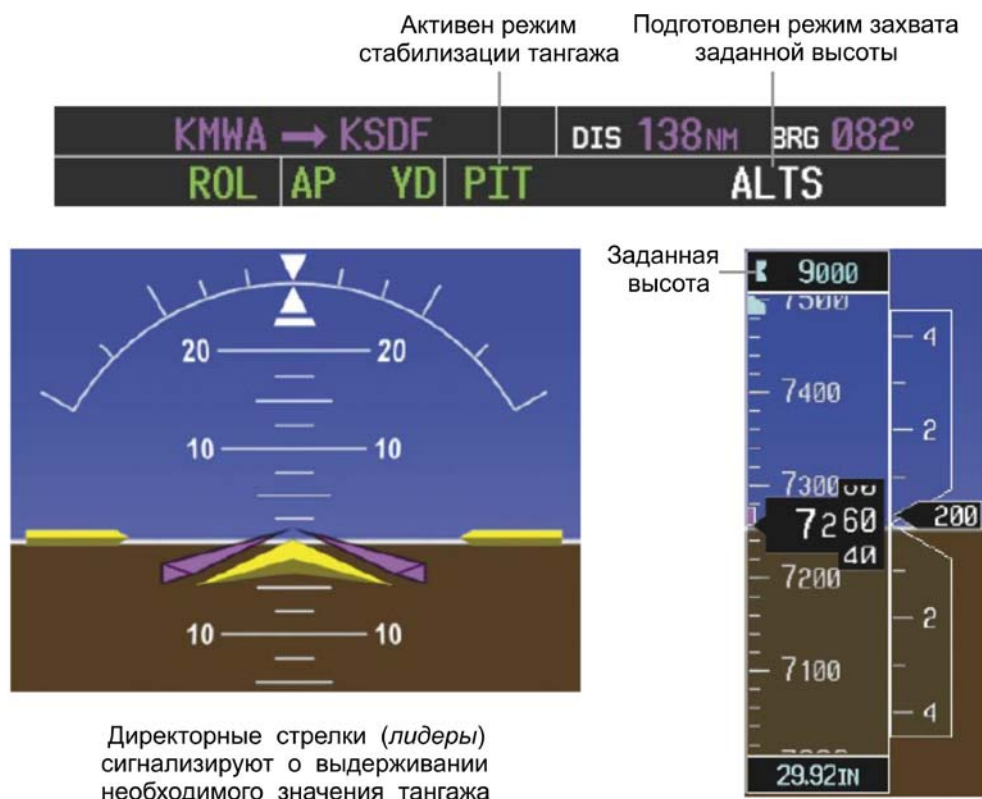


Рис. 3.11. Индикация при включении режима стабилизации тангажа

Этот режим используется во время набора или снижения до заданной пилотом высоты, индицируемой над шкалой высотомера. При этом автоматически подготавливается режим захвата заданной высоты, о чём свидетельствует сообщение белого цвета «ALTS». В этом режиме директорные стрелки сохраняют постоянное значение необходимого угла тангажа, т. е. его опорное значение. Это значение устанавливается в момент активации данного режима. Когда самолёт достигает этого значения, пределы перемещения директорных стрелок эквивалентны приращением, задаваемым нажатием клавиш **NOSE UP** или **NOSE DN**.

Изменение опорного значения угла тангажа производится:

- нажатием клавиш **NOSE UP** или **NOSE DN**;
- нажатием кнопки **CWS**, ручным пилотированием до достижения нужного значения угла тангажа и последующим возвратом к автоматическому пилотированию после отпущения этой кнопки.

3.3.2. Режим захвата заданной высоты (ALTS)

Захват заданной высоты подготавливается автоматически в следующих режимах:

- в режиме стабилизации угла тангажа PIT;
- в режиме стабилизации вертикальной скорости VS;
- в режиме смены эшелона полёта FLC;
- в режиме ухода на второй круг GA.

Сообщение белого цвета «ALTS» показано на рис. 3.10. После нажатия, например, клавиши **ALT** становится активным режим захвата заданной высоты (сообщение «ALTS» представлено зелёным цветом), а режим стабилизации высоты подготавливается (сообщение «ALT» представлено белым цветом). При подходе к заданной высоте режим стабилизации высоты активируется, о чём свидетельствует сообщение «ALT» зелёного цвета (рис. 3.12).



Рис. 3.12. Индикация в режиме захвата заданной высоты

Смена режимов производится автоматически за 50 ft до заданного значения высоты. При этом установлению нового режима предшествует мигание сообщения «ALT» в течение 10 с.

Примечания:

1. Для смены опорного значения при стабилизации высоты используются двойные ручки **ALT**.
2. Включение совмещённого штурвального управления **CWS** не прерывает режима захвата заданной высоты.

3.3.3. Режим стабилизации высоты (ALT)

Режим стабилизации высоты включается клавишей **ALT**. Автопилот при этом выдерживает опорное значение барометрической высоты, которым с погрешностью около 10 ft становится её текущее значение в момент нажатия клавиши **ALT**. Переход в этот режим из режима захвата заданной высоты представлен на рис. 3.12. Индикация в режиме стабилизации высоты представлена на рис. 3.13.



Рис. 3.13. Индикация в режиме стабилизации высоты

Изменение значения стабилизируемой высоты производится нажатием кнопки **CWS**, ручным пилотированием до достижения нужного значения высоты и последующим возвратом к автоматическому пилотированию после отпускания этой кнопки.

Примечание. Если автопилот работает в режиме стабилизации высоты, то поворот сдвоенных ручек **ALT** не отменяет этот режим и не изменяет опорного (стабилизируемого) значения высоты для автопилота, а приводит только к изменению индицируемого значения заданной высоты на шкале барометрического высотомера.

3.3.4. Режим стабилизации вертикальной скорости (VS)

Данный режим включается клавишей **VS**. Автопилот при этом выдерживает опорное значение вертикальной скорости, которым с точностью около 100 fpm становится её текущее значение в момент нажатия клавиши **VS**. Этот режим может использоваться при наборе высоты или снижении до заданной высоты. При этом подготовленным является режим захвата заданной высоты, о чём свидетельствует сообщение белого цвета «ALTS», как показано на рис. 3.14. При включении режима стабилизации вертикальной скорости появляется сообщение зелёного цвета «VS» и опорное значение скорости со стрелкой. Опорное значение вертикальной скорости, представленное в fpm, появляется также на шкале индикатора вертикальной скорости.

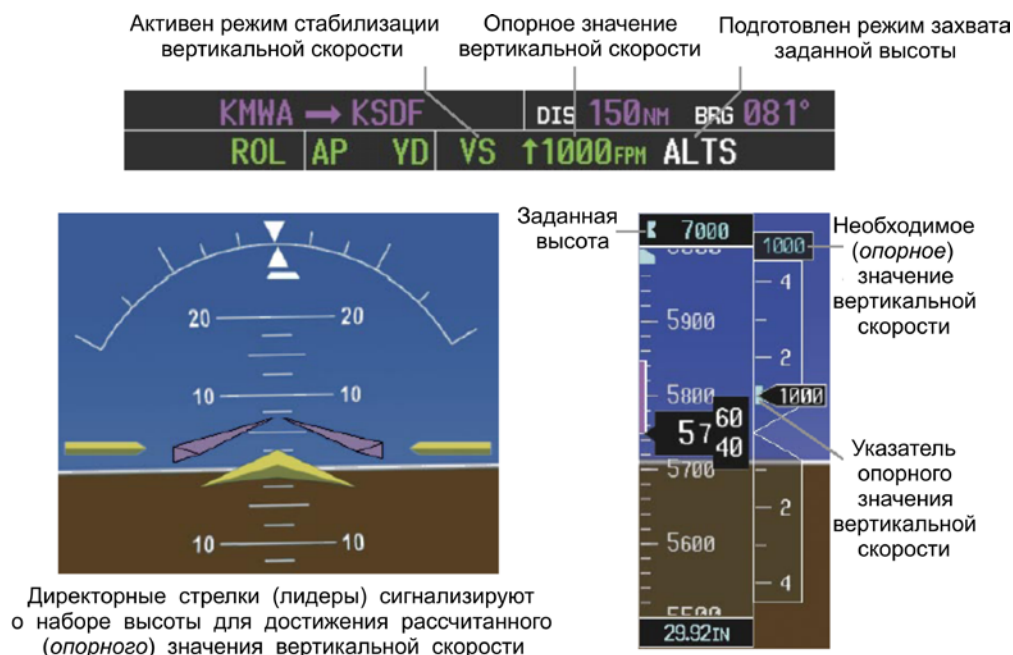


Рис. 3.14. Индикация в режиме стабилизации вертикальной скорости

Изменение опорного значения вертикальной скорости производится:

- нажатием клавиш **NOSE UP** или **NOSE DN**;
- нажатием кнопки **CWS**, ручным пилотированием до достижения нужного значения вертикальной скорости и последующим возвратом к автоматическому пилотированию после отпускания этой кнопки.

Примечание. Если заданная высота достигается при включённом режиме совмещённого штурвального управления, то опорное значение высоты не изменяется. В этом случае изменение опорной высоты для автопилота возможно после нажатия кнопки **CWS**, достижения нового значения заданной высоты и возврата к автоматическому пилотированию после отпускания этой кнопки.

3.3.5. Режим смены эшелона полёта (FLC)

Режим смены эшелона полёта включается клавишей **FLC**. Автопилот в этом режиме запоминает и обеспечивает выдерживание опорного значения воздушной скорости при наборе или снижении к заданной заранее высоте эшелона полёта, которая индицируется в верхней части шкалы высотомера. Перед использованием этого режима обязательно должно быть установлено значение заданной высоты. В этом режиме автопилот постоянно отслеживает текущую высоту, воздушную скорость и заданный эшелон полёта. Опорное значение воздушной скорости устанавливается равным текущему значению скорости в момент активации этого режима. Сообщение «FLC» о включении этого режима индицируется на панели индикации автопилота зелёным цветом вместе с опорным значением воздушной скорости (рис. 3.15). Это же значение представлено и в верхней части шкалы индикатора воздушной скорости. При этом экипажем должна быть установлена такая нагрузка двигателей, чтобы автопилот мог обеспечивать необходимый угол тангажа, соответствующий выбранному профилю полёта самолёта (набора или снижения), при котором выдерживается опорное значение воздушной скорости.

Автопилот сохраняет текущую высоту, пока приводится в соответствие нагрузка двигателей, а значит, и опорное значение воздушной скорости, и не позволяет самолёту значительно отклониться по высоте и потерять значение заданной высоты эшелона полёта.

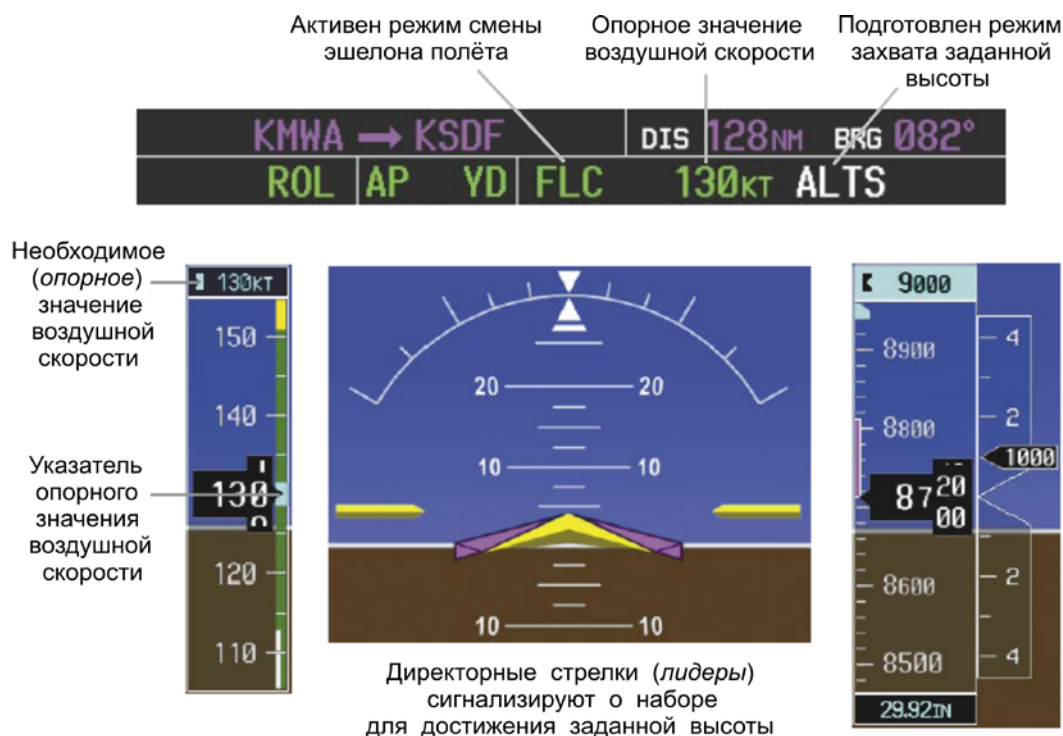


Рис. 3.15. Индикация в режиме смены эшелона полёта FLC

Изменение опорного значения воздушной скорости производится:

- нажатием клавиш **NOSE UP** или **NOSE DN**;
- нажатием кнопки **CWS**, ручным пилотированием до достижения нужного значения воздушной скорости и последующим возвратом к автоматическому пилотированию после отпущения этой кнопки и установления нового опорного значения воздушной скорости.

Примечание. Если заданная высота достигается при включённом режиме совмещённого штурвального управления, то опорное значение высоты для автопилота не изменяется. В этом случае для изменения опорного значения высоты должна быть снова нажата кнопка **CWS** и отпущена после достижения нового значения заданной высоты.

3.3.6. Режим снижения по глиссаде (GS)

Режим снижения по глиссаде GS используется при заходе на посадку по радиомаячной системе ILS путём автоматического удерживания самолёта на радиоглиссаде после захвата сигналов сначала курсового (LOC), а затем глиссадного (GS) радиомаяков. Сигнальные сообщения «LOC» и «GS» белого цвета свидетельствуют о том, что режим подготовлен (рис. 3.16).



Рис. 3.16. Индикация в режиме снижения по глиссаде при заходе на посадку по системе ILS

Включение этого режима возможно двумя способами.

Первый способ

1. Убедиться в правильной настройке курсового канала на частоту курсового маяка LOC системы посадки ILS данного аэродрома.
2. Выбрать соответствующий навигационный канал на индикаторе HSI последовательным нажатием программируемой клавиши с обозначением «CDI» на пилотажно-командном дисплее PFD (в примере на рис. 3.17 выбран второй навигационный канал – LOC 2).
3. Нажать клавишу **APR** на панели управления автопилота.

Второй способ

1. Выбрать на индикаторе HSI в качестве источника навигационной информации систему GPS. Это производится последовательным нажатием программируемой клавиши с обозначением «CDI» на пилотажно-командном дисплее PFD.
2. Убедиться, что процедура захода на посадку по системе ILS данного аэродрома загружена в активный флайт-план.
3. Убедиться, что система настроена на соответствующую частоту курсового маяка LOC системы посадки ILS данного аэродрома.
4. Нажать клавишу **APR** на панели управления автопилота.

При правильной частотной настройке становится возможным захват сигналов курсового и глиссадного радиомаяков. При входе самолёта в зону действия радиомаяков этот режим автоматически активируется, и автопилот управляет снижением самолёта по глиссаде.

На рис. 3.17 представлена индикация на пилотажно-командном индикаторе PFD, иллюстрирующая режим снижения по глиссаде GS.

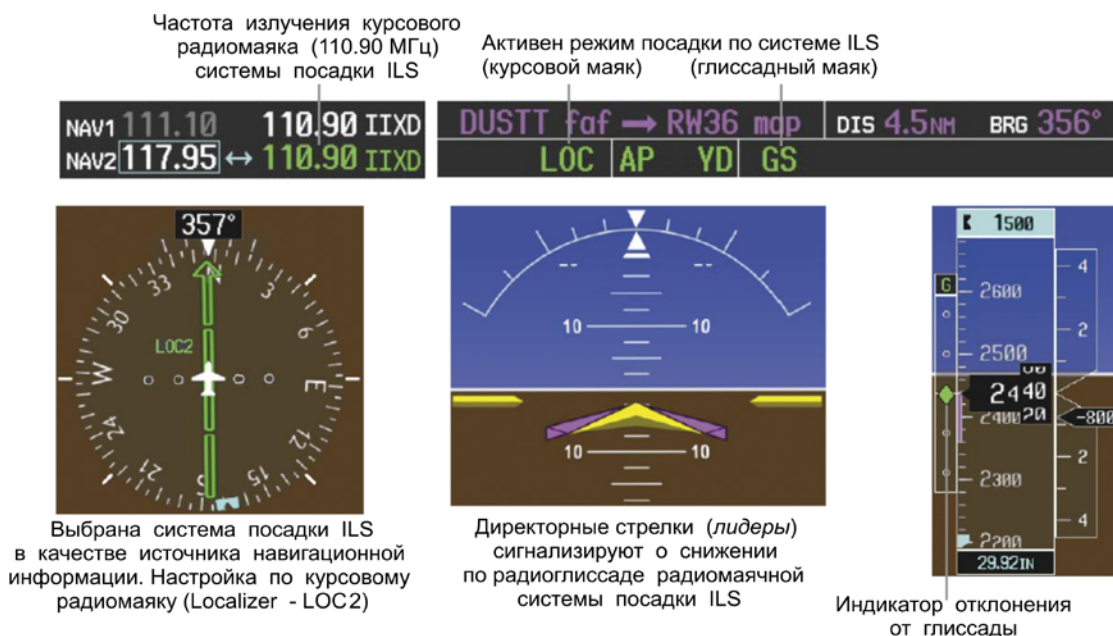


Рис. 3.17. Индикация в режиме автоматического захода на посадку

Переход к совмещённому штурвальному управлению CWS при выполнении режима снижения по глиссаде не приводит к срыву этого режима.

3.3.7. Режим ухода на второй круг (GA)

Нажатие кнопки **GA** на рычаге управления левым двигателем устанавливает директорные стрелки (лидеры) в горизонтальное положение с рекомендуемым при уходе на второй круг значением угла тангажа, равным 7° , как это представлено на рис. 3.18. Этот режим индицируется сообщениями «GA» зелёного цвета в поле сигнализации бокового управления – слева, и в поле сигнализации продольного управления – справа.

В этом режиме автопилот отключается, и автоматически подготавливается режим захвата заданной высоты **ALTS**, поскольку допустимо последующее включение автопилота. Попытки изменить пространственное положение самолёта путём нажатия клавиш **NOSE UP** или **NOSE DN**, либо с помощью кнопки совмещённого штурвального управления **CWS** приводят к восстановлению режимов стабилизации тангажа **PIT** и крена **ROL**.

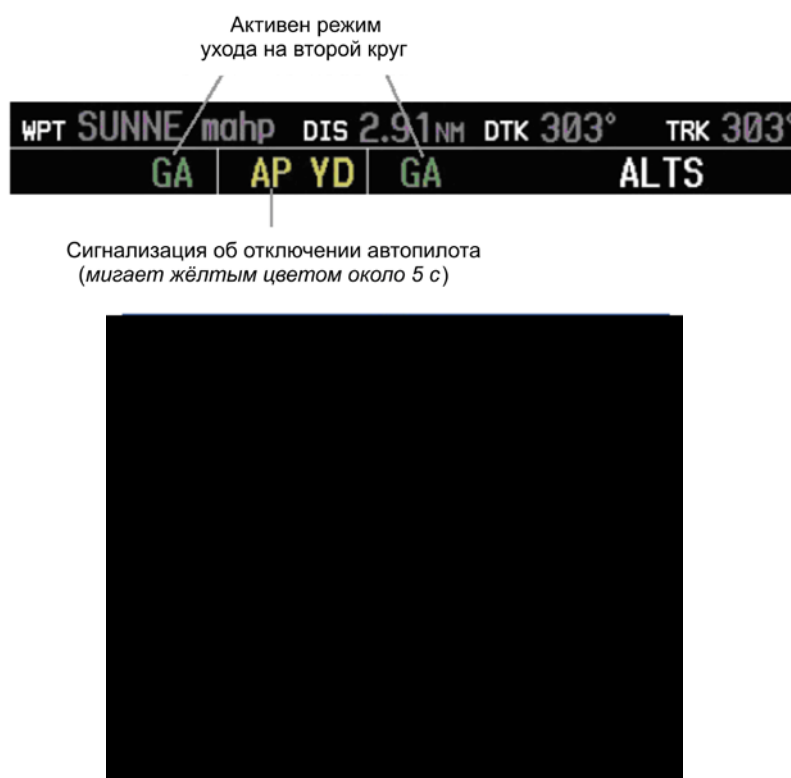


Рис. 3.18. Индикация в режиме ухода на второй круг

3.4. Режимы бокового управления

Режимы бокового управления представлены в табл. 3.3.

Автопилот системы GFC 700 ограничивает угловую скорость увеличения крена при развороте стандартной величиной 3° в секунду.

Включение режима совмещённого штурвального управления **CWS** не изменяет опорные значения для режима полёта по заданному курсу, а также для режимов навигации и захода на посадку. После отпускания кнопки **CWS** автопилот возвращает самолёт к заданному курсу (или линии заданного пути при заходе по GPS).

Таблица 3.3

Режимы бокового управления	Описание	Включение	Индикация	Допустимые пределы крена
Стабилизация крена (разворота)	Стабилизирует текущий крен самолёта (разворот с установленным креном)	По умолчанию	ROL	22°
Стабилизация заданного курса	Захватывается и выдерживается введенное значение курса	Клавиша HDG	HDG	22°
Навигация по GPS	Захват и удержание самолёта на траектории по сигналам выбранного источника навигации (GPS, VOR, LOC)	Клавиша NAV	GPS	22°
Навигация по VOR. Захват сигнала и полёт по маршруту			VOR	22° захват, 10° полёт
Навигация по LOC (ILS). Захват сигнала и выдерживание курса посадки (без глиссады)			LOC	22° захват, 10° полёт
Заход по GPS	Захват и удержание самолёта на траектории по сигналам выбранного источника навигации (GPS, VOR, LOC)	Клавиша APR	GPS	22°
Заход по VOR. Захват сигнала и выдерживание курса посадки			VAPP	22° захват, 10° полёт
Заход по LOC (ILS). Захват сигнала и выдерживание курса посадки (GS автоматически готов)			LOC	22° захват, 10° полёт
Уход на второй круг	Автопилот отключается. Должен быть обеспечен полёт с постоянным углом тангажа без крена	Кнопка GA (на РУДе)	GA	≈ 0°

3.4.1. Режим стабилизации крена (ROL)

Режим стабилизации крена при развороте выбирается по умолчанию, когда клавишей **FD** включена функция директорного управления. При этом выдерживается текущий угол крена самолёта, который был в момент активации данного режима, в зависимости от условий, представленных в табл. 3.4.

Таблица 3.4

Угол крена	Реакция FD – программного модуля директорного управления
< 6°	выдерживает прямолинейный полёт (без крена)
от 6 до 22°	выдерживает угол крена, имевшийся в момент активации режима
> 22°	ограничивает угол крена значением 22°

Кроме того, на дисплее PFD появляется сигнальное сообщение «ROL» зелёного цвета (рис. 3.19).

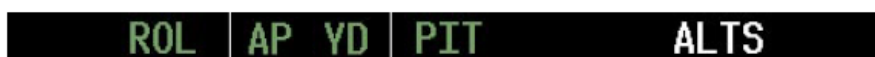


Рис. 3.19. Индикация в режиме стабилизации крена

Изменение опорного значения угла крена при развороте производится нажатием кнопки **CWS**, ручным пилотированием до достижения нужного значения угла крена самолёта и последующим возвратом к автоматическому пилотированию после отпускания этой кнопки при установлении нового опорного значения угла крена.

***Примечание.** Если режим стабилизации крена включается в результате возврата к этому режиму, то крен устраняется.*

3.4.2. Режим стабилизации заданного курса (HDG)

Данный режим включается нажатием клавиши **HDG**. В этом режиме обеспечивается выдерживание заданного курса самолёта. Значение задаваемого курса устанавливается одной из ручек-кнопок **HDG**, расположенных на левых панелях дисплеев PFD и MFD. Цифровое значение заданного курса при его ручном вводе появляется на 3–4 с в рамке слева от изображения планового навигационного прибора HSI, а также постоянно индицируется указателем на его градусной шкале (рис. 3.20). Нажатие ручки-кнопки **HDG** приравнивает задаваемый курс значению текущего курса полёта самолёта (голубой указатель курса мгновенно перемещается на верхнюю часть шкалы под рамку со значением текущего курса – рис. 3.20).

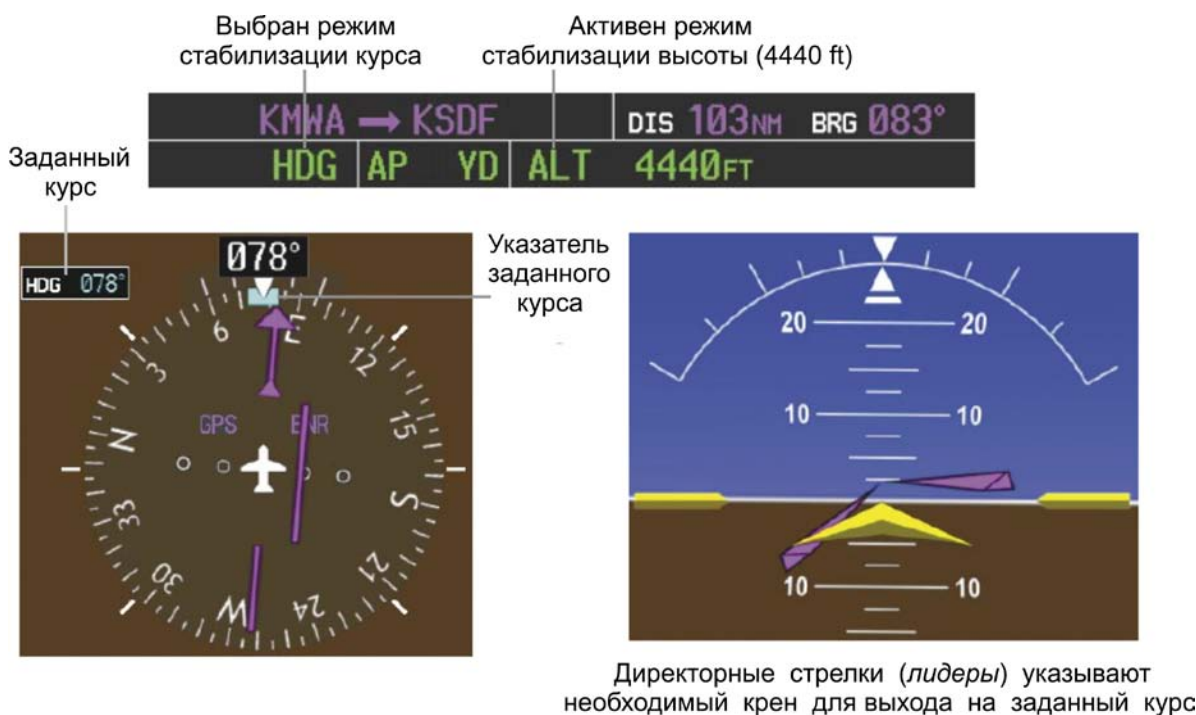


Рис. 3.20. Индикация в режиме стабилизации курса

Нажатие кнопки совмещённого штурвального управления **CWS** и ручное пилотирование не изменяют значение заданного курса, и после отпускания этой кнопки автопилот возвращает самолёт на заданный ранее курс, обозначенный голубым указателем на курсовой шкале.

Изменения курса самолёта происходят в соответствии с перемещением указателя курса, даже если указатель перемещён на угол, больший 180° от исходного значения (например, правый разворот на 270°). Однако при изменении задаваемого курса за один приём более чем на 340° разворот самолёта будет осуществляться в противоположную сторону, т.е. влево.

3.4.3. Навигационные режимы (GPS, VOR, LOC)

Данные навигационные режимы включаются нажатием клавиши **NAV** на панели управления автопилотом. В этом случае обеспечивается автоматическое выдерживание траектории полёта, определяемой выбранным источником для навигации (система GPS, радиомаяк VOR или курсовой радиомаяк LOC системы посадки ILS). Режим NAV может быть использован для неточного захода на посадку по системе GPS или только по курсовому радиомаяку, например, с обратным курсом, если текущий курс самолёта отличается более чем на 105° от посадочного путевого угла для данной ВПП.

Если при нажатой клавише **NAV** и выходе на линию заданного пути (ЛЗП) планка индикатора отклонения от заданного путевого угла CDI будет отклонена на одну точку, то появляется сообщение белого цвета, сигнализирующее о том, что соответствующий навигационный режим подготовлен – рис. 3.21 (в примере навигация по системе GPS).

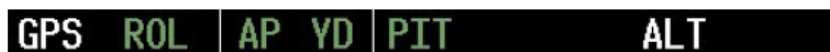


Рис. 3.21. Индикация о готовности автопилота
к переходу в режим навигации по GPS

Если же отклонение планки индикатора CDI становится меньше одной точки, то соответствующий навигационный режим становится активным и отображается зелёным цветом – рис. 3.22.

Если в соответствии с активным флайт-планом индикатор CDI автоматически переключается с GPS на курсовой радиомаяк LOC радиомаячной системы посадки ILS в случае захвата его сигналов, то режим навигации по GPS отключается. Такое переключение может происходить и вручную при нажатии клавиши **APR**.

Если используются навигационные режимы, то функция директорного управления FD возвращается в режим стабилизации крена, в частности, стабилизации прямолинейного полёта (без крена) в следующих случаях:

- когда источник навигационной информации переключается вручную программируемой клавишей с обозначением «CDI» (GPS, VOR1/LOC, VOR2/LOC);
- при изменении настройки на частоту другого VOR маяка (в случае навигации по VOR). При этом режим индицируется белым цветом как подготовленный;

– после автоматического переключения навигационного источника с системы GPS на курсовой маяк LOC, когда пройдена контрольная точка конечного этапа захода на посадку по ILS.



Рис. 3.22. Индикация в режиме навигации по системе GPS

3.4.4. Режим захода на посадку (GPS, VOR, LOC/ILS)

Режим захода на посадку включается нажатием клавиши **APR**. В этом случае обеспечивается автоматическое выдерживание траектории полёта, определяемой выбранным источником (система GPS, радиомаяк VOR или курсовой радиомаяк LOC системы посадки ILS). В этом режиме используются сигналы от выбранного навигационного источника, пропорциональные отклонению самолёта от заданного путевого угла (заход по VOR, ILS) или от заданной траектории (заход по GPS). Если при нажатой клавише **APR** и выходе на линию заданного пути планка отклонения на индикаторе CDI отклонена более чем на одну точку, то появляются сообщения белого цвета, сигнализирующие о том, что соответствующий посадочный режим подготовлен. Например, при заходе по системе ILS сигнальные сообщения «LOC» и «GS» белого цвета свидетельствуют о том, что режим подготовлен (см. рис. 3.16). При подходе к посадочному путевому углу для выбранной ВПП и уменьшении отклонения до одной точки происходит захват сигналов сначала курсового маяка LOC, а затем и глиссадного маяка GS. При этом сигнальные сообщения становятся зелёными (см. рис. 3.17). При заходе на посадку по радиомаячной системе ILS после захвата сигналов данный режим реализуется путём автоматического удерживания самолёта на курсе посадки и на радиоглиссаде (см. также п. 3.3.6). Захват сигнала курсового маяка становится невозможен, если текущий курс самолёта отличается от посадочного путевого угла для данной ВПП более чем на 105°.

Заданный путевой угол устанавливается ручкой **CRS** для режимов VOR, LOC или OBS. Цифровое значение угла индицируется в течение 3 с в рамке справа и сверху от шкалы планового навигационного прибора HSI. Включение режима совмещённого штурвального управления кнопкой **CWS** и ручное управление самолётом не изменяют значение заданного путевого угла. После отпущения кнопки **CWS** автопилот возвратит самолёт к установленному вручную путевому углу или к путевому углу, определенному активным флайт-планом при заходе по системе GPS.

Включение режима захода по ILS возможно двумя способами.

Первый способ

1. Убедиться в правильной настройке курсового канала NAV на частоту маяка LOC системы посадки ILS выбранного направления посадки для данной ВПП.
2. Выбрать соответствующий навигационный канал на индикаторе HSI последовательным нажатием программируемой клавиши с обозначением «CDI» на пилотажно-командном дисплее PFD (в примере на рис. 3.17 выбран второй навигационный канал – LOC 2).
3. Нажать клавишу **APR** на панели управления автопилота.

Второй способ

1. Выбрать на индикаторе HSI в качестве источника навигационной информации систему GPS. Это производится последовательным нажатием программируемой клавиши с обозначением «CDI» на пилотажно-командном дисплее PFD.
2. Убедиться, что процедура захода на посадку по системе ILS данного аэродрома загружена в активный флайт-план.
3. Убедиться, что система настроена на соответствующую частоту курсового маяка LOC системы посадки ILS выбранного направления посадки данной ВПП.
4. Нажать клавишу **APR** на панели управления автопилота.

Функция директорного управления (FD) возвращается в режим стабилизации крена, в частности, стабилизации прямолинейного полёта (без крена) в следующих случаях:

- когда включён режим захода APR и вручную с помощью программируемой клавиши с обозначением «CDI» выбран источник навигационной информации (GPS, VOR1/LOC, VOR2/LOC);
- если предварительно активирован навигационный режим полёта по GPS и пройдена контрольная точка конечного этапа захода – точка входа в глиссаду (faf) при заходе по системе ILS. Происходит автоматическое переключение навигационного источника с системы GPS на курсовой маяк LOC.

3.5. Сигнализация о состоянии системы автоматизации управления полётом GFC 700

Сигнализация о состоянии системы автоматизации управления полётом представляется на дисплее PFD слева от шкалы крена авиагоризонта, как это показано на рис. 3.23. При этом может появляться только одна сигнализирующая надпись.



Рис. 3.23. Сигнализация об отказе системы автоматизации управления полётом AFCS

Перечень сигнальных сообщений о состоянии отдельных узлов системы автоматизации управления полётом представлен в табл. 3.5.

В этой таблице возможные сигнальные сообщения представлены в порядке возрастания приоритета. При включении электропитания системы G 1000 происходит самотестирование автопилота с соответствующей световой и звуковой сигнализацией, также представленной в табл. 3.5.

Когда активны режимы стабилизации тангажа PIT, стабилизации вертикальной скорости VS, смены эшелона полёта FLC или режим захвата заданной высоты ALTS, функция директорного управления FD отслеживает изменения воздушной скорости самолёта. При этом в случае опасного превышения воздушной скорости, формируемые команды по тангажу ограничиваются. Защита от запредельных скоростей обеспечивается в тех ситуациях, когда функция директорного управления FD не в состоянии сохранять соответствующее опорное значение стабилизируемого параметра для реализации заданного режима автопилота. В случаях возникновения таких условий в верхней части шкалы индикатора воздушной скорости появляется мигающая жёлтая надпись «MAXSPD» (максимальная скорость), как это представлено на рис. 3.24.



Рис. 3.24. Сигнализация о достижении предельной воздушной скорости

Таблица 3.5

Условие сигнализации	Сигнальное сообщение	Описание
Неправильное триммирование руля направления (вправо)		Сервопривод руля направления создал вызывающее сигнализацию остаточное усилие в направлении, указанном стрелкой
Неправильное триммирование руля направления (влево)		
Неправильная балансировка элеронов (вправо)		Сервопривод канала крена создал вызывающее сигнализацию остаточное усилие в направлении, указанном стрелкой
Неправильная балансировка элеронов (влево)		
Неправильное триммирование руля высоты (вниз)		Сервопривод канала тангажа создал вызывающее сигнализацию остаточное усилие в направлении, указанном стрелкой
Неправильное триммирование руля высоты (вверх)		
Отказ триммирования по тангажу (или залипание переключателя TRIM UP/DN)		Если АП был включён, то выключите его, и перейдите на ручное пилотирование. При выключенном АП попробуйте переключать сдвоенный переключатель TRIM UP/DN отдельно
Отказ демпфера рыскания		Демпфер рыскания не исправен
Отказ в канале крена		Управление по каналу крена невозможно. АП не исправен
Отказ в канале тангажа		Управление по каналу тангажа невозможно. АП не исправен
Отказ системы автоматизации управления полётом (AFCS)		Автопилот и ручное электрическое триммирование (MET) не работают. Функция директорного управления (FD) может оставаться работоспособной
Предполётный тест		Сигнализация во время тестирования. По окончании тестирования выдаётся звуковой сигнал об исправности. Не нажимайте кнопку быстрого отключения АП во время тестирования и при включении сервопривода (это может быть причиной ошибки теста). Повторите включение АП
		В результате предполётного тестирования выявлен отказ. Выдаётся звуковой сигнал об отказе

При появлении такой сигнализации должна быть уменьшена нагрузка двигателей и/или уменьшено опорное значение угла тангажа. Сообщение исчезает, если перестают выполняться вызывающие его условия.

3.6. Эксплуатация системы автоматизации управления полётом GFC 700

Эксплуатация системы автоматизации управления полётом состоит из включения, самотестирования, предполётной проверки её работоспособности, использования в различных режимах и выключения.

3.6.1. Включение и самотестирование

Для нормальной работы всей системы автоматизации управления полётом необходимо убедиться, что выключатели **ELECT. MASTER** и **AV MASTER** находятся во включенном положении. Кроме того, должны быть включены (нажаты) следующие автоматы защиты:

- на панели LH MAIN BUS: **PFD, AHRS, ADC, GPS/NAV1**;
- на панели RH MAIN BUS: **AVIONIC BUS, MFD, AP. WRN.**;
- на панели AVIONICS BUS: **AUTO PILOT**.

Включение автопилота производится нажатием клавиши **AP**, расположенной на левой панели многофункционального индикатора MFD (рис. 3.2). При включении автопилота происходит самотестирование. Результаты самотестирования отображаются на панели индикации в соответствии с табл. 3.5. В таблице также представлены все виды неисправностей составных частей системы автоматизации управления полётом и соответствующая им сигнализация.

Рабочему состоянию соответствует сообщение «AP» зелёного цвета на панели индикации автопилота в верхней части пилотажно-командного индикатора PFD (рис. 3.6).

3.6.2. Предполётная проверка автопилота

Перед использованием каких-либо режимов работы автопилота необходимо установить значение заданного курса равное текущему значению курса самолёта нажатием ручки-кнопки **HDG**, расположенной над панелью управления автопилотом. Голубой индекс заданного курса мгновенно переместится в верхнюю часть шкалы под рамку со значением текущего курса (рис. 3.20). Предполётная проверка всей системы автопилота включает выполнение следующих процедур:

1. Нажать кнопку **AP DISC** на одной из ручек управления самолётом и убедиться, что электрическое триммирование не работает.
2. Включить автопилот нажатием клавиши **AP** и убедиться в правильной звуковой, а также визуальной сигнализации на поле индикации автопилота в верхней части пилотажно-командного индикатора PFD. Убедиться в появлении на изображении авиагоризонта директорных стрелок (лидеров) около символа самолёта.
3. Снова нажать кнопку **AP DISC** на одной из ручек управления самолётом и убедиться в отключении автопилота по соответствующей сигнализации.
4. Нажать кнопку **GA** на рычаге управления левым двигателем и убедиться в перемещении директорных стрелок (лидеров) вверх на набор высоты с рекомендуемым углом тангажа около 7°.

3.6.3. Отказы оборудования

Работоспособность автопилота (AP), функции директорного управления (FD), демпфера рыскания (YD) и ручного электрического триммирования руля высоты (MET) в зависимости от исправности оборудования самолёта представлена в табл. 3.6.

Таблица 3.6

Отказ оборудования	AP	FD	YD	MET
Дисплей PFD				✓
Дисплей MFD	Частично	✓	✓	✓
Курсовертикаль AHRS				✓
Магнитометр	Частично, нет режима HDG	✓	✓	✓
Система воздушных сигналов ADC		Частично, нет режимов ALT,VS,FLC	✓	✓
Интегрированный блок авионики GIA 63 №1			✓	
Интегрированный блок авионики GIA 63 №2		Частично	✓	
Система GPS №1 и №2 (одновременно)	Частично, нет режима GPS	Частично, нет режима GPS	✓	✓

3.6.4. Эксплуатационные ограничения

Система автоматизации управления полётом GFC 700 работоспособна при выполнении следующих условий:

1. Минимальная высота полёта самолёта:

– при полёте по маршруту, маневрировании, наборе высоты или снижении $H_{\min} = 800 \text{ ft}$ (240 м);

– при взлёте или посадке $H_{\min} = 200 \text{ ft}$ (60 м).

2. Минимальная приборная воздушная скорость самолёта $V_{\min} = 1,3 V_{S1}$ (V_{S1} – скорость сваливания); $V_{\min} = 90 \text{ kt}$.

3. Максимальная воздушная скорость самолёта $V_{\max} = 180 \text{ kt}$.

4. Максимальный крен самолёта 22° .

5. Предельный угол тангажа: при наборе высоты $+20^\circ$, при снижении -15° .

6. Предельная вертикальная скорость:

– при наборе высоты $+1500 \text{ fpm}$ ($+7,5 \text{ м/с}$);

– при снижении -3000 fpm (-15 м/с).

Режим захвата заданной высоты ALTS ниже высоты 1200 ft (360 м) запрещён.

Запрещено использование автопилота при отказе одного из авиадвигателей.

Запрещено использование автопилота при попадании в область сильной турбулентности.

Необходимо отключить автопилот и демпфер рыскания во время взлёта и приземления.

Посадка в автоматическом режиме разрешена только по 1-й категории метеоминимума ICAO.

ТЕМА 4

РЕГИСТРАЦИЯ ПОЛЁТНОЙ И ЗВУКОВОЙ ИНФОРМАЦИИ

Многоканальная система регистрации полётной и звуковой информации APIBOX предназначена для регистрации важнейших параметров полёта самолёта, параметров функционирования бортовых систем, оборудования и силовых установок, а также речевой и другой звуковой информации с целью последующего наземного анализа технического состояния основных систем ВС, оценки техники пилотирования, анализа причин лётных происшествий или предпосылок к ним. Зарегистрированные в реальном времени и сохранённые в цифровой форме в защищённом от удара и воздействия высокой температуры электронном твердотельном (полупроводниковом) накопительном устройстве полётные данные и звуковая информация могут быть загружены в память компьютера со специальным программным обеспечением или переданы по каналам передачи информации в центр обработки и расшифровки информации. Параметрическая и звуковая информация сохраняется также на сменном полупроводниковом накопителе – карте памяти (SD), с помощью которого она переносится в память персонального компьютера. Зарегистрированный полёт может быть воспроизведён в реальном времени на компьютерной модели со всеми зарегистрированными параметрами и звуковыми сигналами при проведении разбора полёта и при обучении.

Система APIBOX состоит из вторичного источника стабилизированного электропитания APIPWR-001, модуля преобразования параметров систем самолёта и авиадвигателей i2050-002 EPA, защищённого модуля памяти APIV2-002, модуля датчиков APICAP-003 и модуля технического обслуживания с пультом управления, индикации и сменной картой памяти – APISD-001 (рис. 4.1, 4.2).



Рис. 4.1. Внешний вид модуля электропитания APIPWR-001
и модуля преобразования параметров авиадвигателей i2050-002 EPA

Все блоки системы закреплены на монтажном основании за креслом левого пассажира. Свободный доступ к блокам для технического обслуживания и смены карты памяти с записанной параметрической и звуковой информацией о полёте осуществляется после того, как будет откинута спинка левого пассажирского кресла.



Рис. 4.2. Внешний вид модулей APIV2-002, APICAP-003
и модуля технического обслуживания APISD-001

Внешний вид защищённого модуля памяти APIV2-002, модуля датчиков APICAP-003 и модуля технического обслуживания с пультом управления, индикации и сменным устройством памяти (SD) – APISD-001 представлен на рис. 4.2. Защищённый модуль памяти APIV2-002 имеет форму пирамиды и окрашен в красный цвет для облегчения его поиска при расследовании авиапроисшествий. Крышка пульта управления модуля технического обслуживания APISD-001 фиксируется магнитными вставками и может быть поднята (см. рис. 4.2). На лицевой панели расположены кнопка, красный и зелёный светосигнализаторы, одноразрядное цифровое табло и слот для сменной карты памяти. Замену карты памяти необходимо производить при отключенном электропитании.

Электропитание блоков, входящих в состав системы APIBOX, осуществляется постоянным током напряжением 28 В непосредственно от аккумуляторной шины через плавкий предохранитель номиналом 3 А. В обычных условиях эксплуатации включение системы регистрации APIBOX производится главным выключателем электрооборудования **ELECT. MASTER**, после чего начинается запись информации. При необходимости электропитание системы может также осуществляться от аварийной шины с защитой через плавкий предохранитель номиналом 5 А. При проведении регламентных или ремонтных работ система регистрации APIBOX может быть отключена. Для этого на передней панели модуля электропитания APIPWR-001 расположены кнопочные выключатели с зелёными светосигнализаторами.

Система APIBOX регистрирует информацию о следующих параметрах полёта самолёта:

- текущее время;
- текущие координаты самолёта, путевая скорость и фактический путевой угол по данным системы GPS;

- барометрическая высота;
- приборная воздушная скорость;
- температура наружного воздуха;
- углы курса, крена и тангажа от курсовертикали GRS 77;
- три составляющих перегрузки – продольная, поперечная и нормальная в пределах до $\pm 14 g$;
- параметры топливной системы и авиадвигателей от электронных блоков управления двигателями FADEC, в частности нагрузка авиадвигателей, частоты вращения воздушных винтов, температура и давление масла, температура охлаждающей жидкости, расход и остаток топлива;
- положение закрылков;
- включение и режимы работы системы автоматизации управления полётом GFC 700;
- включение радиостанций COM на передачу (включение кнопки **РТТ**).

Максимальное время записи параметрической информации – 100 ч с темпом 1 Гц.

Кроме того, регистрируются речевые сообщения и сигналы, прослушиваемые обоими пилотами. Максимальное время записи звуковой информации – 50 ч.

ТЕСТЫ

Автор обращает внимание на то, что предлагаемые тестовые ответы могут содержать как один, так и несколько правильных ответов.

1. Какие скоростные параметры полёта позволяет определить система GDC 74A?
 - а) воздушная скорость;
 - б) путевая скорость;
 - в) приборная воздушная скорость;
 - г) истинная воздушная скорость.
2. Какие высотные параметры полёта позволяет определить система воздушных сигналов GDC 74A?
 - а) относительная барометрическая высота;
 - б) абсолютная барометрическая высота;
 - в) истинная высота;
 - г) приведённая высота.
3. На какой интервал времени рассчитывается тенденция (тренд) изменения высотно-скоростных параметров в системе воздушных сигналов GDC 74A?
 - а) на 3 с;
 - б) на 5 с;
 - в) на 6 с;
 - г) на 10 с;
4. Как определяется вертикальная скорость в системе воздушных сигналов GDC 74A?
 - а) путём измерения разности давлений воздуха в элементах конструкции вариометра;
 - б) путём интегрирования значений измеренной барометрической высоты;
 - в) путём вычисления приращений высоты;
 - г) путём дифференцирования значений измеренной барометрической высоты.
5. С какой целью измеряется температура наружного воздуха?
 - а) для автоматического поддержания комфортной температуры в кабине экипажа;
 - б) для информирования экипажа;
 - в) для вычисления поправок при определении барометрической высоты;
 - г) для вычисления поправок при определении воздушной скорости.
6. Где установлены приёмники статического атмосферного давления?
 - а) в нижней части авиадвигателей для обеспечения работы ECU (FADEC);
 - б) в кабине экипажа;
 - в) на левой консоли крыла;
 - г) на правой консоли крыла.

7. Каким образом учитываются аэродинамические погрешности основного указателя воздушной скорости?

- а) введение экипажем поправок к показаниям указателя скорости, взятым из РЛЭ;
- б) автоматический учёт поправок в системе GDC 74A;
- в) игнорирование аэродинамических погрешностей ввиду их малых величин на DA 42;
- г) учёт поправок к измерению воздушной скорости, зафиксированных в модуле конфигурации системы GDC 74A.

8. С какой целью воспринимается полное давление воздуха?

- а) для более точного определения высоты полёта;
- б) для более точного определения вертикальной скорости;
- в) для определения путевой скорости;
- г) для определения воздушной скорости.

9. Какие из резервных пилотажных приборов можно использовать при полном отказе обогрева ПВД в условиях сильного обледенения?

- а) магнитный компас;
- б) авиагоризонт;
- в) указатель воздушной скорости;
- г) барометрический высотомер.

10. Где расположен резервный приёмник статического давления воздуха?

- а) на боковой поверхности левого борта самолёта;
- б) на боковой поверхности правого борта самолёта;
- в) на левой консоли крыла;
- г) в кабине под приборной доской слева.

11. Как информируется экипаж о выключенном положении выключателя PITOT HEAT в полёте?

- а) появление предупредительного сообщения жёлтого цвета «PITOT FAIL» и звукового сигнала;
- б) появление предупредительного сообщения жёлтого цвета «PITOT HT OFF» и звукового сигнала;
- в) появление предупредительного сообщения жёлтого цвета «STAL HT FAIL» и звукового сигнала;
- г) появление предупредительного сообщения жёлтого цвета «STAL HT OFF» и звукового сигнала.

12. Какой диапазон воздушных скоростей отображается на PFD в окне приборной воздушной скорости?

- а) 10 kt;
- б) 25 kt;
- в) 50 kt;
- г) 75 kt.

13. Каким цветом кодируется диапазон рекомендуемых скоростей для полёта с полностью выпущенными закрылками?
- а) красным;
 - б) белым;
 - в) жёлтым;
 - г) зелёным.
14. Каков диапазон эксплуатационных (рекомендуемых) воздушных скоростей в нормальных условиях полёта при наличии слабого ветра?
- а) 68...150 kt;
 - б) 62...111 kt;
 - в) 150...188 kt;
 - г) 60...120 kt.
15. Какой диапазон высот отображается на PFD в окне барометрической высоты?
- а) 200 ft;
 - б) 500 ft;
 - в) 600 ft;
 - г) 1000 ft.
16. В каких единицах может быть установлен уровень давления для измерения барометрической высоты в основном высотомере?
- а) миллиметры высоты ртутного столба (мм. рт. ст.);
 - б) миллибары (mb);
 - в) гектопаскали (hPa);
 - г) дюймы высоты ртутного столба (IN).
17. Каково назначение треугольного белого указателя на шкале резервного барометрического высотомера?
- а) установка порогового значения высоты для сигнализации её достижения;
 - б) установка уровня давления для отсчёта высоты в футах;
 - в) установка уровня давления в IN Hg для отсчёта высоты в метрах;
 - г) устранение неоднозначности отсчёта высот, больших 10 000 ft.
18. В каких единицах может быть установлен уровень давления для измерения барометрической высоты в резервном высотомере?
- а) миллиметры высоты ртутного столба (мм. рт. ст.);
 - б) миллибары (mb);
 - в) гектопаскали (hPa);
 - г) дюймы высоты ртутного столба (IN Hg).
19. Какие параметры полёта определяются с помощью курсовертикали (AHRS) GRS 77 и магнитометра GMU 44?
- а) крен (Roll);
 - б) тангаж (Pitch);
 - в) вертикальная скорость (Vertical Speed);
 - г) курс (Heading).

20. Каковы значения предельного тангажа, которые сигнализируются появлением на изображении авиагоризонта красных «шевронов»?

- а) $+50^\circ$, -30° ;
- б) $+30^\circ$, -50° ;
- в) $+30^\circ$, -20° ;
- г) -20° , $+30^\circ$.

21. Какое время требуется для начальной выставки курсовертикали (AHRS) GRS 77?

- а) 10 мин;
- б) 5 мин;
- в) 2 мин;
- г) 1 мин.

22. Какое сообщение наблюдает экипаж в процессе выставки курсовертикали (AHRS) GRS 77?

- а) «CALIBRATE AHRS/MAG»;
- б) «CHECK ATTITUDE»;
- в) «ATTITUDE FAIL»;
- г) «AHRS ALIGN: Keep Wings Level».

23. Какое время работы резервного авиагоризонта обеспечивает блок непerezаряжаемых батарей при полном отказе курсовертикали (AHRS) GRS 77 или электропитания?

- а) 30 мин;
- б) 1 ч;
- в) 1,5 ч;
- г) 2 ч.

24. На сколько градусов изменится курс самолёта при стандартном развороте, если пурпурная дуга (тренд изменения магнитного курса) заканчивается на большом делении?

- а) 12° ;
- б) 14° ;
- в) 16° ;
- г) 18° .

25. Какое предельное значение крена допустимо при лётной эксплуатации резервного магнитного компаса?

- а) 15° ;
- б) 17° ;
- в) 20° ;
- г) 22° .

26. Каково максимальное значение средней квадратической погрешности резервного магнитного компаса?

- а) 10° ;
- б) 6° ;
- в) 4° ;
- г) 2° .

27. Каковы необходимые условия для работы устройства сигнализации и возможности сваливания в обычных условиях полёта?

- а) включение АЗК STALL WRN;
- б) отсутствие предупредительной сигнализации «STAL HT FAIL»;
- в) отсутствие предупредительной сигнализации «STAL HT OFF»;
- г) включение обогрева выключателем PITOT HEAT.

28. Каким образом извещается экипаж о достижении самолётом значения угла атаки, близкого к критическому, при котором возможно сваливание?

- а) сигнализация в виде предупредительного сообщения жёлтого цвета «STOL HT FAIL» на PFD и однократный звуковой сигнал;
- б) сигнализация в виде предупредительного сообщения жёлтого цвета «STOL HT OFF» на PFD и однократный звуковой сигнал;
- в) непрерывный звуковой сигнал (гудок);
- г) появление красных «шевронов» на шкале тангажа, соответствующих значению $+50^\circ$.

29. Когда возможен полный обогрев датчика сигнализации о возможности сваливания?

- а) в полётном положении самолёта;
- б) в наземном положении самолёта и включённом выключателе PITOT HEAT;
- в) в полётном положении и включённом выключателе PITOT HEAT;
- г) в наземном положении самолёта и включённом АЗК STALL WRN.

30. Как проверяется обогрев ПВД перед полётом после запуска двигателей?

- а) рукой по нагреву конструкции ПВД;
- б) по исчезновению предупредительного сообщения «PITOT HT OFF»;
- в) по увеличению показаний «VOLTS» на левой шине (страница «SYSTEM» на MFD);
- г) по увеличению показаний «AMPS» (страница «SYSTEM» на MFD).

31. Какие данные получает вычислитель системы автоматизации полёта GFC 700 от курсовертикали AHRS самолёта DA 42?

- а) данные о курсе самолёта;
- б) данные о тангаже;
- в) данные о высоте самолёта;
- г) данные о крене самолёта.

32. Какие органы управления системой автоматизации полёта GFC 700 используются экипажем для полного прекращения функционирования автопилота?

- а) клавиша AP на левой панели MFD;
- б) кнопки AP DISC на обеих ручках управления самолётом;
- в) кнопка GA на левом РУДе;
- г) кнопка CWS на ручке управления 1-го пилота.

33. Какие органы управления системой автоматизации полёта GFC 700 используются экипажем для временного прекращения функционирования автопилота?

- а) клавиша AP на левой панели MFD;
- б) кнопки AP DISC на обеих ручках управления самолётом;
- в) кнопка GA на левом РУДе;
- г) нажимные переключатели TRIM UP и TRIM DN на ручке управления 1-го пилота.

34. Какие органы управления системой автоматизации GFC 700 используются экипажем для приостановки функционирования сервоприводов автопилота с целью изменения опорного значения стабилизируемого параметра полёта (кроме курса)?
- а) клавиша AP на левой панели MFD;
 - б) кнопки AP DISC на обеих ручках управления самолётом;
 - в) кнопка GA на левом РУДе;
 - г) кнопка CWS на ручке управления 1-го пилота.
35. Каковы предельные значения крена при осуществлении директорного управления (FD)?
- а) 20°;
 - б) 15°;
 - в) 22°;
 - г) 20°.
36. Каковы предельные значения тангажа при осуществлении директорного управления (FD)?
- а) -15°/ +20°;
 - б) -20°/ +15°;
 - в) -20°/ +25°;
 - г) -25°/ +25°;
37. Как включается функция директорного управления?
- а) нажатием клавиши FD при включённом автопилоте;
 - б) нажатием клавиши FD при выключенном автопилоте;
 - в) включением автопилота клавишей AP;
 - г) нажатием кнопки GA на левом РУДе.
38. Как информируется экипаж об отключении автопилота (длительном или временном)?
- а) отсутствие сигнализации AP зелёного цвета на панели индикации автопилота;
 - б) наличие сигнализации AP на жёлтом или красном фоне с предварительным миганием и звуковым сигналом;
 - в) наличие сигнализации YD зелёного цвета на панели индикации автопилота;
 - г) наличие сигнализации CWS белого цвета на панели индикации автопилота.
39. Как производится изменение опорного (задаваемого для стабилизации) значения тангажа?
- а) переходом в режим CWS, изменением тангажа и возвратом к автоматическому пилотированию;
 - б) установкой нового значения заданной высоты ручками ALT;
 - в) нажатием клавиш NOSE UP/NOSE DN;
 - г) нажатием переключателей на ручке управления первого пилота TRIM UP/ TRIM DN.
40. В каких режимах работы автопилота осуществляется и сигнализируется предварительный захват заданной высоты (ALTS)?
- а) в режиме стабилизации вертикальной скорости VS или тангажа PIT;
 - б) в режиме смены эшелона полёта FLC;
 - в) в режиме стабилизации высоты ALT;
 - г) в режиме ухода на второй круг GA.

41. Чем определяется стабилизируемое (опорное) значение вертикальной скорости в режиме работы автопилота VS?

- а) задаваемым ручками ALT значением высоты;
- б) значением вертикальной скорости самолёта в момент нажатия клавиши VS;
- в) изменением опорного значения вертикальной скорости нажатием клавиш NOSE UP/NOSE DN;
- г) изменением профиля полёта самолёта после перехода в режим CWS с последующим возвратом к автоматическому пилотированию.

42. Чем определяется опорное (необходимое) значение воздушной скорости при работе автопилота в режиме FLC?

- а) автоматом тяги, управляющим нагрузкой авиадвигателей;
- б) значением воздушной скорости самолёта в момент нажатия клавиши FLC;
- в) изменением опорного значения воздушной скорости нажатием клавиш NOSE UP/NOSE DN;
- г) изменением профиля полёта самолёта после перехода в режим CWS с последующим возвратом к автоматическому пилотированию.

43. Где расположена кнопка GA?

- а) на панели управления автопилотом;
- б) на ручке управления первого пилота;
- в) на РУДе левого авиадвигателя;
- г) на РУДе правого авиадвигателя.

44. Какой угол тангажа рекомендуется стрелками-лидерами FD при уходе на второй круг?

- а) +7°;
- б) +10°;
- в) +5°;
- г) +6°.

45. Чем определяется стабилизируемое (опорное) значение курса самолёта в режиме работы автопилота HDG (при нажатии клавиши **HDG**)?

- а) заданным поворотом ручки HDG значением курса;
- б) текущим курсом самолёта при нажатии ручки-кнопки HDG;
- в) изменением курса самолёта после перехода в режим CWS с последующим возвратом к автоматическому пилотированию;
- г) изменением профиля полёта самолёта нажатием клавиш NOSE UP/NOSE DN.

46. При использовании каких источников навигационной информации возможно автоматическое пилотирование в режиме NAV?

- а) спутниковая система навигации GPS;
- б) угломерная система навигации по маякам VOR;
- в) дальномерная система навигации по маякам DME;
- г) угломерная система навигации по приводным радиомаякам NDB с помощью APK.

47. Каковы необходимые условия для осуществления посадки в автоматическом режиме по маякам системы ILS?
- а) настройка каналов NAV 1 и NAV 2 на частоту курсового маяка LOC радиомаячной системы посадки ILS;
 - б) нажатие клавиши APR на панели управления автопилотом;
 - в) включение режима совмещённого штурвального управления кнопкой CWS;
 - г) предварительный ввод посадочного путевого угла для выбранной ВПП.
48. Какое сигнальное сообщение представляется в левом верхнем углу изображения авиагоризонта при полном отказе системы автоматизации GFC 700?
- а) PTRM;
 - б) ROLL;
 - в) PTCH;
 - г) AFCS.
49. Каковы признаки исправной работы автопилота?
- а) индикация «AP» зелёного цвета в окне сигнализации автопилота на PFD;
 - б) наличие пурпурных стрелок-лидеров около символа самолёта на изображении авиагоризонта;
 - в) индикация AFCS на изображении авиагоризонта;
 - г) индикация PFT на изображении авиагоризонта.
50. Какое оборудование самолёта должно быть работоспособно для обеспечения функции директорного управления FD в системе автоматизации GFC 700?
- а) дисплей PFD;
 - б) дисплей MFD;
 - в) курсовертикаль AHRS;
 - г) магнитометр.
51. Какое оборудование самолёта должно быть работоспособно для обеспечения работы демпфера рыскания YD?
- а) дисплей PFD;
 - б) дисплей MFD;
 - в) курсовертикаль AHRS;
 - г) система воздушных сигналов;
52. Каково предельное значение крена самолёта для работы автопилота?
- а) 15°;
 - б) 17°;
 - в) 22°;
 - г) 25°.
53. Каковы предельные значения тангажа для сохранения работоспособности автопилота?
- а) -15°/ +20°;
 - б) -25°/ +25°;
 - в) -20°/ +15°;
 - г) -20°/ +20°.

54. Каким образом включается система регистрации полётной и звуковой информации APIBOX для записи?

- а) автоматом защиты API BOX;
- б) выключателем AV MASTER;
- в) выключателем ELECT. MASTER;
- г) автоматом защиты AV CONT.

55. Информацию о каких из перечисленных параметров регистрирует система регистрации полётной и звуковой информации APIBOX?

- а) текущее время;
- б) географические координаты самолёта от системы GPS;
- в) барометрическая высота;
- г) вертикальная скорость.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Авиационные приборы и измерительные системы : учеб. для вузов ГА / В. Г. Воробьёв, В. В. Глухов, А. Л. Грохольский и др. ; под ред. В. Г. Воробьёва. – М. : Транспорт, 1981. – 391 с.
2. Михайлов, О. И. Авиационные приборы : учеб. для вузов ГА / О. И. Михайлов, И. М. Козлов, Ф. С. Гергель. – М. : Машиностроение, 1977. – 410 с.
3. Руководство по лётной эксплуатации самолёта DA 42.
4. Руководство по технической эксплуатации самолёта DA 42.

Учебное пособие

ЛУШНИКОВ
Александр Степанович

РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ И ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ
САМОЛЁТА DA 42 И ЕГО ЛЁТНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

В 3-х ЧАСТЯХ

ISBN 978-5-7514-0161-0

*Компьютерная вёрстка И.А. Ерёмкина
Разработчик электронного учебника Н.В. Цысс*

Подписано в печать	2010. Формат 60×90/8.	Бумага офсетная.
Цифровая печать.	Усл. печ. л. 21,5.	Уч.-изд. л. 13,07.
Тираж	Заказ	

РИО и типография УВАУ ГА(И). 432071, Ульяновск, ул. Можайского, 8/8