

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ УКРАИНЫ
КИРОВОГРАДСКАЯ ЛЁТНАЯ АКАДЕМИЯ
НАЦИОНАЛЬНОГО АВИАЦИОННОГО УНИВЕРСИТЕТА

Тузов В.А., Смирнова И.Л.
Смирнов В.В., Гаврилюк Б.А.

АВИОНИКА

Учебное пособие

Часть 2

Кировоград 2014

УДК. 629.7.017.1(075)
ББК 39.5
А 81
ISBN 978-966-7878-54-2

Рекомендовано міністерством освіти і науки України як навчальний посібник для студентів вищих навчальних закладів, які навчаються за напрямом підготовки "Аеронавігація" (лист № 1/11-6704 від 06.05.2014 р.)

Авионика: Учебное пособие. Часть 2. 1-е изд. / – Кировоград, 2013.- 140 с., 49 ил., 1 табл., 12 библиогр.

Авторский коллектив:

В.А.Тузов – введение, раздел 6,
И.Л.Смирнова – раздел 5, 8
В.В.Смирнов – раздел 4, 7
Б.А.Гаврилюк – раздел 4, 7

Рецензенты: **Азарсков В.Н.** - доктор технических наук, профессор, лауреат Государственной премии Украины в области науки и техники, заведующий кафедрой систем управления летательных аппаратов Национального авиационного университета, г. Киев
Осадчий С.И. - доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой автоматизации производственных процессов Кировоградского Национального технического университета.

Рассмотрены принцип действия, характеристики, принципы построения и эксплуатации авиационных приборов: инерциальных навигационных систем, автопилотов и систем автоматического управления, а также приборов контроля работы двигателей и систем самолета, авиационных систем регистрации полётной информации. Теоретические разделы имеют контрольные вопросы для проверки знаний.

Рекомендовано для преподавателей, курсантов и слушателей лётных высших учебных заведений, которые обучаются по специальностям “Управление воздушным движением”, “Аэронавигационное обеспечение и планирование полётов”, “Аварийное обеспечение и безопасность на авиационном транспорте” и другим авиационным специальностям направления “Аэронавигация”.

Розглянуто принцип дії, характеристики, принципи побудови та експлуатації авіаційних приладів: інерційних навігаційних систем, автопілотів й систем автоматичного керування, а також приладів контролю роботи двигунів і систем літака, авіаційних систем реєстрації польотної інформації. Теоретичні розділи мають контрольні питання для перевірки знань.

Рекомендовано для викладачів, курсантів та слухачів льотних учбових закладів, які навчаються за спеціальностями “Управління повітряним рухом”, “Аеронавігаційне забезпечення та планування польотів”, “Аварійне забезпечення та безпека на авіаційному транспорті” та іншим авіаційним спеціальностям напрямлення “Аеронавігація”.

© В.А. Тузов
© В.В. Смирнов
© И.Л. Смирнова
© Б.А.Гаврилюк, 2014

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	5
РАЗДЕЛ 4 НАВИГАЦИОННЫЕ ВЫЧИСЛИТЕЛИ И НАВИГАЦИОННЫЕ КОМПЛЕКСЫ.....	7
4.1 Системы счисления пути	7
4.2 Навигационный индикатор типа НИ-50	9
4.3 Автоматическое навигационное устройство АНУ-1 и его летная эксплуатация.....	17
4.4 Навигационные комплексы с бортовой цифровой вычислительной машиной.....	21
4.4.1 Навигационный комплекс «Мальва-4».....	23
4.4.2 Вычислительная система самолётовождения ВСС-100	30
<i>Контрольные вопросы к разделу 4</i>	41
РАЗДЕЛ 5 ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ.....	42
5.1 Классификация инерциальных навигационных систем.....	43
5.2 Принцип работы ИНС.....	46
5.3 Платформа Ливенталя.....	49
5.4 Выставка инерциальной системы.....	52
5.5 Безплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС).....	56
5.6 Перспективы развития инерциальных систем.....	58
<i>Контрольные вопросы к разделу 5</i>	62
РАЗДЕЛ 6 СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ И АВТОПИЛОТЫ.....	63
6.1 Системы автоматического управления самолётом.....	63
6.2 Стабилизация самолёта относительно центра масс. Автопилот.....	64
6.3 Обеспечение устойчивости и управляемости самолёта при автоматическом полёте.....	69
6.4 Автоматическая стабилизация скорости полёта самолёта.....	72
6.5 Автоматическое управление самолётом на маршруте.....	73
6.6 Автоматический заход на посадку.....	79
6.7 Автоматический режим выравнивания и приземления.....	83
<i>Контрольные вопросы к разделу 6</i>	84

РАЗДЕЛ 7 ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ И СИСТЕМ САМОЛЁТА	85
7.1 Общие сведения.....	85
7.2 Приборы для измерения давления (манометры).....	87
7.3 Приборы для измерения температуры.....	91
7.4 Электрические моторные индикаторы.....	97
7.5 Приборы для измерения угловых скоростей.....	99
7.6 Электрические топливомеры и расходомеры.....	101
7.7 Указатели угловых величин.....	107
7.8 Электрические сигнализаторы давления.....	109
7.9 Измеритель вибрации двигателя.....	110
7.10 Современные системы индикации контроля работы систем самолёта.....	112
<i>Контрольные вопросы к разделу 7</i>	116
РАЗДЕЛ 8 БОРТОВЫЕ СИСТЕМЫ РЕГИСТРАЦИИ ПОЛЕТНОЙ ИНФОРМАЦИИ (БСРПИ).....	117
8.1 Общие сведения.....	117
8.2 Системы регистрации параметров самолета на магнитную ленту МСРП-12-96.....	122
8.2.1 Системы регистрации параметров самолета на магнитную ленту с цифровым кодирующим устройством МСРП-64.....	125
8.2.2 Наземная аппаратура воспроизведения записанной информации.....	126
8.3 Система регистрации полетной информации БУР-1-4.....	126
8.4 Многоканальная система регистрации полетной и звуковой информации АРІВОХ.....	128
<i>Контрольные вопросы к разделу 8</i>	130
РЕКОМЕНДОВАННАЯ ЛИТЕРАТУРА.....	131
ПРИНЯТЫЕ СОКРАЩЕНИЯ.....	132
ПРЕДМЕТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ.....	134
ОСНОВНЫЕ БУКВЕННЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ.....	136

ВВЕДЕНИЕ

Совершенствование воздушного транспорта сопровождается все большим оснащением самолетов и вертолетов различного рода приборным оборудованием, роль которого в обеспечении безопасности полетов все время возрастает.

Сегодня мы переживаем период стремительного прогресса в области авионики: в течение короткого промежутка времени на порядки возросли мощности и возможности бортовых компьютеров, началось широкое внедрение экранной индикации, которая за какие-нибудь 10-15 лет прошла путь от монохромных экранов на электронно-лучевой трубке до современных цветных многофункциональных жидкокристаллических дисплеев. Управление полетом современного самолета обеспечивается пилотом и специальными автоматическими системами, служащими для облегчения пилотирования, улучшения качества управления и повышения эффективности применения самолетов.

Летная эксплуатация современного приборного оборудования требует от экипажей воздушных судов глубоких и всесторонних инженерных знаний, которые позволяют максимально использовать большие возможности современной техники. Авиационные бортовые приборы помогают летчику эффективно управлять самолетом. В зависимости от назначения авиационные бортовые приборы делятся на пилотажно-навигационные, приборы контроля работы авиадвигателей и самолетных систем. Нами сделана попытка систематического изложения основ теории, а также вопросов летной эксплуатации пилотажно - навигационных приборов и автопилотов в том плане и объеме, какой требуется инженерам по управлению воздушным движением и аэронавигационному обеспечению полетов. Нами рассмотрено ряд эксплуатируемых в настоящее время пилотажно-навигационных приборов, оборудования и автопилотов. Излагаемый материал должен подготовить читателя для изучения пилотажно-навигационных комплексов и автоматических систем управления, которыми оснащаются современные воздушные лайнеры. При изложении материала авторы стремились

обращать особое внимание на вопросы летной эксплуатации приборов и систем, а также на физическую картину происходящих в них процессов.

Данное пособие является логическим продолжением первой части учебного пособия «Авионика». Во второй части пособия рассмотрены навигационные инерциальные системы, автопилоты, системы автоматического управления, приборы контроля работы двигателя и систем самолёта; регистрирующие устройства.

Материал, изложенный в пособии, включает в себя программный материал, апробированный в процессе преподавания дисциплины «Авионика» в КЛА НАУ на протяжении нескольких лет. Он систематически корректировался и возобновлялся.

Поскольку такое пособие издается впервые, то неминуемы недостатки. Все замечания будут приняты авторами с благодарностью и учтены в последующей работе по усовершенствованию дисциплины и пособия по ней.

При написании пособия использовались источники, представленные в списке литературы.

РАЗДЕЛ 4

НАВИГАЦИОННЫЕ ВЫЧИСЛИТЕЛИ И НАВИГАЦИОННЫЕ КОМПЛЕКСЫ

4.1 Системы счисления пути

Одной из основных задач воздушной навигации является определение текущего местоположения самолёта относительно заранее выбранной системы координат. Местоположение самолёта может быть определено различными методами: визуально, с помощью радиотехнических, спутниковых и астрономических средств. В тех случаях, когда информация от внешних источников недоступна, для оценки положения самолета может быть использован метод счисления пути. Изменение местоположения самолета в земной системе координат определяется по истекшему времени и оценке путевой скорости.

На современных ВС счисление пути осуществляется автоматически с помощью автоматизированных систем, которые являются составной частью бортового пилотажно-навигационного комплекса. В зависимости от того, какие именно навигационные элементы движения используются для счисления, различают курсодоплеровское, курсовоздушное и инерциальное счисление пути, а также определение местоположения самолёта с помощью спутниковых систем и наземных радиомаяков дальней и ближней навигации.

Счисление пути не обеспечивает высокой точности; тем не менее, этот метод имеет фундаментальное значение для навигации. На счислении пути основаны инерциальные навигационные системы.

Курсодоплеровское счисление пути. Счисление пути, осуществляемое по измеренным значениям курса, путевой скорости и угла сноса, называется *курсодоплеровским*. На ВС, где осуществляется курсодоплеровское счисление, оно ведется в частноортодромической (а фактически – в прямоугольной) системе координат *ВОС*. Ось *С* направлена по ЛЗП в направлении полета, а ось *В* вправо от ЛЗП. Поскольку ось *С* совпадает с ЛЗП, то и угол карты совпадает с заданным путевым углом (рис. 4.1).

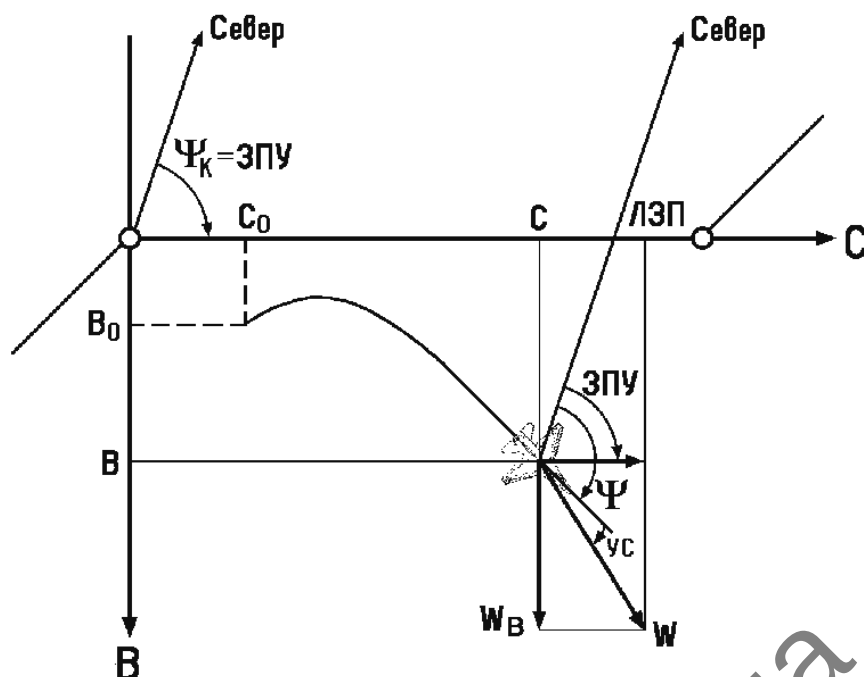


Рисунок 4.1 Составляющие вектора путевой скорости

Измеряемые параметры позволяют определять положение вектора путевой скорости относительно линии заданного пути и разложить его на составляющие по осям координат. Для этого W необходимо умножить на синус и косинус угла, под которым W направлен к ЛЗП, то есть на разность фактического ПУ и заданного ЗПУ путевых углов, откуда можно записать:

$$W_C = W \cos (\text{ПУ} - 3\text{ПУ}) = W \cos (\psi + \text{УС} - 3\text{ПУ}) \quad (4.1)$$

$$W_B = W \sin (\text{ПУ} - 3\text{ПУ}) = W \sin (\psi + \text{УС} - 3\text{ПУ}), \quad (4.2)$$

где W – модуль вектора путевой скорости W ;

ψ – курс воздушного судна; УС – угол сноса.

В результате интегрирования составляющих путевой скорости получаем текущие частноортодромические координаты места воздушного судна с учетом их начальных значений:

$$C = C_0 + \int_0^t W_C dt = C_0 + \int_0^t W \cos (\psi + \text{УС} - 3\text{ПУ}) dt \quad (4.3)$$

$$B = B_0 + \int_0^t W_B dt = B_0 + \int_0^t W \sin (\psi + \text{УС} - 3\text{ПУ}) dt. \quad (4.4)$$

Значения путевой скорости и угла сноса поступают в навигационный вычислитель автоматически от ДИСС, текущий курс BC – от курсовой

системы, а значение заданного путевого угла (угла карты) вводится или автоматически или вручную экипажем при пролете очередного ППМ.

При курсодоплеровском счислении навигационный вычислитель непрерывно рассчитывает параметры ветра. В зависимости от вида системы счисления пути этими параметрами являются либо скорость U и навигационное направление ветра δ_H , либо составляющие ветра по осям координат U_s и U_z . При внезапном отказе ДИСС по любым причинам навигационная система автоматически переходит в режим — «Память», в котором счисление ведется по запомненным параметрам ветра. Однако в связи с временной и пространственной изменчивостью ветра этот режим длительное время применять не рекомендуется.

4.2 Навигационный индикатор типа НИ-50

Навигационный индикатор (автоштурман) предназначен для непрерывного автоматического счисления и индикации текущих координат местоположения самолета (ТКМС) в условной прямоугольной системе координат ВОС, где координата С — это расстояние, пройденное (или оставшееся) по линии заданного пути (ЛЗП), а В — линейное боковое отклонение (ЛБУ) от ЛЗП.

Комплект и электропитание НИ-50 БМ

В комплект НИ-50 БМ входят:

- датчик воздушной скорости - ДВС;
- автомат курса — АК-1;
- счетчик координат - Сч;
- задатчик ветра — ЗВ-1;
- термодатчик — ТК;
- распределительная коробка - РК-2;
- трафарет - Тр.

Комплект питается переменным трехфазным током напряжением 36 В 400 Гц и постоянным током напряжением 27 В.

Основные технические данные:

- 1 Диапазон измерения истинной воздушной скорости – 200 – 1100 км/ч.
- 2 Рабочий диапазон датчика ветра - 0 – 200 км/ч,
- 3 Инструментальные погрешности - $5 \pm 7 \%$ от пройденного пути.
- 4 Масса - не более 6 кг.

В основу работы НИ-50 БМ положен **курсовоздушный способ счисления пути**, который заключается в определении ортодромических координат местоположения ВС путем интегрирования по времени составляющих путевой скорости: истинной воздушной скорости $V_{И}$ и скорости ветра U в горизонтальной системе координат. В НИ-50БМ используется прямоугольная система координат ВОС, повернутая по отношению к географической системе координат на так называемый угол карты ψ_k . Условную систему координат целесообразно расположить так, чтобы одна из осей (С) совпадала с заданным направлением полета (например, с линией заданного пути ЛЗП). Обычно $\psi_k =$ ЗПУ участка маршрута. Тогда составляющие пути будут представлять путь, пройденный в заданном направлении (составляющая по оси С), и боковое отклонение от заданного направления (составляющая по оси В). Такое расположение координатных осей упрощает экипажу работу по выдерживанию ВС на маршруте полета.

Условием полета по заданной траектории будет $B = 0$.

Пусть самолет в рассматриваемый момент времени находится в точке О (рис. 4.2). Его движение характеризуется истинной воздушной скоростью $V_{И}$ и курсом ψ . Перемещение ВС относительно Земли определяется путевой скоростью W и путевым углом ПУ, который равен сумме углов: $ПУ = \psi + УС$, где УС (угол сноса) - угол между горизонтальными проекциями истинной воздушной скорости $V_{И}$ и путевой скорости W . Из треугольника скоростей получаем, что вектор путевой скорости равен геометрической сумме векторов истинной воздушной скорости и скорости ветра:

$$\vec{W} = \vec{V} + \vec{U}. \quad (4.5)$$

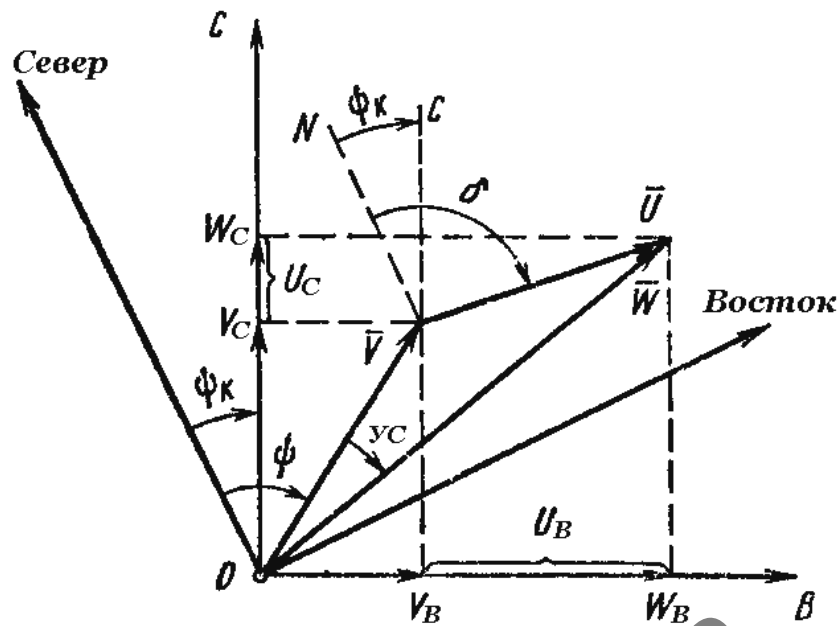


Рисунок 4.2 Условная прямоугольная система координат

Параметрами, характеризующими ветер, являются скорость ветра U и его направление δ .

Проекциями вектора W на оси условной системы координат BOC будут:

$$W_C = V_C + U_C = V \cos(\psi - \psi_k) + U \cos(\delta - \psi_k), \quad (4.6)$$

$$W_B = V_B + U_B = V \sin(\psi - \psi_k) + U \sin(\delta - \psi_k).$$

Поскольку векторы $\vec{V}$ и $\vec{U}$ в процессе полета не остаются постоянными, то для получения составляющих пути в направлении координатных осей необходимо интегрировать составляющие путевой скорости самолёта W_C и W_B .

Если начальные координаты самолета не были равны нулю, то текущие координаты в момент времени t определяются по формулам:

$$\begin{aligned} B &= B_0 + \int_0^t [V \sin(\psi - \psi_k) + U \sin(\delta - \psi_k)] dt \\ C &= C_0 + \int_0^t [V \cos(\psi - \psi_k) + U \cos(\delta - \psi_k)] dt \end{aligned} \quad (4.7)$$

где B_0 и C_0 - начальные координаты самолета в системе BOC ;

$V \sin(\psi - \psi_k)$ - проекция истинной воздушной скорости на ось B ;

$U \sin(\delta - \psi_k)$ - проекция ветра на ось B ;

$V \cos(\psi - \psi_k)$ - проекция истинной воздушной скорости на ось С;

$U \cos(\delta - \psi_k)$ - проекция ветра на ось С.

Как видно из этих уравнений, для определения текущих координат местоположения самолета в каждый момент времени необходимо знать значения истинной воздушной скорости, курса самолета, величину и направление ветра.

Функциональная схема индикатора представлена на рис.4.3.

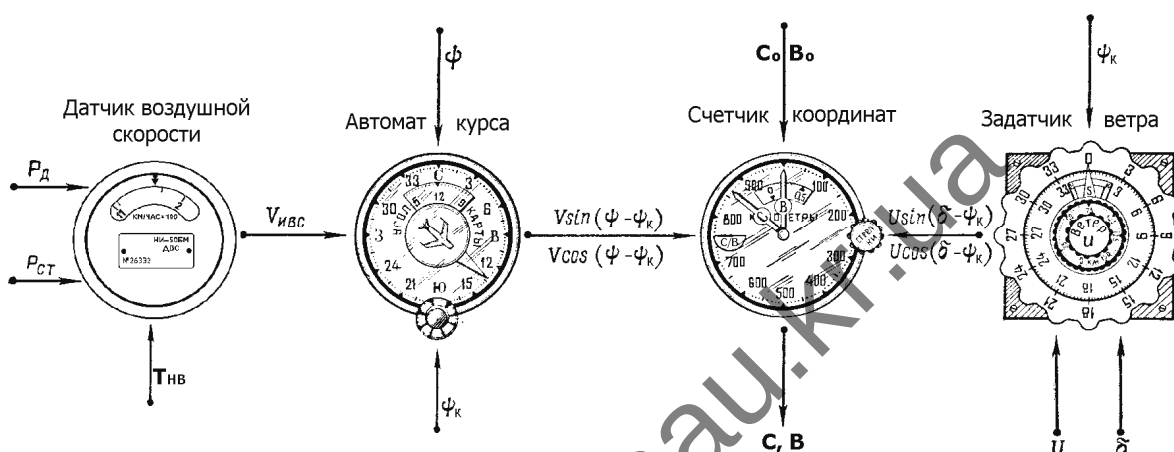


Рисунок 4.3 Функциональная схема НИ-50

Датчик воздушной скорости ДВС предназначен для измерения истинной воздушной скорости полета и выдачи электрического сигнала, пропорционального измеренной скорости. Измерение скорости происходит с учетом температуры заторможенного воздушного потока (T_{HB}), которая замеряется датчиком температуры.

Автомат курса АК-1 раскладывает вектор скорости ветра на составляющие V_C и V_B .

Задатчик ветра ЗВ-1 предназначен для преобразования вектора скорости ветра в электрические сигналы, пропорциональные составляющим вектора скорости ветра по осям прямоугольной системы координат.

На лицевой стороне прибора имеется две ручки и две шкалы. Шкала скорости ветра отградуирована в пределах измерения от 0 до 200 км/ч с оцифровкой через 50 км/ч и ценой деления 10 км/ч. По этой шкале ручкой скорости ветра, обозначенной буквой "U" устанавливается скорость ветра.

Шкала направления ветра (она же шкала угла карты) нанесена на вращающемся лимбе. Она отградуирована от 0 до 360° с оцифровкой через 30° и ценой деления 5°.

В *интеграторе* происходит суммирование сигналов, поступающих от автомата курса и задатчика ветра, и их интегрирование по времени.

Трафарет Тр предназначен для облегчения нанесения координатной сетки на полетную карту. Он представляет собой гофрированный дюралюминиевый лист с шестью прорезями по длине с нанесенными масштабными линейками.

Распределительная коробка РК-2 предназначена для электрических соединений агрегатов, входящих в комплект НИ-50 БМ, где установлены предохранители и переключатели регулировки напряжения питания.

Работа НИ-50 БМ осуществляется следующим образом.

В датчик воздушной скорости (ДВС) поступает полное и статическое давления воздуха из приемников давления, а также температура заторможенного потока воздуха $T_{\text{нв}}$ из датчика температуры. С помощью манометрической и anerоидной коробок и счетно-решающих устройств аналогового типа в ДВС формируется электрический сигнал, пропорциональный истинной воздушной скорости $V_{\text{и}}$, который поступает в автомат курса АК-1. Туда же поступает текущий курс ВС ψ от курсового прибора (например ГИК-1) и вручную кремальерой по внутренней шкале вводится угол карты ψ_k , равный ЗМПУ участка маршрута. С помощью синусно-косинусного потенциометра (СКП₁) истинная скорость раскладывается на две проекции $V_{\text{С}}$ и $V_{\text{В}}$ – по осям С и В, поступающие далее на два интегрирующих двигателя счетчика координат.

С другой стороны на задатчике ветра (ЗВ) вручную выставляются параметры ветра. Порядок установки следующий: сначала поворотом шкалы направления ветра и угла карты относительно неподвижного индекса «У-К» устанавливается ψ_k такой же, как на автомате курса АК-1. Затем, поворотом

ручки с надписью «δ», устанавливают навигационное направление ветра (куда дует), после чего ручкой с надписью «U» – скорость ветра от 0 до 200 км/ч. Синусно-косинусный потенциометр СКП₂ датчика ветра ЗВ-1 раскладывает скорость ветра на две проекции U_C и U_B , которые также поступают на два интегрирующих двигателя счетчика координат, где происходит их суммирование с соответствующими проекциями истинной воздушной скорости V_C и V_B и непрерывное интегрирование по времени. Результатом интегрирования являются текущие координаты С и В.

Истинная воздушная скорость в датчике воздушной скорости определяется по уравнению:

$$V = c\sqrt{T_T} \cdot \left(\frac{P_{дин}}{P_{ст}} \right), \quad (4.8)$$

где c - постоянный коэффициент; $T_T = T_{нв}$ - температура заторможенного потока; α - коэффициент, близкий к 0,5; $P_{дин}$, $P_{ст}$ - динамическое и статическое давление соответственно.

Навигационный индикатор НИ-50 БМ является электромеханическим устройством, его принципиальная схема изображена на рис. 4.4.

Решение этого уравнения осуществляется с помощью трех функциональных потенциометров $П_1$, $П_2$, $П_3$, и терморезистора R_t , которые представляют собой самобалансирующийся мост постоянного тока. Щетка потенциометра $П_1$ перемещается пропорционально статическому давлению, щетка потенциометра $П_2$ - пропорционально динамическому давлению, сопротивление резистора R_t зависит от температуры заторможенного потока. Щетка потенциометра $П_3$ перемещается двигателем M_1 , который управляется от усилителя $У_1$, на вход которого подается сигнал, сформированный на функциональных потенциометрах $П_1$, $П_2$ и терморезисторе R_t как сигнал рассогласования моста. Двигатель M_1 , балансируя мост, одновременно перемещает движки потенциометров $П_4$ и $П_5$, с которых снимается напряжение, пропорциональное истинной воздушной скорости.

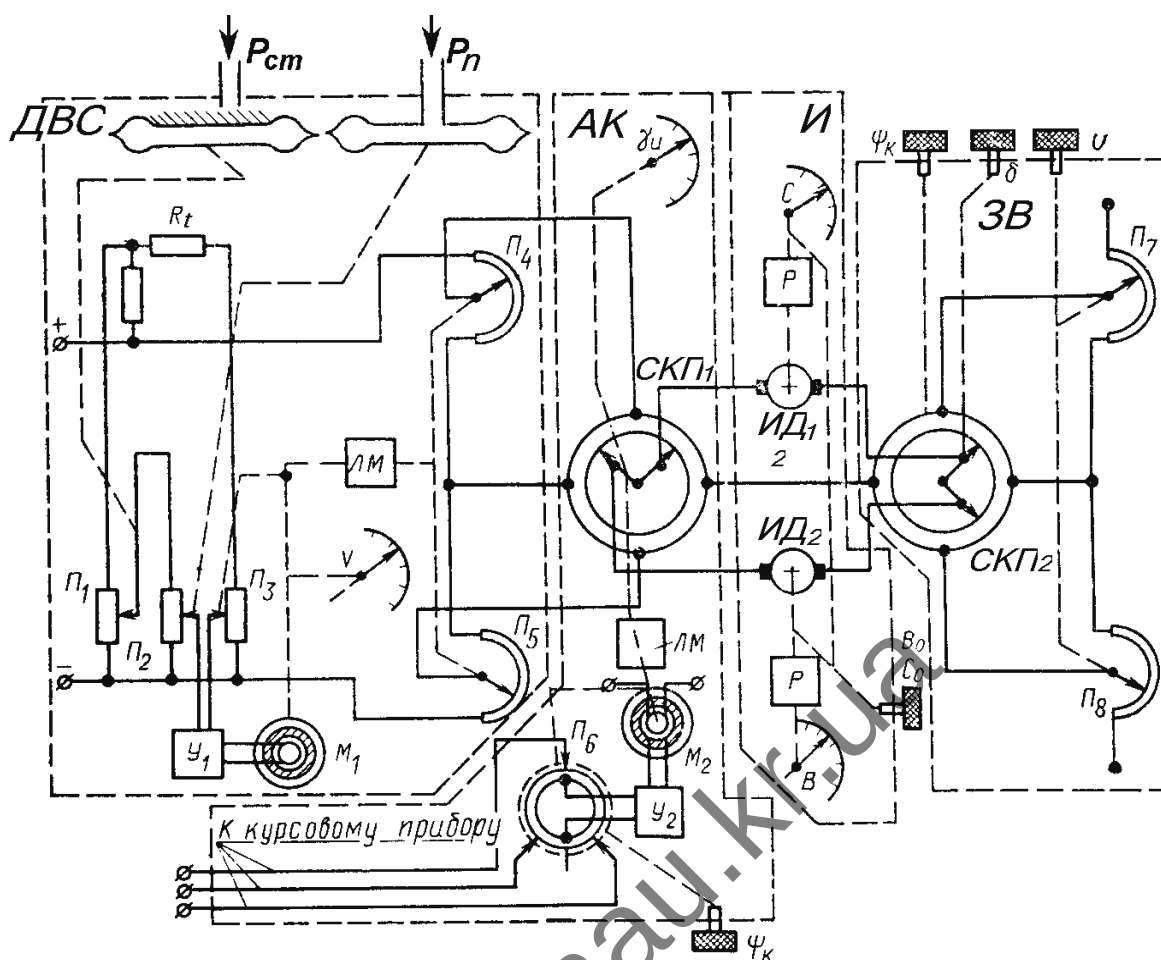


Рисунок 4.4 Электромеханическая схема навигационного индикатора НИ-50 БМ

Двигатель M_1 связан со щетками потенциометров через лекальный механизм, назначение которого — компенсация инструментальных ошибок электромеханической счетно-решающей схемы датчика воздушной скорости. Одновременно с этим двигатель поворачивает стрелку, которая служит для отсчета истинной воздушной скорости по шкале ДВС. Шкала скорости проградуирована в км/ч и имеет пределы измерения от 200 до 1100 км/ч, цену деления 10 км/ч.

Напряжение постоянного тока, пропорциональное воздушной скорости, поступает в автомат курса на круговой синусно-косинусный потенциометр СКП₁. Синусная зависимость на этом потенциометре получается путем шунтирования его участков постоянными сопротивлениями.

Щетки потенциометра СКП₁ поворачиваются на величину курса ψ с помощью двигателя M_2 по сигналу, поступающему из курсовой системы. В

механическую передачу от двигателя к щеткам встроен лекальный механизм, назначение которого — компенсация инструментальных ошибок следящей системы. Потенциометр Π_6 с помощью кремальеры может поворачиваться на величину угла карты. Отсчет вводимой величины производится по шкале угла карты на автомате курса.

Таким образом, со щеток потенциометра СКП₁ снимается напряжение постоянного тока, пропорциональное первым членам подинтегральных выражений уравнения (4.7).

В задатчике ветра моделируются вторые члены подинтегральных выражений (4.7). Напряжение, пропорциональное величине скорости ветра, снимается со щеток потенциометров Π_7 и Π_8 , которые поворачиваются с помощью рукоятки U .

Это напряжение поступает на синусно-косинусный потенциометр СКП₂, аналогичный такому же потенциометру в АК. Щетки СКП₂ разворачиваются на величину δ вручную, а сам потенциометр может быть повернут на величину угла карты. Напряжение, пропорциональное составляющим ветра, снимается со щеток СКП₂ и поступает на интегрирующие двигатели ИД₁ и ИД₂. На эти же двигатели поступает напряжение, снимаемое с СКП₁.

Валы двигателей через редукторы соединены со стрелками C и B , которые по шкале счетчика указывают путь, пройденный самолетом в направлении осей B и C системы координат ВОС.

Основная шкала счетчика, относительно которой вращаются стрелки B и C отградуирована от 0 до 1000 км, цена деления 5 км, а дополнительная шкала (в окошке) служит для отсчета в направлении ОС до 5000 км. Для ручной установки стрелок на лицевой части прибора имеется кремальера с надписью "Стрелки". При нажатии кремальеры "от себя" и одновременном повороте вращается стрелка B , а при нажатии "на себя" и одновременном повороте - стрелка C . В левой части шкалы имеется окошечко в виде сегмента, в котором при работающем счетчике вращаются контрольные индексы "С" и "В" и по ним можно судить о функционировании прибора.

Погрешности навигационного индикатора

Навигационному индикатору присущи инструментальные и методические погрешности.

Инструментальные погрешности обусловлены инструментальными погрешностями элементов, используемых для решения его уравнений.

Методическая погрешность индикатора зависит от методических погрешностей измерителей и ошибок введенных данных.

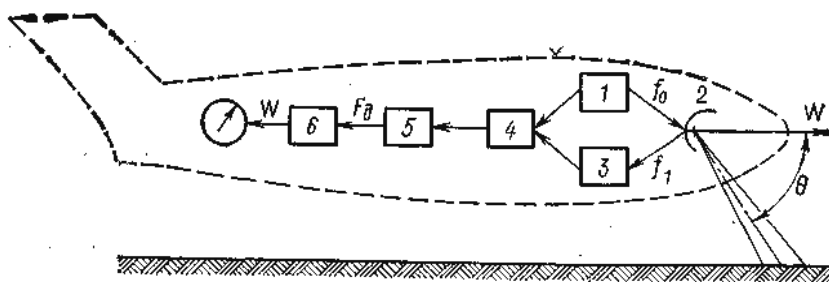
Общая ошибка составляет 5-7% от пройденного расстояния.

4.3 Автоматическое навигационное устройство АНУ-1 и его летная эксплуатация

Навигационное устройство АНУ-1, так же как и индикатор НИ-50БМ, предназначено для определения текущих координат местоположения самолета в прямоугольной системе координат. В основу работы этого устройства положены уравнения (4.3, 4.4), из которых видно, что в отличие от уравнений (4.7) здесь для счисления пути используется путевая скорость, следовательно, отпадает необходимость в учете ветра. В то же время, при использовании путевой скорости, необходимо принимать во внимание угол сноса. Значение путевой скорости и угла сноса АНУ-1 получает от системы доплеровского измерителя путевой скорости и угла сноса (ДИСС).

Принцип работы доплеровского измерителя путевой скорости и угла сноса ДИСС

Для измерения путевой скорости и угла сноса используется эффект Доплера. Сущность этого эффекта заключается в том, что если источник колебаний движется относительно наблюдателя, то наблюдатель воспринимает колебания с частотой, отличающейся от излучаемой (рис. 4.5).



1 – генератор электромагнитных колебаний, 2 – антенна, 3 – приёмник, 4 – смеситель, 5 – усилитель, 6 – частотомер.

Рисунок 4.5 Блок – схема ДИСС.

Эта разность частот называется доплеровским сдвигом частот. Доплеровский сдвиг частот зависит от величины и направления скорости движения источника колебаний относительно наблюдателя.

В результате сравнения частот отражённой f_l и частоты генератора в направлении земли f_0 в смесителе выделяется доплеровская частота f_d , пропорциональная путевой скорости самолета,

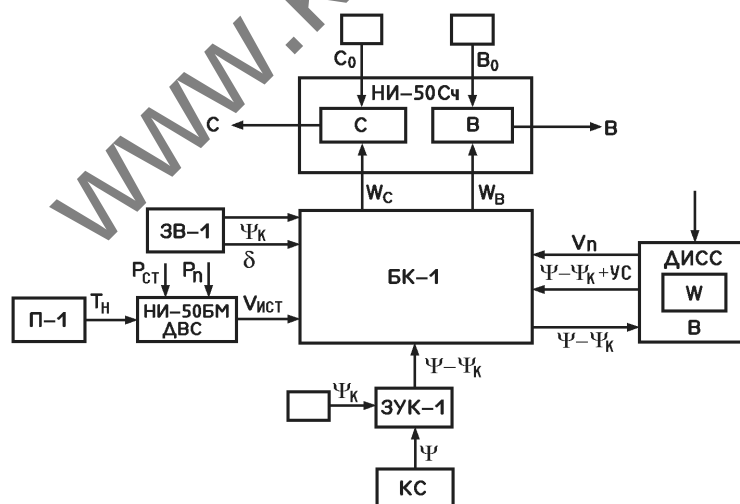
$$f_d = f_l - f_0 = \frac{2f_0}{c} W \cos \theta, \quad (4.9)$$

где W —путевая скорость; c — скорость распространения радиоволн;
 θ — угол наклона излучения.

Комплект, основные технические данные и режимы работы АНУ-1

В гражданской авиации используются, кроме АНУ-1, его модификации (АНУ-1К, АНУ-1А и т. д.), отличающиеся конструктивными особенностями, зависящими от типа самолета и используемого курсового прибора.

В комплект АНУ-1 входят: датчик истинной воздушной скорости ДВС-НИ-50БМ, задатчик угла карты ЗУК-1; задатчик ветра ЗВ-1, приемник температуры П-1; блок коммутации БК-1; счетчик координат НИ-50 Сч; переключатель режимов В-1. (рис. 4.6)



П-1 - приемник температуры; ДВС НИ-50БМ - датчик воздушной скорости; ЗВ-1 - задатчик ветра; НИ-50Сч - счетчик; БК-1 - блок коммутации; ДИСС - доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса; ЗУК-1 - задатчик угла карты; КС - курсовая система; T_n - температура наружного воздуха; $p_{ст}$ - статическое давление; p_n - полное давление; $V_{ист}$ - истинная воздушная скорость; δ - направление ветра; U - скорость ветра; C_0, B_0, C, B - начальные и текущие значения координат; W_c, W_b - составляющие путевой скорости; ψ - курс самолета; ψ_k - угол карты; $УС$ - угол сноса

Рисунок 4.6 Блок-схема автоматического навигационного устройства АНУ-1А

Точность измерения путевой скорости и угла сноса зависит от стабильности генерируемой частоты f_0 и постоянства угла наклона θ излучения по отношению к земной поверхности. Для уменьшения *погрешностей* измерений предусматривают либо стабилизацию антенны по сигналам от бортовой гировертикали или использование многолучевых антенн.

Использование в навигационной системе АНУ-1 различных физических способов определения путевой скорости значительно расширяет тактические возможности системы, повышает точность и надежность определения местоположения самолета.

Таблица 4.1

Основные технические данные АНУ-1

Система отсчета, в которой определяются координаты самолета	прямоугольная с произвольной ориентацией в азимуте
Питание автоматического устройства: от источника постоянного тока от источника переменного тока	27В±7% 36В±3% и 115В±3%
Потребляемая мощность: по постоянному току по переменному току	405 Вт 100ВА
Диапазон рабочих высот	0 – 20000 м
Измеряемый диапазон скоростей ветра.	0 – 200 км/ч
Диапазон путевых скоростей	200 – 1100 км/ч
Инструментальные погрешности: в режиме ДИСС в режиме НИ-50	5–7 % от пройденного пути не более 2,5% 5 – 6%

Для АНУ-1 входными параметрами являются:

- курс ЛА (вводится от курсовой системы);
- угол карты (вводится вручную);
- истинная воздушная скорость (измеряется датчиком типа ДВС);
- скорость и направление ветра;
- угол сноса УС;
- путевая скорость (от ДИСС).

определяется векторным сложением составляющих истинной воздушной скорости и запомненными в режиме ДИСС составляющими ветра:

$$\overline{W}_c = V \cos (\psi - \psi_k) + U_c , \quad (4.11)$$

$$\overline{W}_B = V \sin (\psi - \psi_k) + U_B . \quad (4.12)$$

Режим «память» включается примерно на 20 минут, за это время работа ДИСС может и восстановиться (погаснет табло «память») или поменяются параметры ветра и тогда переходят в 3-й режим – «Автономный».

3 Режим «Автономный» практически не отличается от режима НИ-50. В этом режиме параметры ветра устанавливаются вручную на задатчике ветра ЗВ и после они суммируются с вектором $\overline{V}$, измеренным датчиком воздушной скорости.

АНУ-1 работает совместно с автопилотом для обеспечения автоматического полёта самолёта по ортодромии, удерживая ВС на линии заданного пути (ЛЗП), а также для обеспечения автоматического полёта с переходом на следующую ЛЗП.

4.4 Навигационные комплексы с бортовой цифровой вычислительной машиной

Навигационные комплексы с бортовой цифровой вычислительной машиной устанавливаются на таких самолётах, как Як-42 – НК «Ольха», Ан-72 – НК «Тополь», Ан-74 – НК «Мальва», Ил-86 – НК «Пижма».

В аналоговых вычислительных машинах имеются отдельные вычислительные блоки, выполняющие арифметические действия с напряжениями, которые непрерывно измеряются, и выдающие на выход напряжение, пропорциональное их сумме, разности или произведению. Любую, необходимую для вычисления формулу набирают с помощью этих блоков.

Преимущества аналоговых вычислителей:

- непрерывность вычислений;
- хорошее сопряжение с датчиками и исполнительными устройствами;
- простое и надежное устройство при малом объеме вычислений.

Недостатки:

- недостаточная, ограниченная точность;
- поскольку каждое вычислительное действие выполняет отдельный элемент, то при большом объеме вычислений необходимо много этих элементов, поэтому вычислитель становится тяжелым и объемным;
- сложность с индикацией.

В цифровом вычислителе действия производятся над цифрами, поэтому цифровой вычислитель содержит преобразователи аналоговых сигналов датчиков в цифровые и называются они аналогово-цифровыми преобразователями (АЦП). Цифры с датчиков поступают в оперативно-запоминающее устройство (ОЗУ), где хранятся в определенных ячейках, в кубе памяти с координатами x, y, z .

Кроме того, существует постоянно запоминающее устройство (ПЗУ), в котором «ферритовый куб» прошивается и программируется; в нем содержится информация о константах, с которыми производятся действия. ПЗУ связано с арифметическим устройством и устройством управления. Сразу же после включения компьютера выполняются вычисления по программе, записанной в блоке ПЗУ. Все вычисления, прошитые в ПЗУ, выполняются последовательно, в определенные промежутки времени, в одном такте вычислений. Причем, некоторые наиболее важные вычисления производятся несколько раз за 1с. После вычислений результаты направляются в ОЗУ, которое затем коммутируется (соединяется) через цифро – аналоговый преобразователь (ЦАП) на выход в виде аналогового сигнала.

Таким образом, цифровые вычислительные машины имеют следующие достоинства:

- 1) высокая точность (32 знака),
- 2) небольшие масса и размер,
- 3) небольшое потребление энергии.

Недостатки:

- 1) производят вычисления дискретно,

- 2) плохо сопрягаются с аналоговыми датчиками и исполнительными устройствами,
- 3) слабая надежность.

Для примера рассмотрим работу навигационного комплекса «Мальва-4», установленного на самолете Ан-74.

4.4.1 Навигационный комплекс «Мальва-4»

Навигационный комплекс «Мальва-4» предназначен для автоматизации решения навигационных задач с целью обеспечения полетов по оборудованным и необорудованным воздушным трассам и при проведении специальных работ, с выводом самолета в заданную точку маршрута в любое время года и суток, в простых и сложных метеоусловиях.

Задачи, решаемые навигационным комплексом:

1 Обеспечение совместно с пилотажным комплексом ПК-72-03 и информационным комплексом высотно-скоростных параметров (ИКВСП) автоматического вождения самолета в горизонтальной плоскости по запрограммированному в цифровой вычислительной машине маршруту с возможностью оперативного изменения программы полета с целью:

- автоматизированного возвратного полета по пройденному маршруту;
- перенацеливания на оперативный промежуточный пункт маршрута (ППМ), координаты которого вводятся с пульта;
- полета по кратчайшему расстоянию в любую точку, заданную оперативно географическими координатами или вызванную из программы;
- полета по маршруту, параллельному запрограммированному;
- полета галсами.

2 Непрерывное автоматическое определение и индицирование текущих координат местонахождения самолета (ТКМС) в географической и частноортодромической системах координат при счислении пути по данным доплеровского измерителя скорости и угла сноса (ДИСС) и базовой систем формирования курса (БСФК) или по данным ИКВСП, БСФК и запомненному (или введенному вручную) значению скорости и направлению ветра.

3 Автоматизированная коррекция ТКМС по данным радиотехнических систем ближней навигации (РСБН), радиотехнических систем дальней навигации (РСДН), радиолокационного комплекса (РЛК), аппаратуры «Курс МП-70» совместно с СД-75 (по маякам VOR/DME) и СД-75 (по двум маякам DME).

4 Начальная выставка курса:

- с помощью магнитного датчика курса;
- с помощью астрокомпаса АК-59П;
- автоматически, при разбеге по ВПП или при движении по рулежной дорожке (РД), если известно значение заданного путевого угла (ЗПУ) РД.

5 Автоматическая передача полетной информации (бортового номера, высоты полета, запаса топлива) наземным службам УВД.

6 Обеспечение ручного и автоматического ввода исходных данных программы маршрута в память цифровой вычислительной машины (ЦВМ).

7 Выдача в САУ управляющего сигнала заданного крена $\gamma_{\text{зад}}$ для автоматического управления полетом самолета по маршруту.

Основные данные.

Погрешность определения ТКМС:

- в режиме курсодоплеровского счисления: 1,8 % от пройденного расстояния
- в режиме аэрометрического счисления: в течение 0,5 ч. с момента перехода ДИСС в режим «память» - 4%.

Выдерживание самолета в коридоре ± 5 км при движении по запрограммированному маршруту обеспечивается при коррекции ТКМС и курса не реже чем через:

- 280 км в режиме курсодоплеровского счисления;
- 160 км в режиме аэрометрического счисления.

Погрешность начальной выставки курса не превышает:

- по магнитному датчику $0,7^\circ$;
- при движении по РД $30'$;

- при разбеге по ВПП45'.

Навигационный комплекс состоит из трех частей (рис. 4.7):

- датчиков навигационной информации (ДНИ);
- навигационной вычислительной системы (НВС-74);
- системы отображения информации (СОИ).

Функциональная схема и состав навигационного комплекса «Мальва-4»

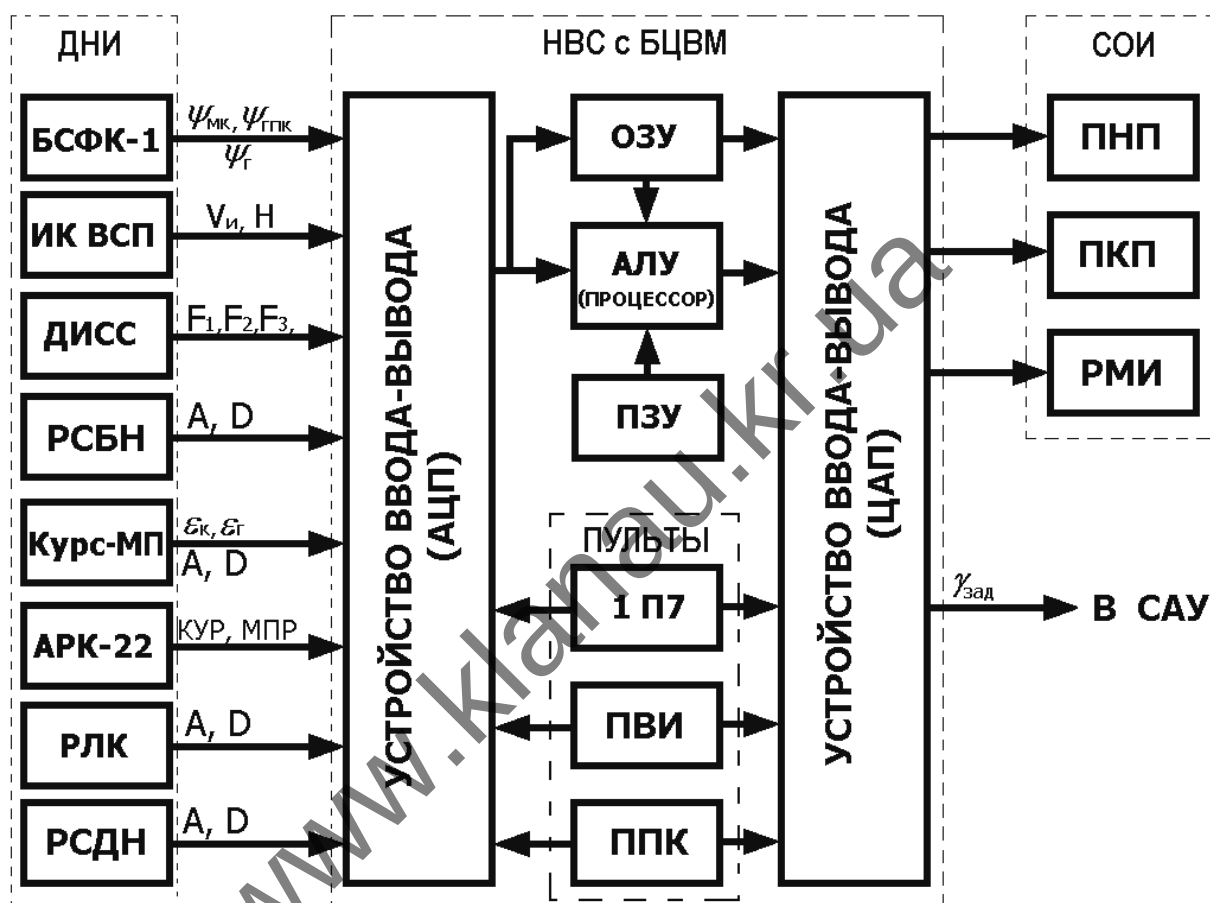


Рисунок 4.7 Функциональная схема навигационного комплекса

Датчики навигационной информации

В состав датчиков навигационной информации входит :

- базовая система формирования курса БСФК-1 с одним гироагрегатом ГА-8 и блоком усилителей БУ-12 и с одной инерциальной курсовертикалью - изделием «802» - выдает в НВС курсовую информацию для счисления координат ВС;
- информационный комплекс высотно-скоростных параметров ИКВСП-1-9 – выдает истинную скорость и барометрическую высоту для счисления координат;

- доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса (ДИСС) Ш013Г – выдает доплеровские частоты для счисления координат самолета;
- аппаратура радиотехнической системы ближней навигации (РСБН) «Веер-М» - выдает азимут и дальность до радиомаяка для выполнения автоматической коррекции счисленных в НВС координат ВС;
- радиоаппаратура дальней навигации (РСДН) А-723 – азимут и дальность для коррекции ТКМС;
- аппаратура навигации и посадки «Курс МП-70» - выдает угловые отклонения от равносигнальных линий курса и глиссады, а также азимут и дальность до маяков VOR/DME для коррекции координат;
- автоматический радиоконпас АРК-22 (2 комплекта);
- радиолокационный комплекс (РЛК) «Буран» - выдает азимут и дальность до ориентира для коррекции координат.

Навигационная вычислительная система НВС-74.

Навигационная вычислительная система НВС-74 предназначена для автоматизированной программной обработки в ЦВМ навигационной информации, введенной в ее память заранее или полученной в полете от систем навигационного и пилотажного комплексов и информационного комплекса высотно-скоростных параметров, для автоматического расчета и выдачи на индикаторы текущих и расчетных навигационных параметров, а также для выдачи в сопряженные системы навигационного и пилотажного комплексов управляющих сигналов.

В состав НВС-74 входят:

- цифровая вычислительная машина ЦВМ20-19К;
- блоки коммутации БК-III и БК-М4;
- устройство питания пультов БП-ЗП;
- два пульта ввода и индикации ПВИ-М;
- пульт подготовки и контроля ППК-М;
- пульт посадки 1П7;
- два пульта ПУ-1П управления информацией на навигационно-плановых приборах ПНП пилотов;
- пульт ПУ ПНП управления информацией на навигационно-плановых приборах ПНП штурмана;

- приборы навигационные плановые ПНП-72-10 и ПНП-72-11;
- два фильтра радиопомех ФРП20-1М.

ЦВМ20-19К является базовым устройством НВС-74 и выполняет основные задачи, решаемые системой. Состав БЦВМ:

- устройства ввода-вывода, которые с помощью аналогово-цифрового преобразователя (АЦП) преобразуют аналоговую информацию от датчиков в цифровую форму для вычислений в НВС, а затем с помощью цифро-аналогового преобразователя (ЦАП) из вычисленных параметров формируют аналоговые сигналы, поступающие на системы отображения информации (СОИ) и другие потребители;

- постоянное запоминающее устройство (ПЗУ), где хранятся алгоритмы решения навигационных задач;

- оперативное запоминающее устройство (ОЗУ), где хранятся исходные данные запрограммированного маршрута и поступающая в полете навигационная информация;

- арифметико-логическое устройство (АЛУ) - процессор, где происходят вычислительные действия над содержимым ячеек ОЗУ по командам ПЗУ.

Ручной ввод навигационных параметров в память ЦВМ, индикация этих параметров, а также управление режимами ЦВМ осуществляется с помощью одного из двух пультов ПВИ-М (в дальнейшем ПВИ), установленных на рабочих местах пилотов и штурмана (рис.4.8).

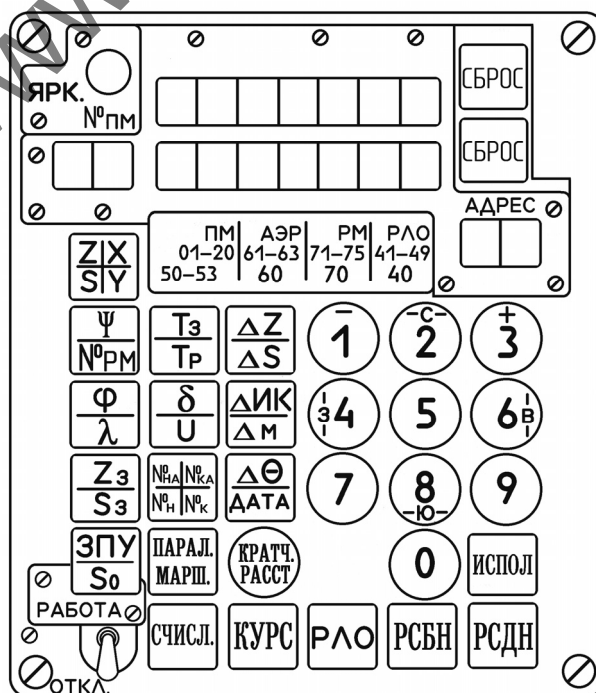


Рисунок 4.8 Пульт ввода и индикации ПВИ

Где: Z - значение бокового отклонения от ЛЗП;

S - значение оставшегося расстояния до навигационной точки;

X/Y - значения координат самолета относительно оси ВПП в прямоугольной системе координат аэродрома посадки;

ψ - текущее значение курса;

$N_{\text{рм}}$ - номер запрограммированного радиомаяка (РМ) или радиолокационного ориентира (РЛО);

T - значение текущего времени;

T_p - значение расчетного времени прохода ППМ;

ΔZ - значение поправки к величине Z при коррекции ТКМС;

ΔS - значение поправки к величине S при коррекции ТКМС;

ϕ - значение географической широты места самолета (ППМ, АЭР, РМ, РЛО);

λ - значение географической долготы места самолета (ППМ, АЭР, РМ, РЛО);

δ - значение направления ветра;

U - значение скорости ветра;

$\Delta ИК$ - значение поправки к курсу при коррекции курса;

$\Delta М$ - значение введенного магнитного склонения;

Z_3 - расстояние между двумя параллельными ортодромиями;

S_3 - заданное расстояние до навигационной точки;

$N_{\text{НА}}$ - номер аэродрома взлета;

$N_{\text{КА}}$ - номер аэродрома посадки;

$N_{\text{Н}}$ - номер начального пункта маршрута;

$N_{\text{К}}$ - номер конечного пункта маршрута;

$\Delta \theta$ - ввод на И-2 ПВИ номера галса при необходимости выхода на любой галс, минуя базовый;

ЗПУ - ЗПУ ортодромии, ВПП, галса;

S_0 - длина ортодромий, ВПП, галса.

Управление коммутацией информации, поступающей для индикации на ПНП пилотов и штурмана, осуществляется с помощью пультов ПУ-1П, установленных на левой и правой панелях приборной доски пилотов.

Управление коммутацией информации, поступающей для индикации на ПНП штурмана, осуществляется с помощью пульта ПУ ПНП, установленного на приборной доске штурмана.

Ввод и оперативное изменение программ режимов полета галсами и предпосадочного маневра осуществляется с пульта 1П7, установленного на рабочем месте штурмана (рис.4.9).

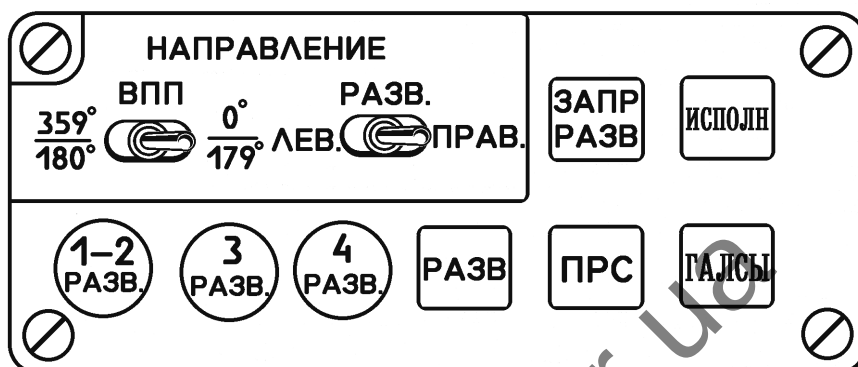


Рисунок 4.9 Пульт 1П7

Выбор режимов работы НВС, автоматический ввод исходных данных в память ЦВМ при программировании полетного задания, сигнализация исправности ЦВМ и навигационного комплекса, включение режима контроля пультов НВС осуществляется с помощью пульта подготовки и контроля ППК-М (в дальнейшем ППК), установленного на боковом пульте штурмана (рис.4.10).

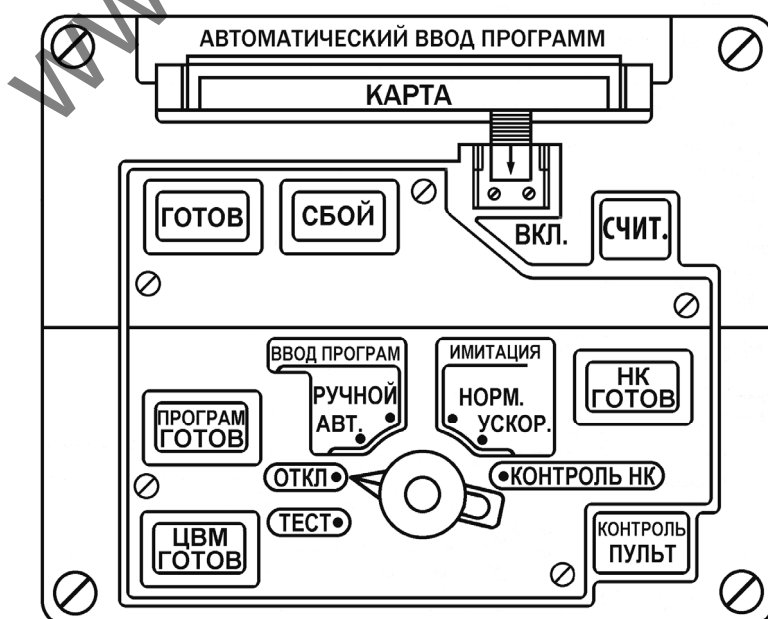


Рисунок 4.10 Пульт подготовки и контроля ППК

Системы отображения информации (СОИ)

Состав СОИ:

- приборы навигационные плановые ПНП-72-10 и ПНП-72-11 на рабочем месте штурмана;
- приборы навигационные плановые ПНП-72-14 (2 шт.) на приборных досках пилотов;
- пилотажно-командные приборы ПКП-72-8 (2 шт.) на приборных досках пилотов;
- радиомагнитные индикаторы РМИ-2Б (2 шт.) на приборных досках пилотов.

4.4.2 Вычислительная система самолётоводения ВСС-100

Вычислительная система самолетоводения ВСС-100 (ВСС) установлена на самолете Ан-148 и предназначена для:

- формирования и отображения экипажу информационных и управляющих сигналов, необходимых для четырехмерной зональной навигации, во всех широтах, днем и ночью, в простых и сложных метеоусловиях, с оптимизацией режимов полета с выполнением действующих и перспективных норм самолетоводения (BRNAV, RNP, PRNAV, PRNP) по данным автономных и неавтономных средств навигации;
- оперативного управления программой полета;
- обеспечения управления с CDU-6200 многофункционального пульта управления (МФПУ) радиотехническими системами навигации и посадки в автоматическом и ручном режимах, управления радиосвязным оборудованием в ручном и автоматизированном (по предварительно установленным значениям) режимах, а также предоставления пульта МФПУ для управления бортовой системой технического обслуживания БСТО;
- автоматизированного наземного и автоматического полетного контроля собственной работоспособности, а также контроля линии связи и информации взаимодействующих систем, с выдачей исходной информации на МФПУ;

- ввода и хранения информации аэронавигационной базы данных и выдачи информации из нее для индикации на комплексную систему электронной индикации и сигнализации КСЭИС-148;
- интеграции автономных систем, обеспечивающих решение навигационных задач;
- обеспечения навигационной информацией сопряженных систем из состава бортового электронного оборудования (БРЭО);
- решения задач самолетовождения в режимах автоматического, полуавтоматического и ручного управления самолетом.

Функции, выполняемые ВСС.

1 Непрерывное автоматическое определение и индикация текущих координат местоположения самолета (ТКМС) в географической и частно-ортодромической системах координат на маршруте и прямоугольной системе координат относительно торца взлетно-посадочной полосы (ВПП) со стороны курса посадки при предпосадочном маневре, а также курса и скорости полета в режимах комплексной обработки информации по данным системы бесплатформенной курсовертикали (СБКВ), системы спутниковой навигации (СНС), системы воздушных сигналов (СВС), радиосистемы ближней навигации (РСБН), азимутальной системы (VOR), дальномерной системы (DME) с учетом состояния систем для получения наилучшей точности.

2 Автоматизированная коррекция ТКМС с использованием информации по данным:

- СНС;
- РСБН;
- навигационно-посадочной аппаратуры (“Курс-93М”) и дальномера (DME Р-85) по азимуту и дальности (режим А/Д), а также по двум дальностям (режим 2Д) от двух дальномеров.

3 Коррекция ТКМС и курса путем ручного ввода с МФПУ:

- поправок ΔZ , ΔS , $\Delta \psi$;
- географических координат λ , φ .

4 Расчет и индикация предполагаемой погрешности определения ТКМС.

5 Работа с аэронавигационной базой данных:

- автоматизированный ввод в ВСС стандартной всемирной аэронавигационной базы данных, содержащей информацию о навигационных точках, маршрутах, взлетно-посадочных полосах, стандартных схемах вылета по приборам (SID), стандартных схемах прибытия по приборам (STAR), процедурах захода на посадку (APPR) и пр.;

- запись базы навигационных данных авиакомпании (маршруты) в Compact Flash (производится на наземном персональном компьютере);

- создание собственной пользовательской (пилотской) базы данных методом ручного ввода с МФПУ (база USER);

- создание пользовательской базы данных методом ручного ввода с CDU;

- планирование полетов с использованием стандартной всемирной аэронавигационной базы данных, базы авиакомпании и пользовательской базы данных;

- хранение в энергонезависимой памяти ВСС стандартной всемирной базы аэронавигационного обеспечения полетов (промежуточные пункты маршрута (ППМ), аэродромы, радиомаяки, связные радиостанции, ориентиры и т.д.), пользовательской базы и базы данных авиакомпании;

ВСС обеспечивает приём навигационной базы данных в формате ARINC-424.

6 Программирование плана полета (траектории полета) следующими методами:

- ручной ввод географических координат навигационных точек;

- ввод идентификаторов навигационных точек, а также сопряжением маршрутов или участков маршрута, содержащихся в аэронавигационных базах данных;

- автоматизированная загрузка с Compact Flash заранее сформированного маршрута полета.

7 Оперативное изменение плана полета через МФПУ без оказания влияния на выходные данные наведения до ввода уточненного плана в исполнение:

- пропуск одного или нескольких пунктов маршрута;
- полет на выбранную, в том числе оперативно сформированную, навигационную точку;
- полет по параллельным траекториям со смещением на выбранное расстояние до 37 км (20 м.м.) относительно ЛЗП;
- задание линейного упреждения разворота (ЛУР) или полет с проходом ППМ;
- оперативный переход на новый (оперативно сформированный) план полета (новую ветвь маршрута) с возможностью возврата на любую точку исходного маршрута;
- полет на ближайший аэродром для выполнения экстренной посадки;
- дополнение маршрута новыми ППМ;
- изменение маршрута полета экипажем в зоне аэродрома перед взлетом и перед заходом на посадку путем ввода названия схемы SID или STAR;
- возвращение с любой точки маршрута и автоматический полет по обратному маршруту.

8 Формирование и выдача управляющих сигналов в систему автоматического управления (САУ) и информационных сигналов на КСЭИС для обеспечения самолетовождения в горизонтальной и вертикальной плоскостях:

- при полете по запрограммированным маршрутам;
- при маневрировании в зоне аэродрома (по стандартным маршрутам прибытия по приборам (STAR), стандартным маршрутам вылета по приборам (SID), зонах ожидания);
- на этапе неточного захода на посадку по данным СНС.

9 Формирование, индикацию и выдачу во взаимодействующие системы команд для автоматической программной настройки радиотехнических систем навигации и посадки:

- VOR;
- DME;
- РСБН;
- автоматического радиокompаса (АРК);
- системы инструментальной посадки (ILS).

10 Автоматический расчет времени и дальности полета по текущему часовому расходу и фактическому остатку топлива с учетом аэронавигационного запаса (АНЗ) и заданным остатком топлива на посадке.

11 Вычисление и индикация скорости (ΔV) для автоматического вывода самолета в заданную точку в заданное время.

12 Выдача информации о расстоянии, времени и направлении относительно выбранного навигационного средства или ПМ, определяемого летчиком.

13 Расчет, формирование и выдача на индикацию параметров для обеспечения автоматического (ручного) выдерживания режимов, оптимальных по критериям максимальной дальности, максимальной продолжительности полета, в том числе:

- расчет и индикацию оптимальных значений параметров движения и перерасхода топлива на текущем режиме по сравнению с оптимальным режимом полета;
- расчет, формирование и выдача на индикацию оптимальных значений истинной воздушной скорости, приборной скорости и числа M ;
- расчет оптимальной высоты крейсерского полета при задании соответствующего режима;
- вычисление и индикация оставшегося расстояния и времени до смены эшелона, определения целесообразности и момента смены эшелона из условия

обеспечения оптимального режима полета на оставшихся участках запрограммированной траектории;

- вычисление и выдача на индикацию оставшегося расстояния и времени до начала снижения в заданную точку на заключительных этапах полета из условия оптимального и заданного режима полета;

- вычисление и выдача на индикацию времени пролета контрольных точек запрограммированной траектории (ППМ) и точек на ортодромии, заданных координатой S от текущего ППМ, из условия выполнения полета на оптимальных режимах с учетом информации о текущем состоянии атмосферы по маршруту, полученной от служб управления воздушным движением (УВД) или других источников;

- расчет оптимального профиля набора высоты при задании режима набора высоты;

- вычисление и выдача в КСЭИС расчетного остатка топлива на заданных точках маршрута с учетом заданного режима полета, текущего запаса топлива и АНЗ;

- расчет остатка топлива в конечном пункте маршрута (КПМ) с учетом режимов полета на каждом отрезке маршрута.

14 Формирование и индикацию прогнозируемых значений располагаемой дальности и времени полета для всех предстоящих ППМ.

15 Выдача информации на КСЭИС о расчетных параметрах взлета и посадки (V_1 , V_2 , V_R , V_{REF}) по автоматически рассчитанным параметрам $L_{разб}$, $L_{прерв}$, $L_{продолж}$ и $L_{пос}$. Отображение параметров $L_{разб}$, $L_{прерв}$, $L_{продолж}$ и $L_{пос}$ на МФПУ.

16 Формирование, индикация и выдача потребителям информации о текущем полетном весе самолета с возможностью оперативной ручной корректировки исходных данных.

17 Выдача на индикацию навигационных карт:

- выдача в КСЭИС для индикации на ее индикаторах навигационных карт по плану и профилю полета, схемам выхода, подхода, посадки и схем

аэропорта. Навигационные кадры КСЭИС, формируемые ВСС и назначение символов, приведены ниже:

- а) Кадр МАРШРУТ “МАР”;
- б) Кадр МАРШРУТ С ВЕРТИКАЛЬНЫМ ПРОФИЛЕМ “МАРШРУТ”;
- в) Кадр ВЫХОД “SID”;
- г) Кадр ПОДХОД “STAR”;
- д) Кадр ПОСАДКА “APPR”.

– формирование и выдача в КСЭИС для индикации на ее индикаторах информации о ППИМ, средствах коррекции, зонах радиодиспетчерских служб (FIR/UIR), частотах связи, запретных зонах, пересечениях (INTERSECTION), схемах маршрута вылета (SID), схемах маршрутов посадки (STAR);

– изменение размера изображения навигационных карт и связанных с ними планов полета по масштабу, выдаваемому КСЭИС.

18 Формирование и выдача в КСЭИС для индикации на ее индикаторах сообщений MSG и CPDIC.

В течение всей работы осуществляется автоматический самоконтроль работы ВСС в соответствии с алгоритмом, заложенным в ВЦ.

19 Формирование разовых сигналов (подсказок) о смене режимов полета и выдачу их на МФИ.

20 Реализация режима имитации полета с отображением информации на МФПУ.

ВСС является двухканальной системой. Схема связей ВСС представлена на рис.4.11.

На этой схеме обозначены системы, взаимодействующие с ВСС:

- бесплатформенная курсоверткаль LCR-93;
- информационный комплекс высотно-скоростных параметров ИКВСП-148;
- аппаратура радиотехнической системы ближней навигации РСБН-85;
- система управления общесамолетным оборудованием СУОСО;
- радиодальномер DME/P-85;

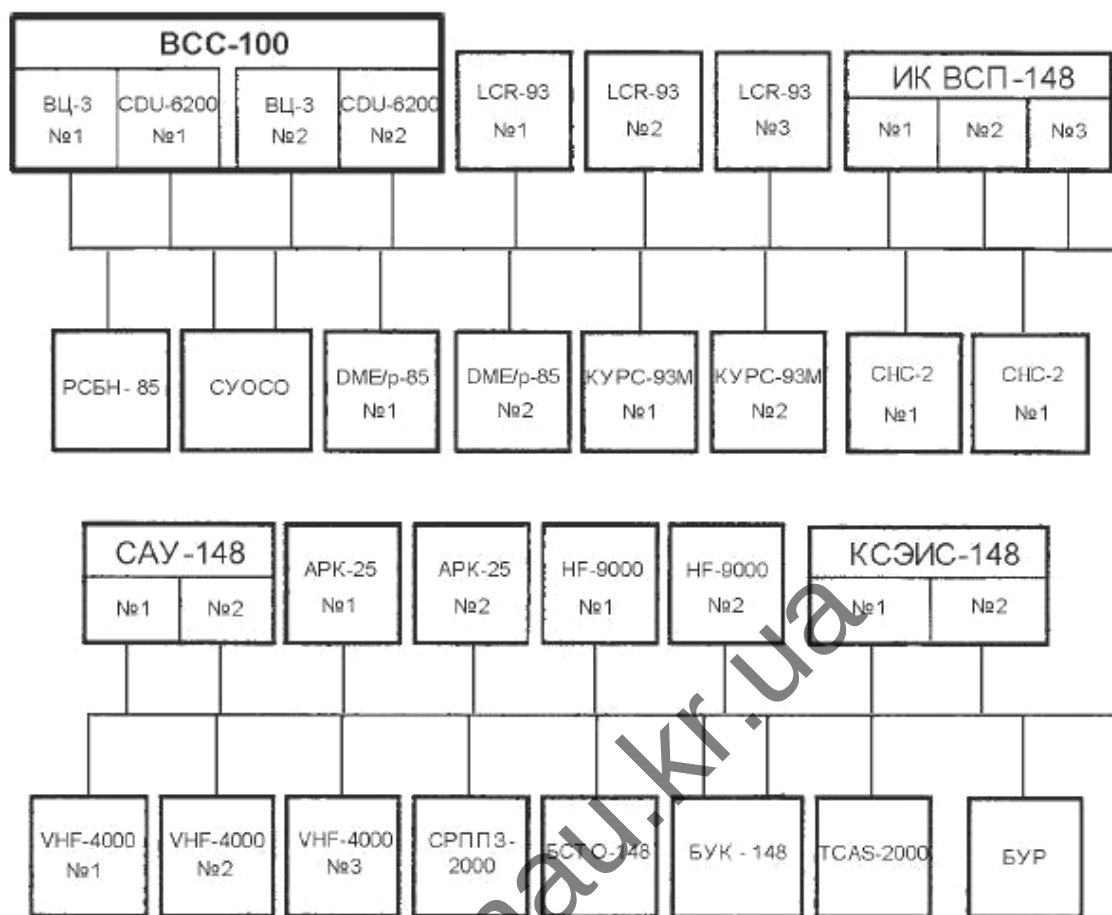


Рисунок 4.11 Схема связей ВСС-100

- бортовая интегрированная аппаратура навигации и посадки "Курс-93М";
- спутниковая навигационная система СНС-2;
- система автоматического управления САУ-148;
- автоматический радиокompас АРК-25;
- ДКМВ радиостанция HF-9000;
- комплексная система электронной индикации и сигнализации КСЭИС-148;
- МВ радиостанция VHF-4000;
- система раннего предупреждения приближения земли СРППЗ 2000;
- бортовая система технического обслуживания БСТО-148;
- бортовое устройство контроля БУК-148;
- система предупреждения и предотвращения столкновения TCAS-2000;
- бортовое устройство регистрации БУР.

В состав ВСС входят:

- два бортовых вычислителя ВЦ-3 (ВЦ);
- два многофункциональных пульта управления (МФПУ).

Бортовой вычислитель ВЦ предназначен для приема и обработки по определенным алгоритмам информации от бортового оборудования, коммутации информационных потоков, выполнения навигационных расчетов, выдачи данных на бортовые устройства.

Многофункциональный пульт управления (МФПУ) CDU-6200 представляет собой средство взаимодействия пилота с различными функциями ВСС и предназначен для решения следующих функциональных задач:

- отображения пилотажно-навигационной и справочной информации;
- ввода оперативной информации в ВЦ и взаимодействующие системы;
- управления режимами самолетовождения;
- обеспечения диалогового режима взаимодействия с БСТО путем выдачи в БСТО кодов нажатых кнопок, клавиатуры и приема от БСТО кодов символов для отображения их на экране.

С помощью МФПУ (рис.4.12 и 4.13) осуществляется управление



Рисунок 4.12 Многофункциональный пульт управления (МФПУ)

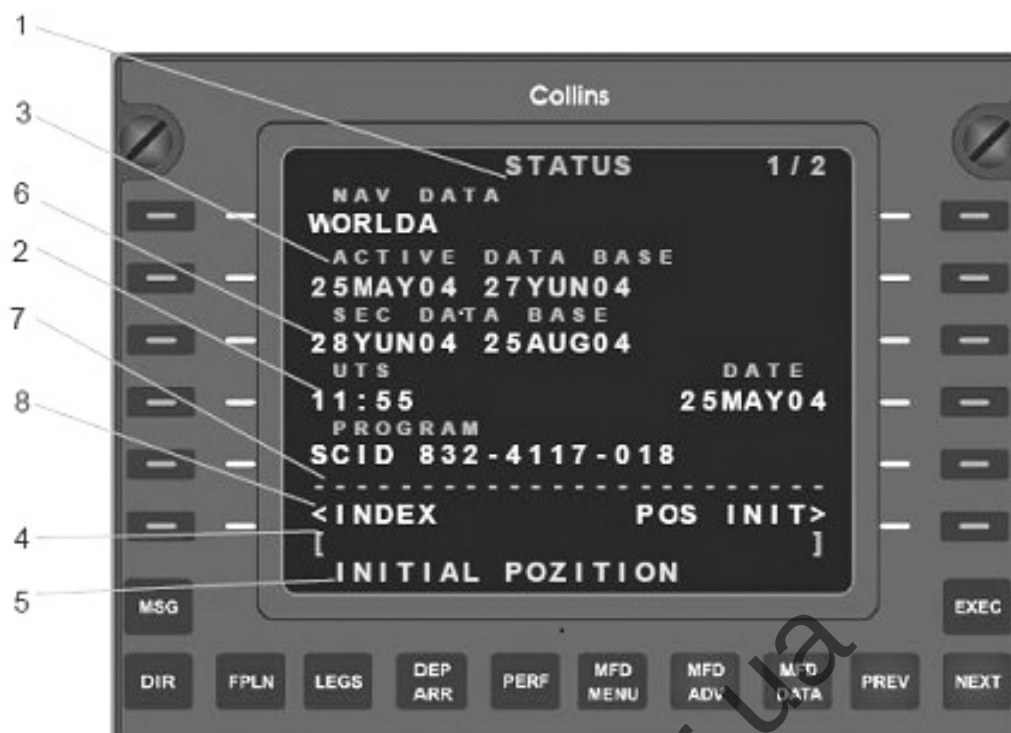


Рисунок 4.13 Расположение элементов индикации на дисплее МФПУ

навигационными системами, в том числе радиотехническими системами навигации и посадки, а также радиосвязным оборудованием и бортовой системой технического обслуживания БСТО, без задействования ВЦ.

Назначение строк дисплея:

1 – СТРОКА ЗАГОЛОВКА/РЕЖИМА: в данной строке отображается заголовок страницы или рабочий режим дисплея, а также, при необходимости, номер текущей страницы и общее количество страниц в данном рабочем режиме.

2 – СТРОКИ ДАННЫХ, КРУПНЫЙ ШРИФТ: под строкой заголовка/режима, рядом с кнопками выбора строки, расположены шесть строк данных. Отображаемые на дисплее данные могут выбираться, копироваться или переноситься в другое место при помощи кнопок выбора строк (КВС), расположенных по обе стороны дисплея.

3 – СТРОКИ ОБОЗНАЧЕНИЙ (МЕТОК), МЕЛКИЙ ШРИФТ: находятся над каждой строкой данных. В них отображается описание информации или дополнительная информация, связанная с информацией, содержащейся в строке данных.

4 – БЛОКНОТНАЯ СТРОКА ВВОДА: строка дисплея, для удобства выделенная с обеих сторон квадратными скобками [], находится непосредственно под нижними КВС. Ввод всех данных или изменений в план полета или в другие функции, которыми управляет ВСС, производится через эту строку.

5 – СТРОКА СООБЩЕНИЙ: находится под блокнотной строкой и является самой нижней строкой дисплея. В строке отображаются различные сообщения для информирования пилота об операциях в различных режимах. Сообщения описаны на странице MESSAGES.

6 – ПРИГЛАШЕНИЯ: появляются в строках данных в виде маленьких квадратиков. Приглашение указывает на необходимость ввода данных для выполнения функции, которая указана в строке обозначения над приглашением. Если данные не введены на место приглашения, ВСС может не выполнить соответствующую функцию или выполнить ее некорректно. Чтобы ввести данные на место приглашения, их следует вначале ввести в блокнотную строку, а затем перенести на место приглашения.

7 – ПУНКТИРНЫЕ ЛИНИИ: появляются в строках данных, указывают на возможность ввода данных в этих строках. В отличие от строк данных с приглашениями, строки данных с пунктирными линиями предназначены для дополнительной информации, которую вводить не обязательно.

Однако для данных, вводимых в строку с пунктирной линией, может потребоваться специфический формат. Чтобы ввести данные в строку с пунктирной линией, их следует вначале ввести в блокнотную строку, а затем перенести в необходимую строку при помощи соответствующей КВС.

8 – СТРОКИ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ ФУНКЦИЙ: на многих страницах дисплея две нижние КВС используются для выбора дополнительных функций. Строки выбора функций отделяются от строк данных пунктирной линией, проходящей по строке метки через весь дисплей. Для некоторых функций, помимо пунктирной линии, предусмотрено также отображение обозначения в строке описания функциональной операции возле одной или обеих нижних КВС.

Контрольные вопросы к разделу 4

1. Назначение и состав пилотажно-навигационных комплексов.
2. Что такое курсодоплеровское счисление пути?
3. Раскройте принцип курсовоздушного счисления пути.
4. Назначение, питание и состав навигационного индикатора.
5. Функции ДВС, АК в НИ-50.
6. Функции ЗВ, индикатора в НИ-50.
7. Погрешности навигационного индикатора.
8. Автоматическое навигационное устройство АНУ-1: назначение, технические данные.
9. Опишите эффект Доплера.
10. Назначение и состав навигационного комплекса «Мальва-4».
11. Задачи, решаемые навигационным комплексом «Мальва-4».
12. Состав датчиков навигационной информации.
13. Назначение навигационной вычислительной системы НВС-74.
14. Состав БЦВМ в составе «Мальвы-4».
15. Системы отображения информации (СОИ) в «Мальве-4».
16. Вычислительная система самолетовождения ВСС-100, её функции.
17. Многофункциональный пульт управления, функции его индикаторов.

РАЗДЕЛ 5

ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

Долгое время отсутствие точной информации о местоположении летательного аппарата было серьёзным препятствием на пути развития авиации. Необходима была навигационная система, которая бы не зависела от видимости звёзд и земных ориентиров, от капризов погоды и искусства штурмана и могла бы стать «путеводной звездой». Создание автономной навигационной аппаратуры стало одним из важнейших направлений в развитии авиационной техники. Требовалось создать систему инерциальной навигации, в которой текущее местоположение движущегося объекта определялось бы интегрированием измеряемых на борту ускорений, обладающей замечательным свойством полной автономности. Необходимость создания автономных навигационных систем явилась причиной возникновения инерциальной навигации.

Сущность инерциальной навигации состоит в измерении ускорений самолёта и его угловых скоростей относительно трёх самолётных осей x , y , z по этим данным вычисления местоположения (координат) самолёта, его курса, скорости, пройденного пути и др., а также в определении параметров, необходимых для стабилизации объекта и автоматического управления его движением. Это осуществляется с помощью:

- датчиков линейного ускорения (акселерометров);
- гироскопических устройств, воспроизводящих на объекте систему отсчёта (например, с помощью гиростабилизированной платформы) и позволяющих определять углы поворота и наклона объекта, используемые для его стабилизации и управления движением;
- вычислительных устройств (компьютеров), которые по ускорениям (путём их интегрирования) находят скорость объекта, его координаты и др. параметры движения.

Преимущества методов инерциальной навигации состоят в автономности, помехозащищенности и возможности полной автоматизации всех процессов навигации. Благодаря этому методы инерциальной навигации получают всё более широкое применение при решении проблем навигации надводных судов, подводных лодок, самолётов, космических аппаратов и других движущихся объектов.

Практическая реализация методов инерциальной навигации была связана со значительными трудностями, вызываемыми необходимостью обеспечить высокую точность и надёжность работы всех устройств при заданных весах и габаритах. Преодоление этих трудностей становится возможным благодаря созданию специальных технических средств — инерциальной навигационной системы (ИНС). Первый вариант практической ИНС, разработанный в США в начале 60-х, — несколько ящиков внушительных размеров (включая обслуживающий компьютер) — которые, занимая почти весь салон самолёта, впервые были испытаны во время перелёта в Лос-Анджелес в автоматическом режиме управления самолётом.

5.1 Классификация инерциальных навигационных систем

К наиболее существенным признакам, отражающим особенности структуры и информационных свойств ИНС, можно отнести:

- 1) методы измерения относительного движения в акселерометрах;
- 2) способы учёта гравитационных ускорений;
- 3) состав датчиков первичной информации;
- 4) методы ориентации датчиков первичной информации;
- 5) виды выходной информации ИНС;
- 6) способы технической реализации и др.

Каждый признак, в свою очередь, может быть разделён на подпризнаки, отображающие некоторые свойства инерциального счисления пути. Рассмотрим подробнее некоторые из них.

Акселерометры можно классифицировать по следующим признакам:

1) по количеству степеней свободы перемещения инерционной массы относительно корпуса – одномерные, двухмерные, трехмерные;

2) по характеру зависимости между силой реакции подвеса и выходным сигналом – простые, интегрирующие, дважды интегрирующие;

3) по характеру перемещения массы – осевые и маятниковые;

4) по способу подвеса чувствительного элемента – пружинные, с жёсткими опорами, с гидравлическим, аэродинамическим, электростатическим, магнитным и др. подвесом;

5) по виду выходного сигнала – механические (перемещение), электрические (ток, напряжение), временные – частота, период.

В зависимости от способа получения первичной информации ИНС разделяются на две группы:

1) однородные, использующие датчики первичной информации одинакового принципа действия для измерения линейных ускорений и угловых движений (находят применение акселерометрические ИНС, использующие только акселерометры в качестве датчиков информации);

2) разнородные: для измерения линейных ускорений – акселерометры, для измерения углов – гироскопические, астрономические и другие датчики угловых величин.

На структуру инерциальных систем влияют форма и содержание выходной информации, требующейся для выполнения задач навигации и управления. В зависимости от вида систем координат, используемых для формирования выходной информации, инерциальные системы разделяют следующим образом:

1) прямоугольной системы координат;

2) сферической системы координат;

3) цилиндрической системы координат

4) косоугольной системы координат;

5) криволинейной системы координат и др.

По виду навигационных задач, которые возлагаются на инерциальные системы, их можно подразделить на системы:

- 1) общей ориентировки, дающие координаты местонахождения в глобальном масштабе (географические и др.);
- 2) траекторные, определяющие местонахождение относительно заданной траектории;
- 3) полярные, определяющие местонахождение объекта относительно «полюса» (цели, ориентиры и т. п.), допуская при этом свободный навигационный маневр;
- 4) перехвата, осуществляющие наведение на движущуюся цель, и др.

Инерциальная система навигации состоит, как правило, из следующих групп элементов:

- 1 устройства для определения вертикали места;
- 2 устройства для измерения и интегрирования ускорений;
- 3 счетно-решающей части и указывающих приборов.

Взаимная связь блока измерителей ускорений и гироскопических устройств, обеспечивающих ориентацию акселерометров в пространстве, определяет тип инерциальной системы.

В зависимости от вида относительной ориентации акселерометров и датчиков угловых величин инерциальные системы могут быть:

- 1) аналитическими;
- 2) полуаналитическими;
- 3) геометрическими;
- 4) связанными (бесплатформенными);
- 5) полусвязанными (локально свободными).

Известно три основных типа инерциальных систем. В ИС *аналитического типа* акселерометры и гироскопы неподвижны в инерциальном пространстве. Координаты ВС получаются в вычислителе, где обрабатываются сигналы, снимаемые с акселерометров и устройств, определяющих поворот самого ВС относительно гироскопов и акселерометров.

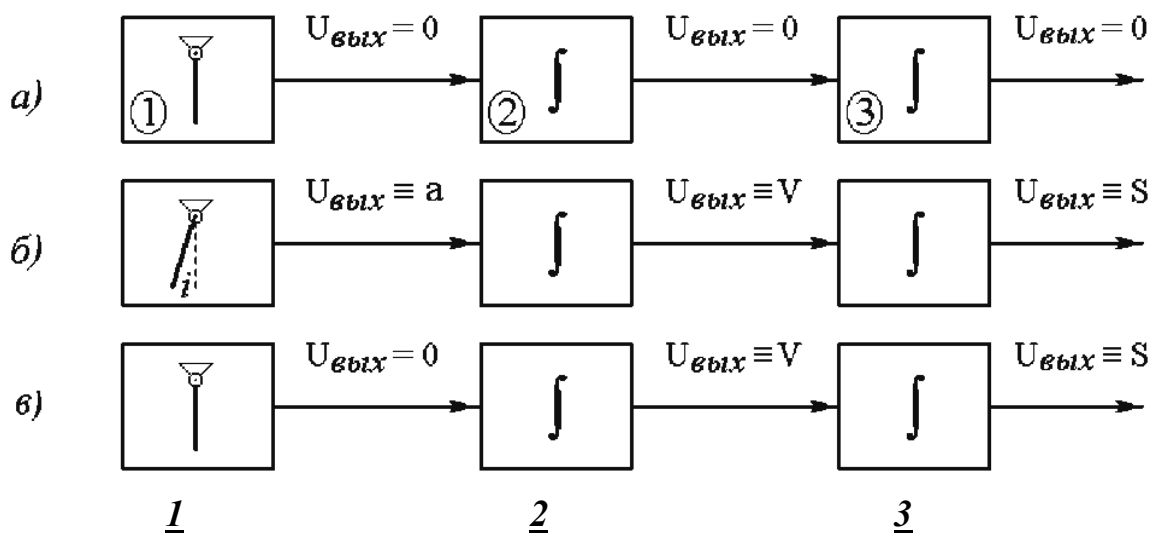
ИНС *полуаналитического типа* имеет платформу (гиростабилизированную), которая непрерывно стабилизируется по местному горизонту. На платформе расположены акселерометры и гироскопы, причём прецессия гироскопов, а за ними и поворот платформы, вызываются сигналами, снимаемыми с акселерометров, координаты ВС определяются в вычислителе, расположенном вне платформы.

ИС *геометрического типа* имеет две платформы. Одна платформа с гироскопами ориентирована и стабилизирована в инерциальном пространстве, а вторая с акселерометрами – относительно плоскости горизонта. Приведенный перечень задач, возлагаемых на ИНС, охватывает только информационную часть их функций. Следует учитывать также проблемы коррекции погрешностей, обеспечения надёжности измерений и ряд других вопросов, которые возникают при технической реализации ИНС.

5.2 Принцип работы ИНС

Физические принципы, лежащие в основе инерциальной навигации, неразрывно связаны с решением основной задачи динамики: зная действующие на тело силы, а также его начальное положение и скорость, определить закон движения тела, т. е. его положение в любой момент времени относительно выбранной системы отсчёта.

Инерциальные навигационные системы (ИНС) – это такие технические средства, которые позволяют определять непосредственно на движущемся объекте его координаты и вектор путевой скорости в результате измерения и интегрирования ускорений, действующих на него во время движения. Измеряемые ускорения отнесены к инерциальной системе координат. На рис. 5.1 приведена схема такого измерительного устройства для простейшего случая движения в горизонтальной плоскости.



а) в состоянии покоя; б) движение с ускорением; в) движение с постоянной скоростью;
1 – датчик ускорения объекта; 2 – первый интегратор; 3 – второй интегратор.

Рисунок 5.1 Структурная схема простейшей ИНС

На летательном аппарате установлены маятниковый акселерометр, связанный с корпусом прибора посредством упругого ограничителя и два интегрирующих вычислительных устройства. Акселерометр выдает электрический сигнал, пропорциональный ускорению ЛА. Напряжение с выхода каждого интегратора пропорционально интегралу входного напряжения. Устройство, показанное на рис. 5.1, позволяет измерять ускорения лишь в одном направлении. Используя акселерометры, ориентированные по трем осям пространственной системы координат, можно измерять ускорение относительно какой-либо системы координат, связанной с инерциальным пространством (например, относительно «неподвижных» звёзд), вектор путевой скорости и координаты летательного аппарата при его поступательном перемещении на плоскости в любом направлении. Переход к неинерциальной системе координат, связанной, например, с Землей, осуществляется с помощью вычислительных устройств.

ИНС обладает всеми преимуществами автономного средства самолётовождения (не демаскирует летящий самолёт, не зависит от видимости земной поверхности и небесной сферы и т. п.). Система пригодна как для дальней, так и для ближней навигации, т. е. в принципе – для всех летательных аппаратов.

Создание достаточно точной и невозмущаемой вертикали, равно как и технических средств для измерения вектора путевой скорости и координат места, возможно лишь при условии совмещения процессов измерения ускорений и построения точной вертикали.

Рассмотрим движение летательного аппарата в одной плоскости вокруг «неподвижной» Земли, имеющей форму шара (рис. 5.3, а). На горизонтальной платформе поместим акселерометр (рис. 5.2, б) – сейсмическую массу 2, удерживаемую в горизонтальном направлении пружинами 3. При воздействии ускорения «а» масса 2 передвигается в направлении, обратном действию ускорения. Масса 2 перемещается по направляющей 4. Выходной сигнал, пропорциональный ускорению ($U = k \cdot a$), снимается с потенциометра 5, щётка которого связана с массой 2.

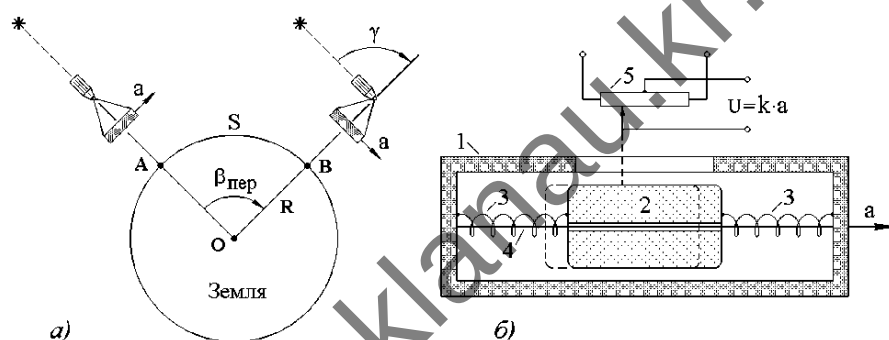


Рисунок 5.2. К определению координат места самолёта

Пусть летательный аппарат, сохраняя горизонтальное движение, перемещается из точки А в точку В (рис. 5.2, а), тогда первый интегратор (рис. 5.1), на вход которого подается сигнал ускорения, будет выдавать сигнал, пропорциональный путевой скорости W :

$$W = \int_{t_0}^t a dt . \quad (5.1)$$

На выходе второго интегратора появится сигнал, пропорциональный пройденному пути S :

$$S = \int_{t_0}^t W dt = \int_{t_0}^t \int_{t_0}^t a dt dt . \quad (5.2)$$

Истинная вертикаль за это время повернется на угол $\beta_{\text{пер}}$:

$$\beta_{\text{пер}} = S/R, \quad (5.3)$$

здесь R – расстояние от центра Земли до летательного аппарата.

На этот же угол должна повернуться и платформа с акселерометрами, чтобы она осталась в горизонтальном положении. Выполнение равенства

$$\gamma = \beta_{\text{пер}} \quad (5.4)$$

является условием построения невозмущаемой вертикали на борту летательного аппарата.

Зная координаты точки старта $A (\varphi_0, \lambda_0)$, можно получить координаты любой точки $B (\varphi, \lambda)$ и вектор путевой скорости $\vec{W}$.

Таким образом, для определения текущих значений скорости и координат объекта достаточно измерять ускорение объекта и дважды его проинтегрировать с учётом начальных условий. В этом и заключается принцип инерциальной навигации.

5.3 Платформа Ливенталья

Навигация относительно Земли требует значительного усложнения инерциальной системы.

Маятник акселерометра имеет одну степень свободы, поэтому акселерометр может измерять ускорение вдоль прямой, перпендикулярной оси вращения маятника, называемой осью чувствительности акселерометра. Мерой действующего ускорения служит величина деформации пружин или величина тока «электрической пружины», протекающего в обмотке катушки при взаимодействии с полем постоянного магнита (как в инерциальной системе И-11). Чувствительная масса акселерометра, установленного на самолёте, находится под влиянием двух сил: силы инерции, вызванной тягой двигателя и характеризующей перемещение самолёта относительно поверхности Земли, и силой тяжести, вызванной гравитационным полем Земли, являющейся источником ошибки измерения горизонтального ускорения, а, следовательно, и всей инерциальной системы.

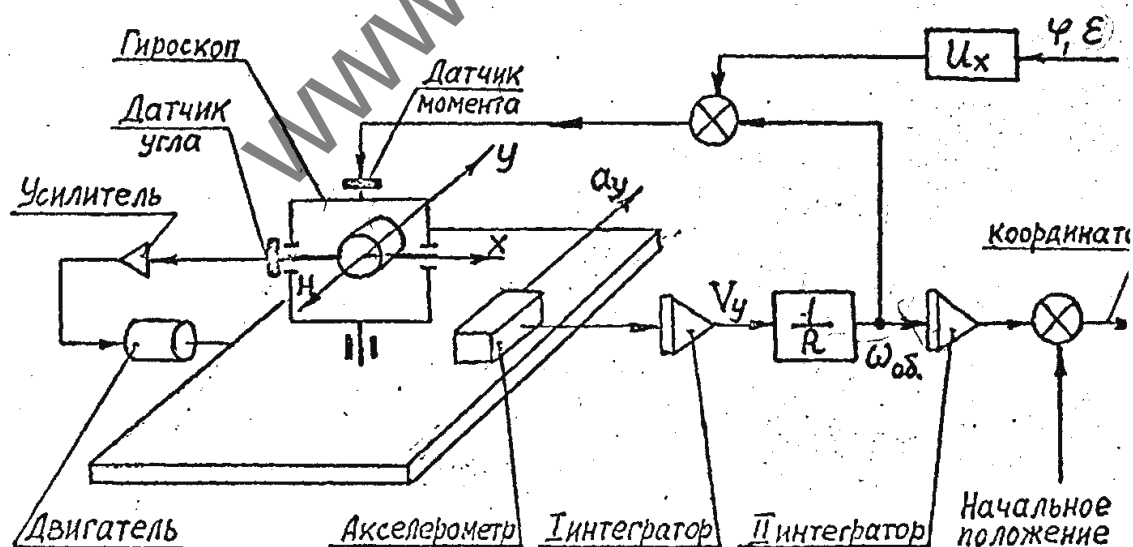
Для исключения действия силы тяжести акселерометр необходимо удерживать в горизонтальной плоскости в течение всего полёта, т.е. необходимости его установки на устройство, сохраняющее горизонтальное положение независимо от эволюции самолёта.

В качестве такого устройства используется гиросплатформа с двумя трёхстепенными гироскопами. Сигналы управления гиросплатформой, подаваемые на датчики момента гироскопов, вырабатываются в вычислителе. Для сохранения горизонтального положения гиросплатформы и предотвращения её ухода от плоскости горизонта, на моментные датчики подаются сигналы, компенсирующие угловую скорость вращения Земли, формируемую в вычислителе в зависимости от широты и азимутального угла платформы, и угловую скорость облёта Земли, имеющей форму сферы:

$$\omega_{\text{обл}} = V/R_z. \quad (5.5)$$

Для определения широты и азимута необходимо знать координаты текущего местоположения самолёта, которые вычисляются по данным акселерометров путём двойного интегрирования ускорения. Для обеспечения работоспособности инерциальной системы необходимо, чтобы платформа в азимуте была неподвижна относительно Земли. Для этого её, подобно ГПК, заставляют вращаться вместе с вращением Земли. Однако, в отличие от ГПК, азимут платформы все время контролируется.

Рассмотрим схему формирования сигналов, управляющих одним из гироскопов (рис. 5.3).



ϵ - азимут платформы, φ - широта, ω - угловая скорость облёта Земли, R - радиус Земли.

Рисунок 5.3 Схема формирования сигналов управления в одноканальной инерциальной системе.

На рис.5.3 изображены гироскоп и акселерометр, установленные на гиropлатформе (для полного решения навигационной задачи в географической системе координат требуется два гироскопа и два акселерометра). При подаче сигнала на датчик момента гироскопа последний начинает прецессировать. При этом с датчика угла гироскопа снимается сигнал, поступающий на вход усилителя. Усиленный сигнал подаётся на двигатель, поворачивающий гиropлатформу в сторону уменьшения рассогласования с гироскопом. В результате установившаяся угловая скорость прецессии гиropлатформы оказывается пропорциональной сигналу, подаваемому на датчик момента.

Сигнал датчика момента содержит две составляющие: угловой скорости облёта $\omega_{обл}$, вычисленную по формуле 5.5 и угловой скорости вращения земли U_x , сформированной в вычислителе в зависимости от географической широты φ и азимутального угла гиropлатформы ε , для определения которых необходимо знать ТКМС, координаты которого вычисляются интегрированием составляющих угловой скорости облёта.

Таким образом, создание горизонтальной площадки осуществляется с помощью замкнутого контура, содержащего акселерометр, вычислитель и гиростабилизированную платформу с периодом колебаний 84,4 минуты.

Системы такого типа в теории инерциальной навигации называют шулеровскими по имени немецкого учёного М. Шулера, который впервые высказал идею создания гироскопических систем с периодом 84,4 мин., не возмущаемых горизонтальными ускорениями. М. Шулер доказал, что если собственное колебание маятника составляет:

$$T = 2\pi \cdot \sqrt{\frac{R}{g}} = 84,4 \text{ мин.}, \quad (5.6)$$

то горизонтальное ускорение не приводит его к возмущению (он остаётся в вертикальном положении). Е.Б. Ливенталь предложил модель гиростабилизированной платформы, собственные колебания которой имеют период 84,4 мин, т.е. равные периоду маятника Шулера.

5.4 Выставка инерциальной системы

Для подготовки ИНС к работе необходимо осуществить ориентацию осей платформы относительно заданной системы координат и ввести исходные данные в вычислитель. Рассмотрим процесс выставки на примере инерциальной системы И-11.

Начальная выставка гиropлатформы производится в период подготовки инерциальной системы к полету и включает следующие основные этапы:

- Грубая выставка.
- Горизонтирование.
- Гирокомпасирование.
- Балансировка.

Грубая выставка.

На этапе грубой выставки оси Y , X и Z гиropлатформы совмещаются с продольной, поперечной и вертикальной осями самолета соответственно. Грубая выставка производится по сигналам синусно-косинусных трансформаторов - датчиков углов курса ($СКТ_{\psi}$), крена ($СКТ_{\gamma}$) и тангажа ($СКТ_{\nu}$).

Время грубой выставки в И-11 составляет 1 мин 30 с. Точность грубой выставки в плоскости горизонта определяется стояночными углами самолета. По окончании грубой выставки из цифрового вычислительного комплекса (ЦВК) выдается команда «Горизонтирование», и начинается процесс выставки гиropлатформы в плоскости горизонта по данным акселерометров.

Горизонтирование.

На этапе горизонтирования оси Y и X гиropлатформы устанавливаются в плоскость горизонта по данным акселерометров. При этом акселерометры используются в качестве уровней. Если оси Y и X гиropлатформы имеют какие-то углы наклона к плоскости горизонта, то акселерометры измеряют составляющие ускорения силы тяжести на эти оси. Сигналы с акселерометров a_x и a_y , характеризующие отклонение гиropлатформы от плоскости горизонта через усилители моментных датчиков, поступают на датчики моментов

гироскопов. Гироскопы прецессируют, изменяя выходные сигналы датчиков углов. Сигналы с датчиков углов через усилители стабилизации гиروطформы (синусно-косинусные трансформаторы при этом от них отключаются) подаются на двигатели следящих систем, поворачивающих оси гиروطформы до тех пор, пока сигналы с акселерометров не станут равными нулю, т. е. пока оси Y и X платформы не совместятся с плоскостью горизонта.

Время выставки гиروطформы в плоскость горизонта составляет 1 мин 15 с. В это время в ЦВК с помощью устройства ввода и индикации (УВИ) должны быть введены географические координаты φ_0 и λ_0 места выставки. Если к моменту окончания процесса горизонтирования географическая широта места выставки (φ_0) не введена, команда «Горизонтирование» не снимается, переход к следующему этапу выставки не происходит.

Гирокомпасирование.

Под гирокомпасированием в И-11 понимается определение начального угла ε_0 между северным направлением истинного меридиана, проходящего через точку выставки, и осью Y гиروطформы. Так как в процессе начальной выставки ось Y гиروطформы совмещена с продольной осью, то угол ε_0 будет равен $\varepsilon_0 = 360^\circ - \text{ИК}$. (рис. 5.4)

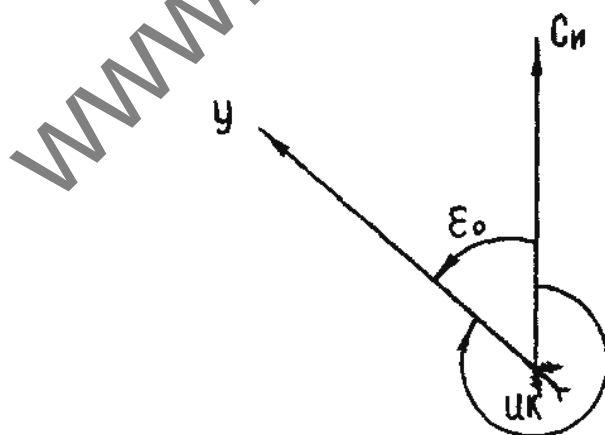


Рисунок 5.4 Определение начального угла ε_0 при гирокомпасировании

Гирокомпасирование в инерциальной системе И-11 производится автоматически по данным самой системы двумя способами:

- одинарное гирокомпасирование;
- двойное гирокомпасирование.

Одинарное гироскомпасирование.

Сущность одинарного гироскомпасирования заключается в следующем (рис. 5.5): чтобы после окончания процесса горизонтирования платформа постоянно удерживалась в плоскости горизонта, потребные угловые скорости вращения её вокруг осей Y и X должны быть равны:

$$\omega_{yп} = \omega_3 \cos\varphi_0 \cos\varepsilon_0, \quad (5.7)$$

$$\omega_{xп} = \omega_3 \cos\varphi_0 \sin\varepsilon_0 \quad (5.8)$$

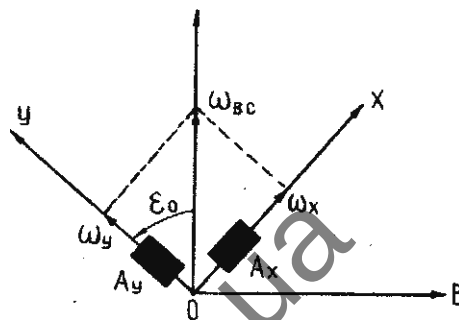
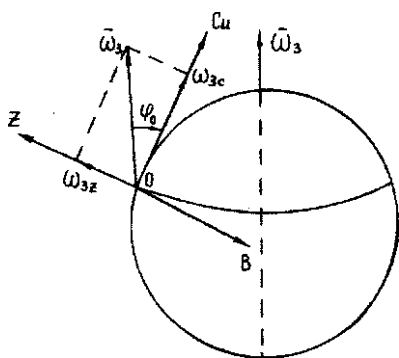


Рисунок 5.5 К сущности одинарного гироскомпасирования

Поскольку угол ε_0 неизвестен, он принимается равным нулю, и расчётные угловые скорости вращения гиropлатформы вокруг её осей, вычисленные в ЦВК, составляют:

$$\omega_{yp} = \omega_3 \cos\varphi_0, \quad (5.9) \quad \omega_{xp} = 0. \quad (5.10)$$

Эти расчетные скорости и подаются на моментные датчики гироскопов. А так как расчетные угловые скорости не равны потребным, гиropлатформа начнет уходить из плоскости горизонта, и на выходах акселерометров появятся выходные сигналы. При одинарном гироскомпасировании для определения угла ε_0 используется выходной сигнал с акселерометра A_y .

Угол ε_0 рассчитывается в ЦВК. При этом весь процесс определения ε_0 подразделяется на два этапа:

- 1) Грубое гироскомпасирование.
- 2) Точное гироскомпасирование.

На этапе грубого гироскомпасирования коэффициенты передачи цепей горизонтирования выбраны большими, поэтому переходные процессы в системе происходят весьма быстро, и отклонение гиropлатформы от плоскости горизонта не превышает нескольких угловых минут. Полученное в процессе

грубого гирокомпасирования значение угла ε_0 является приблизительным (точность порядка 3°). Время грубого гирокомпасирования составляет 15 мин 20 с.

На этапе точного гирокомпасирования коэффициенты передачи цепей горизонтирования уменьшаются. Расчетные угловые скорости вращения гироплатформы вычисляются с учетом угла ε_0 , определенного на этапе грубого гирокомпасирования. И поскольку он определен с ошибкой, снова возникает уход оси Y гироплатформы из плоскости горизонта, что приводит к появлению сигналов с акселерометра A_y . С помощью этих сигналов и происходит точное вычисление угла ε_0 . В связи с уменьшением коэффициентов передачи цепей горизонтирования на этапе точного гирокомпасирования снижается влияние колебаний самолета на точность определения угла ε_0 . Время точного гирокомпасирования составляет 10 мин. 15 с. Вычисленный угол ε_0 «запоминается» в ЦВК и используется в дальнейшем для расчета текущего угла ε между северным направлением текущего меридиана и осью Y гироплатформы в режиме «Навигация».

Балансировка.

Балансировка производится после гирокомпасирования с целью определения угловых скоростей собственного ухода осей гироплатформы.

Она длится 200 сек. и в результате в вычислителе вырабатываются сигналы, компенсирующие видимый уход гироплатформы. По окончании балансировки на пульте управления загорается лампочка «Готовность».

Двойное гирокомпасирование.

Двойное гирокомпасирование производится в двух положениях гироплатформы: сначала в положении, при котором продольная ось платформы перпендикулярна продольной оси ВС (повёрнутое или параллельное гирокомпасирование), а затем при параллельном положении этих осей. Это даёт возможность скомпенсировать составляющую дрейфа гироплатформы и по северной оси (как при одинарном) и по восточной оси.

5.5 Бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС)

С развитием вычислительной техники стали использовать бесплатформенные инерциальные системы, в которых поддержание опорной системы координат и большой объем навигационных вычислений выполняет бортовой компьютер.

Бесплатформенные инерциальные навигационные системы отличаются от рассмотренной ранее полуаналитической ИНС отсутствием платформы. Платформа в этих системах виртуальна, т.е. моделируется математически вычислительной системой. Выходные данные гироскопов поступают непосредственно на компьютер, который вычисляет мгновенное направление акселерометров в опорной системе координат и соответствующие корректирующие сигналы. Об угловой скорости судят по фазовой задержке лазерного луча, пробегающего по замкнутому контуру.

БИН представляет собой 3 акселерометра и 3 датчика угловых скоростей, установленных по самолетным осям X , Y , Z и жестко закрепленных непосредственно на ЛА вблизи центра масс. Начальное положение датчиков фиксируется в компьютере. Для этого вводятся начальные географические координаты и определяется начальный истинный курс с помощью гирокомпасирования.

Угловое положение ВС определяется интегрированием сигналов с датчиков угловых скоростей, а вычислитель производит пересчет информации, получаемой с датчиков, к земной системе координат. Построение такой системы стало возможным благодаря успехам в вычислительной технике, а также усовершенствованию датчиков угловых скоростей и акселерометров. В качестве акселерометров в настоящее время используют кристаллические датчики ускорений, в которых инерциальная масса при ускорении самолета создает давление на кристалл, который создает напряжение, пропорциональное силе. В качестве датчиков угловых скоростей используют лазерные или волоконно-оптические гироскопы.

Как и все измерительные устройства, инерциальные системы навигации подвержены *ошибкам* как методическим, так и инструментальным. К методическим ошибкам относят ошибки, вызываемые ускорениями Кориолиса, несферичностью Земли и т. д., к инструментальным — ошибки элементов, составляющих систему, и ошибки начальной ориентации платформы. Однако точность современных инерциальных систем достаточно высока и составляет примерно 2 км за час полета; такой точностью обладают зарубежные системы Литтон 51 и Литтон 104.

Инерциальные системы навигации находят все большее применение в гражданской авиации, так как позволяют получать высокую точность при решении большого комплекса навигационных и пилотажных задач.

Достоинства инерциальной навигационной системы - ИНС

Достоинствами ИНС являются непрерывная динамичная выдача пользователю полного навигационного решения (координаты, скорость, ускорения, угловая ориентация), возможность выдачи информации с высокой частотой, независимость от внешних источников информации.

Недостатки инерциальной навигационной системы - ИНС

ИНС обладают недостатком – ошибка в определении навигационных параметров накапливается с течением времени, а точность выходной информации зависит от точности чувствительных элементов. В качестве чувствительных элементов применяются прецизионные дорогостоящие гироскопы и акселерометры, которые сильно усложняют и удорожают систему. Для повышения долговременной точности необходимо периодически корректировать данные ИНС по показаниям внешних приборов. Это стало предпосылкой разработки алгоритмов интегрированных навигационных систем.

5.6 Перспективы развития инерциальных систем

Для решения задач навигации и управления полётом современных летательных аппаратов оказалось необходимым увеличить число измеряемых параметров, усложнить алгоритмы навигационных задач, повысить точность и надёжность измерений.

Кроме текущей информации, получаемой от навигационных датчиков, существенно увеличилась роль априорной информации о режимах полёта, константах и закономерностях методов измерений, параметрах заданных траекторий, ориентиров и целей. Решение всей совокупности перечисленных задач оказалось возможным при объединении отдельных навигационных устройств и подсистем в навигационные комплексы, в которых процессы получения и обработки информации осуществляются в определённой взаимосвязи, позволяющей дополнять измерения, компенсировать и фильтровать погрешности, изменять параметры системы и её структуру в зависимости от решаемых задач и условий полёта.

С появлением бортовых цифровых вычислительных машин (БЦВМ) начались разработка и использование навигационных комплексов с централизованной обработкой потоков информации от датчиков. Это позволило более полно использовать имеющиеся резервы информации, применить более совершенные алгоритмы измерений, осуществить статистическую фильтрацию и компенсацию навигационных погрешностей.

Выявились также и недостатки таких комплексов: низкая надёжность (при отказе БЦВМ выходит из строя весь навигационный комплекс), чрезмерная нагрузка БЦВМ решением множества задач обработки первичной информации, сложность и громоздкость каналов связи датчиков с вычислительной машиной. Повышение надёжности комплекса за счёт резервирования БЦВМ (установка на летательном аппарате двух или трех БЦВМ) значительно увеличивает массу, объём и стоимость оборудования.

В современных условиях появилась возможность создавать более совершенные и экономичные навигационные комплексы, обладающие высокой

точностью, надёжностью и адаптацией к условиям работы. Исследования показали, что такими свойствами обладают интегральные комплексы с распределённым интеллектом, в которых получение и обработка информации производится по иерархическому принципу с применением микропроцессоров и современных средств отображения информации.

В таких системах обеспечивается совместимость всех элементов конструкций, оптимальная обработка информации и фильтрация погрешностей измерений, широкое структурное и межсистемное резервирование, единое управление всеми подсистемами, унифицированная связь, единая система контроля и регистрации, максимальная адаптивность к условиям функционирования.

Принцип действия навигационного комплекса основан на моделировании движения летательного аппарата под действием совокупности сил тяги, сопротивления атмосферы и тяготения Земли. Информационное обеспечение комплекса разделяется на три последовательно соединенные группы, осуществляющие измерение ускорений, скоростей и координат.

Связь между группами устройств осуществляется через интеграторы сигналов во времени, а взаимодействие в каждой группе производится с помощью фильтров, которые обрабатывают однородную информацию, фильтруют погрешности и обеспечивают высокую точность измерений навигационных параметров.

В составе комплекса можно выделить навигационное ядро, которое непрерывно моделирует динамику летательного аппарата, начиная от ускорений и завершая измерением координат местонахождения. В навигационное ядро входят инерциальная система навигации, курсовертикаль, датчики угловых скоростей и, в некоторой части, система воздушного счисления пути. Благодаря непрерывному функционированию навигационного ядра создаются благоприятные возможности для функционирования всех других навигационных устройств.

Однако инерциальная система навигации, являющаяся основой навигационного ядра комплекса, обладает существенной информационной недостаточностью. Если на выходе ИНС получают девять координат вектора навигационного состояния (по три составляющих векторов ускорения, скорости и пройденного пути), то исходная информация от акселерометров содержит не полный вектор ускорения (измеряется вектор a ускорения от активных сил и не измеряется вектор g от сил тяготения).

Кроме того, при интегрировании сигналов по времени необходимо задавать начальные значения векторов скорости и местонахождения летательного аппарата, а также начальную угловую ориентацию системы координат, моделируемой с помощью датчиков угловой скорости.

Вследствие информационной недостаточности ИНС обладает динамической неустойчивостью и накапливает погрешности в измерении скорости и координат местонахождения.

Именно этими недостатками объясняется необходимость коррекции ИНС с помощью различных датчиков скорости и координат.

Интегрированные инерциально-спутниковые (ИНС/СНС) навигационные системы представляют собой перспективный класс современных навигационных систем.

Интегрированная навигационная система – это синтез двух самостоятельных систем – инерциальной навигационной системы (ИНС) и спутниковой навигационной системы (СНС), позволяющий объединить достоинства и компенсировать недостатки, присущие каждой из систем в отдельности.

Исторически ИНС появились раньше СНС и получили широкое распространение в авиации, навигации морских судов, космонавтике, ракетной технике. ИНС является неотъемлемой частью систем управления морских и воздушных судов, применяются в геодезии.

Интегрированные навигационные системы обладают рядом преимуществ и перед широко распространенными спутниковыми

навигационными системами – они позволяют определять угловую ориентацию объекта, работают в условиях отсутствия сигнала СНС, выдают навигационную информацию с высокой частотой. Основой работы интегрированной навигационной системы является специальный алгоритм обработки информации, позволяющий создавать интегрированные системы, сочетающие высокие точностные и функциональные характеристики с невысокой стоимостью, малыми габаритами и надежностью.

В интегрированных системах появляется возможность использовать недорогие ИНС, построенные на MEMS (Micro Electro Mechanical Systems микроэлектромеханические системы - технология производства миниатюрных чувствительных элементов) чувствительных элементах. Достоинством таких инерциальных систем являются малый вес и компактные размеры, но автономное использование их затруднено ввиду нестабильности характеристик микроэлектромеханических гироскопов и акселерометров, что ведет к быстрому накоплению ошибки в определении навигационных данных. Алгоритм комплексирования позволяет в качестве чувствительных элементов применять серийные MEMS гироскопы и акселерометры и получать точное навигационное решение как при наличии, так и при пропадании сигнала СНС.

Применение в интегрированных системах комплексирования данных ИНС и СНС позволяет существенно расширить сферу применения инерциальных навигационных систем.

Интегрированная ИНС/СНС система может использоваться в качестве навигационной системы для автомобилей, навигационной системы беспилотного летательного аппарата (БЛА), выполнять функции навигационной системы в составе пилотажно-навигационного средства и оперативно-тактического навигационного комплекса.

Контрольные вопросы к разделу 5

1. Объясните сущность инерциальной навигации.
2. Классификация ИНС.
3. Преимущества методов инерциальной навигации.
4. Что собой представляют инерциальные навигационные системы?
5. Раскройте физические принципы, лежащие в основе инерциальной навигации.
6. Что необходимо сделать для определения текущих значений скорости и координат объекта?
7. Что такое платформа Ливенталья?
8. Составные части платформы Ливенталья.
9. Выставка ИНС.
10. Способы гирокомпасирования.
11. Погрешности ИНС.
12. Роль бесплатформенных инерциальных систем.
13. Перспективы развития инерциальных систем.
14. Расскажите об интегрированных инерциальных системах.

РАЗДЕЛ 6

СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ И АВТОПИЛОТЫ

6.1 Системы автоматического управления самолётом

Система автоматического управления (САУ) предназначена для управления полётом самолёта путём автоматического отклонения элеронов, руля высоты и руля направления. В процессе управления при этом решаются две основные задачи: первая – стабилизация самолёта относительно центра масс по углам крена γ , тангажа ϑ и курса ψ ; вторая задача – перемещение центра масс самолёта по заданной траектории полёта: в горизонтальной плоскости по заданному маршруту, в вертикальной плоскости от взлёта и набора высоты до приземления и за руливания на стоянку.

Под автоматическим управлением понимают управление самолётом без участия человека («automatos» в переводе с греческого «движущийся сам по себе»). Однако система автоматического управления предусматривает возможное участие пилота в управлении в следующих случаях:

- при совмещённом управлении, когда пилот на короткое время отключает или пересиливает автоматическую систему;
- при полуавтоматическом (директорном) режиме управления, когда пилот управляет самолётом с помощью штурвала «по подсказкам» вычислителя автопилота - куда в каждый момент нужно перемещать штурвал для оптимального и точного движения самолёта.

Автоматизация полёта самолёта преследует следующие цели:

- повышение безопасности полётов, которое обусловлено тем, что автоматическая система при правильной эксплуатации управляет самолётом лучше: точнее, быстрее реагирует и компенсирует внешнее возмущение, способна оптимизировать движение самолёта и, в отличие от человека, может выполнять несколько действий по управлению одновременно;
- улучшение лётно–технических характеристик самолёта: повышение аэродинамического качества самолёта, маневренности, управляемости,

снижение расхода топлива и таким образом экономичности при его эксплуатации;

- снятие однообразных, утомительных действий пилота, например, выдерживание в штурвальный режиме прямолинейного полёта с креном равным нулю в течение длительного времени. Впрочем, это облегчение для пилота компенсируется требованием углублённых знаний работы пилотажно-навигационного комплекса для качественного контроля над работой оборудования и квалифицированных действий в нестандартных ситуациях.

6.2 Стабилизация самолёта относительно центра масс. Автопилот

Задача стабилизации самолёта относительно центра масс сводится к такому автоматическому управлению элеронами, рулем высоты и рулем направления, при котором углы крена, тангажа и курса самолёта остаются неизменными. В первых автопилотах задача стабилизации углов крена, тангажа и курса была основной, а в современных системах автоматического управления она реализуется при включении одного из режимов САУ – режима АП (автопилота).

Принцип работы автопилота рассмотрим на примере канала крена, функциональная схема которого представлена на рис. 6.1.

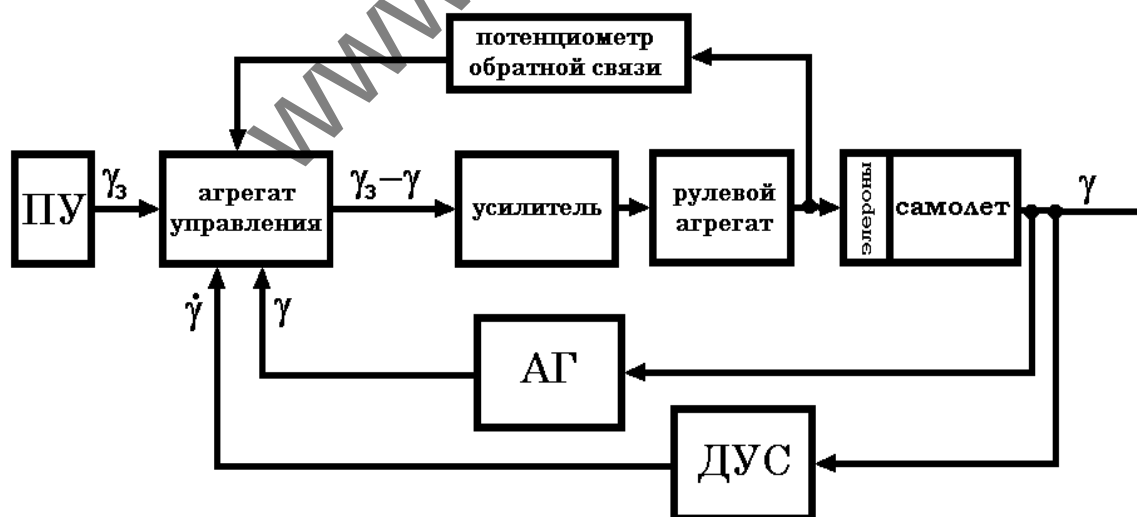


Рисунок 6.1 Функциональная схема автоматического управления элеронами

В каждый момент времени с пульта управления ПУ в вычислитель АУ поступает сигнал заданного крена γ_z . В горизонтальном полёте заданный крен,

равный нулю, устанавливается пилотом на пульте управления рукояткой «Разворот» в нулевое положение (рис.6.2).



Рисунок 6.2 Пульт управления автопилота АП-28Л1



Рисунок 6.3 Пульт управления САУ Як-42

Одновременно в вычислитель поступает сигнал текущего крена γ с авиагоризонта (АГ). Вычислитель сравнивает эти сигналы, вычитая сигнал текущего крена из сигнала заданного. Получается основа сигнала управления в виде напряжения, равная отклонению текущего значения крена самолёта от заданного крена. Этот сигнал после усиления по мощности в усилителе поступает на рулевой агрегат (электродвигатель или гидравлический двигатель), который вращаясь, отклоняет элероны самолёта. Отклонённые элероны создают вращающий момент, действующий на самолёт, и тем самым изменяют крен самолёта в сторону уменьшения разницы ($\gamma_3 - \gamma$). По мере

движения самолета к заданному крену отклонение элеронов уменьшается сигналом потенциометра обратной связи. Когда крен самолёта станет равным заданному, управляющий сигнал станет равным нулю, и элероны установятся в нулевое положение. Так как самолёт обладает большим моментом инерции относительно продольной оси, движение по крену продолжится, и самолет «проскочит» положение заданного крена. Если не принять меры, то дальнейшее движение будет сопровождаться затухающими колебаниями около установившегося значения крена. Для устранения колебаний самолета во всех автопилотах используют сигналы датчиков угловых скоростей (ДУС), измеряющих скорость разворота относительно трёх самолётных осей. В нашем примере сигнал ДУС, измеряющий скорость изменения крена $\omega_x = d\gamma/dt$, является демпфером колебания самолёта по крену.

Для изменения курса самолёта пилот устанавливает заданный крен в пределах от 0° до 30° путём поворота ручки «Разворот» на пульте управления влево или вправо. Автопилот с помощью отклонения элеронов вводит самолёт в крен и стабилизирует заданное значение крена. Крен самолёта вызывает непрерывный разворот самолёта по курсу. При подходе к заданному курсу пилот возвращает ручку «Разворот» в нулевое положение, самолёт выходит из крена, и автопилот начинает стабилизировать крен равный 0° .

Работа автопилота характеризуется законами управления, из которых видно, какие сигналы от датчиков используются для управления самолётом и какие действия производятся над ними в вычислителе для получения управляющих сигналов отклонения элеронов, рулей высоты и направления. Для рассмотренного канала крена закон управления имеет вид:

$$\delta_\delta = k_1(\gamma_3 - \gamma) + k_2 d\gamma/dt, \quad (6.1)$$

где δ_δ – угол отклонения элеронов;

γ_3 – сигнал заданного крена самолёта, поступающий из пульта управления;

γ – сигнал текущего крена, поступающий из авиагоризонта;

$d\gamma/dt = \omega_x$ – сигнал угловой скорости разворота самолёта относительно продольной оси X, поступающий из датчика угловых скоростей;

k_1 и k_2 – коэффициенты, характеризующие «порции» соответствующих сигналов.

Такой же принцип работы используется в автопилотах в каналах тангажа и курса. Для установки заданного угла тангажа самолёта в полёте при наборе высоты или снижении необходимо отклонить на пульте управления нажимной переключатель «спуск - подъём» и удерживая его, контролировать изменение угла тангажа самолёта по авиагоризонту и вертикальной скорости по вариометру. Изменение угла тангажа при этом происходит за счёт отклонения руля высоты. После отпускания переключателя, автопилот будет стабилизировать установленный заданный угол тангажа, перемещая руль высоты при отклонении текущего угла тангажа от заданного.

Канал тангажа работает также в режиме выдерживания (стабилизации) заданной высоты, например, на эшелоне. Для включения режима при достижении заданной высоты уменьшают вертикальную скорость самолёта переключателем «спуск - подъём» и нажимают кнопку «КВ» (корректор высоты) или «ВЫСОТА» (рис. 6.2, 6.3). Основным сигналом управления в этом режиме является сигнал отклонения текущей высоты самолёта H от заданной H_3 . Сигнал $\Delta H = (H_3 - H)$ формируется в корректоре высоты и поступает в вычислитель. Закон управления имеет вид:

$$\delta_B = k_1(v_3 - v) + k_2 dv/dt + k_3(H_3 - H), \quad (6.2)$$

где δ_B – угол отклонения руля высоты;

v_3, v – заданное и текущее значения угла тангажа;

$dv/dt = \omega_z$ – угловая скорость самолёта относительно поперечной оси Z (из ДУС);

$(H_3 - H)$ – сигнал отклонения самолёта от заданной высоты из корректора высоты.

В автопилотах канал курса стабилизирует курс самолета автоматически, отклоняя руль направления пропорционально отклонению текущего курса от заданного:

$$\delta_H = k_1(\psi_3 - \psi) + k_2 d\psi/dt, \quad (6.3)$$

где δ_n - угол отклонения руля направления;

ψ_z, ψ - заданное и текущее значение курса;

$d\psi/dt = \omega_y$ - угловая скорость самолёта относительно оси Y (из ДУС).

Большая часть современных пассажирских самолётов имеет систему автоматического управления, в которой канал руля направления не управляет курсом самолёта, а лишь гасит колебания самолёта относительно вертикальной оси по углу рысканья, то есть канал направления является «чистым демпфером». Руль направления отклоняется рулевым агрегатом с помощью сигнала $\omega_y = d\psi/dt$, поступающего с датчика угловых скоростей. При развороте самолета на заданный курс управление осуществляет канал крена, потому что аэродинамика самолета такова, что при кренах самолёта происходит разворот его по курсу. Заданный курс устанавливается на задатчике курса (например ЗК-2, входящего в состав гиropolукомпаса см. рис. 6.4). В задатчике курса формируется сигнал $(\psi_z - \psi)$ отклонения заданного курса ψ_z , установленного кремальерой от текущего ψ , измеряемого гиродатчиком.



Рисунок 6.4 Лицевая часть задатчика курса ЗК-2

Канал направления может начать работать в качестве демпфера колебаний раньше, чем происходит включение САУ в режим автопилота («АП»). Это может быть перед взлётом, который осуществляется в штурвальном режиме. Руль направления при этом управляется автономным

демпфером рысканья (АДР), который помогает пилоту управлять самолётом, подавляя раскачку колебаний по углу рысканья.

6.3 Обеспечение устойчивости и управляемости самолёта при автоматическом полёте

Автопилоты, как правило, начинают работать после взлёта на высоте порядка 300 метров и отключаются перед заходом на посадку. Автопилоты отключаются также в случае отказа двигателя, болтанки, других сложных условиях. Это обусловлено тем, что автопилот не обеспечивает в этих режимах достаточного уровня устойчивости, управляемости и надёжности.

Развитие автопилотов и превращение их в системы автоматического управления связано с появлением режимов траекторного управления и автоматического захода на посадку. Для обеспечения этих режимов приняты дополнительные меры для повышения запаса устойчивости и управляемости самолёта и как следствие безопасности автоматического полёта на всех его стадиях. Эти меры в первую очередь сводятся к совершенствованию законов управления в режиме «АП» путём введения дополнительных сигналов для управления.

Для улучшения демпфирования колебаний относительно центра масс самолёта вместе с сигналами производной от регулируемого параметра $\frac{d\gamma}{dt}$, $\frac{d\vartheta}{dt}$ и $\frac{d\psi}{dt}$, поступающего от датчика угловых скоростей, используют сигналы вторых производных от крена, тангажа и курса, измеренных датчиками угловых ускорений, установленных вдали от центра масс. Сигналы от датчиков ускорений, находящихся в конце крыла или хвостовой части самолёта, раньше других датчиков «обнаруживают» начальную стадию развития колебаний под действием внешних возмущений. Они обеспечивают дополнительное отклонение рулевых поверхностей самолёта, подавляя развитие колебаний. Не случайно использование вторых производных в управлении самолётом называют автоматами продольной и боковой устойчивости (АПУ и АБУ).

Для автоматического управления самолётом по траектории, например, при снижении по глиссаде необходимо обеспечить высокую точность управления по крену и тангажу даже при наличии значительных внешних возмущений (изменении центровки, несимметрии тяги двигателей, порывах ветра). Даже небольшая разница между заданным и текущим углом тангажа в установившемся режиме является ошибкой в управлении, которая приводит к отклонению самолёта от заданной траектории. При посадке это просто недопустимо.

Существует оригинальный метод устранения статической ошибки САУ – введение интеграла в закон регулирования. Сущность его заключается в следующем. Статическая ошибка $\delta=(v_3-v)$ в виде напряжения, пропорционального разнице между заданным и текущим тангажом искусственно с течением времени увеличивается путём интегрирования в вычислителе $\delta=\int(v_3-v)dt \approx (v_3-v)t$. Этот, увеличивающийся с течением времени сигнал, является частью сигнала управления и становится достаточным для дополнительного отклонения рулевой поверхности и тем самым устранения статической ошибки. В этом случае система автоматического управления становится астатической, то есть не имеющей статической ошибки.

Искусство пилотирования, чувство аэродинамики самолёта проявляется в координированном и точном отклонении пилотом всех трёх рулей управления: элеронов – с помощью штурвала, высоты – колонкой штурвала и руля направления – педалями. Любое движение одной рулевой поверхности требует координированное движение двух других для того, чтобы не было скольжения самолёта. При автоматическом управлении это достигается введением так называемых перекрёстных связей между каналами автопилота. Это значит, что в продольный канал САУ (канал тангажа) поступает сигнал бокового канала, например, сигнал текущего крена самолёта, а в канал крена – сигнал разницы заданного и текущего курса.

В качестве примера запишем закон управления рулём высоты самолёта ТУ-154 при управлении автоматической бортовой системой управления АБСУ-

154, где для формирования сигнала управления рулём высоты складываются взятые в определённой пропорции следующие сигналы:

$$\delta_v = \sigma + (k_u/p)\sigma, \quad (6.4)$$

$$\sigma = k_v(v - v_3) + k_v p v + (k_n + k_{ни}/p) \cdot (H - H_3) - k_\gamma |\gamma|, \quad (6.5)$$

где $(v - v_3)$ – разность между заданным углом тангажа, поступающим из ПУ и текущим тангажом из АГ;

$p v = dv/dt$ – сигнал с датчика угловых скоростей является демпфером колебаний;

$(H - H_3)$ – сигнал разницы между заданной и текущей высотой, поступающий из корректора высоты стабилизирует высоту полета самолета;

$|\gamma|$ – сигнал текущего крена по абсолютной величине, поступающий с авиагоризонта, является сигналом перекрёстной связи. Этот сигнал дополнительно отклоняет руль высоты для компенсации падения подъёмной силы при кренах самолета, независимо от направления крена;

$(k_u/p)\sigma = k_u \int \sigma dt$ – сигнал интеграла, введенный в закон регулирования для устранения статической ошибки.

Для повышения надёжности и безопасности автоматического управления в САУ предусмотрены меры для ограничения предельных режимов, которые не допускают приближение самолёта к критическим режимам сваливания, переходу в штопор, опасным вертикальным перегрузкам. Это достигается ограничением управляющих сигналов в зависимости от условий и режимов полёта. Автоматически ограничивается угол атаки, скорость изменения угла атаки при подъёме передней стойки шасси на взлете, крен самолёта в зависимости от этапа захода на посадку. Существует также способ автоматического парирования ветра и ослабления вертикальных ускорений (болтанки) для повышения комфорта пассажиров и уменьшения усилий на планер самолёта. Одновременно совершенствуется система сигнализации для экипажа о приближении к опасным режимам полёта.

Ранее, при отсутствии автоматических систем улучшения устойчивости и управляемости, необходимая для управления самолётом статическая

устойчивость достигалась соответствующим аэродинамическим профилем планера самолёта: достаточно большим хвостовым оперением и передней центровкой. Такой самолёт устойчив сам по себе и легко управляется, но, с другой стороны, он имеет плохое аэродинамическое качество из-за потерь на балансировку и большое лобовое сопротивление. Используя возможности автоматической системы для повышения устойчивости самолёта, можно уменьшить его статическую устойчивость смещением центра масс назад, что приводит к уменьшению горизонтального оперения самолёта на 30-50% с одновременным улучшением аэродинамического качества и других лётно-технических характеристик [10].

6.4 Автоматическая стабилизация скорости полёта самолёта

Стабилизация индикаторной воздушной скорости нужна в режиме набора высоты и снижения для поддержания оптимального с точки зрения расхода топлива и ресурса режима работы двигателей, выдерживания заданного профиля полёта в вертикальной плоскости и необходимой скорости при заходе на посадку.

Стабилизация скорости осуществляется двумя способами:

- путём отклонения руля высоты и, соответственно, изменения угла тангажа самолёта. Режим используется при наборе высоты и снижении, а также при смене эшелона. Включается после выставки заданного режима работы двигателей и вертикальной скорости нажатием кнопки-лампы «Скорость» при включённом режиме «АП» (см. рис. 6.3). Основным управляющим сигналом является сигнал разницы между заданной и текущей скоростью, который формируется в указателе приборной скорости и числа Маха (УСИМ);

- с помощью автомата регулирования тяги двигателей. Этот способ может использоваться в любом режиме полёта. Наиболее привлекателен он в режиме захода на посадку и ухода на второй круг, когда в условиях малой высоты и дефиците времени, при малой скорости полета необходимо обеспечить устойчивость и управляемость самолета.

Режим стабилизации индикаторной скорости через автомат тяги включается кнопкой-лампой «АТ» после установки на пульте управления САУ заданной скорости. Значение заданной скорости отображается характерным индексом на приборе УСИМ и на электронном индикаторе (рис. 7.15). После включения режима, сигнал разницы между заданной и текущей скоростью ($V_z - V$) поступает в вычислитель автомата тяги, где к нему прибавляются в определённой пропорции сигналы продольного ускорения n_x и угла тангажа γ для формирования управляющего сигнала. Управляющий сигнал в виде напряжения поступает в исполнительный механизм автомата тяги, представляющий собой двигатель, который перемещает рукоятку управления двигателем (РУД) и изменяет подачу топлива в двигатель.

При нажатии кнопки на штурвале при уходе на второй круг автомат тяги автоматически перемещает РУД в положение взлётного режима двигателя, а руль высоты автоматически перемещается, устанавливая заданный угол тангажа для набора высоты. При этом скорость автоматически ограничивается до значения, соответствующего текущей конфигурации самолёта.

6.5 Автоматическое управление самолётом на маршруте

Основными режимами автоматического управления самолётом на маршруте является режим горизонтальной (LNAV) и вертикальной (VNAV) навигации.

Горизонтальная навигация. В горизонтальной плоскости (режим LNAV) полёт осуществляется по прямолинейным участкам (ортодромиям). Географические координаты поворотных пунктов маршрута φ , λ задаются планом полёта, который вводится в вычислитель навигационного комплекса. Во время полёта в каждый момент времени навигационным комплексом определяются ортодромические координаты самолёта: S – оставшееся расстояние до поворотного пункта и Z – боковое отклонение (рис. 6.6).

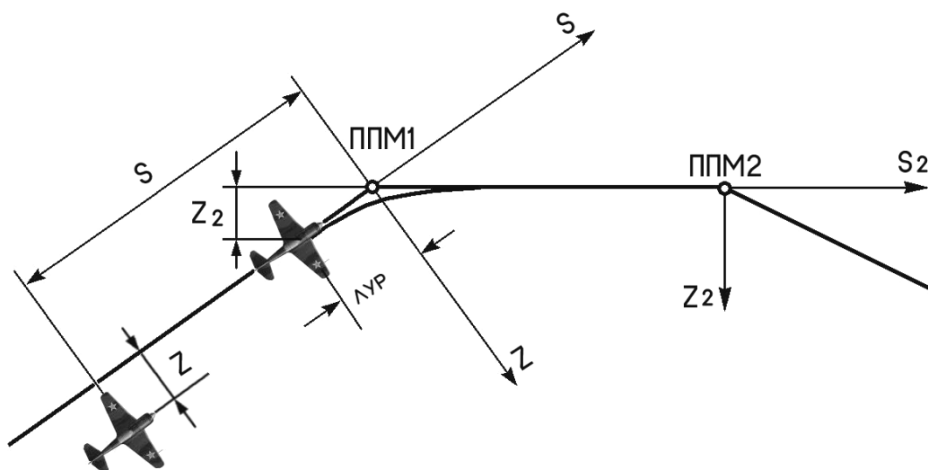


Рисунок 6.6 Ортодромические координаты самолёта

Используя эти данные, в вычислителе навигационного комплекса или в вычислителе САУ определяется заданное значение крена самолёта для устранения бокового отклонения от линии заданного пути (ЛЗП). При этом используется следующий закон управления:

$$\gamma_3 = F(\kappa_1 Z + \kappa_2 \frac{dz}{dt}), \quad (6.6)$$

где F – ограничение заданного крена, зависящее от условий и режима полёта;

Z – боковое отклонение;

$\frac{dz}{dt}$ – сигнал, пропорциональный скорости приближения или удаления от ЛЗП.

Этот сигнал может быть получен путём дифференцирования сигнала линейного бокового отклонения Z или взят при промежуточном вычислении ортодромических координат в качестве сигнала составляющей путевой скорости W_z . Он необходим для устранения колебаний самолёта относительно линии заданного пути.

Полученный таким образом сигнал заданного крена γ_3 участвует в формировании управляющего сигнала для отклонения элеронов:

$$\delta_3 = \kappa_1(\gamma_3 - \gamma) + \kappa_2 \omega_z. \quad (6.7)$$

Как видно из формулы (6.7) закон управления такой же, как при развороте самолёта с заданным креном с помощью ручки «Разворот» на пульте управления с той разницей, что сигнал заданного крена определяется не пилотом, а вычислителем САУ.

Во время автоматического полёта по ортодромии в режиме «навигация» боковое уклонение равно нулю, так как оно непрерывно устраняется, а значение курса самолёта с учётом ветра автоматически устанавливается таким, при котором боковое уклонение $Z = 0$.

Когда оставшееся расстояние S до поворотного пункта становится равным линейному упреждению разворота ЛУР, происходит перерасчёт в навигационном вычислителе ортодромических координат самолёта в системе координат, перенесённой в следующий поворотный пункт маршрута ППМ2 (рис. 6.6). В новой системе боковое уклонение Z_2 относительно новой ЛЗП не равно нулю и устраняется также автоматически, как описывалось выше при полете по прямолинейной траектории.

Линейное боковое уклонение самолета от линии заданного пути отображается на навигационном приборе ПНП подвижной линией под силуэтом самолета (см. рис. 6.7).

Во время полета по маршруту и при заходе на посадку может использоваться режим автоматического управления по наземным маякам VOR. Для реализации этого режима необходимо установить на навигационном приборе с помощью кремальеры (см. рис. 6.7) заданный путевой угол, по которому должен лететь самолет на маяк, и включить режим управления по маяку VOR. Основным сигналом для управления при этом является сигнал углового бокового уклонения самолета от ЛЗП ε (см. рис. 6.8). Этот сигнал формируется в бортовой радиотехнической системе навигации и посадки типа КУРС МП (VOR/ILS), принимающей электромагнитные сигналы маяка. Угловое уклонение ε контролируется так же, как и линейное Z на приборе ПНП (см. рис. 6.7). Как видно из рисунка 6.8, самолет летит по прямолинейной траектории с заданным путевым углом 70° , затем, планируя разворот на новую линию заданного пути, проходящую через маяк VOR, пилот устанавливает новое значение заданного путевого угла, равного 116° , и включает режим навигации по VOR.

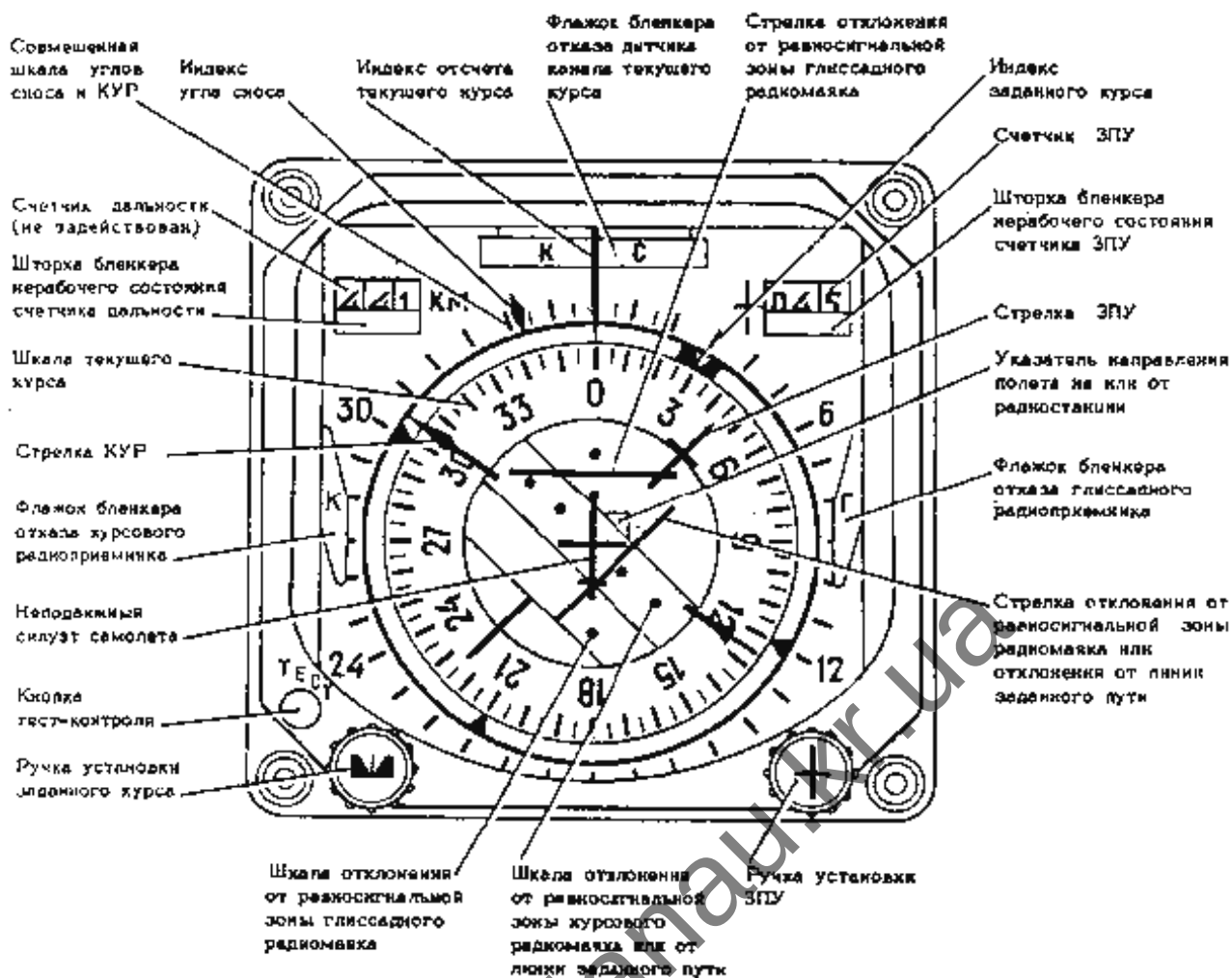


Рисунок 6.7 Прибор навигационный плановый

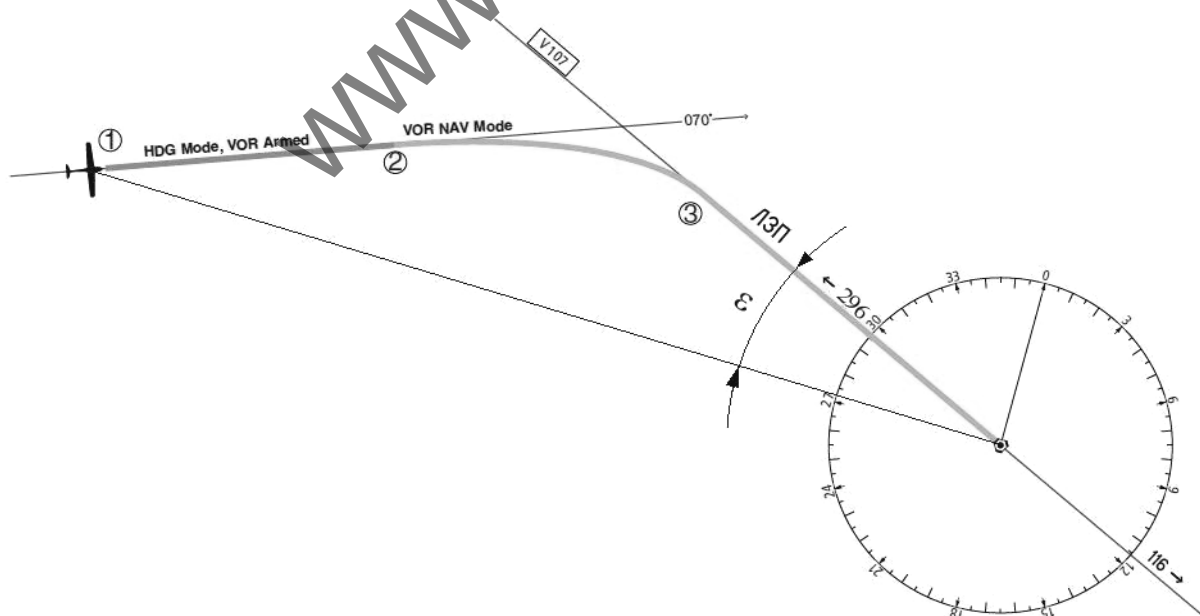


Рисунок 6.8 Автоматический полёт по маяку VOR

Принципы и законы управления самолетом аналогичны управлению с использованием навигационного комплекса. Заданное значение крена определяется вычислителем по формуле:

$$\gamma_3 = F(k_1 \varepsilon + k_2 \frac{d\varepsilon}{dt}). \quad (6.8)$$

Производную по угловому уклонению $\frac{d\varepsilon}{dt}$ часто заменяют эквивалентным сигналом $(\Delta\Psi + УС)$.

Начало разворота на линию заданного пути будет задержано, если отклонение ε велико, и только в момент достижения точки 2, когда отклонение от ЛЗП станет меньше одной точки по прибору ПНП, включится режим навигации по маяку VOR. Такой разворот на маяк принято называть перехватом радиала VOR. Дальнейший полет самолета осуществляется по ЛЗП путем непрерывного автоматического устранения углового уклонения ε , измеренного аппаратурой КУРС-МП.

При отказе навигационного комплекса или необходимости оперативного изменения маршрута система автоматического управления позволяет осуществлять полет по маршруту, используя режим автопилота «АП». Для этого в каждом поворотном пункте маршрута нужно развернуть самолет на заданный курс ψ_3 , равный ортодромическому заданному путевому углу с учетом угла сноса.

$$\psi_3 = \text{ОЗПУ} \pm \text{УС}. \quad (6.9)$$

Наличие на борту самолета устройства для измерения и отображения угла сноса, например системы ДИСС, позволяет более точно установить заданный курс.

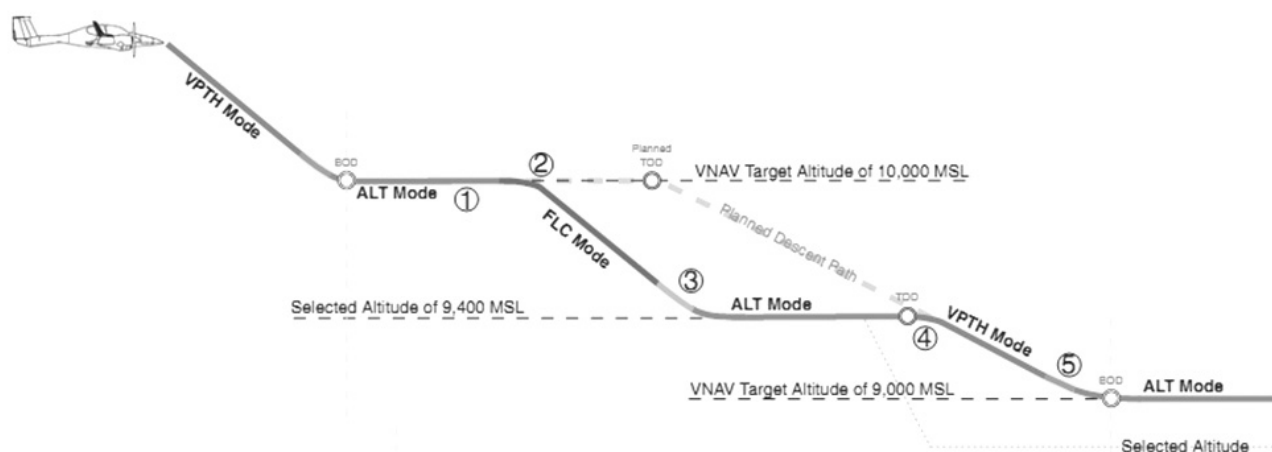
В режимах «АП» или «ЗАДАННЫЙ КУРС» САУ будет стабилизировать курс до следующего поворотного пункта маршрута.

Точность такого способа пилотирования не вполне удовлетворительна, так как угол сноса зависит от параметров ветра, которые не всегда известны и меняются в течение полета. Как правило, при этом требуется периодически корректировать место самолета и параметры полета.

Вертикальная навигация. Автоматический полет по маршруту в вертикальной плоскости программируется планом полета путем установки заданной высоты для всех поворотных пунктов маршрута. Траектория полета состоит из прямолинейных участков горизонтального полета и прямолинейных участков набора высоты и снижения. Горизонтальный полет происходит в режиме стабилизации высоты, а изменение высоты осуществляется в режиме стабилизации скорости через автомат тяги с одновременным включением режима стабилизации вертикальной скорости. Если программой полета предусмотрен режим вертикальной навигации, то переключение режимов стабилизации высоты и набора высоты и снижения происходит автоматически с вычислением точек начала и окончания снижения (TOD, BOD) для оптимальной вертикальной скорости и оптимального режима двигателя. При оперативном изменении вертикального профиля полета пилот может начать набор высоты или снижение раньше. Для этого нужно установить заданную высоту, и начать снижение в режиме стабилизации скорости с помощью руля высоты или в режиме стабилизации вертикальной скорости. При достижении заданной высоты автоматически включается режим стабилизации высоты.

На рис. 6.9 показан пример автоматического управления самолетом пилотажно-навигационным комплексом Garmin 1000 в режиме вертикальной навигации и с соответствующей сигнализацией о переключении режимов САУ.

До точки 1 самолет летел по программе в режиме горизонтальной и вертикальной навигации. На электронном индикаторе в строке режимов работы САУ отображается информация (а) о том, что включен режим AP (автопилота) и демпфер рыскания YD. В боковом канале САУ включен режим горизонтальной навигации от спутниковой системы GPS, которая измеряет и выдает сигнал линейного бокового уклонения самолета. Продольный канал работает в режиме стабилизации высоты ALT 10000 футов.



- а)

GPS	AP	YD	ALT 10000FT
-----	----	----	-------------
- б)

GPS	AP	YD	FLC	130KT	ALTS	VPTH
-----	----	----	-----	-------	------	------
- в)

GPS	AP	YD	ALTS 9400FT	ALT	VPTH
-----	----	----	-------------	-----	------
- г)

GPS	AP	YD	ALT 9400FT	VPTH
-----	----	----	------------	------
- д)

GPS	AP	YD	VPTH	ALTV
-----	----	----	------	------

Рисунок 6.9 Отображение режимов работы САУ

В точке 2 согласно информации в строке режимов (б) пилот оперативно, раньше расчетной точки снижения TOD включил режим снижения при стабилизации скорости 130 узлов (FLS) с последующим перехватом заданной высоты 9400 футов (ALTS). При этом режим ALTS не активен (надпись белым цветом), но подготовлен к включению. Подготовлен также режим VPTH продолжения полета по программе вертикальной навигации.

При приближении самолета к заданной высоте 9400 футов (к точке 3) сначала зеленой становится мигающая надпись ALTS, затем включается режим стабилизации высоты ALT (информация (в) и (г) на рис. 6.9).

В точке 4 самолет возвращается на программную траекторию (информация на индикаторе (д)), становится активным режим отслеживания вертикального коридора (режим VPTH).

6.6 Автоматический заход на посадку

Автоматический заход на посадку начинается в точке начала четвертого разворота стандартного предпосадочного маневра на расстоянии 15-20 км от

входного торца взлетно-посадочной полосы (ВПП). До этого момента система автоматического управления управляет полетом самолета так же, как на маршруте, с включенными режимами АП, горизонтальной и вертикальной навигацией, автомата тяги. Самолет находится на высоте круга с выпущенными закрылками и шасси.

Способ захода на посадку зависит от аэродромного и бортового оборудования, предназначенного для посадки.

В настоящее время наиболее широкое распространение имеет курсоглиссадная система посадки ILS, которая обеспечивает точный заход на посадку до высоты 30 метров с возможностью перехода к режиму выравнивания и приземления.

В состав наземного оборудования входят курсовой, глиссадный и маркерные маяки. В качестве бортового оборудования используются: система автоматического управления, радиотехническая система навигации и посадки (типа КУРС МП), курсовая система и система авиагоризонтов.

Настроенная на частоту курсового радиомаяка система КУРС МП сигнализирует о входе самолета в зону действия маяка и определяет угол ε_k между осью взлетно-посадочной полосы и направлением от самолёта на маяк (рис. 6.10). Угловое боковое уклонение ε_k отображается на навигационном индикаторе, что позволяет пилоту своевременно включить режим захода на посадку (например, кнопкой КУРСОВАЯ ЗОНА, или APR на пульте управления САУ).

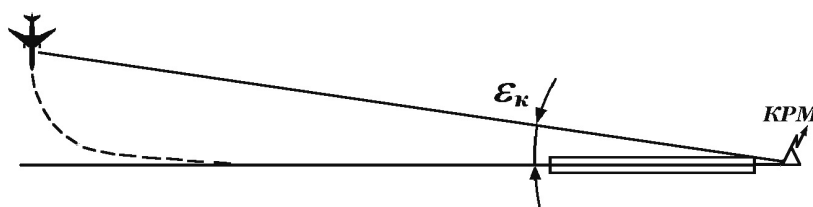


Рисунок 6.10 Вход самолета в зону действия маяка

Сначала начинает работать боковой канал. Его задача – осуществить необходимый разворот самолета и совместить вектор путевой скорости с осью ВПП. Сигнал ε_k подается в вычислитель для формирования сигнала заданного

крена, а затем с его помощью вычисляется заданный угол отклонения элеронов. Заданное значение крена ограничивается в вычислителе по соображениям безопасности по мере приближения к ВПП при пролете дальнего и ближнего приводных маяков. Вместе с сигналом ϵ_k в формировании законов управления используются сигналы курсовой системы Ψ , заданного путевого угла ВПП, а также сигналы для улучшения устойчивости и управляемости самолета. Отклонение элеронов на углы, определенные в вычислителе САУ, обеспечивают полет самолета по оптимальной траектории в горизонтальной плоскости.

При подлете к линии глissады, сформированной глissадным радиомаяком, бортовая аппаратура типа КУРС МП сигнализирует о входе самолета в зону излучения маяка, измеряет угловое отклонение самолета относительно глissады (см. рис 6.11) и выдает электрический сигнал ϵ_r в вычислитель продольного канала САУ и на индикаторы ПНП и ПКП.

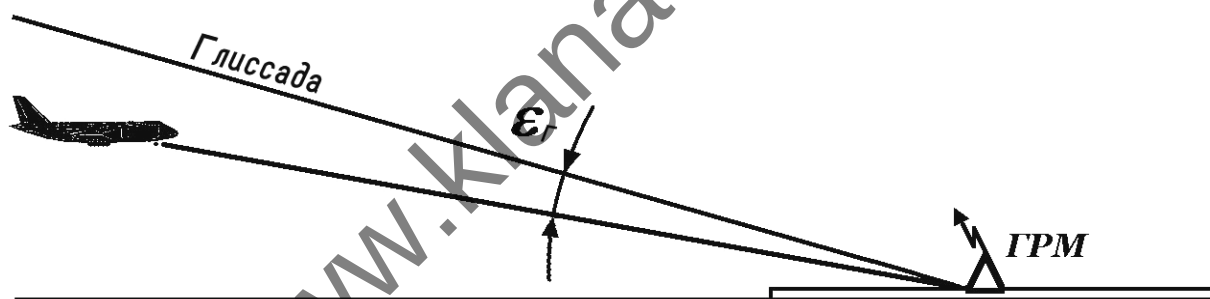


Рисунок 6.11 Угловое отклонение самолета относительно глissады

В момент пересечения линии глissады происходит автоматический ее захват, выключение режима стабилизации высоты и включение режима ГЛИССАДА (GP). Сигнал ϵ_r системы КУРС МП и сигнал текущего угла тангажа θ системы авиагоризонта в вычислителе продольного канала САУ формируют сигналы заданного значения угла тангажа и угла отклонения руля высоты по законам управления, аналогичным законам управления в боковом канале. В момент пересечения глissады дополнительно подается форсирующий сигнал для энергичного перехода на наклонную траекторию.

На высоте принятия решения о посадке (60м по первой категории посадки и 30м по второй категории) заканчивается режим захода на посадку, происходит переход на штурвальное управление. При посадке по третьей категории на высоте 30м продолжается автоматический полет в режиме выравнивания и приземления. Посадка по второй и третьей категориям производится с обязательным включением режима стабилизации скорости с помощью автомата тяги с возможностью включения режима автоматического ухода на второй круг.

Заход на посадку часто производится в директорном режиме, при котором самолет управляется пилотом по командным индексам на приборе командном пилотажном. Система автоматического управления в этом случае работает при отключенном режиме АП, а остальные режимы работают так же, как при автоматическом заходе на посадку.

В настоящее время происходит интенсивная разработка и широкое распространение автоматической системы захода на посадку с помощью спутниковой навигационной системы GPS с введенными дифференциальными поправками для повышения точности позиционирования. Достигнутая при этом точность определения места самолета порядка 1 метра вполне достаточна для осуществления автоматического захода на посадку по первой категории. Поправки формируются в дополнительно установленных наземных станциях в районах аэродромов и передаются на самолеты. Необходимая для захода на посадку траектория находится в электронной базе данных, а вертикальное и боковое отклонение самолета от этой траектории вычисляется бортовой навигационной системой GPS по измеренным координатам самолета с учетом дифференциальных поправок. Работа САУ в этом случае аналогична работе при заходе на посадку по курсоглиссадной системе. Наличие на аэродроме курсовых и глиссадных маяков, а также маяков VOR позволяет использовать их комплексно с системой GPS, увеличивая тем самым точность, надежность системы посадки.

6.7 Автоматический режим выравнивания и приземления

Режим автоматического выравнивания и приземления начинается на высоте примерно 18 метров, на которой продольный канал САУ переводит траекторию полета самолета с прямолинейной на экспоненциальную [11].

Экспоненциальная траектория получается при выполнении условия: в каждый момент времени истинная высота пропорциональна вертикальной скорости:

$$H = -k \frac{dH}{dt}, \quad (6.10)$$

где $\frac{dH}{dt} = V_y$

Решение дифференциального уравнения (6.10) дает уравнение экспоненциальной траектории

$$H(t) = H_0 e^{-t/k} \quad (6.11)$$

или подставляя $D=Vt$ $H(D) = H_0 e^{-D/Vk}$ (6.12)

где D – дистанция от начала выравнивания, H_0 – начальная высота, V – скорость самолета, коэффициент $k \approx 6$.

Вертикальная скорость в момент приземления при такой траектории равна нулю, что делает неопределенной точку касания на дистанции, поэтому асимптоту экспоненты делают ниже поверхности земли приблизительно на $H_{ac} = 3$ метра так, чтобы вертикальная скорость при касании равнялась 0,6м/с (см. рис 6.12).

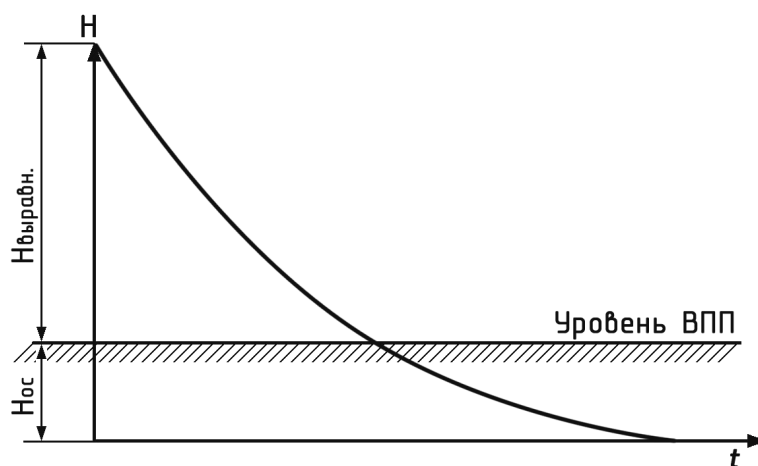


Рисунок 6.12 Траектория выравнивания и приземления

Для реализации такой траектории в каждый момент времени с помощью радиовысотомера измеряется истинная высота и сравнивается с вертикальной скоростью, умноженной на коэффициент $k \approx 6$. Разница между ними в виде напряжения указывает на отклонение от заданной траектории и поэтому является основой для управляющего сигнала для отклонения руля высоты. Для того чтобы опустить асимптоту на 3 метра к сигналу радиовысотомера прибавляют напряжение, соответствующее высоте 3 метра. Для повышения быстродействия к полученному сигналу управления добавляют сигнал программного управления, отклоняющий руль высоты для получения приблизительной траектории, которая корректируется сигналом, формирующим экспоненциальную траекторию. Кроме того, в закон управления рулем высоты вводится интеграл для устранения статической ошибки.

Боковой канал САУ удерживает самолет на оси ВПП и перед приземлением разворачивает самолет с помощью руля направления для компенсации угла сноса.

Контрольные вопросы к разделу 6

1. Система автоматического управления самолётом: задачи, функции.
2. Каковы цели автоматизации полёта?
3. Автопилот. Требования, предъявляемые к автопилотам.
4. Какова функциональная схема автопилота?
5. Дайте краткую характеристику составляющим частям автопилота.
6. В чём заключается принцип работы автопилота (на примере канала крена)?
7. Как обеспечивается устойчивость и управляемость самолёта в автоматическом полёте?
8. Способы автоматической стабилизации скорости полёта самолёта.
9. Автоматическое управление самолётом на маршруте.
10. Полёт в режиме вертикальной навигации.
11. Как проходит автоматический заход на посадку?
12. Раскройте принцип горизонтальной навигации.
13. Раскройте принцип вертикальной навигации.

РАЗДЕЛ 7

ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ И СИСТЕМ САМОЛЁТА

7.1 Общие сведения.

Большое количество бортового оборудования ВС предназначено для обеспечения полёта и условий функционирования экипажа и пассажиров. Системы, что обеспечивают выполнение нормального полёта и называются общесамолётными, требуют электропитания (топливная, гидравлическая системы) и применения большого количества различного контрольного и управляющего цифрового оборудования, следовательно, входят в состав авионики ВС. Управление всеми этими системами осуществляет система управления общесамолётным оборудованием.

С развитием и совершенствованием самолетов, с появлением самолетов с несколькими двигателями, а также с увеличением размеров самолета, когда двигатели стали размещать на значительном расстоянии от кабин экипажа, появилась необходимость дистанционного измерения некоторых параметров, по значению которых можно судить о режиме работы двигателя, и применения большего числа связей от приемника (датчика) до измерителя (указателя).

В связи с появлением электрических дистанционных передач потребовалась разработка способов измерения неэлектрических величин (таких, как давление, температура, угловая скорость и др.) электрическими методами, что привело в авиаприборостроении к возникновению двух направлений перехода от механических измерений к измерениям электрическим: применению электромеханических методов измерения и применению электрических методов измерения.

Сущность *электромеханического метода* измерения неэлектрических величин заключается в следующем: изменение величины измеряемого чувствительным элементом параметра дает механическое перемещение, которое при помощи другого чувствительного элемента преобразуется в

электрическую величину; последняя дистанционной электрической линией связи передается к электроизмерительному прибору и измеряется им.

Сущность *электрического метода* измерения неэлектрических величин заключается в преобразовании измеряемой физической величины в электрическую одним только чувствительным элементом, минуя промежуточные преобразования.

Электрический метод измерения неэлектрических величин широко применяют для определения температуры и замера количества топлива в баках самолета.

Из рассмотренных примеров измерения неэлектрических величин электромеханическим и электрическим методами видно, что в схеме такого прибора важное место занимает собственно дистанционная передача, поскольку она органически входит в измерительную схему. Поэтому важно знать виды электрических дистанционных передач, применяющихся в электрических авиационных приборах.

Применяющиеся в приборах электрические дистанционные передачи (ЭДП) подразделяются на две основные группы: гальванометрические и логометрические. Такое разделение определяется типом применяемого в схеме электроизмерительного прибора. В гальванометрических передачах показывающим прибором является гальванометр, а в логометрических - логометр.

В настоящее время тенденцией в развитии измерительных схем является переход от потенциометрических преобразователей сигналов в датчиках к бесконтактным индуктивным преобразователям. При этом мостовая измерительная схема питается от сети переменного тока частотой 400 *Гц*.

Во многих измерительных схемах показывающими приборами являются магнитоэлектрические логометры. Выбор типа логометра определяется схемой измерения и величиной входного сигнала от датчика. Применяются различные модификации логометров с подвижными катушками (рамками) или с подвижными магнитами.

На современных самолётах система управления общесамолётным оборудованием – одна из важнейших и содержит сложные и ответственные системы авионики.

7.2 Приборы для измерения давления (манометры)

Построение системы функционирования силовой установки зависит от количества двигателей, их размещения, типа и уровня автоматизации. Процесс запуска и мониторинга состояния силовой установки зависят от типа и изготовителя. Используются разные алгоритмы автоматизации, значит и разное оборудование авионики, уникальное для каждого типа двигателя. Оборудование, предназначенное для мониторинга в течение полёта, должно детально анализировать все параметры двигателя и систем, что обеспечивает его работу в реальном времени.

Для дистанционного измерения давления в различных системах самолета и авиадвигателя нашли широкое применение манометры электромеханической системы. Манометры используются для измерения давления воздуха, газов, топлива и масла. Такие манометры получили условные обозначения ЭМ, ЭДМ и ЭДМУ, что соответственно означает: электромеханический манометр, электромеханический дистанционный манометр и электромеханический дистанционный манометр унифицированный.

Электромеханические манометры различают по следующим признакам: по углу размаха шкалы; по диапазону измерения; по назначению.

Под углом размаха шкалы понимается угол в градусах, стороны которого ограничивают участок с нанесенными делениями. Для повышения точности отсчета по прибору необходим большой угол размаха, так как в этом случае можно будет нанести на приборе шкалу с малой ценой делений.

Угол размаха шкалы является одним из важнейших критериев качества прибора; от него зависят точность измерения давления, электрическая схема прибора и конструкция его элементов. В настоящее время изготавливаются манометры с углами размаха шкалы 120° и 270° .

В системах самолета и двигателя приходится измерять различные по своей величине давления жидкостей и газов, поэтому манометры изготавливают следующих диапазонов измерения:

— манометры с углом размаха шкалы 120° : 0-1, 0-3, 0-10, 0-15, 0-150, 0-250 и 0-350 кг/см²;

— манометры с углом размаха шкалы 270° : 0-1, 0-3, 0-10 и 0-100 кг/см².

Однако в некоторых случаях применяются манометры и с диапазонами измерения 0-60 и 0-80 кг/см², в основном с углом размаха шкалы 270° .

По назначению манометры подразделяются по роду той среды, давление которой, измеряется: манометры масла, манометры топлива и т. д.

За единицу давления принят Паскаль ($1\text{Па} = 1\text{Н/м}^2$). Используется также единица давления кгс/см² ($1\text{кгс/см}^2 = 735,56\text{мм рт. ст. (при } 0^\circ\text{C)} = 9066,5\text{Па} \approx 100\,000\text{Па} = 0,1\text{МПа}$).

Несмотря на указанные различия электромеханических манометров, главным из которых является угол размаха шкалы, все они состоят из одних и тех же основных частей: датчика, указателя, линии связи и источника питания.

Датчик манометра служит для восприятия измеряемой величины и выдачи соответствующего электрического сигнала на указатель. Датчиками манометров могут быть мембраны и мембранные коробки, сильфоны, трубчатые пружины. Чаще используются мембраны. Мембраны могут быть плоскими и гофрированными.

Для увеличения масштаба перемещения чувствительного элемента (датчика) служит передаточно-множительный механизм. Перемещение чувствительного элемента датчика через передаточно-множительный механизм передается щетке потенциометра, а потенциометр включен в мостовую схему указателя давления.

Указатель манометра служит для преобразования сигнала, полученного от датчика, в механическую величину в угол поворота стрелки, пропорциональный величине полученного сигнала.

Линия связи служит для дистанционного соединения датчика с указателем и передачи сигнала датчика к указателю.

Для обеспечения работы электромеханического манометра необходим источник питания, которым, как правило, является электрическая сеть самолета. Электромеханические дистанционные манометры питаются постоянным током 27В, а индуктивные – переменным однофазным током 36В 400Гц.

На шкале указателя могут быть нанесены зеленый, желтый и красный секторы.

Прибор ЭМ (электрический манометр) предназначен для измерения давления топлива, а также гидросмеси в гидравлических системах. Диапазоны измерения от 0÷10 до 0÷300 кг/см^2 . В комплект прибора входит датчик и указатель.

Прибор ДИМ (дистанционный индуктивный манометр) предназначен для измерения давления жидкостей и газов, имеющих пульсации с частотой от 10 до 700 гц . Диапазоны измерений от 0÷8 до 0÷300 кг/см^2 . Комплект прибора состоит из датчика и указателя.

В манометрах типа ДИМ отсутствует передаточно-множительный механизм. (Рис. 7.1)

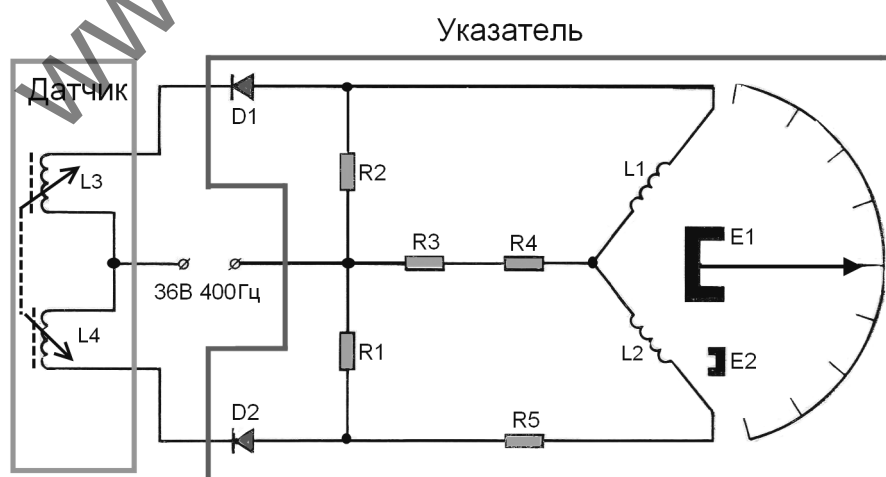


Рисунок 7.1 Принципиальная электрическая схема манометра типа ДИМ

Указателями манометров типа ЭДМУ и ДИМ являются магнитоэлектрические двухкатушечные логометры (L1и L2) с подвижным

магнитом E1. Неподвижный магнит E2 служит для возвращения стрелки к нулю.

Приборы ЭДМУ (электрический дистанционный манометр унифицированный рис. 7.2) предназначены для измерения давления в топливной системе и системе смазки, а также в других системах самолета.

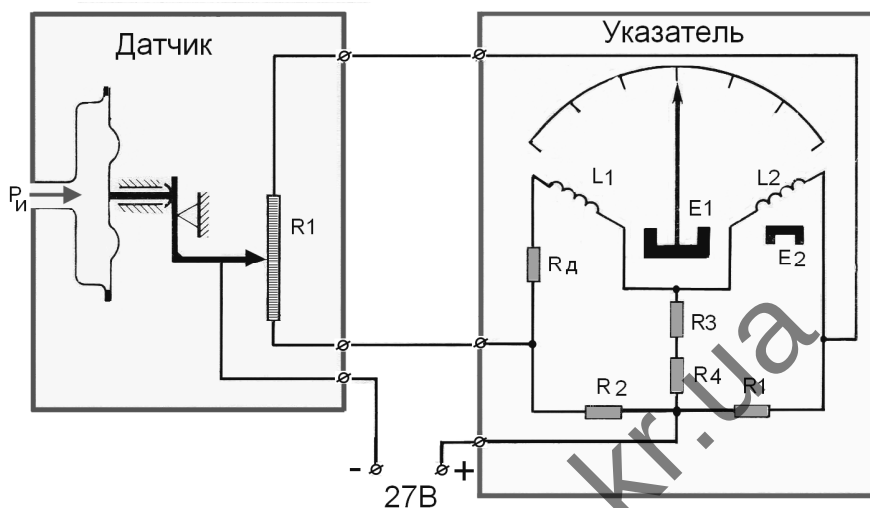


Рисунок 7.2 Принципиальная электрическая схема манометра типа ЭДМУ

Диапазоны измерений манометров этого типа от $0 \div 1$ до $0 \div 150 \text{ кг/см}^2$. В комплект входит датчик и указатель. Диапазоны измерений манометров этого типа от $0 \div 1$ до $0 \div 150 \text{ кг/см}^2$. В комплект входит датчик и указатель.

Электромеханические манометры имеют следующие инструментальные погрешности:

- остаточную деформацию упругого чувствительного элемента датчика (упругое последствие);
- температурную погрешность (от изменения температуры окружающей среды и трения в передаточно-множительном механизме датчика, в том числе и от трения в скользящем контакте щетки потенциометра);
- шкаловую погрешность указателя.

Наличие этих погрешностей обуславливает необходимость периодических проверок электромеханических манометров.

Проверка осуществляется при помощи специальных установок в сроки, установленные регламентом технического обслуживания приборного оборудования самолета.

7.3 Приборы для измерения температуры

В приборном оборудовании самолета значительное место занимают термометры. Термометры находят широкое применение в авиации для измерения температуры твердых тел (головок цилиндров поршневых двигателей), жидкостей (масла, топлива), воздуха и газов. При изменении температуры частей двигателя и газов, вытекающих из них, погрешность измерения не должна превышать 0,5-1 %, а при измерении температуры воздуха, масла и т. п. погрешность измерения может составить 1-2 %. Авиационные термометры относятся к группе дистанционных приборов.

Авиационные термометры бывают:

— механические (применяются биметаллические термометры для измерения температуры воздуха в кабинах самолетов и температуры наружного воздуха);

— электромеханические, которые представляют собой механические термометры с электрической дистанционной передачей показаний; датчиком температуры в них может быть dilatометр или биметаллический термометр;

— электрические (как термометры сопротивления, так и термоэлектрические термометры) получили наиболее широкое применение в самолетном оборудовании.

В практике принята классификация авиационных термометров по их назначению: термометры масла, воздуха, выходящих газов, цилиндров, карбюраторов и др.

В основу устройства электрических термометров сопротивления положен принцип зависимости электрического сопротивления металлического проводника от его температуры: с увеличением температуры сопротивление увеличивается, а с уменьшением уменьшается.

Электрические термометры сопротивления применяются в авиации для измерения температуры масла и воздуха внутри и снаружи самолета. Принцип работы этих термометров основан на зависимости электрического сопротивления проводников и полупроводников от их температуры.

Единицы измерения температуры: Цельсий (С), Фаренгейт (F) и Кельвин (K). $37,78^{\circ}\text{C} = 100^{\circ}\text{F} = 310,93^{\circ}\text{K}$.

Для приближенного определения величины сопротивления металлического проводника при изменившейся температуре используется уравнение

$$R_t = R_0(1 + \alpha t), \quad (7.1)$$

где R_0 - сопротивление проводника при начальной температуре 0°C ;

R_t - сопротивление того же проводника при некоторой температуре $t^{\circ}\text{C}$;

α - температурный коэффициент электрического сопротивления проводника;

t - температура в $^{\circ}\text{C}$.

Решив уравнение (7.1) относительно t , получим

$$t = \frac{R_t - R_0}{R_0 \alpha}. \quad (7.2)$$

Анализируя уравнение (7.2) и принимая R_0 и α постоянными величинами, можно сделать вывод, что температура t пропорциональна приращению сопротивления $R_t - R_0$. Следовательно, по величине сопротивления проводника можно судить о его температуре.

Таким образом, измеряя электрическое сопротивление проводника, помещенного в среду, можно определять ее температуру, если шкала указателя будет отградуирована в градусах Цельсия.

В качестве материала проводника, идущего на изготовление теплочувствительного элемента, выбирают материал с наибольшим температурным коэффициентом сопротивления. К таким материалам относятся медь и никель (α меди равно 0,004; α никеля 0,006), при этом металлы обязательно должны быть чистые, так как примеси ведут к снижению α . Платиновая проволока применяется для более стабильных авиационных термометров. Применяются также полупроводниковые терморезисторы.

Сопротивление термопреобразователя в термометрах измеряется двойным мостом постоянного тока, электрическая схема которого приведена на рис. 7.3. индикатором состояния моста является магнитоэлектрический

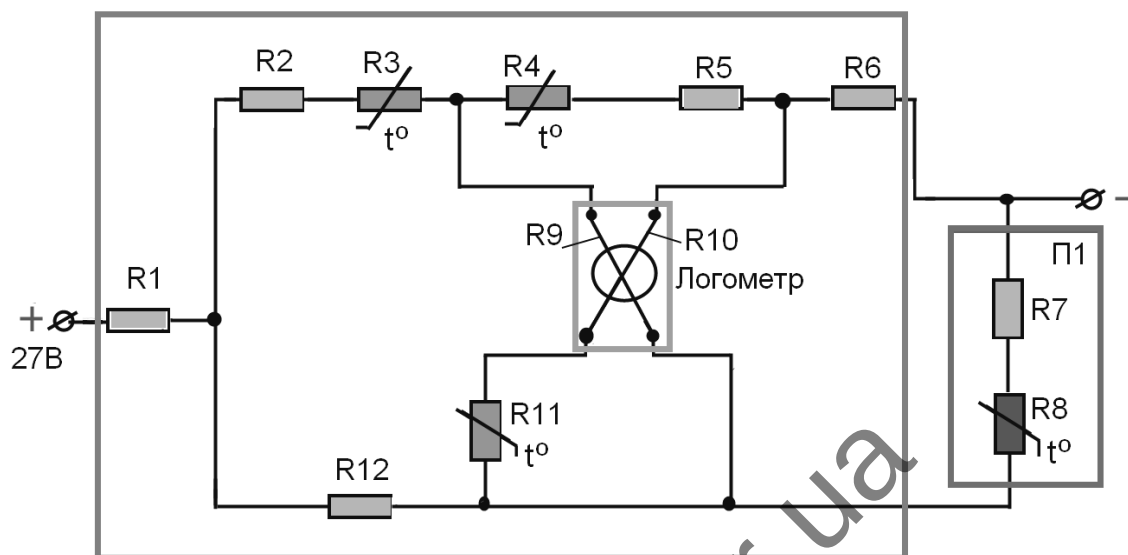


Рисунок 7.3 Принципиальная электрическая схема термометра типа ТУЭ
логометр с подвижным магнитом и двумя неподвижными катушками, обладающими сопротивлениями R9 и R10.

На шкале размещено три сектора зеленый, желтый, красный, что обозначает соответственно нормальную, повышенную и опасную температуру (рис. 7.4).



Рисунок 7.4 Комбинированный указатель температуры и давления топлива
Электропитание электрических термометров – постоянный ток 27В.

Основными *погрешностями* термометров сопротивления являются:

- температурная погрешность, возникающая от изменения сопротивления катушки логометра при изменении температуры, окружающей указатель;

- динамическая погрешность, обусловленная тем, что изменение температуры измеряемой среды вызывает изменение температуры обмотки теплочувствительного элемента не мгновенно, а с некоторым запаздыванием.

Термометр сопротивления типа ТНВ-15 служит для измерения температуры наружного воздуха. Измерение температуры воздуха, перемещающегося с большой скоростью, несколько затруднено, так как воздушный поток, сталкиваясь с теплочувствительным элементом термометра, тормозится и термометр показывает не истинную температуру потока воздуха, а температуру заторможенного воздуха. При торможении кинетическая энергия частиц воздуха превращается в тепловую и термометр дает завышенные показания (рис. 7.5).

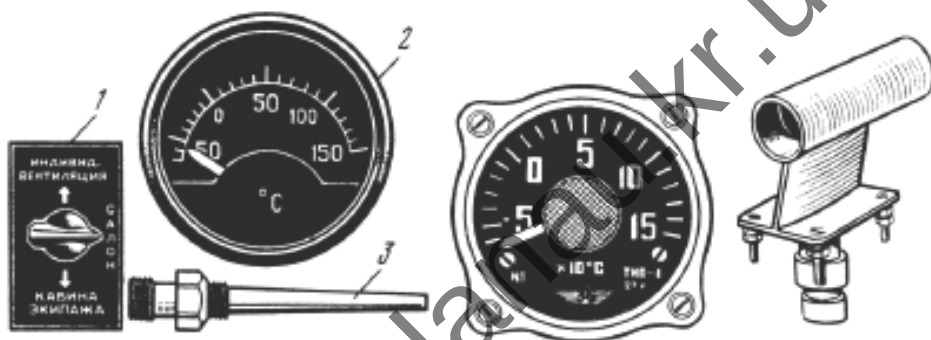


Рисунок 7.5 Термометры наружного воздуха ТУЭ-48 и ТНВ-15 с датчиками температуры

Температуру потока воздуха можно вычислить, пользуясь следующим уравнением:

$$T = T_{\text{торм}} - \Delta T_{\text{дин}}, \quad (7.3)$$

где T – абсолютная температура потока воздуха;

$T_{\text{торм}}$ - абсолютная температура заторможенного воздуха;

$\Delta T_{\text{дин}}$ - приращение абсолютной температуры в результате динамического нагрева датчика.

Поскольку приращение температуры $\Delta T_{\text{дин}}$ зависит от скорости полета, его величину можно вычислить, пользуясь уравнением:

$$\Delta T_{\text{дин}} = \frac{V^2}{2000}, \quad (7.4)$$

где V - скорость полета в м/сек.

Решая совместно уравнения (7.3) и (7.4), получим:

$$T = T_{\text{торм}} - \frac{V^2}{2000}. \quad (7.5)$$

Из уравнения (7.5) следует, что для определения истинной температуры воздушного потока необходимо знать температуру заторможенного воздуха и вычесть из нее приращение температуры, обусловленное динамическим нагреванием датчика. Определить это приращение трудно, так как его величина не постоянна, а зависит от квадрата скорости полета.

Следовательно, для определения истинной температуры воздушного потока нужно знать температуру заторможенного потока $T_{\text{торм}}$ и величину $T_{\text{дат}}$.

Исследованиями установлено, что при скорости потока, равной скорости звука ($M=1$), отношение температуры, воспринимаемой чувствительным элементом датчика, к температуре полного торможения есть величина постоянная:

$$\frac{T_{\text{дат}}}{T_{\text{торм}}} = n = 0,978, \quad (7.6)$$

где $T_{\text{дат}}$ - температура, воспринимаемая чувствительным элементом датчика;
 $T_{\text{торм}}$ - температура полностью заторможенного воздуха.

Датчик термометра сопротивления для измерения температуры наружного воздуха помещают в узкой части трубки Вентури, где начиная со скорости потока, равной $M = 0,5$, устанавливается критический режим (т. е. скорость потока становится равной скорости звука).

Величина электрического сопротивления теплочувствительного элемента датчика зависит от температуры $T_{\text{торм}}$ с учетом постоянного коэффициента $n = 0,978$, поэтому:

$$T_{\text{дат}} = 0,978 T_{\text{торм}}. \quad (7.7)$$

Если включить теплочувствительный элемент датчика в электроизмерительную схему, то по показаниям указателя термометра сопротивления можно определить температуру заторможенного потока.

Недостатки термометров сопротивления. Электрические термометры сопротивления применяются для измерения температур в сравнительно узком диапазоне (от -50° до $+150^{\circ}$ С). Препятствием для расширения диапазона измерений в сторону положительных температур является непостоянство величины температурного коэффициента сопротивления материала, из которого выполнен теплочувствительный элемент датчика.

Не позволяют применять термометры сопротивления для измерения температуры выше, чем температура масла, охлаждающей жидкости и воздуха (наружного или в карбюраторах поршневых двигателей).

Термоэлектрические термометры основаны на использовании термоэлектрического эффекта. Сущность этого эффекта состоит в следующем: в замкнутой электрической цепи, состоящей из спая двух разнородных проводников, например из меди и константана, при неодинаковой температуре спаев возникает электродвижущая сила, под действием которой по цепи протекает ток.

Возникновение электродвижущей силы объясняется двумя причинами: переходом свободных электронов проводников из более нагретых участков к менее нагретым и диффузией этих электронов в местах спая из одного металла в другой. При изучении термоэлектрического эффекта было установлено, что величина электродвижущей силы, возникающей в такой замкнутой цепи, зависит от свойств металлических проводников и от разности температур спаев. Эта зависимость выражается уравнением

$$E_t = k (t_2 - t_1), \quad (7.8)$$

где E_t — термоэлектродвижущая сила в мВ;

t_2 — температура горячего спая в $^{\circ}\text{C}$;

t_1 — температура холодного спая в $^{\circ}\text{C}$;

k — коэффициент, зависящий от свойств материалов, из которых изготовлены проводники.

Величину термоэлектродвижущей силы можно измерить, если разомкнуть холодный спай и включить в место разрыва милливольтметр.

Термоэлектрические термометры, как правило, состоят из одного и более термоэлектрического преобразователя и показывающего прибора (магнитоэлектрический милливольтметр Рис. 7.6.).

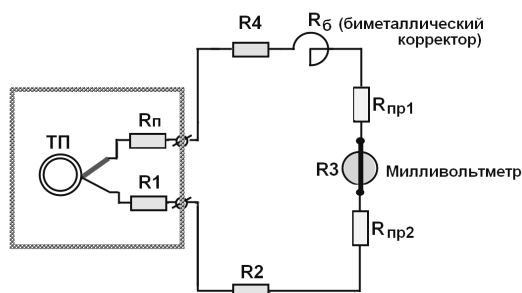


Рисунок 7.6 Принципиальная электрическая схема термометра типа ТЦТ

В двухконтурных авиадвигателях необходимо контролировать температуру газов в двух точках. В этом случае обычно используют измерительную аппаратуру (ИА) с двумя независимыми каналами измерения.

Отличие измерительной аппаратуры ИА от термометра заключается в том, что она может обеспечить сигнализацию достижения заданного значения температуры. Электропитание измерительной аппаратуры типа ИА — переменный однофазный ток 115В 400Гц

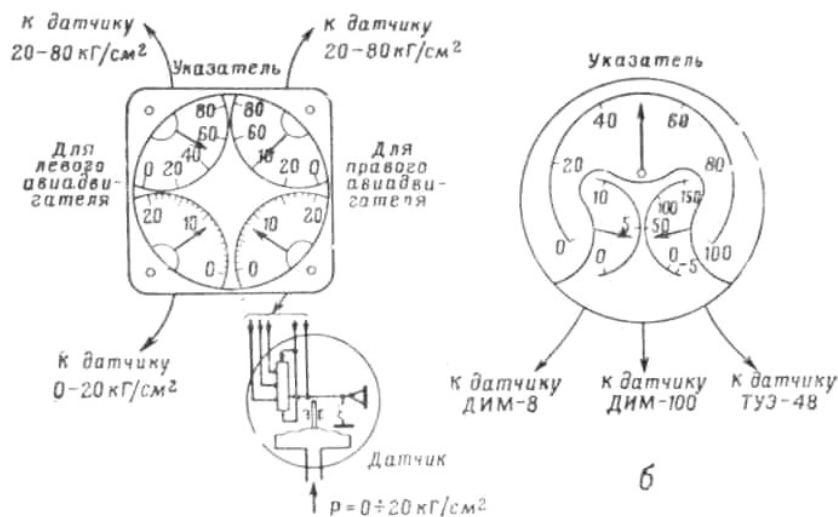
Термоэлектрический термометр имеет *погрешность*, обусловленную влиянием изменения температуры холодного спая, которая изменяет величину термоэлектродвижущей силы, вырабатываемую термопарой.

Нормальные значения температур охлаждающей жидкости, масла, головок цилиндра и карбюратора обычно указываются в формулярах двигателей.

7.4 Электрические моторные индикаторы

Электрические моторные индикаторы относятся к числу комбинированных приборов. Такие приборы необходимы для экономии места на приборной доске самолета и облегчения контроля за работой авиадвигателя. Обычно совмещаются вместе дистанционные манометры и термометры.

На самолетах применяются трехстрелочные электрические индикаторы типа ЭМИ-ЗР, ЭМИ-ЗНВ, ЭМИ-ЗК и др. (Рис. 7.7.)



**Рисунок 7.7 Комбинированные моторные индикаторы: а - прибор ЭМИ-4-2;
б - прибор ЭМИ-ЗРИ**

В качестве примера рассмотрим индикатор ЭМИ-ЗР, предназначенный для контроля за режимами работы реактивных двигателей. Индикатором ЭМИ-ЗР измеряется давление топлива, давление масла и температура масла в топливной системе и системе смазки авиадвигателя.

В комплект прибора входят: датчик электрического дистанционного манометра топлива, датчик электрического дистанционного манометра масла, датчик электрического термометра сопротивления, комплект штепсельных разъемов и проводов и трехстрелочный указатель.

Манометр топлива, входящий в комплект ЭМИ-ЗР, собран по круговой логометрической четырехпроводной схеме электрической дистанционной передачи. Это обеспечивает получение угла поворота подвижной системы указателя 270° , что необходимо в связи с большим диапазоном измерения давления топлива (от 0 до 100 кг/см^2).

Манометр масла собран по схеме мостовой потенциометрической электрической дистанционной передачи. Применение такой схемы обеспечивает получение угла поворота подвижной системы указателя 120° , что вполне достаточно, так как диапазон измерений этого манометра невелик (от 0 до 10 кг/см^2).

Термометр масла ЭМИ-ЗР собран по схеме термометра ТУЭ-48 (термометр сопротивления универсальный электрический для дистанционного

измерения температуры масла, охлаждающей жидкости и воздуха) и предназначен для измерения температуры от -50° до $+150^{\circ}$ С.

7.5 Приборы для измерения угловых скоростей

Важным параметром режима работы авиационного двигателя является частота вращения его винта, компрессора или турбины. Этот параметр характеризует не только техническое состояние двигателя, но главным образом режим его работы. От него существенно зависит тяга (мощность), развиваемая двигателем. Весьма важным фактором контроля за режимами работы авиадвигателя является угловая скорость вращения вала турбины реактивного двигателя или коленчатого вала поршневого авиадвигателя.

Приборы, предназначенные для измерения частоты вращения, называются *тахометрами*. Вращательное движение вала может быть охарактеризовано частотой n его вращения и угловой скоростью ω вращения. Единицей измерения частоты вращения является оборот в секунду, а угловой скорости – радиан в секунду. Размерностью обеих величин в системе СИ является секунда в минус первой степени (с^{-1}). Взаимосвязь частоты вращения и угловой скорости вращения описывается уравнением

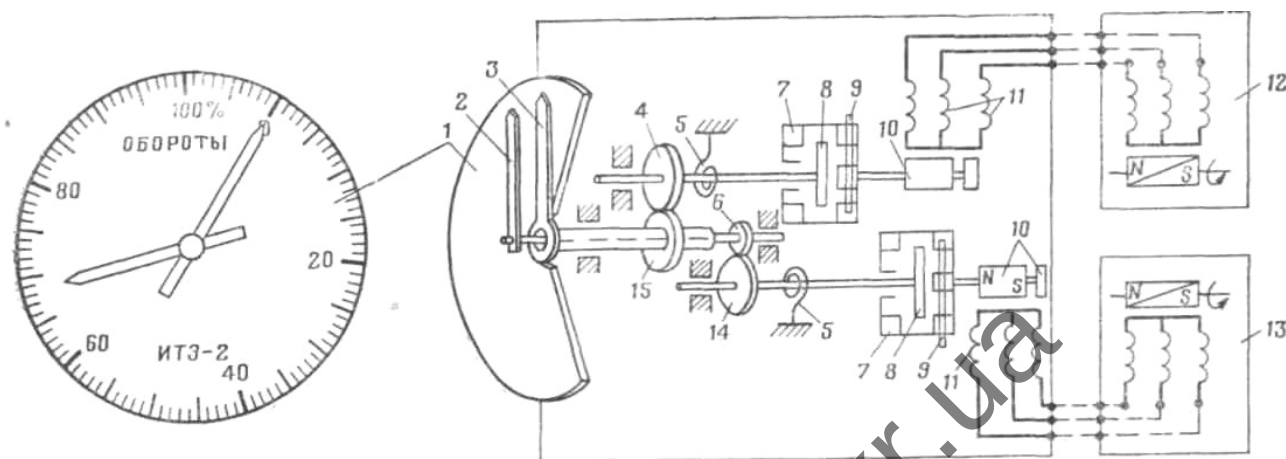
$$\omega = 2\pi n. \quad (7.9)$$

Наибольшее распространение получили магнитоиндукционные тахометры благодаря их простоте и линейной статической характеристике. В авиации применяются дистанционные магнитоиндукционные электрифицированные тахометры типа ТЭ, указывающие частоту вращения в абсолютных единицах (об/мин) и типа ИТЭ, шкала которых проградуирована в относительных единицах – процентах.

Комплект тахометра ИТЭ состоит из генератора – датчика ДТЭ и показывающего прибора – измерителя ИТЭ. Наибольшее распространение получили магнитные тахометры с электрической дистанционной передачей на переменном токе (рис.7.8).

Угол поворота диска магнитного тахометра находится в прямо пропорциональной зависимости от скорости вращения магнита,

расположенного на валу. Если вал магнита такого тахометра кинематически связать с валом турбины или коленчатым валом двигателя, то при его помощи можно измерять угловую скорость этих валов. Магнитный тахометр имеет равномерную шкалу.



1-шкала; 2, 3- стрелки; 4, 14 - ведущие зубчатые колеса; 5 - спиральные пружины; 6, 15 - малые шестерни; 7 – магнитоиндукционные узлы; 8 -чувствительные элементы (диски); 9 - шунты температурной компенсации; 10 - роторы синхронного двигателя; 11 – обмотки статора двигателя; 12, 13 — датчики тахометров ДТЭ.

Рисунок 7.8 Электрокинематическая схема сдвоенного тахометра ИТЭ-2

Для дистанционного привода во вращение магнита тахометра применяется дистанционная электрическая передача на переменном токе.

Элементами такой передачи являются: датчик, представляющий собой генератор трехфазного переменного тока, трехпроводная линия связи и синхронный электродвигатель — последнее звено передачи.

Частота тока, вырабатываемого датчиком, прямо пропорциональна числу оборотов (угловой скорости вращения) вала авиадвигателя. При помощи трехпроводной линии связи датчик соединяется с синхронным электродвигателем, который может быть удален от датчика на значительное расстояние. Скорость вращения ротора синхронного электродвигателя, как известно, зависит только от частоты питающего напряжения. Поэтому ротор такого двигателя вращается с той же скоростью, что и ротор датчика.

Если с валом синхронного электродвигателя механически связать вал магнита магнитного тахометра, то получим магнитный тахометр с дистанционной передачей на переменном токе.

Указатель тахометра состоит из следующих основных узлов: синхронного электродвигателя; магнитного узла; магнитного успокоителя; стрелки и шкалы.

Шкалы тахометров градуируют или в оборотах в минуту, или в процентах к номинальному числу оборотов авиадвигателя.

Погрешности тахометров указанного типа возникают в результате влияния изменения окружающей прибор температуры на магнитный поток постоянных магнитов магнитного узла, а также на электрическое сопротивление чувствительного элемента (диска) и на упругость противодействующей пружины.

Ввиду наличия погрешностей тахометра производятся периодические проверки его, осуществляемые в сроки, предусмотренные регламентом технического обслуживания авиаприборного оборудования, при помощи специальной установки.

7.6 Электрические топливомеры и расходомеры

Электрические топливомеры и расходомеры применяются для измерения остатка топлива в баках самолета. Снабженные сигнальными устройствами, топливомеры сигнализируют о критическом остатке топлива.

Применяемые в настоящее время электрические топливомеры можно разделить по принципу их работы на две группы: рычажно-поплавковые электромеханические топливомеры и электроемкостные топливомеры.

Рычажно-поплавковые электромеханические топливомеры основаны на измерении уровня топлива в баках (группах баков) механическим способом с последующим преобразованием полученной неэлектрической величины (изменения уровня) в электрическую величину, в результате на шкале указателя фиксируются данные измерения (рис. 7.9).

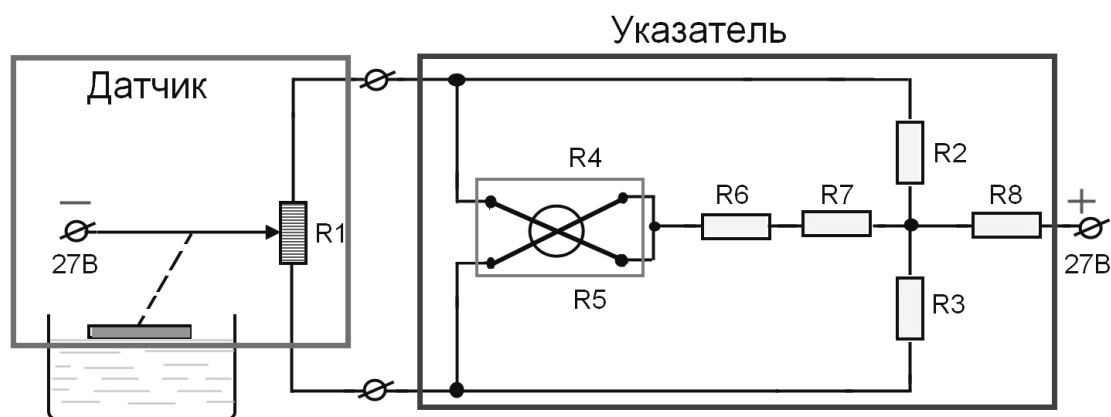


Рисунок 7.9 Принципиальная электрическая схема электромеханического топливомера

Перемещение поплавка в зависимости от уровня топлива преобразуется рычажным механизмом в перемещение щетки на потенциометре R1. Потенциометр R1 включен в два плеча измерительного неуравновешенного моста постоянного тока, другими плечами которого являются резисторы R2, R3.

Указателем является магнитоэлектрический двухрамочный логометр с подвижными рамками.

Для сигнализации критического запаса топлива (масла) в датчиках устанавливают микровыключатели, которые срабатывают при определенном положении щетки.

Рычажно-поплавковые электромеханические топливомеры, работающие по указанной схеме, выпускаются следующих модификаций:

1) Топливомеры индивидуального контроля, предназначенные для измерения количества топлива в одном самолетном баке или для поочередного измерения количества топлива в нескольких баках. В последнем случае к комплекту топливомера прилагается переключатель.

2) Суммирующие топливомеры, при помощи которых измеряют суммарное количество топлива, находящегося во всех баках самолета.

3) Суммирующие топливомеры с индивидуальным контролем, предназначенные как для одновременного измерения количества топлива во всех самолетных баках, так и для поочередного измерения в каждом баке в отдельности. В комплект этих топливомеров также входит переключатель.

Топливомеры могут изготавливаться как с сигнализацией критического (заданного) остатка топлива, так и без нее.

В качестве указателей в топливомерах применяются логометры магнитоэлектрической системы.

Датчики рычажно-поплавковых электромеханических топливомеров конструктивно выполняются одинаковыми для всех топливомеров. Отличаются друг от друга лишь размерами некоторых деталей и устройством обмотки потенциометра.

Топливомеры рассмотренного типа имеют методическую *погрешность*, возникающую в показаниях прибора при продольных и поперечных кренах самолета, а также при ускорениях самолета. Эта погрешность не компенсируется; экипаж может ее учитывать, производя отсчет показаний при горизонтальном полете с постоянной скоростью без крена.

Рычажно-поплавковые электромеханические топливомеры нельзя применять в баках малого поперечного сечения, имеющих перегородки, и в баках сложной конфигурации, например кольцевых. Для измерения количества топлива в таких баках применяют электроемкостные топливомеры.

В основу устройства *электроемкостных топливомеров* положена зависимость емкости конденсатора от диэлектрической проницаемости среды, заключенной между его обкладками.

Ёмкость конденсатора зависит от высоты уровня топлива в баке. Следовательно, измеряя емкость конденсатора, можно судить о высоте уровня топлива, а по высоте уровня топлива — и о количестве топлива в баке.

Измерение емкости конденсатора (датчика) обычно производится при помощи самоуравновешивающегося моста переменного тока, одним из плеч которого является емкостный датчик (рис.7.10), составленный из двух и более концентрично расположенных труб, установленный в топливном баке.

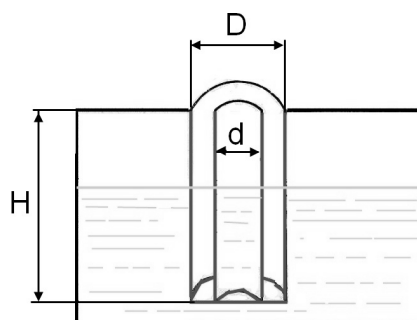


Рисунок 7.10 Электроемкостной датчик топливомера

Поскольку диэлектрическая проницаемость топлива и масла больше диэлектрической проницаемости воздуха, то при заполнении бака топливом емкость конденсатора увеличится, и будет зависеть от уровня топлива. Каждому уровню (а, следовательно, и количеству) топлива в баке соответствует одно определенное положение стрелки указателя, шкала которого градуируется в литрах топлива.

Емкостной топливомер используется и для контроля за суммарным запасом топлива. При этом схема самоуравновешивающегося моста не изменяется, а величина емкости C_x увеличивается вследствие параллельного включения всех датчиков, имеющихся на самолете.

Емкостные топливомеры применяются на реактивных самолетах с несколькими двигателями и группами топливных баков. Эти топливомеры, кроме своего прямого назначения, используются для автоматического управления порядком расхода топлива и заправкой самолета, а также для сигнализации об остатке топлива.

Электрические расходомеры топлива

Расход топлива за единицу времени является одной из важных характеристик авиадвигателей. Сравнивая действительный расход топлива, измеренный при помощи расходомера, с расчетным расходом, экипаж самолета может своевременно принять меры к изменению режима работы двигателей, что весьма важно в дальних полетах. Однако часто возникает необходимость измерения не величины расхода топлива в данный момент времени, а общего количества израсходованного топлива с момента запуска двигателей или его остатка. Зная остаток топлива в баках, экипаж самолета всегда может рассчитать продолжительность дальнейшего полета.

Расход можно измерять в единицах объема, деленных на единицу времени ($\text{м}^3/\text{с}$, $\text{м}^3/\text{мин}$, $\text{м}^3/\text{ч}$ и т.п.), или в единицах массы, деленных на единицу времени ($\text{кг}/\text{с}$, $\text{кг}/\text{мин}$, $\text{кг}/\text{ч}$ и т.п.).

Расходомеры, показывающие количество израсходованного топлива с момента запуска авиадвигателей (или величину остатка топлива в баках), называются *суммирующими расходомерами*.

Наибольшее распространение получили суммирующие расходомеры, основанные на измерении скорости истечения топлива в топливной магистрали авиадвигателя. Такие расходомеры получили название *скоростных*.

Расходомер состоит из датчика, включенного в топливную магистраль низкого давления таким образом, что все протекающее по ней топливо проходит через датчик. Датчик представляет собой турбинку, которая приводится во вращение протекающим топливом. Число оборотов турбинки находится в прямо пропорциональной зависимости от скорости движения топлива и, следовательно, от его расхода. Если в магистрали установится определенной величины поток топлива, то на каждый оборот турбинки будет приходиться постоянный вполне определенный объем топлива. Итак, определение расхода топлива сводится к подсчету количества оборотов турбинки с последующим перерасчетом количества оборотов в объем топлива.

Частота n вращения ненагруженной крыльчатки пропорциональна скорости V протекания топлива, т.е.

$$n = kV, \quad (7.10)$$

где k – коэффициент пропорциональности, зависящий от конструкции крыльчатки.

Так как расход топлива Q через поперечное сечение S трубопровода зависит от скорости протекания топлива, то:

$$V = Q/S, \quad (7.11)$$

$$n = k Q/S. \quad (7.12).$$

Из уравнения следует, что частота вращения крыльчатки пропорциональна объемному расходу топлива.

Если измерять не частоту вращения крыльчатки, а общее число ее оборотов, то такая система может быть использована также для построения счетчика количества топлива.

Подсчет количества оборотов турбинки производится электрическим путем. С валом турбинки через редуктор соединен механический прерыватель, который через определенное число оборотов замыкает и размыкает электрическую цепь. Импульсы тока усиливаются специальным усилителем и затем направляются в указатель, представляющий собой электромагнитный счетчик импульсов, шкала которого градуируется, в литрах.

На самолетах с турбовинтовыми двигателями широкое применение нашли расходомеры, совмещенные со счетчиками количества топлива типа РТМС (расходомер топлива мгновенно-суммирующий). В этих приборах имеются два независимых канала измерения, указатели которых объединены одним корпусом показывающего прибора.

В канале измерения расхода используется турбинный преобразователь расхода топлива. Частота вращения крыльчатки измеряется магнитоиндукционным тахометром. Для дистанционной передачи показаний тахометра используется сельсинная передача, работающая в индикаторном режиме. Ось сельсина-датчика соединена с осью чувствительного элемента тахометра, а на оси ротора сельсина-приемника укреплена стрелка указателя.

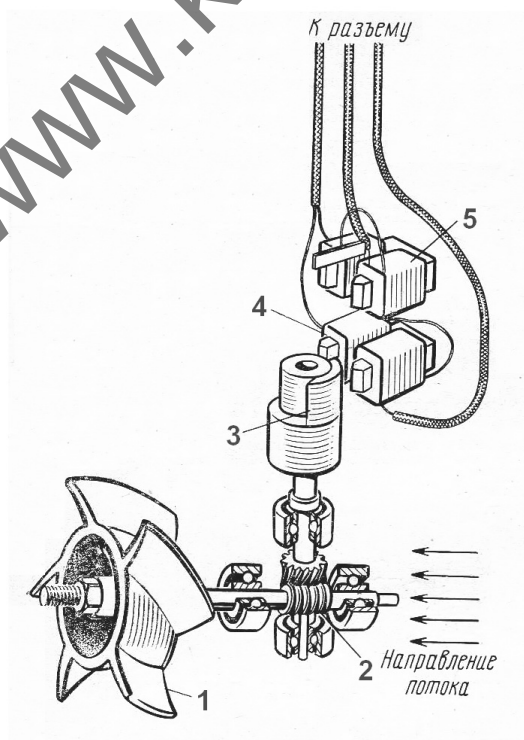


Рисунок 7.11 Турбинный преобразователь счетчика количества топлива

В канале счетчика количества топлива используется отдельный турбинный преобразователь расхода, ось крыльчатки 1 (рис. 7.11) которого через червячный редуктор 2 соединена с якорем 3 индуктивно-импульсного устройства (ИИУ). Через каждые 30 оборотов крыльчатки якорь ИИУ приближается к сердечнику катушки 4 и индуктивность катушки увеличивается.

Катушка 4 и катушка с постоянной индуктивностью включены в разные плечи четырехплечего индуктивного моста, остальные два плеча которого образованы обмотками трансформатора. При увеличении индуктивности катушки 4 на выходе моста появляется импульс напряжения. Последний после усиления усилителем мощности (тиратронным прерывателем) поступает на обмотку электромагнита счетчика импульсов.

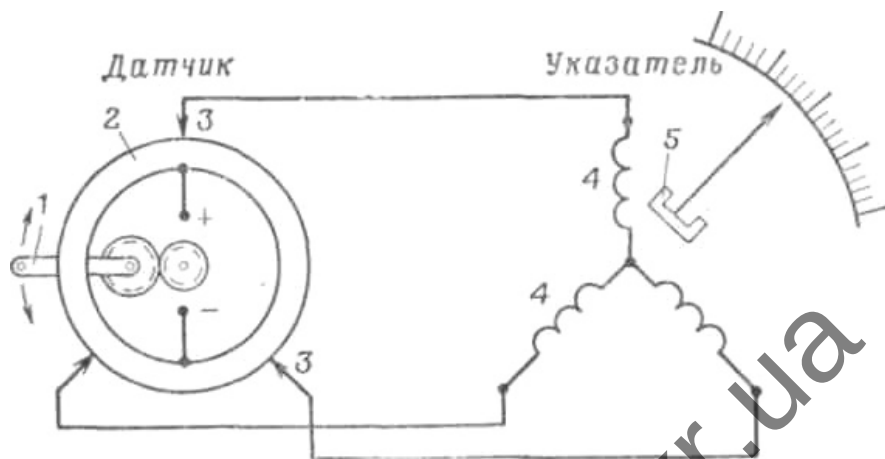
Перед запуском авиадвигателя на барабанчиках счетчика импульсов устанавливаются вручную показания, соответствующие заправленному количеству топлива для одного двигателя. В процессе расходования топлива показания счетчика уменьшаются. Таким образом, прибор показывает количество топлива, оставшееся в баках.

7.7 Указатели угловых величин

Для контроля и управления гидравлической, электрической, топливной системами и системой поддержания нормальных рабочих условий необходимы многочисленные индикаторы и органы управления. Индикаторы и органы управления, размещаемые либо на панели бортинженера, либо на навесной панели, часто располагают на мнемосхеме, соответствующей расположению исполнительных органов. Индикаторы мнемосхем показывают положение шасси, закрылков и предкрылков. Может указываться также положение элеронов, стабилизаторов и интерцепторов.

Для контроля за углами отклонения закрылков, шасси, триммеров рулей и элеронов, заслонок радиаторов и других агрегатов служат электрические дистанционные указатели положения. Эти приборы имеют условные сокращенные обозначения: указатель положения закрылков — УЗП, указатель

положения шасси — УШ, указатель положения заслонок — УПЗ, указатель положения триммеров — УПТ, указатель шага винта — УШВ. Кроме того, в некоторых случаях применяются универсальные указатели угловых величин (УПУ). Все эти приборы одинаковы по принципу действия и по конструктивному выполнению (рис.7.12).



1 - рычаг, соединяемый с контролируемым органом двигателя или самолета; 2 - кольцевой линейный потенциометр датчика; 3 - щетки потенциометра; 4 - катушки логометра указателя; 5 - подвижный магнит логометра

Рисунок 7.12 Электрокинематическая схема указателя положения

В основу устройства дистанционных указателей для определения угловых величин положена логометрическая круговая трехпроводная схема электрической дистанционной передачи.

В качестве датчика применен кольцевой реостат, ось его вращения соединена с поворачивающейся деталью (или ее осью), угол поворота которой необходимо измерить. Конструктивно кольцевой реостат выполнен так, что может вращаться вокруг оси, расположенной в его центре. К двум диаметрально противоположным точкам реостата подключен источник питания постоянного тока. С внешней стороны обмотки реостата имеются три неподвижные щетки, расположенные через 120° .

Указателем служит трехкатушечный логометр магнитоэлектрической системы с подвижным магнитом. Катушки логометра расположены одна относительно другой под углом 120° и соединены звездой. Датчик и указатель связаны между собой трехпроводной линией связи. Источником питания является самолетная сеть постоянного тока напряжением 27 в.

7.8 Электрические сигнализаторы давления

В состав приборного оборудования самолета входит значительное количество манометров для измерения давлений и различных системах самолета и авиадвигателя. Но экипажу самолета не всегда необходимо знать истинную величину давления в той или иной системе, важно знать, находится ли это давление в установленных допусках. Иначе говоря, в случае отклонения давления в какой-либо системе от установленной величины экипаж самолета должен получить соответствующий сигнал. Получив такой сигнал (обычно световой), экипаж самолета узнает о давлении в той системе, откуда поступил сигнал, и принимает необходимые меры.

В настоящее время в самолетном оборудовании применяется ряд сигнализаторов, сообщающих о величине давления в топливной и масляной магистралях, о перепаде давлений и т. д.

Электрические дистанционные сигнализаторы давления классифицируются по назначению, диапазону измерения и по конструкции.

По назначению сигнализаторы давления разделяют на сигнализаторы давления топлива и масла, опасного перепада давления в герметической кабине и др.

По диапазону измерения сигнализаторы делят по максимальной величине давления, на которое они рассчитаны: для давлений от 0 до 1 кг/см^2 , для давлений от 0 до 2 кг/см^2 и т. д.

По своей конструкции сигнализаторы бывают одноступенчатые и многоступенчатые, а также одностороннего и двухстороннего действия.

Принцип устройства всех сигнализаторов аналогичен. Для их работы используется функциональная зависимость между величиной давления и упругой деформацией чувствительного элемента, включающего контактное устройство сигнальной электрической цепи.

В качестве чувствительного элемента в таком сигнализаторе используется упругая мембрана.

В случае нарушений в работе двигателей или систем, неправильного задания конфигурации или рабочего режима самолета вырабатываются предупредительные, уведомительные или рекомендательные сообщения для экипажа. Для этого предусмотрены визуальные, звуковые и тактильные средства сигнализации. Современные бортовые системы позволяют уменьшить число раздражающих тревожных сигналов. Приоритетность последних определяется по степени неотложности. На электронных дисплеях высвечиваются текстовые сообщения в порядке и с выделением, соответствующими степени их важности. Предупредительные сообщения требуют немедленных корректирующих действий. Уведомительные – требуют лишь немедленного ознакомления, а корректирующих действий – в последующем. Рекомендательные сообщения содержат информацию, важную для экипажа. Предупредительные и уведомительные сообщения делаются обычно и в визуальной, и в звуковой форме.

7.9 Измеритель вибрации двигателя

Одним из параметров, характеризующих техническое состояние двигателя, является вибрация. Вибрация возникает в основном от наличия неуравновешенных центробежных сил, вызванных дисбалансом вращающихся частей двигателя. Разрушение, повышенный износ частей конструкции двигателя ведут к возрастанию вибрации. Поэтому, контролируя в процессе эксплуатации амплитуду вибрации двигателя, можно судить о его техническом состоянии.

Параметрами, характеризующими вибрацию, являются ее частота f , амплитуда виброперемещения S , виброскорость V и виброускорение α_v или виброперегрузки n_v .

Виброперемещения измеряют приборами, называемыми виброметрами перемещения, скорость вибрации – виброметрами скорости, а виброускорения – виброметрами ускорения.

Последние два типа виброметров в авиации называют аппаратурой контроля вибрации (ИВ).

В авиационных виброметрах обычно используется инерционный метод, позволяющий измерить вибрацию объекта относительно массы, упруго сочлененной с вибрирующим объектом.

В этом случае виброизмерительный преобразователь ВИП параметров вибрации (рис. 7.13) состоит из корпуса 1 (вибрирующего элемента), инерциальной массы 2 (невибрирующего элемента), соединенной с корпусом при помощи пружин 3, и передающего магнитоиндукционного преобразователя 4, который обеспечивает передачу сигнала ВИП на расстояние.

Входным параметром ВИП является перемещение его корпуса 1 относительно инерциального пространства, а выходным – перемещение x корпуса относительно магнита 2.

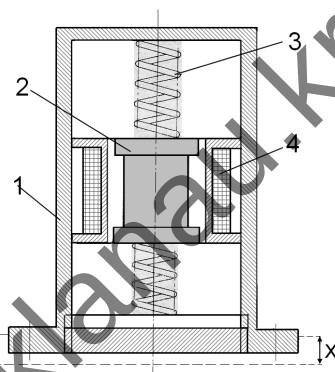


Рисунок 7.13 Датчик виброметра

В авиационных ВИП обычно частоты собственных колебаний намного меньше частоты вынужденных колебаний.

Так как магнитоиндукционный преобразователь (МИП), соединенный с ВИП, является дифференцирующим звеном, то ЭДС на выходе МИП зависит от скорости вибрации.

Поскольку при гармонической вибрации существует взаимная связь между скоростью и ускорением, то при изменении вибрации на фиксированной частоте можно считать, что ЭДС на выходе МИП пропорциональна виброускорению.

Каждый виброметр имеет систему встроенного контроля (ВК) работоспособности, которая при ее включении подает напряжение определенной частоты непосредственно на вход канала усиления (рис.7.14).

При исправном виброметре включается световая сигнализация, а стрелка показывающего прибора устанавливается на определенной отметке шкалы.

Конструктивно ВИП и МИП виброметров скорости и ускорения выполнены одинаково. Показывающие приборы всех виброметров представляют собой магнитоэлектрические миллиамперметры. Различие заключается лишь в градуировке шкал. В виброметрах скорости шкала градуируется в единицах виброскорости (мм/с или %), а в виброметрах ускорения – в единицах виброускорения (от 0 до 7g ; $1g=9,8\text{м/с}^2$).

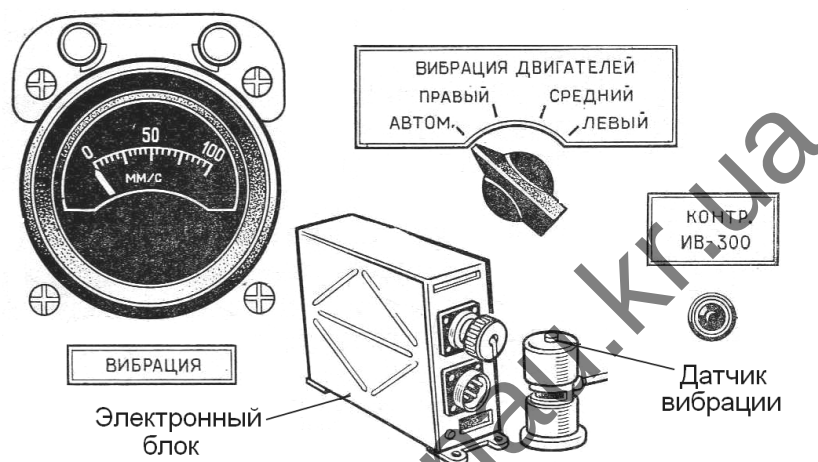


Рисунок 7.14 Аппаратура контроля вибрации ИВ-300

Основная погрешность авиационных виброметров в рабочем диапазоне не превышает $\pm 10\%$. Однако в процессе эксплуатации погрешность виброметров может изменяться из-за нарушения правильности крепления ВИП. При этом может возникнуть несовпадение направления вибрации с осью ВИП, что приведет к методической погрешности измерения.

7.10 Современные системы индикации контроля работы систем самолёта

На современных самолётах установлено оборудование и индикация его работы с использованием вычислительных систем. Оно является в основном цифровым и построено на современной элементной базе, на основе твёрдотельной технологии с использованием больших интегральных схем.

Для управления и контроля за параметрами силовой установки используются полностью автоматизированная цифровая система контроля двигателя (Full Authority Digital Engine Control - FADEC). В состав FADEC входят системы контроля за температурными режимами двигателя, контроля

изменения давления, расхода топлива, запуска, реверсирования, мониторинга компрессоров и контроля температуры газов и вибрации двигателей.

Для индикации применяются дисплеи, такие как командно-пилотажный индикатор – дисплей (PFD) и многофункциональный индикатор – дисплей (MFD) с аналогичными органами управления и индикации. Основу дисплеев составляют LCD панели с органами управления слева и справа от экрана. Значения изменяемых ручками параметров отображаются на экранах (рис. 7.15).

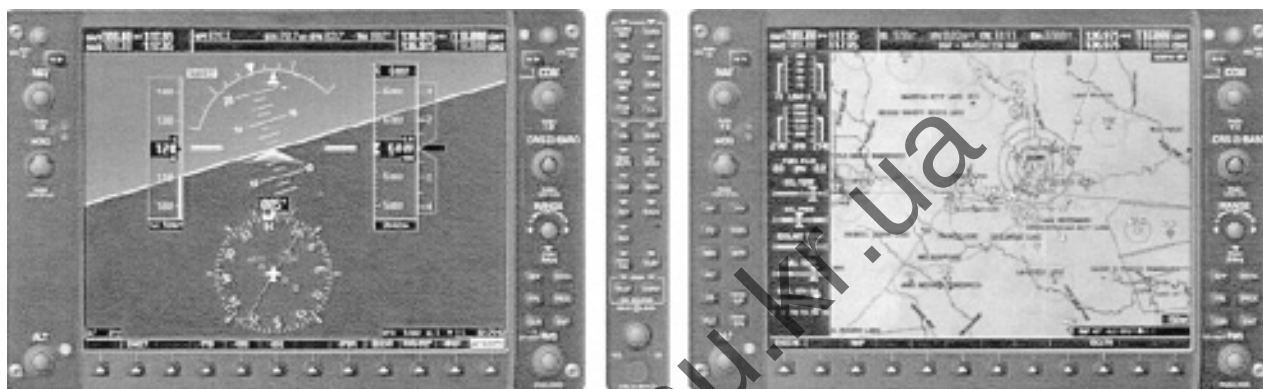


Рисунок 7.15 Внешний вид LCD индикаторов и аудиопанели

Управление изображениями на экранах дисплеев осуществляется с помощью клавиш с программируемыми функциями, расположенных под экраном. Назначение клавиш меняется в процессе работы и определяется уровнем, на котором находится клавиатура после нажатия соответствующих клавиш.

В нормальном режиме эксплуатации в левой части экрана MFD изображается информация о работе авиадвигателей, электрической, топливной и противообледенительной систем самолёта. Эта информация представляется на одной из трёх возможных страниц «ENGINE», «SYSTEM», «FUEL» (рис.7.16).

Все страницы 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 числом оборотов в минуту (RPM), причём слева для левого, а справа для правого авиадвигателя.

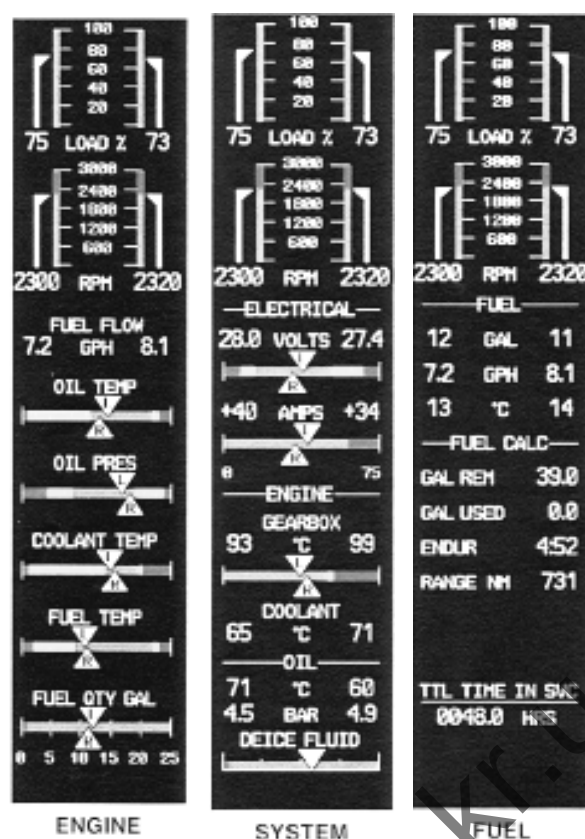


Рисунок 7.16 Страницы отображения параметров двигателей и систем самолёта

Индицируемые параметры систем указываются белыми треугольниками (стрелками), расположенными выше (L – соответствует левой стороне: двигатель, шина электрическая и т.д.) и ниже (R - соответствует правой стороне) цветных шкал. 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.

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 (COOLENT 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 цифровая 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» 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. При включении дисплеев и в процессе работы производится их самотестирование. При обнаружении неисправностей появляется соответствующее уведомляющее сообщение в окне «ALERTS» на дисплее PFD. При появлении таких сообщений требуется техническое обслуживание оборудования.

В современных бортовых приборах все больше информации выносится на комбинированные индикаторы. (рис. 7.17). Комбинированный (многофункциональный) индикатор дает возможность пилоту одним взглядом охватывать все объединенные в нем индикаторы. Успехи электроники и компьютерной техники позволили достичь большей интеграции в конструкции приборной доски кабины экипажа и в авиационной электронике. Полностью интегрированные цифровые системы управления полетом и ЭЛТ-индикаторы

дают пилоту лучшее представление о пространственном положении и местоположении самолета, чем это было возможно ранее.



Рисунок 7.17 Кабина авиалайнера А-380

Новый тип комбинированной индикации – проекционный – дает пилоту возможность проецировать показания приборов на лобовое стекло самолета, тем самым, совмещая их с панорамой внешнего вида. Такая система индикации применяется не только на военных, но и на некоторых гражданских самолетах.

Контрольные вопросы к разделу 7

1. Методы измерения неэлектрических величин.
2. Приборы для измерения давления (манометры).
3. Приборы для измерения температуры.
4. Электрические моторные индикаторы.
5. Приборы для измерения угловых скоростей и указатели угловых величин.
6. Электрические топливомеры и расходомеры.
7. Электрические сигнализаторы давления.
8. Измерители вибрации двигателя.
9. Современные системы индикации параметров работы двигателей и топливных систем самолёта.

РАЗДЕЛ 8

БОРТОВЫЕ СИСТЕМЫ РЕГИСТРАЦИИ ПОЛЕТНОЙ ИНФОРМАЦИИ (БСРПИ)

8.1 Общие сведения

Регистратор полётной информации (Flight Data Recorder - FDR) предназначен для фиксации основных параметров полёта ВС и параметров функционирования различных систем на случай нежелательных ситуаций для дальнейшего их воспроизведения во время расследования авиационных происшествий. Нормативные документы требуют наличия на каждом ВС определённого класса регистратора полётной информации. Требования к конструкции и параметрам, что фиксируются, изменяются и становятся жёстче.

Регистрация может осуществляться непосредственно регистрируемыми параметрами (давлением, перемещением, температурой и др.) или электрическими сигналами, пропорциональными этим параметрам и вырабатываемыми соответствующими датчиками.

Электрические сигналы являются универсальными носителями информации, подаваемой на вход большинства регистрирующих устройств.

Применяемые в настоящее время системы регистрации полетной информации могут быть классифицированы по следующим основным признакам:

- целевому назначению;
- принципу записи информации;
- форме представления информации при записи.

В зависимости от целевого назначения бортовые системы регистрации подразделяются на:

- аварийные;
- эксплуатационные;
- комбинированные;
- испытательные.

По назначению аппаратура регистрации параметров полета самолета делится на три основные группы:

- аппаратура для проведения летных испытаний самолета;
- аппаратура для выявления причин летных происшествий;
- аппаратура для объективного контроля за техникой пилотирования.

Регистрирующее устройство обычно содержит:

- комплект датчиков регистрируемых величин (первичных измерительных преобразователей);
- блок управления с необходимыми средствами преобразования поступающих на его вход информационных сигналов;
- блок регистрации — накопитель.

Бортовые системы регистрации полетной информации (БСРПИ) предназначены для регистрации и сохранения полетной информации, характеризующей режимы полета, действия экипажа по выполнению полетного задания, функционирование бортовых систем и оборудования.

Первой из основных задач, которые решаются на основе использования БСРПИ, является техническая диагностика бортовых систем и оборудования. Достоинство такой диагностики заключается в том, что она выполняется на основании данных, полученных в естественных условиях работы оборудования в полете.

Второй задачей, решаемой по результатам записи регистраторов, является анализ причин летных происшествий и их предупреждение. Применение систем регистрации обеспечивает значительное сокращение числа летных происшествий с неустановленными причинами. Знание причин летных происшествий позволяет предупреждать их повторение в последующих полетах и тем самым повысить безопасность полетов.

Третьей важной задачей является задача оценки правильности действий экипажа при выполнении полетного задания, а также при обучении летного состава. Системы регистрации особенно необходимы при выполнении таких сложных этапов полета, как взлет и посадка.

Аварийные системы регистрации предназначены для установления действительных причин летных происшествий. В настоящее время все большие самолеты и вертолеты ГА оснащены аварийными регистраторами. Применение их позволило резко сократить число неустановленных причин летных происшествий и разработать эффективные мероприятия по их предупреждению. По современным требованиям аварийные системы должны регистрировать 35—40 аналоговых параметров, таких как барометрическая высота $H_б$, приборная скорость $V_{пр}$, нормальная n_y , продольная n_x и поперечная n_z перегрузки, углы отклонения руля направления, элеронов, руля высоты и 60—80 разовых сигналов, таких как «САУ включена», «Шасси выпущены», «Закрылки отклонены», «Остаток топлива минимален» и т. д.

Контейнер с накопителем информации должен сохраняться при воздействии на него ударных нагрузок до 200g с длительностью импульса до 10мс, температуры 1000°C в течение 15 мин, при двухчасовом воздействии агрессивных жидкостей и пятисуточном — морской воды. Для обеспечения этих требований применяются специальные средства защиты и спасения информации, предусматривающие изготовление контейнеров из высокопрочных и жаростойких сплавов с теплозащитной обмазкой, оснащение их средствами плавучести и устройствами, замедляющими скорость падения. Контейнер окрашенный в ярко-оранжевый цвет (невыгорающей краской), с предупреждающими надписями на разных языках (английский — обязателен). Как правило, если это конструктивно возможно, корпус делают в виде шара или цилиндра.

Эксплуатационные системы регистрации предназначены для контроля состояния и диагностики авиационной техники в полете. Они позволяют существенно повысить объективность оценки фактического состояния техники, уменьшить трудоемкость технического обслуживания и повысить показатели готовности и надежности авиационной техники. Накопление статистических данных по многим полетам дает возможность прогнозировать состояние авиационной техники. В таких системах предусматривается регистрация

большого количества параметров (порядка 400—600), а защита накопителя информации не предусматривается. Специфическими требованиями, предъявляемыми к эксплуатационным системам регистрации, являются длительность непрерывной записи (10 и более часов) и возможность быстрой смены носителя информации или перезаписи.

Другим назначением эксплуатационных систем регистрации является контроль правильности действий экипажа по управлению ВС и обучение летного состава.

Комбинированные системы регистрации сочетают функции аварийных и эксплуатационных систем. Они выполняются в двух вариантах: с одним накопителем, защищенным от разрушающих воздействий, или с двумя накопителями, один из которых не имеет защиты.

Испытательные системы регистрации применяются при выполнении летных испытаний новых образцов ВС. Их отличительной особенностью является большое количество регистрируемых параметров (несколько тысяч), что обусловлено необходимостью оснащения планера, силовой установки и их систем многочисленными специальными датчиками. В таких системах предусматривается возможность изменения состава датчиков и частоты их опроса, а также передачи регистрируемой информации на землю с помощью телеметрической линии. Так, например, комплексная система летных испытаний самолета ДС-10 состоит из бортовой регистрирующей аппаратуры и радиометрической системы с радиусом действия до 400 км. Система имеет 400 измерительных каналов, позволяющих регистрировать 320 аналоговых параметров, 20 частотных параметров и 60 разовых команд. Запись информации производится на магнитную ленту двоичным кодом. Обработка информации осуществляется наземным вычислительным центром.

По способу записи регистрирующих параметров приборы и системы регистрации можно разделить также на три основные группы:

— аппаратура с царапанием на специальной бумаге или по эмульсионному слою киноплёнки, зафиксированной без проявления;

— аппаратура для записи параметров световым лучом на фотопленке и фотобумаге;

— аппаратура для записи параметров на магнитной ленте.

В настоящее время наиболее широкое распространение в гражданской авиации получили системы регистрации на магнитную ленту основных параметров полета для сохранения записанной информации в течение определенного времени.

Бортовые устройства регистрации (БУР) с твердотельным накопителем — новое поколение устройств регистрации, примеры таких устройств: ТБН-К-4 — эксплуатационный и ЗБН-1-3 — защищенный (аварийный).

Отечественные магнитные регистраторы полётных данных представлены широко распространёнными системами типа МСРП и "Тестер" различных модификаций, как в гражданской, так и в военной авиации.

Разработанные и изготовленные изделия «Тестер-Луч» устанавливали практически на всех самолетах ОКБ им. Микояна, Сухого, Яковлева и на многих самолетах и вертолетах ОКБ им. Антонова, Туполева, Ильюшина, Бериева, Камова, Миля. Тысячи систем, комплексов и приборов, созданных специалистами ОАО «НТК «Электронприлад», и сегодня эксплуатируются во многих странах мира.

Трехкомпонентный механический самописец КЗ-63.

В основу регистрации параметров положен способ царапания корундовым резцом по эмульсионному слою киноплёнки, зафиксированной без проявления.

Прибор предназначен для регистрации трех параметров полета самолета: барометрической высоты H , индикаторной скорости $V_{и}$ и нормальной составляющей перегрузки n_y . Прибор состоит из трех независимых каналов: регистрации высоты, скорости и перегрузки.

Трехкомпонентный механический самописец позволяет определить:

- общее время и продолжительность на каждом этапе полета;
- скорость отрыва самолета от ВПП;

- скороподъемность и время набора высоты;
- высоту полета на эшелоне, а также характер выдерживания заданной высоты;
- скорость и перегрузку в момент приземления;
- возможные факты нарушений установленного режима полета, скрытые экипажем.

Эти системы установлены на самолётах Ан-24, Ан-26.

Системы регистрации параметров на фотопленку световым лучом САРПП-12

В основу регистрации параметров заложен принцип записи световым лучом на движущейся фотоленте. Система предназначена для регистрации аналоговых величин, разовых команд и времени. Регистрируемыми параметрами являются: барометрическая высота, приборная скорость, линейные перегрузки, угловые перемещения органов управления и обороты двигателей. Выбор разовых команд зависит от типа самолета и его оборудования.

Точность регистрации непрерывных величин составляет примерно 5%.

8.2 Системы регистрации параметров самолета на магнитную ленту МСРП-12-96

Магнитные системы регистрации параметров в последнее время получили широкое распространение благодаря целому ряду преимуществ по сравнению с рассмотренными выше системами записи.

Основными преимуществами являются:

- осуществление многоканальной системы регистрации параметров;
- повторное использование магнитной ленты путем стирания записанной информации;
- возможность машинной обработки записанной информации;
- большая точность регистрации и воспроизведения записанной информации.

Современные самолеты оборудованы магнитной системой регистрации, предназначенной для записи на магнитной ленте основных параметров

самолета и сохранения записанной информации в течение последних 30 или 90 мин.

Система регистрации состоит из бортовой аппаратуры регистрации параметров самолета и наземной аппаратуры воспроизведения записанной информации.

В комплект бортовой аппаратуры входят датчики регистрируемых параметров, кодирующее устройство; магнитное записывающее устройство (лентопротяжный механизм) в шаровом металлическом контейнере; соединительный блок; распределительный блок; блок питания.

Система в зависимости от типа самолета рассчитана на регистрацию следующих основных параметров:

- барометрической высоты;
- приборной скорости;
- перегрузок — вертикальной, боковой и продольной;
- углов крена, тангажа и курса;
- угловых скоростей самолета относительно связанной системы координат;
- углов отклонения органов управления;
- оборотов двигателей;
- давления масла в измерителе крутящего момента;
- положения сектора газа двигателей;
- перепада давлений между кабиной и атмосферой;
- разовых команд, характеризующих состояние автоматики авиационных двигателей и предельные отклонения некоторых параметров.

Приведенный перечень регистрируемых параметров можно разделить на две группы: параметры, характеризующие технику пилотирования, и параметры, характеризующие работу авиационной техники. Поэтому магнитную систему регистрации параметров можно использовать не только для выявления причин летных происшествий и предпосылок к ним, но также и для оценки техники пилотирования.

Принцип работы системы следующий. Сигналы от датчиков аналоговых величин $ДAB_1 — ДAB_n$ (рис. 8.1) в виде электрических напряжений и сигналы от датчиков разовых команд $ДРК_1 — ДРК_n$ — «вкл.», «выкл.», «макс.» и др. — через распределительное устройство поступают на входы соответствующих каналов кодирующего устройства. На кодирующее устройство также поступают калибровочные напряжения, которые вырабатываются в калибровочном устройстве. В кодирующем устройстве

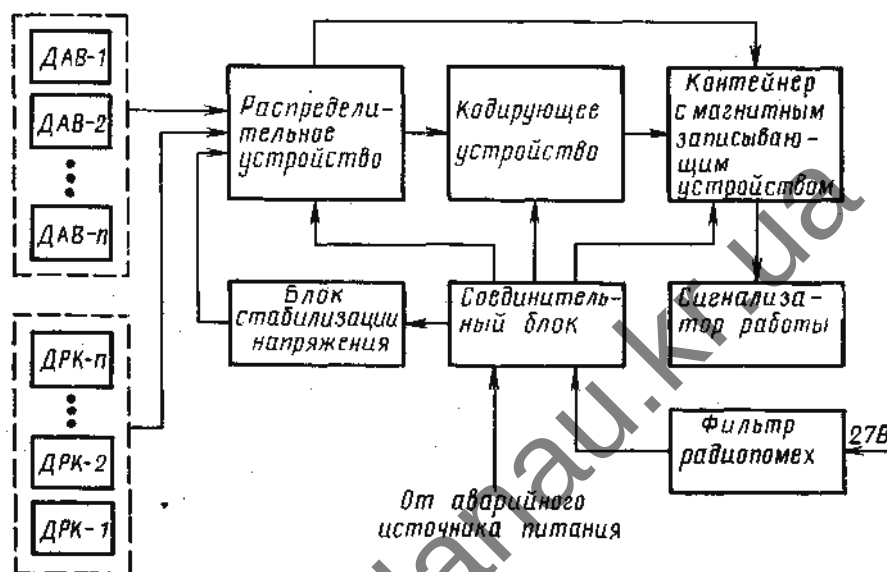


Рисунок 8.1 Блок-схема магнитной регистрации параметров

осуществляется кодирование напряжений, поступающих от датчиков параметров, по время-импульсной системе, при которой временной интервал между импульсами прямо пропорционален измеряемому параметру. Закодированные таким образом сигналы поступают в контейнер, где записываются на магнитную ленту шириной 6,25 мм, которая движется с постоянной скоростью 250 мм/с. Включение в работу магнитного записывающего устройства происходит от сигнализатора скорости или от концевого выключателя, реагирующего на обжатие стойки шасси. Для визуальной сигнализации перемещения ленты в лентопротяжном механизме служит контрольная лампа, которая мигает при работе механизма.

Магнитная система регистрации подключается к бортовой сети через фильтр радиопомех. Напряжение питания на отдельные устройства поступает

через соединительный блок. Питание датчиков осуществляется от стабилизированного источника питания через распределительное устройство.

В случае отказа бортсети питание системы осуществляется от аварийного источника питания.

8.2.1 Системы регистрации параметров самолета на магнитную ленту с цифровым кодирующим устройством МСРП-64

Системы регистрации параметров на магнитную ленту с цифровым кодирующим устройством имеют ряд преимуществ по сравнению с выше рассмотренными системами.

Целевое назначение системы, аппаратный состав, блок-схема и принцип работы аналогичен системе регистрации параметров на магнитную ленту с кодирующим устройством по время-импульсной модуляции. Основное отличие заключается в преобразующем устройстве, которое осуществляет коммутацию поступающих от датчиков сигналов, преобразование сигналов непрерывно изменяющихся величин в импульсный параллельный восьмиразрядный двоичный код, причем единице соответствует наличие импульса, а нулю — отсутствие импульса; вырабатываются также адресные сигналы и отметки времени.

Основными преимуществами магнитных регистрирующих систем с цифровым кодирующим устройством являются:

- возможность значительно увеличить число регистрируемых параметров;
- увеличение времени сохранения записанной информации до 50ч;
- увеличение точности регистрации аналоговых параметров;
- возможность записи на магнитную ленту не только измерительной информации, но также адресных и опознавательных данных (номер самолета, номер рейса, дата рейса, астрономическое время и т. д.);
- возможность сравнительно простой связи с наземными цифровыми вычислительными машинами с целью автоматизации обработки записанной информации.

8.2.2 Наземная аппаратура воспроизведения записанной информации

Для обработки информации, записанной бортовой системой, используется наземная аппаратура. Комплект аппаратуры состоит из лентопротяжного механизма, преобразующего устройства, осциллографа с пультом управления и выпрямителя.

Основным элементом наземной аппаратуры является преобразующее устройство, которое предназначено для воспроизведения с магнитной ленты кодированной информации бортовых датчиков и преобразования их в аналоговые величины с последующей записью на фотобумаге с помощью магнитоэлектрического осциллографа.

Как правило, после расшифровки записей составляют таблицы по которым строят графики изменения измеренных параметров во времени, группируя их по назначению. На одном листе строят графики, характеризующие технику пилотирования, а на другом изображают кривые, характеризующие работу авиационной техники.

Построенные графики позволяют проводить объективный анализ работы экипажа и авиационной техники.

8.3 Система регистрации полетной информации БУР-1-4

Аварийно-эксплуатационный регистратор БУР-4-1 и его модификации предназначены для сбора, преобразования, регистрации в полете параметрической информации и сохранения ее в случае летного происшествия. Последующая дешифровка полетной информации позволяет оценить технику пилотирования летного состава, техническое состояние самолета или вертолета, их систем, агрегатов и оборудования, а также определить причину летного происшествия или предпосылки к нему. В состав регистратора входят блок сбора информации БСИ-4, защищенный электронный накопитель БР-4Т и пульт управления ПУ-4.

Этот прибор на практике может заменить существующие штатные регистраторы типа САРПП-12. Новый прибор уже адаптирован к общим требованиям обеспечения безопасности полетов. Такое переоснащение, по

утверждению специалистов, разрешит в пять раз увеличить количество определяемых параметров и разовых команд, которые регистрируются на борту. При этом компьютерная обработка информации будет проводиться в реальном масштабе времени при возможности трехмерного моделирования выполнения полетной задачи. БУР-4-1 позволит пилоту в любой заданный момент времени определить свои параметры. А еще в десятки раз сократится время обработки информации, а ее точность значительно увеличится.

Регистратор БУР-4-1 - это техническое развитие находящегося в эксплуатации регистратора БУР-4, в котором бортовой накопитель с магнитной лентой заменен защищенным твердотельным накопителем БР-4Т. Блок БР-4Т сохраняет информацию в случае летного происшествия в соответствии с международными нормами ED 55:

- ударная нагрузка до 3400 g;
- температура до +11000°C со стопроцентным охватом поверхности в течение 30 мин.;
- статическая нагрузка до 2270 кг; воздействие проникающего удара до 230 кг с высоты 3 м;
- пребывание в морской воде в течение 30 суток.

Перезапись и обработка полетной информации осуществляется наземным устройством обработки НУО-4.

Технические характеристики БУР-4-1:

- Напряжение питания - 18-33 В.
- Потребляемая мощность - не более 30 Вт.
- Количество входов разовых команд и аналоговых сигналов - от 9 до 62.
- Количество измерений в 1 сек. - 32 (64) слова.
- Время сохраняемой информации - последние 100 (50) час.
- Время непрерывной работы - до 24 час.
- Масса - не более 5,8 кг.

Использование регистратора БУР-4-1:

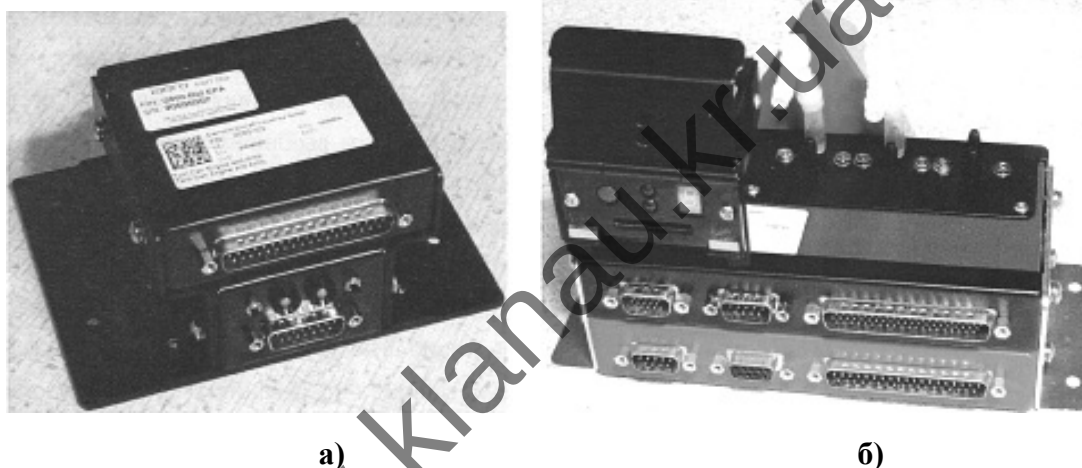
- позволяет получить более достоверную и точную информацию о состоянии систем и оборудования во время полетов;
- применение современных средств обработки информации на базе ПК Notebook значительно сокращает время и улучшает качество дешифровки;
- полностью гарантируется сохранение информации при тяжелых летных происшествиях.

8.4 Многоканальная система регистрации полетной и звуковой информации APIBOX

Во многих странах регламентируются цифровые накопители информации в структуре FDR. Модули твердотелой электронной памяти надёжно защищают записанные данные от сильных ударов, огня, высоких температур и длительного пребывания в морской воле. Цифровые регистраторы полётной информации (Digital Flight Data Recorder - DFDR) предоставляют больше каналов записи для фиксации всех параметров полёта и позволяют сохранить большее количество полётного времени, чем предыдущие. Многоканальная система регистрации полетной и звуковой информации APIBOX относится к регистрационному оборудованию современного типа. Она 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.8.2).



а) модули электропитания APIPWR-001 и преобразования параметров авиадвигателей i2050-002 EPA; б) модули APIV2-002, APICAP-003 и технического обслуживания APISD-001

Рисунок 8.2. Внешний вид модулей системы APIBOX.

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, тангажа и курсовертикали GRS 77;
- три составляющих перегрузки – продольная, поперечная и нормальная в пределах $\pm 14g$;

- параметры топливной системы и авиадвигателей от электронных блоков управления двигателями EECU или 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 радиостанции COM на передачу.

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

Кроме того, регистрируются речевые сообщения и сигналы, прослушиваемые обоими пилотами. Максимальное время записи звуковой информации – 50 часов. Часто используют для записи речевой информации отдельный регистратор (Cockpit Voice Recorder - CVR) на базе твёрдотельной электронной памяти для фиксации разговоров экипажа с диспетчером УВД и среди членов экипажа с помощью специальных микрофонов. Все такие типы регистраторов имеют отдельный канал питания. Цифровой носитель записи меняется перед каждым полётом и позволяет проанализировать зафиксированную информацию с помощью специального программного обеспечения.

Контрольные вопросы к разделу 8

1. Назначение и классификация бортовых систем регистрации полетной информации (БСРПИ).
2. Трехкомпонентный механический самописец КЗ-63.
3. Система регистрации полетной информации САРПП-12.
4. Система регистрации полетной информации МСРП-12-96.
5. Система регистрации полетной информации МСРП-64-2.
6. Наземная аппаратура воспроизведения записанной информации.
7. Система регистрации полетной информации БУР-1-4.
8. Многоканальная система регистрации полетной и звуковой информации АРІВОХ.

РЕКОМЕНДОВАННАЯ ЛИТЕРАТУРА

1. Воробьев В.Г., Кузнецов С.В. Автоматическое управление полетом самолетов: Учеб. для вузов. - М.: Транспорт. 1995.-448 с.
2. Ключев Г.И. и др. Авиационные приборы и системы. – Ульяновск, УлГТУ, 2000. 343 с.
3. Мамаев В.Я., Синяков А.Н., Петров К.К., Горбунов Д.А. Воздушная навигация и элементы самолётовождения. СПб., СПбГУАП, 2002. – 256 с.
4. Михайлов О.И., Козлов И.М., Гергель Д.С. Авиационные приборы, - М: Машиностроение, 1977. - 415с..
5. Михалёв И.А., Окоёмов Б.Н., Чукулаев М.С. Системы автоматического управления самолётом, - М: Машиностроение, 1987. – 240с.
6. Система управления <http://superjet100.info/wiki:aircraft-control>
7. Курсовые гироскопические приборы, навигационные вычислители и комплексы: лабораторные работы № 5, 6, 7, 8. Учебно-методическое пособие / Гаврилюк Б.О., Смирнов В.В., Тузов В.А. - Кировоград: ГЛАУ, 2011. - 60 с.
8. Рогожин В.О., Синеглазов В.М., Філяшкін М.К. Пілотажно-навігаційні комплекси повітряних суден: Підручник. — К.: Книжкове вид-во НАУ, 2005. — 316 с.
9. Авиация и космонавтика Украины. Мультимедийная энциклопедия. – Укрaviaпром, 2000.
10. Гуськов В.В., Загайнов Г.И. Управление полётом самолётов. М. Машиностроение, 1980 - 216 с.
11. Руководство по технической эксплуатации самолёта Як-42.
12. <http://www.teknol.ru>

ПРИНЯТЫЕ СОКРАЩЕНИЯ

APIBOX - многоканальная система регистрации полетной и звуковой информации

CPIOM – ядро процессора ввода-вывода

GARMIN - радиоэлектронный пилотажно - навигационный комплекс

GFC 700 - системы автоматизации управления полётом

GPS - система спутниковой навигации

MFD – многофункциональный индикатор

PFD – командно-пилотажный индикатор

АК – автомат курса

АЛУ - арифметико-логическое устройство

АНУ - автоматическое навигационное устройство

АП - автопилот

АЦП - аналогово-цифровой преобразователь

БИНС - бесплатформенная инерциальная система

БСРПИ - бортовые системы регистрации полетной информации

БСФК - базовая система формирования курса

БУР – бортовое устройство регистрации

БЦВМ – бортовая цифровая вычислительная машина

ДВС – датчик воздушной скорости

ДИСС - доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса

ЗВ – задатчик ветра

ИНС - инерциальная навигационная система

ИС – воздушное судно

КП – контрольный пункт

ЛА – летательный аппарат

ЛБУ – линейное боковое уклонение

ЛЗП - линия заданного пути

ЛМ – лекальный механизм

М – двигатель

МСРП – магнитная система регистрации параметров

МФПУ – многофункциональный пульт управления
ОЗУ - оперативно-запоминающее устройство
П – потенциометр
ПЗУ - постоянно запоминающее устройство
ПНК – пилотажно-навигационный комплекс
ППМ – поворотный пункт маршрута
РЛС – радиолокационная станция
РСБН – радиотехническая система ближней навигации
РСДН - радиотехническая система дальней навигации
РТС - радиотехнические средства посадки
РУД – рули управления двигателем
САУ - система автоматического управления полетом
СВС - система воздушных сигналов
СДУ - система дистанционного управления
СКП – синусно-косинусный потенциометр
СНС - спутниковая навигационная система
СОИ - система отображения информации
СОМ – самолётоответчик
ТКМС - текущие координаты местоположения самолета
У – усилитель
УЗП – указатель положения закрылков
УПЗ - указатель положения заслонок
УПТ - указатель положения триммеров
УПУ - указатель угловых величин
УШ - указатель положения шасси
УШВ - указатель шага винта
ЦАП – цифро-аналоговый преобразователь
ЭДП – электрические дистанционные передачи

ПРЕДМЕТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

А

Автопилот 66

- принцип построения 66
- принцип работы 66
- работа:
 - в автоматическом полёте 69
 - полёте по маршруту 74
 - заходе на посадку 79
- структура 66

Автомат курса АК -1 13

АНУ - 1 17

- режимы работы 20
- состав 19
- технические данные 20

Б

Безплатформенные инерциальные системы 57

В

Вычислительная система самолётоволждения ВСС-100 31

- задачи 31
- функции 32
- связи 37

Г

Гирокомпасирование 51

- двойное 53

Горизонтирование 50

Д

Датчики навигац. информации 26

ДВС 12

ДИСС 20

З

Задатчик ветра ЗВ-1 13

И

Измеритель вибрации двигателя 112

Индикаторы контроля работы систем

самолёта 114

- PFD 114

- MFD 114

Инерциальные навигационные

системы 44

- принцип работы 45

- выставка 50

- классификация 54

- аналитического типа 56

- полуаналитического типа 56

- геометрического типа 56

- достоинства 58

- недостатки 58

- перспективы развития 58

Интегратор НИ-50 13

Интегрированные навигационные

системы 61

М

Манометры: 88

- ДИМ 90

- ЭМ 90

- ЭДМУ 91

- топлива 100

- масла 100

- работы двигателя 99
Методы измерения неэлектрических
величин 87

- электромеханические 87
- электрические 87

МФПУ 39

Н

Навигация:

- горизонтальная 75
- вертикальная 79

Навигационные комплексы

- с БЦВМ 22
- «Мальва-4» 24
- задачи 24
- состав 25
- пульт ввода информации 28
- НВС-74 27

П

Платформа Ливенталя 47

Погрешности:

- ИНС 58
- манометров 92
- термометров: 95
- сопротивления 97
- термоэлектрических 99
- тахометров 102
- топливомеров 105
- НИ-50 17

Р

Регистрирующие устройства 119

- БСРПИ 120
- аварийные системы 120
- испытательные системы 122
- комбинированные системы 122
- эксплуатационные системы 121

- АРІВОХ 130
- БУР 1-4 128
- К 3-63 123
- МСРП 12-96 124
- МСРП-64 127
- САРПП-12 124

С

Сигнализатор давления 110

Системы автоматического
управления полётом 64

- функции 64
- цели 64

Системы:

- отображения информации 30
- счисления пути 7
- курсовоздушная 10
- курсодоплеровская 7

Стабилизация самолёта

- относительно центра масс 65
- скорости полёта 73

Т

Тахометры 101

Термометры 92

- классификация 92
- сопротивления 93
- термоэлектрические 98
- ТНВ-15 95

Топливомеры 103

- рычажно-поплавковые 103
- электроёмкостные 105
- электрический расходомер 106

Э

Эффект Доплера 18

ОСНОВНЫЕ БУКВЕННЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

ψ – курс воздушного судна

ψ - курс ВС

δ - направление ветра

ψ_k - угол карты

$\Delta\varphi$, $\Delta\gamma$, $\Delta\alpha$ - угол отклонения (от заданного) самолета по курсу, крену, тангажу соответственно

d_n , d_α , d_β - углы отклонения руля поворота, элеронов, руля высоты (стабилизатора) соответственно

f_0 - частота генератора в направлении земли

f_l - частота отражённая

f_d - доплеровская частота

k — коэффициент, зависящий от свойств материалов, из которых изготовлены проводники

k_n , k_α , k_β - передаточные числа автопилота по курсу, крену, тангажу соответственно

n_y - нормальная составляющая перегрузки

R - радиус Земли

R_0 - сопротивление проводника при начальной температуре 0°C

R_t – резистор сопротивления

R_t - сопротивление того же проводника при некоторой температуре $t^\circ \text{C}$

s , z - текущие географические координаты места ВС

t - температура в $^\circ\text{C}$

t_1 —температура холодного спая в $^\circ\text{C}$

t_2 —температура горячего спая в $^\circ\text{C}$

U - скорость ветра

U_x - угловая скорость вращения Земли

$V_{\text{и}}$ - индикаторная скорость

$V_{\text{И}}$ - истинная воздушная скорость скорости ветра

W – модуль вектора путевой скорости W

W_c, W_b - составляющие путевой скорости самолёта

α - температурный коэффициент электрического сопротивления проводника

α - коэффициент, близкий к 0,5

$\beta_{\text{пер}}$ – угол поворота истинной вертикали

$\gamma_{\text{зад}}$ - заданный крен

$\Delta T_{\text{дин}}$ - приращение абсолютной температуры в результате динамического нагрева датчика

ϵ - азимут платформы

θ – угол наклона излучения

λ - значение географической долготы места самолета

φ - значение географической широты места самолета

φ – широта

ω - угловая скорость облёта Земли

$\omega_{\text{обл}}$ - угловая скорость облёта Земли

ω_x и ω_y - составляющие угловой скорости вращения Земли

a – ускорение

B – линейное боковое отклонение от ЛЗП

E_t —термоэлектродвижущая сила в мВ

H - барометрическая высота

ПУ_z - заданный путевой угол

ПУ_φ - фактический путевой угол

$P_{\text{дин}}, P_{\text{ст}}$ - динамическое и статическое давление соответственно

c - постоянный коэффициент

c — скорость распространения радиоволн

S – это расстояние, пройденное (или оставшееся) по линии заданного пути

T – абсолютная температура потока воздуха

$T_{\text{торм}}$ - абсолютная температура заторможенного воздуха

$T_{\text{дат}}$ - температура, воспринимаемая чувствительным элементом датчика

$T_t = T_{\text{нв}}$ - температура заторможенного потока

УС - угол сноса

Для заметок

www.klanau.kr.ua

Для заметок

www.klapau.kr.ua

Навчально-методичне видання

АВИОНИКА

Учебное пособие

Часть 2

(російською мовою)

Автори: *Тузов В.О.,
Смирнова І.Л.
Смирнов В.В.,
Гаврилюк Б.О.*

Редактор: *Сушкова Л.В.*
Технічний редактор: *Будулатій В.П.*
Комп'ютерна верстка: *Смірнов С.М.*

Підписано до друку 17.09.2014.
Формат 60х84 1/8. Папір газетний. Друк офсетний.
Ум. друк. арк. 16,2. Обл.-вид. арк. 17,5.
Свідцтво держ. реєстру ДК № 977 від 05.07.2002 р.
Зам. № 0330/2014. Тираж 300 прим.

Кіровоградська льотна академія
Національного авіаційного університету.
Видавництво. м. Кіровоград,
вул. Добровольського, 1,
тел. 39-44-37.