Министерство образования и науки Российской Федерации

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Комсомольский-на-Амуре государственный технический университет»

И. В. Чепурных, С. А. Чепурных

СИСТЕМЫ БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ САМОЛЕТОВ И ВЕРТОЛЕТОВ

Топливная система и кабинное оборудование

Утверждено в качестве учебного пособия Ученым советом Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Комсомольский-на-Амуре государственный технический университет» УДК 629.7.04(07) ББК 39.563я7 Ч-446

Рецензенты:

Научно-технический совет филиала ПАО «Компания «Сухой» «КнААЗ им. Ю.А. Гагарина», секретарь НТС начальник НПО КнААЗ, главный научный сотрудник, кандидат технических наук, доцент, Р. Ф. Крупский;

В. М. Козин, доктор технических наук, профессор, заведующий лабораторией МД ФГБУН «Институт машиноведения и металлургии Дальневосточного отделения Российской академии наук»

Чепурных, И. В.

Ч-446 Системы бортового оборудования самолетов и вертолетов. Топливная система и кабинное оборудование : учеб. пособие / И. В. Чепурных, С. А. Чепурных. – Комсомольск-на-Амуре : ФГБОУ ВПО «КнАГТУ», 2015. – 169 с.

ISBN 978-5-7765-1222-3

Представлены материалы описательного характера, отражающие принципы построения, основные схемы и конструкцию базовых элементов систем бортового оборудования современных пилотируемых летательных аппаратов гражданского и военного назначения.

В данном пособии рассматриваются особенности работы топливной аппаратуры дозвукового и сверхзвукового летательного аппарата, представлены типовые конструкции агрегатов топливной системы. Описывается работа и состав современного авиационного пилотажно-навигационного комплекса. Показаны существующие и перспективные системы интерфейса «пилот-летательный аппарат», работа бортовых устройств регистрации параметров полёта и бортовых магнитофонов.

Пособие предназначено для студентов, обучающихся по специальности 24.05.07 «Самолёто- и вертолётостроение», при изучении ими дисциплины «Оборудование самолётов». Оно также может быть полезным для конструкторов самодеятельных летательных аппаратов.

УДК 629.7.04(07) ББК 39.563я7

© ФГБОУ ВПО «КнАГТУ», 2015

ОГЛАВЛЕНИЕ

BE	ВЕДЕНИЕ	5
	ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА	
	1.1. Авиационные топлива	6
	1.2. Топливные баки	8
	1.3. Особенности работы топливных систем при повышенных	
	и пониженных температурах	9
	1.4. Нагрев топлива в баках сверхзвукового самолета	
	1.4.1. Термическая стабильность авиационных топлив	12
	1.4.2. Особенности работы топливных систем	
	в условиях низких температур	13
	1.5. Система подачи топлива к двигателям	15
	1.6. Системы перекачки топлива	25
	1.6.1. Структурные схемы перекачки	27
	1.6.2. Системы управления перекачкой	32
	1.7. Системы дренажа и наддува топливных баков	35
	1.8. Системы заправки топливом	37
	1.8.1. Открытая заправка топливом сверху	
	1.8.2. Централизованная заправка топливом снизу	39
	1.9. Агрегаты топливных систем	41
	1.9.1. Топливные насосы	41
	1.9.2. Клапаны и краны	50
	1.9.3. Агрегаты контроля	
2.	ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЙ КОМПЛЕКС	
	2.1. Датчики параметров воздушного потока	62
	2.2. Измерение высоты полёта	75
	2.3. Измерение вертикальной скорости полёта	
	2.4. Измерение скорости и числа М полёта	
	2.5. Измерение времени в полёте	95
	2.6. Измерение перегрузок	
	2.7. Определение курса	
	2.8. Измерение углов крена и тангажа	107
	2.9. Приборы директорного пилотирования	
	2.10. Инерциальные навигационные системы	
	2.11. Радиотехнические системы навигации	
	2.12. Спутниковые навигационные системы	128

3.	ИНТЕРФЕЙС «ПИЛОТ – ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ»	132
	3.1. Индикация информации на приборных досках	133
	3.2. Синтезированная карта и магистраль в небе	
	3.3. Индикация на лобовом стекле	
	3.4. Нашлемные системы целеуказания и индикации	
	3.5. Звуковая сигнализация и речевое управление	
	3.6. Тактильная сигнализация	
	3.7. Виртуальная кабина	
4.	СИСТЕМЫ РЕГИСТРАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЁТА	
	4.1. Бортовые устройства регистрации	
	4.2. Система МСРП-64	
	4.3. Система Тестер-У3	
	4.4. Бортовые магнитофоны	
ЗАКЛЮЧЕНИЕ		
БИ	ІБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК	168

ВВЕДЕНИЕ

Современный летательный аппарат (ЛА) оборудован большим количеством систем, решающих и помогающих решать самые различные задачи. Некоторые из этих систем являются специфическими и имеют весьма ограниченное применение, другие системы, наоборот, распространены весьма широко и используются практически на всех обитаемых и беспилотных ЛА. Последние системы и являются объектом изучения в дисциплинах «Оборудование самолётов» и «Системы приборного оборудования».

По сравнению с классическими учебниками в данном пособие сделан акцент на описательную часть систем оборудования, увеличен объём иллюстративного материала, количество формул сведено к минимуму. Это связано с необходимостью ознакомить студента-самолётчика с разнообразным оборудованием современных ЛА в изолированном курсе в течение одного семестра.

Представленный учебный материал включает введение, четыре раздела и заключение. В первом разделе рассматриваются особенности работы топливной системы дозвукового и сверхзвукового самолётов при полётах на малых и больших высотах, приведены схемы систем заправки, подачи и перекачки топлива, дренажа и наддува топливных баков, представлены типовые конструкции основных агрегатов топливной системы.

Второй раздел описывает работу современного авиационного пилотажно-навигационного комплекса. В нем рассматриваются различные датчики и индикаторы, приборы директорного пилотирования, показаны существующие навигационные системы, начиная с традиционного магнитного компаса и заканчивая средствами радио- и спутниковой навигации.

В третьем разделе рассматриваются актуальные аспекты взаимодействия пилота и летательного аппарата, показаны существующие и перспективные системы интерфейса, такие, как тактильная сигнализация, речевое управление, пространственная локализация звука, виртуальная кабина.

Четвертый раздел описывает работу бортовых устройств регистрации параметров полёта и бортовых магнитофонов.

Раздел 1 написан С. А. Чепурных, остальные разделы – И. В. Чепурных.

1. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

Топливная система самолета предназначена для размещения на его борту необходимого запаса топлива и для бесперебойной подачи топлива к двигателям в заданной последовательности, при всех возможных для данного самолета режимах и условиях работы. Кроме того, топливные системы могут выполнять дополнительные функции по охлаждению других бортовых систем, балансировке самолета, поддержанию положения центра тяжести самолета в определенном диапазоне и др.

К топливным системам предъявляются общие требования в отношении надежности, живучести, пожарной безопасности, массовых и габаритных характеристик, простоты конструкции, ремонтопригодности, контролепригодности и эксплуатационной технологичности.

Если на раннем этапе самолетостроения топливные системы представляли собой баки и простейшие трубопроводы, то топливные системы современных самолетов, особенно сверхзвуковых, это сложный комплекс большого количества взаимосвязанных подсистем: подкачки топлива к двигателям, перекачки топлива в расходный бак, управления порядком перекачки топлива, систем контроля, наддува и дренажа топливных баков, заправки и слива топлива на земле и в полете, охлаждения и др.

1.1. Авиационные топлива

К авиационным топливам относятся авиационные бензины и реактивные топлива – керосины. Первые применяются в поршневых двигателях, вторые – в турбореактивных (ТРД) и турбовинтовых (ТВД).

Из совокупности показателей, характеризующих качество авиационного бензина, наиболее важными являются детонационная стойкость, фракционный состав и химическая стабильность. Детонационная стойкость определяет пригодность бензина к применению в двигателях с высокой степенью сжатия рабочей смеси без возникновения детонационного сгорания, вызывающего большие ударные нагрузки на поршни и перегрев головок цилиндров. Фракционный состав характеризует испаряемость бензина, что определяет его способность к образованию рабочей топливовоздушной смеси. Химическая стабильность — это способность противостоять изменениям химического состава бензина при его хранении, транспортировке и применении.

Классификация авиационных бензинов основывается на их антидетонационных свойствах, выраженных в октановых числах и в единицах сортности. Сорта отечественных авиационных бензинов маркируются, как правило, дробью: в числителе — октановое число или сортность на бедной смеси, в знаменателе — сортность на богатой смеси, например, Б-95/130.

Встречается маркировка авиационных бензинов и по одному октановому числу (например, Б-70).

Российские авиационные бензины выпускаются трёх марок: Б-95/130, Б-91/115 и Б-70. Из перечисленных сортов наибольшее применение находят авиационные бензины Б-91/115 и Б-95/130.

Основными показателями качества реактивных топлив являются массовая и объёмная теплота сгорания, термостабильность топлива, давление насыщенных паров, вязкость при минусовых температурах, совместимость с конструкционными и уплотнительными материалами, нагарные и противоизносные свойства. Совокупности перечисленных требований авиационные бензины не удовлетворяют, главным образом, из-за пониженной плотности, высокой испаряемости и плохих смазочных свойств. В связи с этим бензины в качестве основных топлив для ТВД и ТРД не применяются.

Основными сортами отечественных реактивных топлив являются TC-1, PT и T-6.

Топливо ТС-1 является массовым реактивным топливом для дозвуковой авиации и сверхзвуковой авиации с ограниченной продолжительностью сверхзвукового полёта. Топливо РТ полностью удовлетворяет эксплуатационным требованиям, предъявляемым к топливу ТС-1, и может применяться вместо него. Вместе с тем, будучи более термостабильным, оно допускает нагрев в топливной системе силовой установки до более высоких температур, и поэтому допущено к применению в теплонапряжённых двигателях самолётов с увеличенной продолжительностью сверхзвукового полёта, в течение которого из-за аэродинамического нагрева возможно значительное повышение температуры топлива в баках самолёта.

Топливо Т-6 высокотермостабильное, имеет повышенную плотность и низкое давление насыщенных паров. Эти качества определяют применение топлива Т-6 на высокоскоростных самолётах с большой продолжительностью сверхзвукового полёта.

Наряду с основными сортами реактивных топлив промышленностью могут вырабатываться резервные. Резервным по отношению к топливу TC-1 является топливо T-2, резервным по отношению к топливам РТ и T-6 — топливо T-8B.

В связи с постепенным истощением запасов нефтяного сырья исследуются новые виды авиационных топлив, в том числе синтетическое топливо, криогенное топливо (включая жидкий водород), криогенное метановое топливо (КМТ) и др. В 1989-90 гг. на жидком водороде и КМТ был испытан самолёт Ту-155, в 1987-88 гг. на сконденсированном техническом бутане летал вертолёт Ми-8Т.

1.2. Топливные баки

Для размещения топлива на борту летательного аппарата используются топливные баки. По месту расположения их можно разделить на внутренние баки и внешние: подвесные и конформные.

В зависимости от типа самолета, тепловых режимов работы его конструкции, величин деформации крыла в полете, а также в зависимости от места размещения топливных баков на самолете применяются мягкие баки или баки-кессоны [1].

Мягкие баки, как правило, применяются на легких самолетах и вертолетах. Они могут изготавливаться путем склейки слоёв керосиностойкой резины и специальной ткани. Мягкие топливные баки военных самолетов, кроме того, имеют еще слой натурального каучука или сырой губчатой резины, который является протектором. При боевом повреждении бака каучук или сырая губчатая резина не дают рваных краев, набухают под действием топлива и затягивают пробоину.

Мягкие баки крепятся непосредственно к конструкции самолета, а в некоторых случаях к специальному контейнеру отсека, представляющему собой жесткую оболочку и воспринимающему все действующие на бак усилия. Для крепления заливных горловин, датчиков топливомеров, крышек монтажных люков, замков крепления баков к контейнерам в бак вулканизируется металлическая арматура.

При проектировании бака стремятся к тому, чтобы агрегаты и магистрали топливной системы не были разбросаны по всей поверхности бака, а были сосредоточены в двух-трех местах. Это уменьшает количество съемных панелей, делает конструкцию простой и удобной в эксплуатации.

Основное преимущество мягких топливных баков заключается в том, что при значительной емкости и малой массе их можно располагать на самолёте в местах с самым неудобным контуром и вставлять их туда через отверстия небольшого размера, вследствие чего меньше ослабляется конструкция. Мягкие баки, кроме того, обладают хорошими теплоизолирующими свойствами, не подвержены воздействию вибраций и сами демпфируют колебания крыла.

Основными недостатками мягких топливных баков являются: большая опасность пожара и взрыва из-за утечки топлива в объемы конструкции самолета при появлении негерметичности бака, трудность обнаружения места течи. Кроме того, мягкие баки имеют ограниченный срок службы из-за старения резины. При выработке ресурса или дефектах конструкции имеется опасность образования складок и потери герметичности.

Применение мягких топливных баков также ограничено по температурным условиям. В горячих зонах, например в двигательных отсеках, а также на сверхзвуковых самолетах с длительным действием высоких температур мягкие баки не применяются.

При пониженных температурах мягкие баки теряют эластичность, что затрудняет монтажные и демонтажные работы с баками в зимних условиях.

Использование отсеков, образованных элементами конструкции фюзеляжа и крыла, в качестве топливных баков получило широкое применение, особенно на самолетах с большими температурами нагрева конструкции, где применение мягких баков с резиновой основой невозможно. Баки-кессоны применяются на пассажирских и транспортных дозвуковых самолетах, где плоская форма конструктивных элементов крыла удобна для создания баков-отсеков и обеспечения их герметичности (впервые баки-кессоны были применены на самолетах АНТ-25 в 1934 г.и Ил-4 в 1938 г.).

Применение баков-отсеков позволяет более рационально использовать внутренние объемы самолета, т.е. увеличить запас топлива на самолете, а также разместить агрегаты и магистрали топливной системы внутри баков, облегчив их монтаж.

К недостаткам баков-кессонов по сравнению с мягкими баками следует отнести повышенную поражаемость, плохую ремонтопригодность и хорошую теплопроводность.

По функциональному признаку топливные баки можно разделить:

- 1) на расходные баки баки, из которых топливо подается в двигатели. Обычно их располагают вблизи центра масс самолета;
- 2) очередные баки баки, из которых топливо в заданной последовательности перекачивается в расходные баки;
- 3) балансировочные баки баки, в которые топливо перекачивается на определенных режимах полета для сохранения требуемой центровки. Балансировочные баки, как правило, имеют небольшую ёмкость и находятся на возможно большем удалении от центра масс самолета.
- 4) дренажные баки баки, в которые сливается топливо из дренажных трубопроводов.

1.3. Особенности работы топливных систем при повышенных и пониженных температурах

При полете самолета со сверхзвуковыми скоростями (M = 2...3) происходит кинетический нагрев его поверхности. При длительных полетах со сверхзвуковыми скоростями к топливу, находящемуся в баках самолета, подводится тепло от конструкции самолета, и температура топлива, без учета подогрева топлива на участке от топливных баков до насосов-регуляторов двигателя, может достигать 80...120 °C. Такие высокие температуры топлива приводят к большим трудностям в обеспечении его термической стабильности и пожарной безопасности, а также к необходимости создания новых термостойких уплотнительных материалов и соединений трубопроводов.

С другой стороны, при длительном дозвуковом полете на больших высотах в результате воздействия низкой температуры окружающего воздуха топливо в баках охлаждается до отрицательных температур, что приводит к замерзанию воды, выделяющейся из топлива. Отрицательные температуры характерны для топлива и при эксплуатации самолетов в зимних условиях.

1.4. Нагрев топлива в баках сверхзвукового самолета

Рассмотрим процесс нагрева топлива в баках самолета в зависимости от порядка выработки топлива, применяемой теплоизоляции баков и времени полета с использованием схемы расчета, разработанной В.С. Авдуевским [1].

Количество тепла $dQ_{\rm cm}$, подводимое к топливу через смачиваемую поверхность бака, и $dQ_{\rm cm}$, подводимое путем излучения к его свободной поверхности за время $d\tau$, можно выразить уравнениями:

$$dQ_{\rm cm} = q_{\rm cm}F_{\rm cm}d\tau; \quad dQ_{\rm cm} = q_{\rm cm}F_{\rm cm}d\tau.$$

Следовательно, общее количество тепла dQ, идущее на увеличение теплосодержания топлива,

$$dQ = dQ_{\rm cm} + dQ_{\rm cm} = c_{\rho} \rho_{\rm T} V_{\rm T} dT, \qquad (1.1)$$

где $q_{\rm cm}$, $q_{\rm cn}$ — количество тепла, проходящее через единицу площади поверхности; $F_{\rm cm}$, $F_{\rm cn}$ — площадь поверхности нагрева; $c_{\rm p}$ — удельная теплоемкость топлива; $\rho_{\rm T}$ — плотность топлива; V_T — объем топлива; T — температура топлива.

Поделив обе части уравнения (1.1) на V_T , получим:

$$q_{\rm cm} \frac{F_{\rm cm}}{V_{\rm T}} d\tau + q_{\rm cm} \frac{F_{\rm cm}}{V_{\rm T}} d\tau = c_{\rho} \rho_{\rm T} dT. \qquad (1.2)$$

Решая уравнение (1.2) для установившегося режима полета, получим:

$$T = T_{\text{n.c.}} \left(1 - \frac{T_0}{T_{\text{n.c.}}} \right), \tag{1.3}$$

где $T_{\text{п.с}}$ — температура свободной поверхности бака; T_0 — начальная температура топлива.

Отношение $F_{\rm cm}/{\rm V_T}$ в уравнении (1.3) определяет интенсивность прогрева топлива. Очевидно, что для цилиндрических баков при увеличении радиуса бака или при увеличении ёмкости прямоугольного бака увеличением его вертикальных размеров интенсивность нагрева будет снижаться пропорционально уменьшению $F_{\rm cm}$ или увеличению V_T .

Отношение $F_{\rm cm}/{\rm V_T}$ меняется в полете при выработке топлива из бака. При отсутствии выработки топлива из бака это отношение будет постоянным по времени, т.е.

$$\int_{0}^{\tau} \frac{F_{\text{cm}}}{V_{\text{T}}} d\tau = \frac{F_{\text{cm}}}{V_{\text{T}}} \tau.$$

Если бак полностью заполнен топливом, то отношение $F_{\scriptscriptstyle{\rm cm}}/{\rm V_T}=const$ и определяется размерами и формой бака. Особенно большие отношения $F_{\scriptscriptstyle{\rm cm}}/{\rm V_T}$ имеют плоские баки, находящиеся в крыльях, или баки, располагаемые в фюзеляже вокруг воздушных каналов от воздухозаборников до двигателей.

Необходимо отметить, что резкое возрастание отношения $F_{\scriptscriptstyle {\rm CM}}/{\rm V_T}$ и, следовательно, увеличение интенсивности подогрева топлива, несмотря на уменьшение разности температур $\Delta T = T_{\scriptscriptstyle {\rm II.C}} - T_{\scriptscriptstyle 0}$, наблюдается в конце выработки топлива из бака. Во избежание перегрева топлива в баках порядок выработки должен обеспечивать ускоренную выработку небольших остатков топлива из баков. С этой точки зрения для уменьшения температуры топлива более целесообразна последовательная выработка топлива из баков, чем параллельная.

Теплопередача от воздушного потока, обтекающего топливный бак, к топливу зависит от характеристик теплоизоляции топливного бака. Даже при достаточно тонких мягких резиновых топливных баках тепловое сопротивление стенки бака резко возрастает, и максимальная температура топлива понижается. Однако применение теплоизоляции на основе резины возможно при сравнительно небольших температурах нагрева конструкции.

Хорошими теплоизолирующими свойствами обладают конструкции из слоистых панелей с сотовым или гофрированным заполнением, получившие широкое распространение в конструкциях крыльев сверхзвуковых самолетов.

В целях снижения массы конструкции сверхзвукового самолета возможна теплоизоляция не всех баков или частичная теплоизоляция некоторых баков. Например, подвесные баки, вырабатываемые в первую очередь, не теплоизолируются; фюзеляжные баки, расположенные вокруг воздушных каналов (от воздухозаборников до двигателей), теплоизолируются обычно только со стороны воздушных каналов.

Порядок перекачки топлива в расходный бак должен быть таким, чтобы топливо из горячих баков расходовалось в первую очередь.

1.4.1. Термическая стабильность авиационных топлив

Предельные температуры топлива определяются его термической стабильностью, т.е. устойчивостью топлива против образования в нём нерастворимых осадков и смоловидных отложений при повышении температуры. Нерастворимые осадки и смоловидные отложения опасны тем, что забивают фильтры тонкой очистки двигателей, снижают эффективность теплообменных устройств, ухудшают равномерность распределения топливных струй и др.

Основным критерием оценки термической стабильности топлив является количество образующихся нерастворимых осадков на единицу массы топлива в зависимости от его температуры. Нерастворимые осадки образуются в топливе при повышении температуры в результате окислительных термических и каталитических процессов и являются продуктом химических превращений в окислительной среде наименее стабильных углеводородов, кислородо-сернистых и азотосодержащих соединений [1].

Нерастворимые осадки представляют собой хлопьевидную массу, образованную в результате объединения мелких частиц, и состоящую из углерода (45...70 %), водорода (5...7 %), серы (6...7 %), кислорода (13...40 %), азота до 3 % и др.

Количество выделяющегося нерастворимого осадка растет при увеличении температуры и времени теплового воздействия на топливо, в связи с чем при нагреве топлива в баках выделяется значительно больше нерастворимых осадков, чем при нагреве в протоке, например в теплообменниках. Основными мероприятиями, которые могут уменьшить выделение из топлива осадков, являются: размещение теплообменников не в топливных баках, а в магистралях (в протоке) с непрерывной прокачкой топлива, ликвидация застойных зон на горячих участках топливной системы (например, в топливных баках и трубопроводах, расположенных в зоне воздушных каналов двигателей, а также в зоне двигателей, в гидроцилиндрах привода створок реактивного сопла и др.), увеличение протока через горячие узлы и агрегаты топливной системы.

Повышение величины максимальной рабочей температуры топлива и времени теплового воздействия на топливо может быть обеспечено внедрением новых методов очистки топлива, а также добавлением в топливо специальных присадок или продувкой топлива азотом для замещения растворённого в топливе кислорода азотом.

1.4.2. Особенности работы топливных систем в условиях низких температур

Все авиационные топлива содержат растворенную воду. Количество растворенной в топливе воды при данной температуре может быть различным, в зависимости от влажности воздуха в надтопливном пространстве. Если влажность воздуха постоянна, то при увеличении температуры топлива растворимость воды в нем возрастает, и влага из воздуха переходит в топливо. При уменьшении температуры топлива процесс идет в обратном направлении: растворимость воды в топливе понижается, и избыток её частично испаряется, а частично выпадает в виде эмульсии и осадков. Наибольшее количество воды попадает в топливо при её конденсации на холодных поверхностях баков и топлива осенью и весной, когда днем топливо нагревается, а ночью значительно охлаждается. При этом пары воды конденсируются на стенках топливных баков в виде капелек воды или инея (кристаллов льда), которые, попав в топливо, частично растворяются в нём, а частично оседают на дне баков. Чем меньше топлива в баках и чем больше времени самолет не был в полете, тем больше воды в топливной системе.

Вода в топливе может быть свободной и эмульсионной.

Свободная вода скапливается в отстойниках баков и трубопроводов, откуда при положительных температурах может быть легко удалена, а при отрицательных, замерзая, мешает сливу отстоя и всевозможных примесей. При запуске топливных насосов вода, скопившаяся в отстойниках, если она не замерзла, попадает в трубопроводы и разносится по всей топливной системе, скапливаясь в карманах трубопроводов топливных агрегатов. Так как во время полета топливо быстрее всего охлаждается в застойных трубопроводах, то во избежание замерзания воды в топливных магистралях необходимо предусматривать специальные уклоны для стекания её в отстойники и стараться прокладывать топливные трубопроводы в местах, где они меньше обдуваются холодным воздухом.

Эмульсионная вода, замерзая, образует кристаллы льда, блокирующие топливные фильтры, а при попадании в топливную аппаратуру кристаллы льда закупоривают жиклёры автоматических устройств, приводят к замерзанию клапанов регулировочных агрегатов и к поломке привода электронасоса.

При прокачке топлива через фильтр происходит не только отложение кристаллов льда на поверхности фильтра, но и образование новых кристаллов в порах фильтра, являющихся центрами кристаллизации, вокруг которых происходит образование твердой фазы.

Актуальность этого явления заметно возросла с появлением дозвуковых самолетов с газотурбинными двигателями, для которых характерно более частое использование фильтров тонкой очистки, с одной стороны, и уве-

личение продолжительности полета, эксплуатационных высот полета и применение баков-кессонов, с другой стороны. Три последних фактора привели к заметному понижению температур топлива в полете (рис. 1.1).

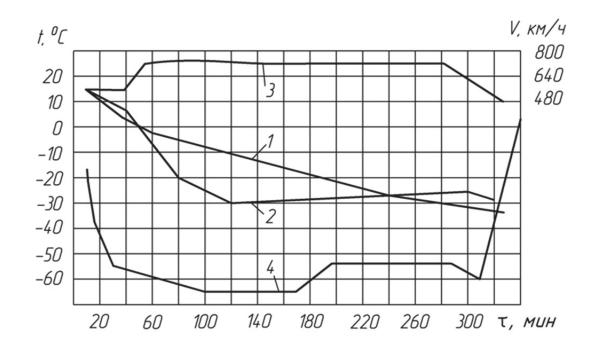


Рис. 1.1. Изменение температуры топлива в баках самолета «Комета» в зависимости от скорости и продолжительности полета, а также от температуры наружного воздуха:

1 — температура топлива на дне внутреннего бака; 2 — температура топлива в наружном баке; 3 — скорость полета; 4 — температура наружного воздуха

Создание наземных установок вымораживания топлива и очистки его от воды не дает необходимого эффекта, так как не исключает появления воды в топливе непосредственно в топливных баках.

Применение методов осушки топлива непосредственно в топливных баках путем продувки топлива сухим азотом не всегда является приемлемым из-за большой массы систем нейтрального газа. Поэтому наибольшее распространение для борьбы с льдообразованием в топливных системах получили следующие методы:

- 1. Добавление в топливо присадок, понижающих температуру, при которой в топливе образуются кристаллы льда, до -60 0 C. Кристаллы льда при добавлении присадок растворяются в топливе. В качестве присадок применяется жидкость И.
- 2. Впрыскивание спирта в наиболее важные фильтры. Недостатком этого метода является увеличение массы системы. Кроме того, такая система действует только тогда, когда возникает обледенение, что в некоторых случаях оказывается неэффективным.

3. Подогрев топлива перед подачей его в фильтры горячим воздухом, отбираемым от компрессора двигателя, или маслом из системы смазки двигателя. Реализация этого метода из-за больших масс и габаритов систем подогрева топлива рациональна только для топливных фильтров низкого давления, установленных на входе в двигатель, и предназначенных для защиты элементов систем автоматического регулирования топливоподачи. При этом большое количество фильтров, установленных непосредственно в топливной системе самолета, остается незащищенным от льдообразования, поэтому необходимо проведение ряда конструктивных мероприятий непосредственно в топливной системе самолета; увеличение размеров и уменьшение плотности сетки фильтров, введение перепускных клапанов на фильтрах и др.

1.5. Система подачи топлива к двигателям

Схема системы подачи топлива к двигателям определяется количеством топливных баков, двигателей и их компоновкой на самолете.

На самолетах с одним двигателем (МиГ-21, Су-17), а также на некоторых типах самолетов с двумя двигателями, скомпонованными по однодвигательной схеме (МиГ-19), применяются схемы подачи топлива из одного расходного бака (рис. 1.2). На некоторых типах самолетов, например Ли-2, несмотря на разнесенную компоновку двигателей, применяются схемы с одним расходным баком.

В схеме, показанной на рис. 1.2, подача топлива к двигателю производится подкачивающим насосом. Перекрывной кран, установленный перед двигателем, используется для прекращения подачи топлива в двигатель в случае пожара или для герметизации трубопроводов при замене двигателей.

При расположении топливных баков над насосом двигателя, небольшой высотности самолета (до 5000 м) и сравнительно небольших подачах топлива в двигатель, что имеет место при маломощных поршневых двигателях, выработка топлива из баков может осуществляться самотеком (на самолетах Ан-2, Ил-12 и на вертолетах Ми-1, Ка-18).

При разнесенной на самолете компоновке двигателей обычно применяются схемы подачи с несколькими расходными баками (рис. 1.3).

В этом случае каждый расходный бак обеспечивает подачу топлива к одному двигателю (Ту-204) или к группе рядом установленных двигателей (Ил-18). Наличие в таких схемах линии кольцевания с краном кольцевания 8 обеспечивает подачу топлива в любой двигатель при отказе в подкачивающей магистрали любого расходного бака.

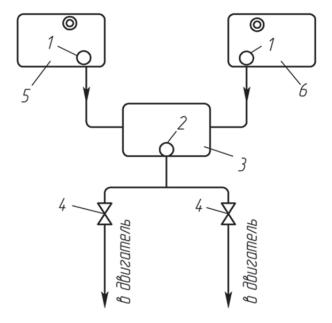


Рис. 1.2. Схема подачи топлива с одним расходным баком: 1 — перекачивающие насосы; 2 — подкачивающий насос; 3 — расходный бак; 4 — перекрывной кран; 5 -бак N2

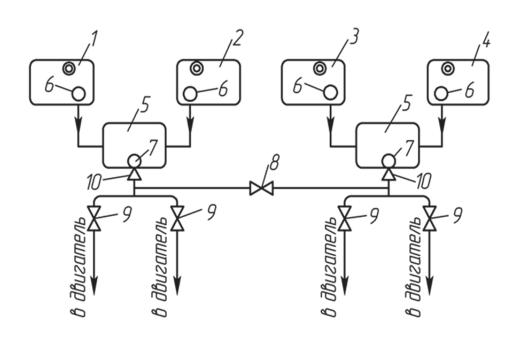


Рис. 1.3. Схема подачи топлива с двумя расходными баками: 1 - бак № 1; 2 - бак № 2; 3 - бак № 3; 4 - бак № 4; 5 - расходный бак; 6 - перекачивающие насосы; 7 - подкачивающие насосы; 8 - кран кольцевания; 9 - перекрывной кран; 10 - обратный клапан

На некоторых типах самолетов, обычно пассажирских или транспортных (Ту-104, «Трайдент», «Каравелла», Шорт «Белфаст», Шорт «Скайвен», ВАС.111 и др.), подача топлива к двигателям производится из всех баков, т. е. все баки являются расходными (рис. 1.4).

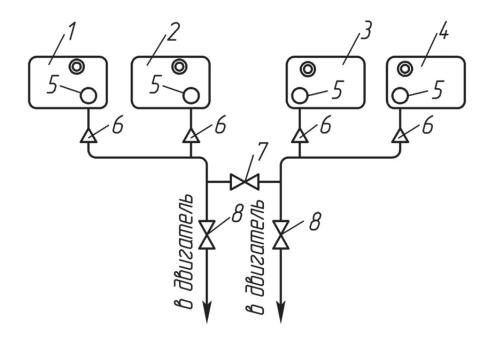


Рис. 1.4. Схема подачи топлива в двигатели из всех топливныхбаков: 1 - 6ак № 1; 2 - 6ак № 2; 3 - 6ак № 3; 4 - 6ак № 4; 5 -подкачивающий насос; 6 - 6ратный клапан; 7 - 6кран кольцевания; 8 - 6 перекрывной кран

Наличие на самолете большого количества расходных баков позволяет простыми методами добиться различных вариантов порядка выработки топлива и обеспечить многовариантное использование самолета, однако при этом возрастает масса насосных систем, трубопроводов и топливной арматуры, а увеличение протяженности высоконапорных трубопроводов вызывает дополнительные трудности в обеспечении надежности систем.

На маневренных самолетах количество расходных баков стараются делать минимальным, так как для обеспечения питания двигателей при действии отрицательных перегрузок или в состоянии невесомости в каждой подкачивающей магистрали необходимо применение специальных отсеков, устройств или топливных аккумуляторов, что приводит к заметному увеличению массы конструкции.

Подача топлива из других баков в расходные может осуществляться самотёком, перекачивающими насосами или под давлением воздуха (нейтрального газа), что определяется взаимным расположением топливных баков и требованиями порядка выработки топлива.

Основными вопросами при проектировании систем подачи топлива к двигателям являются: обеспечение высотности топливной системы; бесперебойность подачи топлива к двигателям при действии отрицательных перегрузок и состоянии невесомости; выбор характеристик подкачивающих насосов [1].

Высотность топливной системы характеризуется высотой полета, до которой обеспечивается бесперебойная подача топлива к двигателям. Рассмотрим элементарную топливную систему самолета с подачей топлива к подкачивающему насосу двигателя (к насосу ІІ ступени подкачки) самотеком (рис. 1.5). Подкачивающий двигательный центробежный насос (ДЦН) выполняется с приводом от коробки приводов двигателя и служит для создания необходимого подпора на входе в высоконапорные насосырегуляторы (или форсажные насосы), подающие топливо в форсунки. На некоторых типах авиационных двигателей подкачивающий насос может быть объемного типа или вообще отсутствовать.

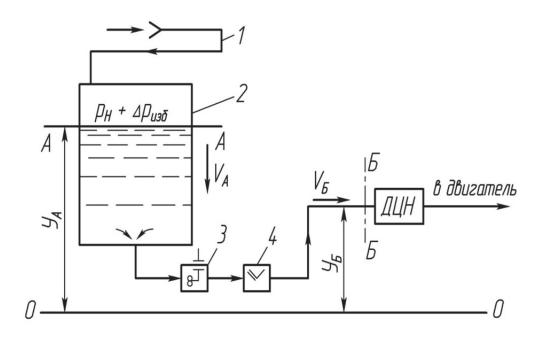


Рис. 1.5. Схема элементарной топливной системы самолета с подачей топлива к подкачивающему насосу двигателя самотеком: 1 - трубопровод наддува бака; 2 - топливный бак; 3 – датчик расходомера топлива; 4 - перекрывной (пожарный) кран

Рассматривая сечения A-A и B-B, запишем для них уравнение Бернулли:

$$p_{\rm H} + \Delta p_{\rm M36} + y_{\rm A} \rho_{\rm T} g = p_{\rm min}^{\rm II} + \Delta p_{\rm K}^{\rm II} + y_{\rm B} \rho_{\rm T} g + \frac{\rho_{\rm T} V_{\rm B}^2}{2} + \Delta p_{\rm T} \pm \Delta p_{\rm uH} , \qquad (1.4)$$

где $p_{\rm H}$ – атмосферное давление, соответствующее высоте H; $\Delta p_{_{\rm H35}}$ – избыточное давление в топливном баке; $y_{_A}, y_{_{\rm B}}$ – высота расположения сечений A–A и Б–Б над плоскостью отсчета 0–0; $\rho_{_T}$ – плотность топлива; g – ускорение силы тяжести; $p_{_{\rm min}}^{II}$ – минимально допустимое давление в ДЦН; $\Delta p_{_{\rm K}}^{\rm II}$ – необходимый кавитационный запас давления на входе в ДЦН; $V_{_{\rm B}}$ – скорость топлива в сечении Б–Б; $\Delta p_{_T}$ – потери давления из-за гидравлических сопротивлений; $\Delta p_{_{_{\rm HH}}}$ – инерционные потери давления.

Решая уравнение (1.4) относительно $p_{\rm H}$, получим уравнение высотности топливной системы:

$$p_{\rm H} = p_{\rm min}^{II} + \Delta p_{\rm K}^{\rm II} + \Delta p_{\rm \Gamma} \pm \Delta p_{\rm UH} - \rho_T g(y_{\rm A} - y_{\rm E}) - \Delta p_{\rm M36} + \frac{\rho_T V_E^2}{2}. \tag{1.5}$$

При заданной высотности топливной системы $p_{\rm H}$ величина потребного избыточного давления в топливном баке $\Delta p_{_{\rm изб}}$ определится из уравнения (1.5)

$$\Delta p_{_{\text{H36}}} = p_{_{\text{min}}}^{II} + \Delta p_{_{\text{K}}}^{II} + \Delta p_{_{T}} \pm \Delta p_{_{UH}} - \rho_{_{T}} g \cdot (y_{_{\text{A}}} - y_{_{\text{B}}}) - p_{_{\text{H}}} + \frac{\rho_{_{T}} V_{_{B}}^{2}}{2}.$$
 (1.6)

Из уравнения (1.6) видно, что чем больше потери напора из-за гидравлического сопротивления и массовых сил инерции в магистрали, соединяющей топливный бак с подкачивающим насосом двигателя, тем больше потребная величина избыточного давления (наддува) в баке. Повышение величины наддува топливных баков ведет к увеличению их массы, а, следовательно, и массы всего самолета. Для снижения величины потребного избыточного наддува топливного бака в нем устанавливается подкачивающий насос, который получил название I ступени подкачки (рис. 1.6). Для такой схемы уравнение (1.6) принимает вид

$$\Delta p_{_{\text{M36}}} = p_{_{\text{min}}}^{I} + \Delta p_{_{\text{K}}}^{I} + \frac{\rho_{_{T}}V_{_{0}}^{2}}{2} \pm y\rho_{_{T}}g - p_{_{\text{H}}},$$

где p_{\min}^I — минимально допустимое давление в насосе I ступени подкачки; Δp_{κ}^I — необходимый кавитационный запас давления на входе в насос I ступени подкачки; V_0 — средняя скорость потока на входе в насос I ступени подкачки.

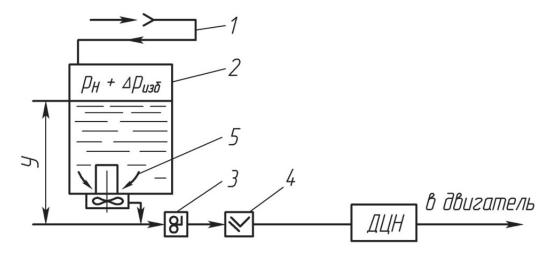


Рис. 1.6. Схема топливной системы самолета с подачей топлива насосом I ступени подкачки к двигательному центробежному насосу (ДЦН):

1 - трубопровод наддува бака; 2 - топливный бак;
3 - датчик расходомера топлива: 4 - перекрывной (пожарный) кран:

3 - датчик расходомера топлива; 4 - перекрывной (пожарный) кран; 5 - насос I ступени подкачки

При выходе из строя насоса I ступени подкачки (аварийный случай) подача топлива в насос II ступени подкачки происходит под действием столба топлива и давления наддува в расходном баке. Для обеспечения потребного абсолютного давления навходе в насос II ступени подкачки обычно приходится переводить двигатель на режим с меньшим расходом топлива, а если это оказывается недостаточным — уменьшать высоту полета. Основными факторами, определяющими высотность топливной системы, являются:

- давление насыщения паров топлива $p_{\rm S} < p_{\rm min}$;
- необходимый кавитационный запас давления $\Delta p_{_{\mathrm{K}}}$;
- гидравлические и инерционные потери давления $\Delta p_{_{arGamma}}$ и $\Delta p_{_{un}}$;
- величина избыточного наддува топливных баков $\Delta p_{_{\text{изб}}}$.

Явление кавитации в насосах чаще всего наблюдается во всасывающих патрубках при входе потока на лопатки рабочего колеса и в проточной части рабочих колес.

В насосах различают две стадии кавитации: начальную и развитую. Начальная стадия, ограниченная небольшой областью (местная кавитация) на входе в лопатки рабочего колеса, не сказывается заметно на производительности, напоре и КПД насоса. Дальнейшее развитие кавитации приводит к уменьшению мощности и КПД насоса, а также к пульсирующему изменению напора. Это объясняется тем, что при кавитации происходит

разрыв сплошности потока топлива в насосе. При этом снижается скорость движения топлива и повышается давление на входе в насос; явление кавитации пропадает, после чего скорость топлива увеличивается, давление падает, и снова возникают кавитационные явления и т. д.

При развитой кавитации (во всей полости проточной части насоса) наблюдается полный срыв в работе насоса.

Кавитационные явления в насосе могут привести к перебоям подачи топлива в двигатель и к его остановке.

Для нормальной бескавитационной работы давление на входе в насос должно быть больше, чем давление p_{min} на величину Δp_{κ} необходимого кавитационного запаса давления, т.е.

$$\Delta p_{\kappa} = p - p_{\min}$$
,

где p — давление на входе в насос; p_{\min} — минимально допустимое давление на входе в лопатки рабочего колеса.

При наборе самолетом высоты динамическое равновесие в системе топливо — воздух нарушается и поток топлива становится двухфазным. Скорость выделения воздуха при этом будет зависеть от скорости падения абсолютного давления в баке, т.е. от скорости набора самолетом высоты. При больших скоростях набора высоты и давлении в топливных баках, соответствующем атмосферному давлению на высоте 5000...6000 м, может появиться сильное бурление топлива. Объясняется это тем, что при большой скороподъемности воздух не успевает выделяться из топлива до состояния динамического равновесия. В результате топливо перенасыщается воздухом, который при определенном давлении в баке бурно выделяется из него. Такое явление наблюдается только при первом наборе самолетом высоты, так как при повторном наборе выделившийся из топлива воздух не успевает снова раствориться в нем.

Давление на входе в лопатки рабочего колеса — самое низкое в топливной системе, поэтому бурное выделение воздуха в первую очередь наблюдается на входе в лопатки рабочего колеса. Бурное выделение воздуха во всасывающем патрубке насоса и на входе в лопатки рабочего колеса приводит к уменьшению активного сечения, возрастанию скоростей потока и увеличению потерь давления на входе в насос. При больших потерях на входе в насос и возникновении кавитации её интенсивность будет возрастать с увеличением скороподъемности самолета. При этом наблюдаются пульсации давления за подкачивающим насосом и срабатывание сигнализации давления в подкачивающей магистрали. При уменьшении скороподъемности кавитация, как правило, пропадает.

Некоторое повышение давления в расходном баке способствует тому, что кавитация возникает на больших высотах или исчезает полностью.

С увеличением скороподъемности самолета кавитация может возникнуть снова, несмотря на то, что топливная система и величина наддува в расходном баке остались без изменения.

Практически потребный наддув топливных баков в зависимости от скороподъемности может быть представлен графически на рис. 1.7.

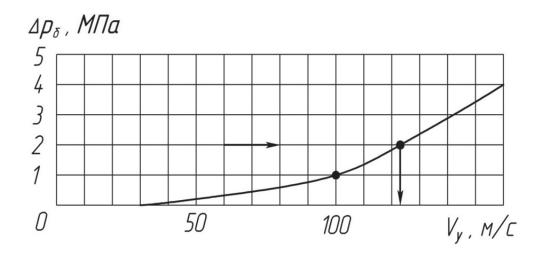


Рис. 1.7. Зависимость потребного наддува топливных баков от скорости набора самолетом высоты

Обеспечение нормальной работы насоса I ступени подкачки в условиях действия перегрузок и состояния невесомости

Срыв в работе подкачивающего насоса приводит к остановке двигателя, поэтому обеспечение бесперебойной подачи топлива в двигатели самолета вне зависимости от условий полета является одним из основных требований, предъявляемых к подкачивающим узлам топливной системы. Однако нормальная работа насоса возможна только при непрерывном поступлении топлива в насос, что при изменении положения зеркала топлива в баке под действием различных перегрузок во время полета можно обеспечить только при помощи специальных устройств (рис. 1.8).

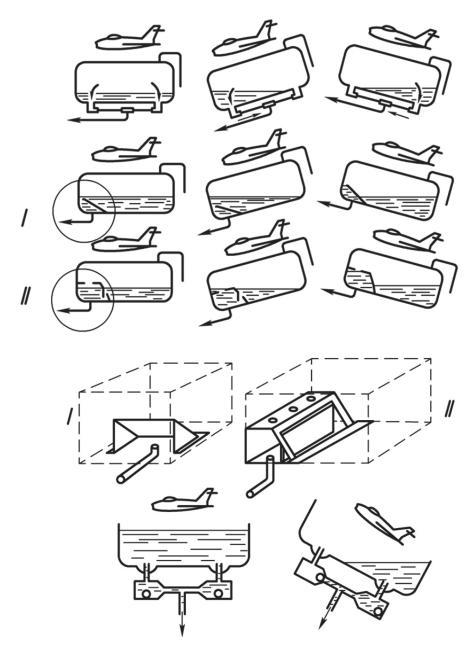


Рис. 1.8. Схемы устройств для бесперебойной подачи топлива из расходного бака к двигателю при эволюциях самолета

При проектировании расходных баков и отсеков отрицательных перегрузок необходимо учитывать остатки незабираемого насосом топлива, которые определяются моментом прорыва воздуха (газа) во всасывающий патрубок насоса.

Известно, что при определенной высоте слоя топлива над насосом образуется воронка. Как только воронка достигает входа в насос, течение в в нём переходит в двухфазное. Критическая высота уровня топлива в баке $y_{\kappa n}$, соответствующая началу двухфазного течения, зависит от диаметра

входного патрубка насоса, подачи топлива и характера потока на входе в насос. При осесимметричном входе потока в насос критическая высота меньше, чем при входе с вращением, так как в последнем случае часть энергии потока затрачивается на его «закрутку». Для снижения $y_{\kappa p}$ у входа в заборный патрубок насоса устанавливают направляющие ребра, препятствующие закрутке потока.

На рис. 1.9 приведена схема отсека отрицательных перегрузок.

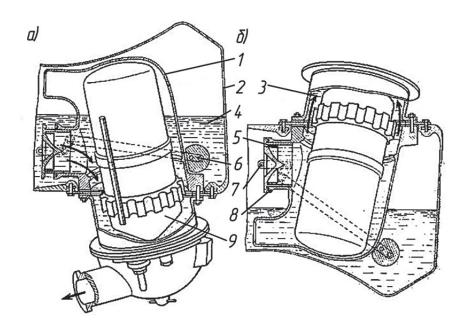


Рис. 1.9. Схема отсека отрицательных перегрузок и его работы: а - при нормальном полете; б - при перевернутом полете; 1 - корпус отсека; 2 - топливный бак; 3 - корпус насоса; 4 - топливо; 5 - клапан; 6 - груз; 7 - тяга, надетая на валик; 8 - уплотнительное кольцо; 9 - электронасос

Подача топлива в двигатели при любых перегрузках, в том числе, и в состоянии невесомости (до 15...20 с), может быть осуществлена только топливным аккумулятором. При падении давления за насосом I ступени подкачки (топливо не поступает в насос) обратный клапан отсекает аккумуляторот топливной магистрали, ведущей к насосу, и топливо подается в двигатель только из аккумулятора путем вытеснения воздухом, отбираемым за компрессором двигателя. По окончании маневра топливо начинает поступать в подкачивающий насос, давление за ним повышается, и он снова начинает подавать топливо в двигатель, одновременно заряжая аккумулятор. Давление в топливном аккумуляторе поддерживается постоянно предохранительными клапанами, воздух из которых сбрасывается в расходный бак. Наддув топливного аккумулятора относительно давления в расходном баке является обязательным. В противном случае при нулевых

и отрицательных перегрузках в напорную магистраль, а следовательно, и в двигатель, возможно попадание воздуха, поступающего в расходный бак из других баков, из которых топливо подается с давлением, превышающим давление наддува аккумулятора.

После окончания действия перегрузок или состояния невесомости давление за насосом I ступени восстанавливается, и он начинает не только подавать топливо в двигатели, но и заряжать топливный аккумулятор. Время зарядки аккумулятора определяет частоту возможного повторения отрицательных перегрузок или состояния невесомости.

1.6. Системы перекачки топлива

Системы перекачки топлива на самолете выполняют различные функции и могут быть разделены на основную, вспомогательную и балансировочную.

Основная система перекачки участвует непосредственно в цепи подачи топлива из очередных баков в расходный с расходом топлива, необходимым для питания двигателей.

Вспомогательные системы обеспечивают откачку топлива из дренажных бачков, выработку остатков топлива из баков и трубопроводов и т.д.

Система балансировочной перекачки обеспечивает создание необходимого балансировочного момента самолета.

Расположение запаса топлива на самолете во многом определяет динамические и экономические характеристики самолета, поэтому одной из главных задач системы перекачки и топливной автоматики является обеспечение очередности выработки топлива из баков с минимальным отклонением центровок от положения, при котором рули управления самолетом имеют минимальные отклонения.

К схемам и конструкции систем перекачки топлива могут быть предъявлены следующие основные требования:

- автоматическое управление перекачкой;
- выработка топлива из баков до минимальных остатков с заданным расходом на всех режимах полета;
 - оптимальные энергетические и весовые характеристики;
 - простота и удобство в эксплуатации;
- надежная перекачка топлива из баков при необходимом резервировании средств подачи топлива.

Топливо в расходный бак обычно подается насосами, в отдельных случаях применяются системы с выдавливанием топлива сжатым газом или воздухом, отбираемым от компрессора двигателя. Такие системы нашли применение в основном для подачи топлива из подвесных сбрасываемых баков.

Наибольшее распространение получили системы перекачки топлива в расходные баки с центробежными электроприводными насосами переменного тока. Такие системы применяются почти на всех отечественных и зарубежных самолетах (Ту-154, Ил-62, «Конкорд», VC-10 и т. д.).

Управление электроприводными насосами осуществляется обычно через специальную пусковую коробку от слаботочной бортовой сети постоянного тока.

Для повышения надежности работы в баках устанавливают по два центробежных насоса. Дублирующие насосы работают параллельно с основными или имеют автономное управление и включаются при выходе из строя основных насосов.

В качестве дублирующих обычно применяют однотипные насосы, но известны системы с дублирующими насосами, имеющими неэлектрический привод (эжекторные или турбоприводные насосы). В последнем случае может обеспечиваться также перекачка топлива в аварийной ситуации при отказе системы электропитания самолета.

На самолетах, имеющих большие расходы топлива, в отдельных случаях в качестве основных насосов перекачки топлива применяются центробежные и осевые насосы с приводом от воздушной или гидравлической турбины.

Незначительные габариты турбонасосов позволяют использовать их в крыльевых баках с малой строительной высотой. Кроме того, применение таких насосов исключает необходимость в силовой электропроводке в топливных баках, что снижает пожароопасность системы.

Насосы с турбоприводом имеют меньшую массу по сравнению с электроприводными насосами той же мощности, но при значительных длинах коммуникаций приводного топлива или воздуха система в целом может не иметь весового преимущества.

На некоторых зарубежных и отечественных самолетах применяются системы перекачки с центробежными насосами, имеющими привод от гидромоторов, работающих от бортовых гидросистем самолета. Такие системы имеют некоторое преимущество в весовом отношении по сравнению с электроприводными насосами, а также позволяют рационально использовать резервы мощности гидросистем самолета. Система перекачки топлива с гидроприводными насосами применена на сверхзвуковом самолете XB-70 «Валькирия».

В последнее время в системах перекачки находят широкое применение струйные насосы.

Применение в топливных системах тех или иных видов насосов определяется в основном эксплуатационными и конструктивными особенностями самолета. Для каждого типа самолета, в зависимости от расположения баков и двигателей, а также расходов и температуры топлива, существует оптимальная в весовом и энергетическом отношениях система перекачки.

1.6.1. Структурные схемы перекачки

Для многобаковых топливных систем с принудительной подачей топлива перекачка топлива в расходный бак может производиться или последовательно, при поочередном включении насосов очередных баков, или параллельно, при одновременной выработке топлива из двух и более баков. Системы перекачки топлива в этих случаях могут быть либо лучевыми, либо коллекторными (рис. 1.10 и 1.12).

При лучевой схеме перекачки насосы очередных баков соединены с расходным баком отдельными трубопроводами. При коллекторной схеме перекачки насосы очередных баков соединены с расходным баком общим коллектором перекачки. От выбора структурной схемы перекачки во многом зависят весовые характеристики самолета.

Рассмотрим особенности применения различных схем перекачки топлива при питании двух двигателей.

Лучевые схемы перекачки

Лучевая схема с прямой перекачкой

В схеме с прямой перекачкой (рис. 1.10, а) каждый очередной бак соединен отдельным трубопроводом с одним расходным баком. На трубопроводах перекачки в этих схемах обычно устанавливают клапаны, управляемые по уровню топлива датчиками, расположенными на различных уровнях, определяющих последовательность выработки топлива из очередных баков.

Расход топлива из очередного бака при последовательной выработке топлива на длительных режимах работы равен расходу двигателя. Насосы перекачки в лучевых схемах обеспечивают или полностью максимальный расход двигателя, или несколько меньший из расчета допустимого снижения уровня топлива в расходном баке при максимальных расходах двигателя.

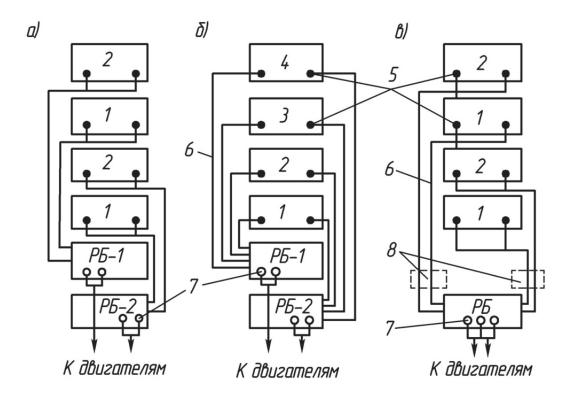


Рис. 1.10. Лучевые схемы перекачки топлива: а – с прямой перекачкой; б – с перекрестной перекачкой; в – с общим расходным баком; 1, 2, 3, 4 - основные баки (баки пронумерованы в порядке очередности выработки топлива); 5 - насосы перекачки; 6 - магистрали перекачки; 7 - насосы подкачки; 8 - пропорционер; РБ, РБ-1, РБ-2 - расходные баки

Недостатками лучевой схемы с прямой перекачкой является невозможность выработки топлива из очередного бака при отказе клапана перекачки в расходном баке, а также возможная неравномерность в температурах топлива, поступающего к двигателям из различных расходных баков.

Для устранения этих недостатков на некоторых типах самолетов применяют другие схемы, в которых каждый очередной бак обслуживает два расходных бака.

Лучевая схема с перекрестной перекачкой

В таких схемах насосы каждого очередного бака соединены отдельными трубопроводами с двумя расходными баками (см. рис. 1.10, δ). В этом случае надежность выработки топлива повышается благодаря дублированию трубы перекачки, клапана перекачки в расходном баке и подключению второго расходного бака. При отказе расходного бака топливо из

очередного бака вырабатывается через второй расходный бак, а питание двигателей обеспечивается через систему перекрестного питания.

Топливо из очередного бака в таких схемах подается на два двигателя. Последнее обстоятельство выгодно с точки зрения снижения температуры топлива в очередном баке от аэродинамического нагрева, так как выработка топлива из бака при равных расходах в двигателях по сравнению со схемой рис. 1.10, а происходит в два раза быстрее.

По лучевой схеме с перекрестной перекачкой выполнена система перекачки топлива из основных баков самолета «Конкорд», показанная на рис. 1.11.

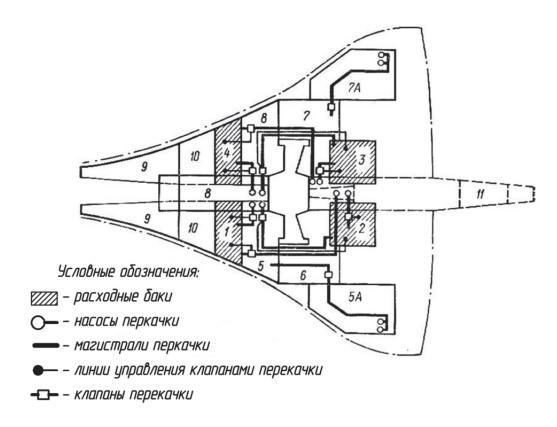


Рис. 1.11. Схема перекачки топлива из основных баков в расходные самолета «Конкорд»: 5, 5A, 6, 7, 7A, 8 — основные баки (баки пронумерованы в порядке очередности выработки топлива); 10, 11 — балансировочные баки

Недостатком лучевых схем с перекрестной перекачкой является большое число конструктивных элементов и значительная масса. Кроме того, при отказе одного из насосов очередного бака может произойти нарушение центровки из-за изменения темпа и порядка выработки топлива.

Лучевая схема с общим расходным баком

В таких схемах насосы очередных баков соединены линиями перекачки с одним расходным баком, обслуживающим два или несколько двигателей (см. рис. 1.10, θ).

Преимуществом этих схем для сверхзвуковых самолетов является получение более низкой температуры топлива в расходном баке путем смешения топлива, поступающего из баков различной емкости и, следовательно, с различной температурой, а также получение одинаковых температур топлива для обоих двигателей.

Недостатком лучевой схемы с общим расходным баком является необходимость пропорционирования расхода топлива, поступающего в общий расходный бак из разных очередных баков.

Преимущество всех лучевых схем заключается в отсутствии непосредственных связей между очередными баками, что исключает возможность перетекания топлива при отказе обратного клапана или нарушении герметичности трубопровода.

Общими недостатками всех лучевых схем являются:

- при большом количестве баков и длинных топливных коммуникациях значительное увеличение «сухой» массы системы, а также возможный большой невырабатываемый остаток топлива в трубопроводах для групп баков, расположенных по уровню ниже расходных баков;
- сложность управления, большое число управляющих органов и элементов сигнализации;
- трудность проверки насосов перед полетом при автоматическом включении насосов по уровню топлива в расходном баке, а также необходимость в этом случае ручного выключения насосов после окончания выработки топлива из очередного бака или введения дополнительной автоматической системы.

Коллекторные схемы перекачки

Коллекторная схема с прямой перекачкой

В схемах с прямой перекачкой (рис. 1.12, а) из групп очередных баков по общему коллектору топливо перекачивается в автономный расходный бак, обеспечивающий питание одного двигателя. Последовательность перекачки обычно обеспечивается автоматической системой, работающей от сигнализаторов уровня топлива в очередных баках. В расходных баках обычно устанавливают дублирующие клапаны перекачки, управляемые по уровню топлива, насосы в очередных баках также, как правило, дублируют.

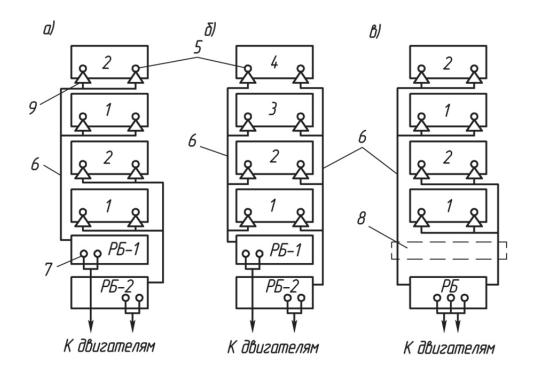


Рис. 1.12. Коллекторные схемы перекачки топлива: а - с прямой перекачкой; б - с перекрестной: в - с общим расходным баком; 1, 2, 3, 4 - основные баки (баки пронумерованы в порядке очередности выработки топлива); 5 - насосы перекачки; 6 - коллекторы перекачки; 7 - насосы подкачки; 8 - пропорционер; 9 - обратные клапаны; РБ, РБ-1, РБ-2 - расходные баки

Недостатками таких схем для сверхзвуковых самолетов являются неравномерность температуры топлива, поступающего к двигателям из разных расходных баков, а также значительная масса оборудования в расходных баках.

Для повышения надежности выработки и получения одинаковых температур топлива в расходных баках могут быть применены схемы с перекрестной перекачкой.

Коллекторная схема с перекрестной перекачкой

В таких схемах топливо из очередных баков перекачивается в автономные расходные баки по общим коллекторам (см. рис. 1.12, δ). В коллекторных схемах с перекрестной перекачкой температура топлива в очередных и расходных баках такая же, как и в схемах с лучевой перекрестной перекачкой, но масса может быть значительно ниже из-за сокращения количества элементов системы (трубопроводов, клапанов перекачки и т.д.). Управление перекачкой топлива осуществляется автоматической системой

по сигнализаторам уровня топлива в очередных баках. Для повышения надежности клапаны перекачки в расходных баках обычно дублируются.

По схеме с перекрестной перекачкой выполнена топливная система самолета VC-10.

В целях уменьшения массы могут быть применены коллекторные схемы с общим расходным баком.

Коллекторные схемы с общим расходным баком

В таких схемах перекачка топлива в расходный бак производится параллельно из двух или более очередных баков по общим коллекторам (см. рис. 1.12, θ).

Для исключения перетекания топлива на коллекторах перекачки устанавливаются обратные клапаны. В схемах с общим расходным баком для обеспечения равномерности выработки топлива на коллекторах перекачки устанавливают пропорционеры или применяют электроуправляемые системы пропорциональной перекачки. Коллекторные схемы с общим расходным баком позволяют значительно уменьшить массу системы, а также получить более низкую температуру топлива в расходных баках путем смешения топлива. Кроме того, в таких схемах обеспечиваются одинаковые температуры топлива в расходных баках, что важно для равномерной работы теплообменников.

Преимущество всех коллекторных схем заключается в значительном снижении как «сухой» массы системы, так и невырабатываемого остатка топлива в трубопроводах и, кроме того, в простоте схемы управления и контроля.

Общим недостатком коллекторных схем является необходимость установки устройства для выравнивания расходов топлива, поступающих из одновременно вырабатываемых баков (пропорционера), а также возможность перетекания топлива между баками при стоянке, и в полете в случае отказа обратного клапана на коллекторе перекачки.

При применении коллекторных схем необходимо также учитывать возможность подпитки топлива в расходный бак из групп баков последующих очередей расхода, у которых активный столб топлива больше, чем давление в коллекторе перекачки.

1.6.2. Системы управления перекачкой

Для сохранения определенного порядка выработки топлива применяют специальные автоматические системы управления. Управление порядком выработки производится обычно при помощи электрической системы топливной автоматики, работающей от сигнализаторов уровня топлива в очередных баках.

По окончании выработки топлива из бака первой очереди расхода сигнализатор по уровню топлива выключает насос бака первой очереди и включает насос бака второй очереди расхода. Для обеспечения четкой работы автоматики в таких системах сигнализаторы уровня устанавливают обычно несколько выше входной части насоса. Последнее обстоятельство приводит к увеличению невырабатываемых остатков топлива.

В лучевых схемах перекачки обычно вводят запаздывание сигнала на выключение насоса бака первой очереди расхода.

В качестве сигнализаторов применяют бесконтактные поплавковые сигнализаторы уровня (индукционные, электроемкостные и т. д.) или датчики контактного типа. Недостатком поплавковых сигнализаторов является значительная масса, а также трудность предполетной проверки механической части сигнализатора. В последнее время находят применение схемы автоматики с беспоплавковыми сигнализаторами.

Применение схем автоматики с сигнализаторами уровня в очередных баках, как правило, приводит к необходимости работы основных насосов в режиме доработки остатков топлива в условиях плохого охлаждения и смазки, что снижает их ресурс и увеличивает пожароопасность системы.

На некоторых отечественных и зарубежных самолетах применяются системы, в которых порядок выработки топлива из очередных баков определяется расположением в расходном баке на разных уровнях поплавковых элементов, управляющих кранами на линии перекачки.

Схема такой системы показана на рис. 1.13.

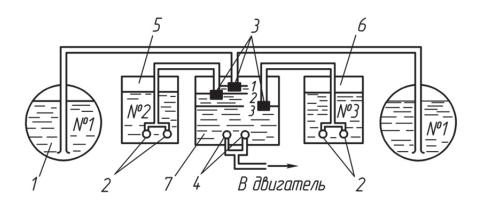


Рис. 1.13. Схема системы управления перекачкой из подвесныхи фюзеляжных баков в расходный: 1 - подвесные баки; 2 - насосы перекачки; 3 - клапаны перекачки; 4 - насосы подкачки; 5, 6 - фюзеляжные баки; 7 - расходный бак

Управление очередностью выработки топлива по уровню топлива в расходном баке обеспечивает более полную выработку топлива из очередного бака. При этом также обеспечивается большая надежность перекачки, так как в аварийном случае при отказе перекачивающего насоса автоматически включается линия перекачки из бака следующей очереди по расходу.

Для многобаковых топливных систем с большими часовыми расходами топлива применение поплавковых клапанов, непосредственно перекрывающих магистрали перекачки, приводит к значительному увеличению массы системы, поэтому наибольшее распространение нашли системы с командным управлением клапанами перекачки (рис. 1.14).

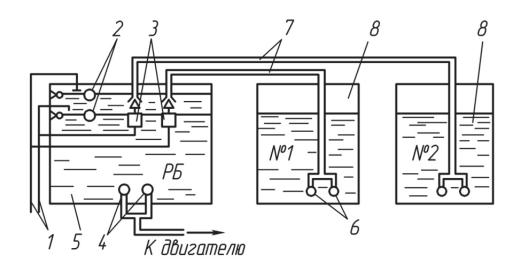


Рис. 1.14. Схема системы перекачки с командным давлением: 1 - линия командного давления от ДЦН; 2 - поплавковые клапаны; 3 - клапаны перекачки; 4 - насосы подкачки; 5 - расходный бак; 6 - насосы перекачки; 7 - коллекторы перекачки; 8 - очередные баки; РБ - расходный бак

В качестве источника повышенного давления для командного топлива могут служить или баковые насосы, или приводные насосы двигателя. В последнем случае благодаря более высокому уровню давления исполнительные механизмы и система в целом получаются более компактными.

Применение различных вариантов управления системой перекачки определяется выбранной схемой перекачки топливной системы, а также конструктивными особенностями самолета.

1.7. Системы дренажа и наддува топливных баков

Система дренажа должна соединять надтопливное пространство баков с внешней атмосферой. Для обеспечения работы насосов без кавитации и сохранения формы и прочности баков как конструкции из тонкостенных оболочек в них поддерживают определенное избыточное давление. Таким образом, функции систем дренажа и наддува тесно переплетаются и их можно рассматривать как единую систему, но работающую на разных режимах.

Сжатый газ подается в баки от компрессора двигателя, из баллонов, от газогенератора или воздухозаборника, выдвинутого в набегающий воздушный поток.

В зависимости от типа и назначения самолета системы выполняются по различным принципиальным схемам. Соединение нескольких баков, расположенных в различных частях самолета, дренажными трубками (рис. 1.15) усложняет и утяжеляет систему, но обеспечивает поддержание в баках одинакового давления и позволяет предотвращать выливание топлива через воздухоприемные патрубки при эволюциях самолета.

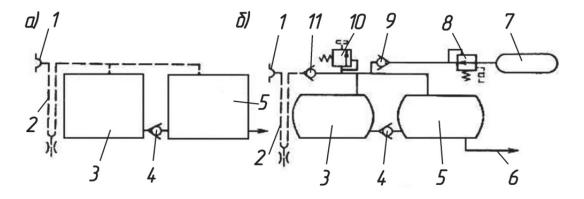


Рис. 1.15. Схемы дренирования нескольких баков: а – с приемом воздуха из атмосферы;

б – с приемом воздуха из атмосферы или из баллонов; 1 – приемник воздуха из атмосферы; 2 – петля воздуховода с дренажным

жиклером; 3, 5 – топливные баки; 6 – трубопровод подачи топлива

в двигатель; 7 – баллон с нейтральным газом; 8 – редукционный клапан;

4, 9, 11 – обратные клапаны; 10 – предохранительный клапан

Пространственная петля 2, играющая на эволюциях роль гидравлического затвора, в нижней части снабжается калиброванным дренажным каналом для отвода перелитого топлива и случайно попавшей воды.

В остальных случаях дренажный трубопровод должен быть свободен для прохода воздуха, поэтому его прокладка производится без каких-либо перегибов и петель, в которых возможно скопление воды и других посторонних включений.

Целесообразность применения в системе дренажа наддува редукторов, жиклеров, предохранительных, обратных клапанов и других элементов автоматики определяется требованиями надежности, заданным ресурсом, допустимыми величинами расхода воздуха или нейтрального газа, массой, стоимостью изготовления и эксплуатации. Во всех случаях необходимо учитывать опасные последствия выпадения влаги и образования льда на регулирующих и дозирующих элементах автоматики дренажа и наддува.

Работа системы дренажа при наборе высоты происходит в соответствии с принятой схемой поддержания давления в баках. Возможны системы, поддерживающие постоянное избыточное давление в баке или постоянное минимально потребное абсолютное давление.

Размещение клапана в начале магистрали наддува, в конце её или на специальном дренажном бачке влияет на величину фактического давления в разных баках при переменных расходах топлива. Здесь имеет значение гидравлическое сопротивление участков воздушных трубопроводов, расположенных до клапана и после него, а также его размещение по отношению к источнику сжатого газа [2].

Следует заметить, что на больших высотах избыточное давление практически определяет абсолютное давление в баках. На меньших высотах это заданное избыточное давление перегружает баки, что особенно неблагоприятно в сочетании с гидродинамическими нагрузками, вызванными ударами топлива о стенки баков при эволюциях самолета.

Метод поддержания постоянного перепада давлений при наддуве получил распространение благодаря сравнительной простоте конструкции и надежности применяемых клапанов (рис. 1.16, a).

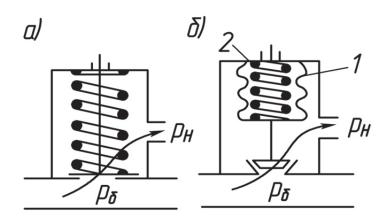


Рис. 1.16. Схемы предохранительных клапанов: а – поддерживающего постоянный перепад давлений; б – поддерживающего постоянное минимально потребное абсолютное давление в баке; 1 – анероидная коробка; 2 – пружина

Лучшие условия для работы баков топливной системы создаются при использовании клапанов, поддерживающих постоянным потребное абсолютное давление на высотах вплоть до расчетной.

Конструкция клапана постоянного давления (см. рис. 1.16, б) сложнее клапана постоянного перепада. Основным отличительным элементом этого клапана является вакуумная анероидная коробка *1* или другое устройство, реагирующее на изменение внешнего атмосферного давления. Под действием этого давления анероид сжимает пружину и держит открытым клапан до подъема самолета на высоту, где внешнее давление равно потребному абсолютному давлению в баке. Только при дальнейшем наборе высоты клапан закрывается и поддерживает постоянное давление наддува в баке. Открытие клапана происходит при возникновении на нем разности давлений, превышающей расчетную. Это может быть вызвано уменьшением расхода топлива в баках, присоединенных к магистрали наддува, или увеличением подачи и напора газа от источника питания.

1.8. Системы заправки топливом

Принятая при эксплуатации самолета методика заполнения топливных баков на земле и дозаправка в полете определяют его эксплуатационные, экономические и другие характеристики, а также надежность работы силовых установок.

Система заправки является промежуточным, связующим звеном между топливной системой самолета и средствами наземного обслуживания, их взаимодействие должно быть оптимальным по времени и трудозатратам.

Применяются два вида заправки: первый — раздельное заполнение одного или нескольких баков через открываемую сверху горловину — так называемая верхняя, или открытая заправка и второй — централизованная заправка под давлением через один или несколько герметизированных приемников, расположенных в нижней части самолета, в месте, удобном для обслуживания [3].

1.8.1. Открытая заправка топливом сверху

Заправка сверху применяется как на легких самолетах с малым числом баков, так и на тяжелых, оборудованных системой заправки снизу. В этом случае она может использоваться как резервная, когда на аэродроме отсутствуют специальные заправщики, или для дозаправки баков до максимально возможной массы топлива.

Схема заправки сверху двух баков показана на рис. 1.17. Баки соединены последовательно, одновременная заправка их через горловину 3 возможна при открытом клапане 4. Клапан управляет очередностью расходо-

вания топлива из баков. При заправке нескольких баков через одну горловину для сокращения времени заправки её устанавливают на баке наибольшего объема.

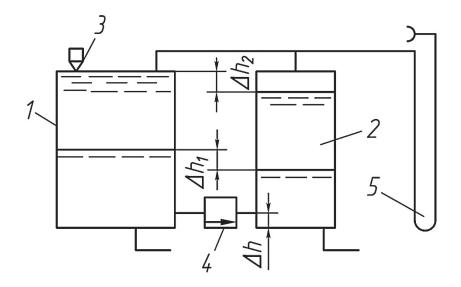


Рис. 1.17. Принципиальная схема системы заправки сверху: 1 - заправляемый бак; 2 - присоединенный бак;

3 - заправочная горловина; 4 - управляемый клапан; 5 - система дренажа

Конструкция заправочных горловин унифицирована по местам, сопрягаемым с заправочным пистолетом. Вокруг горловины создают герметизированную полость — воронку сбора и отвода случайно пролитого топлива (рис. 1.18). Для сохранения аэродинамических качеств самолета лючки с горловинами закрывают быстросъемными герметизированными обтекателями.

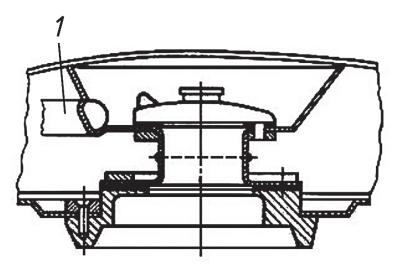


Рис. 1.18. Герметизация полости под заправочной горловиной бака: 1 - труба слива пролитого топлива

Контроль количества топлива, поданного в бак, может осуществляться топливомерами, установленными как в баке, так и на заправщике.

Заправка сверху при всей своей простоте обладает рядом эксплуатационных недостатков: велико подготовительное время, связанное с перемещением автомобиля-заправщика, переносом и установкой стремянок и шлангов, открытием и закрытием крышек, лючков, пробок горловин, заземлением и установкой заправочных пистолетов, запуском, регулированием подачи и выключением насосов заправщика, работающих, как правило, на пониженных режимах.

Поскольку горловины размещаются на поверхностях крыльев и фюзеляжей, перемещение по ним обслуживающего персонала и заправочного оборудования ведет к повреждению лакокрасочных покрытий.

Через открытую горловину в бак могут попасть посторонние предметы, пыль, песок, снег и вода, при заправке не исключен выброс топлива и паров, что опасно в пожарном отношении.

Заправка сверху постоянно совершенствуется: объединением баков в группы уменьшают число заправочных горловин, горловины снабжают защитными устройствами, препятствующими попаданию посторонних частиц, а также предотвращающими выброс топлива при ускоренной заправке.

1.8.2. Централизованная заправка топливом снизу

Существенно улучшаются условия работы при использовании централизованной заправки топлива снизу под давлением, она состоит из двух автономных частей — наземной и самолетной, образуя разветвленную гидравлическую систему. Наземная часть системы может быть размещена на шасси автомобиля, на прицепе или представлять собой аэродромную сеть топливопроводов с раздаточными колонками у мест стоянки самолетов.

Наземная часть системы заправки (рис. 1.19) состоит из бака I, топливного насоса 2 с клапаном 3, ограничивающим давление подачи топлива, фильтра 4, расходомера 5, крана 6, манометра 7 и гибкого шланга 8 с датчиком топлива 9.

На самолете размещены приемник топлива 10, клапан 11, обычно закрытый и открываемый только в период заправки, кран 12, магистральный трубопровод 13 с дренажным клапаном 14, открываемым при отсосе топлива из магистрали 13, и шланг слива пролитого топлива 8 после окончания заправки самолета. К магистральному трубопроводу присоединяются дистанционно управляемые краны 15 подачи топлива в баки 16.

В зависимости от принятой системы контроля и управления заправкой вслед за кранами 15 могут устанавливаться автоматические клапаны 17, ограничивающие заданный уровень топлива, который дополнительно контролируется датчиком уровня 18 поплавкового, ёмкостного или иного типа.

Заправка под давлением может вызвать разрушение баков при неправильно рассчитанной дренажной системе трубопроводов 19, которая должна обеспечивать беспрепятственный отвод воздуха.

Помимо параллельного включения баков (см. рис. 1.19, a), применяются последовательное (см. рис. 1.19, δ) и комбинированное соединения (см. рис. 1.19, ϵ), которые проще и легче, но требуют больше времени на заполнение одинаковых объемов.

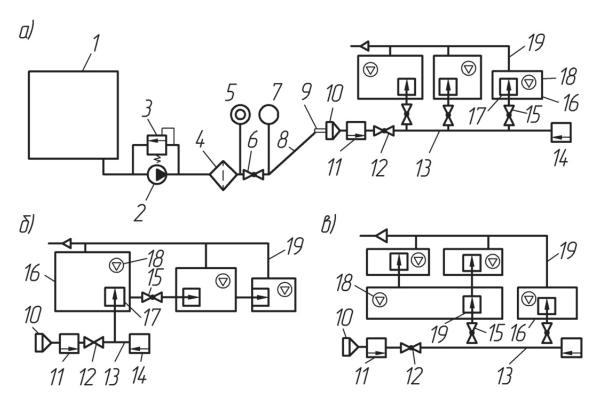


Рис. 1.19. Схемы централизованной заправки: а - параллельное соединение заправляемых баков; б - последовательное соединение; в - комбинированное соединение; 1 - бак заправщика; 2 - топливный насос; 3 - перепускной клапан; 4 - фильтр; 5 - расходомер; 6 - кран; 7 - манометр; 8 - гибкий шланг; 9 - датчик топлива (заправочный пистолет); 10 - приемник топлива (горловина); 11 - клапан; 12 -кран дистанционного управления, дублирующий клапан; 13 - магистральный трубопровод; 14 - дренажный клапан;

- 15 дистанционно-управляемые краны; 16 заправляемые баки;
- 17 клапаны, ограничивающие уровень топлива при заправке;
- 18 датчик уровня топлива; 19 трубопроводы дренажной системы

1.9. Агрегаты топливных систем

1.9.1. Топливные насосы

Насосы, применяемые в топливных системах самолетов, должны обеспечивать, в зависимости от типа самолета, подачу топлива от 0,3 до 100 м³/ч и более при сравнительно невысокомдавлении (не более 0,2...0,25 МПа) и небольших подпорах на входе. Они должны быть надежными в работе, иметь малые массу, габариты и большой ресурс работы. Кроме того, к топливным насосам предъявляются специальные требования, обусловленные температурой топлива и окружающего воздуха, величинами перегрузок, положением агрегата в пространстве. Из большого количества существующих в настоящее время типов насосов наиболее полно отвечают этим требованиям лопастные и струйные насосы.

Лопастные насосы по сравнению с объёмными (шестеренчатыми, коловратными, плунжерными, поршневыми и т. д.), несмотря на несколько меньший КПД, имеют ряд преимуществ. Они могут работать при большой частоте вращения рабочего колеса, тогда как скорость, с которой работают движущиеся части объемных насосов, ограничена или инерционными перегрузками (у плунжерных и поршневых насосов), связанными с возвратно-поступательными движениями качающих элементов, или повышенным износом деталей качающего узла (у шестеренчатых и коловратных насосов). Так как производительность насоса прямо пропорциональна скорости движения качающего узла, объемные насосы обладают гораздо меньшей производительностью, чем лопастные той же массы и тех же габаритов. Возможность реализации больших частот вращения рабочего колеса в центробежных и осевых насосах позволяет выполнять их легкими и малогабаритными, а отсутствие в них возвратно-поступательного движения и вызываемых им сил инерции намного упрощает соединение с приводом, устраняет сложные передаточные механизмы. Лопастные насосы обеспечивают достаточную равномерность создаваемого потока, в них редко применяются клапаны и прочие регулирующие устройства. Все эти преимущества делают лопастные насосы надежными в работе и удобными в эксплуатации [1].

В зависимости от значения коэффициента быстроходности лопастные насосы разделяют на центробежные и осевые. Коэффициент быстроходности лопастных насосов:

$$n_S = 3.65 \cdot n \cdot \frac{\sqrt{Q}}{H^{3/4}}$$

т. е. коэффициент быстроходности тем больше, чем больше подача насоса Q и меньше его напор H, т. е. тихоходные насосы с малым $n_{\scriptscriptstyle S}$ имеют

большой напор и небольшую подачу, а быстроходные насосы наоборот имеют малый напор и большую подачу.

С увеличением коэффициента быстроходности увеличивается ширина колеса и частота вращения. При коэффициенте быстроходности выше 500...600 применяются осевые насосы.

Осевые насосы характеризуются несколько пониженными значениями КПД, но зато имеют сравнительно малую массу и габариты.

Струйные насосы, по сравнению со всеми перечисленными типами насосов, имеют наименьшую массу и бо́льшую надежность, но обладают не всегда удовлетворительными характеристиками по экономичности из-за малых значений КПД.

Центробежные и осевые топливные насосы приводятся в действие с помощью различных типов приводов. Непосредственный привод от вала авиадвигателя наиболее надёжен и экономичен, но может быть использован только для насосов, установленных непосредственно на двигателе, например насосов II ступени подкачки топлива. Для всех остальных топливных насосов, расположенных на некотором расстоянии от двигателя, применяются различные приводы: электрические, гидротурбинные, пневмотурбинные.

Топливные насосы с электроприводом

В топливных системах самолетов применяются электрические центробежные насосы (ЭЦН), представляющие собой моноблочное исполнение насоса и электродвигателя [3]. В зависимости от компоновки на самолете ЭЦП выполняются внутрибаковыми, кессонными, внебаковыми и магистральными.

Внебаковые и магистральные ЭЦН не получили широкого распространения. Основным недостатком этих насосов является необходимость использования определенного объема внебакового пространства для их размещения, а также невозможность в большинстве случаев простым конструктивным решением использовать топливо для охлаждения электродвигателя.

Конструктивная схема внутрибакового насосного агрегата показана на рис. 1.20.

В такой схеме охлаждение электродвигателя осуществляется топливом и это дает возможность значительно уменьшить массу и габариты привода. Работа и проверка насоса, незаполненного топливом (в оголенном состоянии), ограничивается по времени, так как вследствие возможного подгара манжетного уплотнения нарушается герметичность и агрегат выходит из строя.

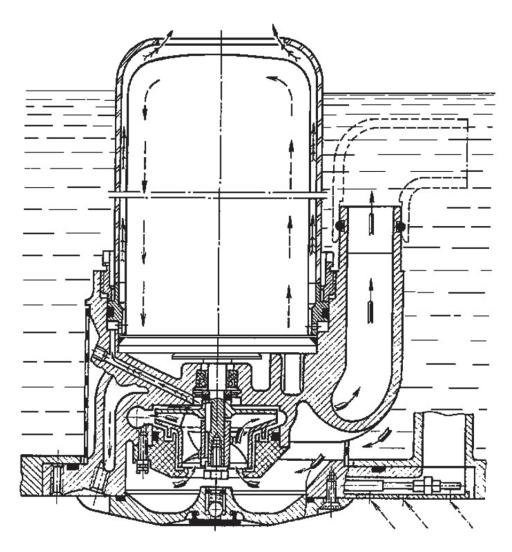


Рис. 1.20. Внутрибаковый ЭЦН, установленный без монтажного устройства

Так как ЭЦН представляет собой моноблочное исполнение насоса и электродвигателя, все требования, предъявляемые к ЭЦН, распространяются и на электропривод. Кроме того, к электроприводу предъявляется и ряд специальных требований по взрывобезопасности, ограничению создаваемых им помех, влияющих на работу радиооборудования самолета, и т.д.

В качестве привода ЭЦН наибольшее распространение получили электродвигатели постоянного тока со смешанным возбуждением и трехфазные асинхронные двигатели.

Топливные насосы с пневмотурбоприводом

Потребная мощность привода насосных агрегатов в некоторых случаях может превышать $7...10~{\rm kBt}$. На высокоскоростных самолетах при температурах топлива $100...150~{\rm ^0C}$ и воздуха, окружающего внебаковую часть насосного агрегата, $200...250~{\rm ^0C}$ при мощностях $7...10~{\rm kBt}$ электро-

приводные насосы даже на переменном токе напряжением 200 В имеют такие массу и габариты, что их использование становится крайне затруднительным, особенно в крыльевых баках на самолетах с тонким крылом.

Малая масса пневмотурбопривода вне зависимости от температур окружающей среды, малые габариты при больших мощностях, высокая надежность и сравнительно удовлетворительные массы системы передачи мощности от ТРД до привода, а также отсутствие влияния пневмотурбопривода на тепловой баланс топливной системы объясняют его применение на сверхзвуковых самолетах с большими температурами топлива.

Кроме того, на больших высотах полета потребные часовые расходы топлива ТРД уменьшаются, уменьшается при этом производительность турбонасоса и его частота вращения (давление воздуха, подаваемое в турбину насоса от компрессора двигателя, падает). Это приводит к улучшению кавитационных характеристик насосного агрегата и благоприятно сказывается на высотных характеристиках всей топливной системы, так как при наборе самолетом высоты абсолютное давление в топливных баках уменьшается.

Однако опыт проектирования и эксплуатации насосов с приводом от воздушной турбины выявил ряд недостатков этих насосов.

Воздух, подаваемый в турбину от компрессора ТРД, имеет температуру до 500 °C. При таких больших температурных нагрузках корпус агрегата получается громоздким и тяжелым. Большой перепад температур между полостью воздушной турбины и проточной частью насоса создает тяжелые условия для уплотнения вала насоса, что сокращает ресурс работы агрегата, увеличивает пожароопасность и уменьшает надежность всей топливной системы. Во избежание разноса турбины во время действия отрицательных перегрузок или состояния невесомости, когда топливо не поступает в насос, в конструкцию пневмотурбопривода приходится вводить ограничитель максимальной частоты вращения. Такое усложнение конструкции агрегата также уменьшает его надежность.

Для обеспечения питания ТРД до выхода его на режим, достаточный для нормальной работы турбины насоса, приходится устанавливать параллельно пневмотурбоприводному центробежному насосному агрегату (ЦНА) дополнительный ЭЦН, обычно небольшой мощности. Этот же ЭЦН используется и на больших высотах полета, когда необходимо обеспечить небольшую производительность и высокие давления топлива за насосом I ступени. Увеличение количества воздуха, отбираемого от компрессора маршевого двигателя, приводит к снижению расхода топлива, а, следовательно, и мощности двигателя. Поэтому широкое внедрение пневмотурбопривода на самолетах с развитыми пневмосистемами в некоторых случаях может привести к ухудшению взлетных характеристик самолета.

Конструктивная схема пневмотурбоприводного насоса внебакового исполнения показана на рис. 1.21. Мощность турбины, в которую подаётся воздух, отбираемый от компрессора ТРД, передается рабочему осевому колесу насоса. Для ограничения частоты вращения турбины при оголении насоса в условиях действия отрицательных перегрузок или состояния невесомости применяется специальное устройство, состоящее из датчика давления и сервомеханизма с дроссельной заслонкой.

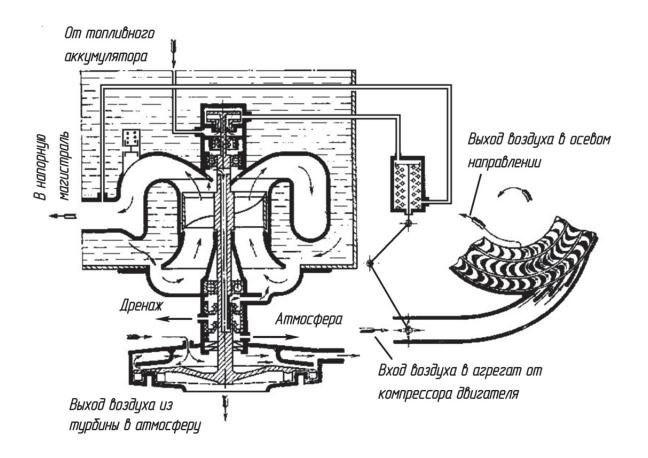


Рис. 1.21. Пневмотурбоприводной ЦНА внутрибакового исполнения: 1 - двухступенчатая воздушная турбина; 2 - дроссельная заслонка подачи воздуха; 3 - сопловой аппарат турбины; 4 - направляющий аппарат II ступени турбины; 5 - центробежный датчик давления; 6 - сервомеханизм управления заслонкой; 7 — пружины сервомеханизма; 8 - осевое колесо топливного насоса; 9 - предохранительный клапан

Датчик давления представляет собой насос импеллерного типа с приводом от вала «турбина-рабочее колесо». Датчик питается от топливного аккумулятора, установленного в магистрали подачи топлива в двигатель. Топливо из датчика сбрасывается в полость над сервопоршнем сервомеханизма. Другая полость сервопоршня соединена с напорной

магистралью рабочего осевого колеса насоса. Корпус турбины охлаждается атмосферным воздухом, который пропускается между дисками турбины и корпусом.

В случае необходимости частота вращения турбины может регулироваться различными методами, наиболее распространенными из которых являются: дросселирование воздуха на входе втурбину, изменение угла установки лопаток соплового аппарата и применение турбин с парциальным впуском воздуха.

Топливные насосы с гидротурбоприводом

Гидротурбопривод является наиболее легким, малогабаритным и термостойким приводом топливных центробежных насосов, поэтому он получает все большее распространение,особенно на сверхзвуковых самолетах с высокими температурами топлива [3].

Необходимо отметить, что гидротурбопривод, так же, как и пневмотурбопривод, уступает электроприводу в простоте транспортировки и распределении энергии по самолету, а также в локализации повреждений системы.

Питание гидротурбопривода осуществляется высоконапорным топливом, отбираемым за насосом II ступени подкачки топлива или двигательным центробежным насосом. Давление топлива, подаваемого в гидротурбопривод, в такой системе в зависимости от режима работы ТРД не превышает 1...2,5 МПа. Частое включение и отключение гидротурбопривода не сказывается на ресурсе его работы, что, например, имеет место при использовании электропривода. Поэтому при применении гидротурбопривода для перекачивающих насосов с целью повышения КПД системы управление порядком перекачки топлива из баков целесообразно производить не кранами, установленными как обычно, в напорных трубопроводах, а дросселированием топлива, подаваемого в гидравлическую турбину.

Слив топлива из гидротурбопривода в топливных системах с напряженным тепловым балансом производится в топливные баки, а в обычном случае осуществляется по сливным трубопроводам в магистраль между насосами I и II ступеней подкачки или же в напорную магистраль этого же насоса.

Гидротурбины в зависимости от компоновки агрегата выполняются радиальными или осевыми, а но принципу работы применяемые гидротурбины относятся к турбинам реактивного действия.

Конструктивная схема гидротурбоприводного ЦНА показана на рис. 1.22. В этой схеме лопатки гидротурбины выполнены непосредственно на тыльной стороне ведущего диска центробежного рабочего колеса. Полости выхода из насоса и гидротурбины сообщены между собой.

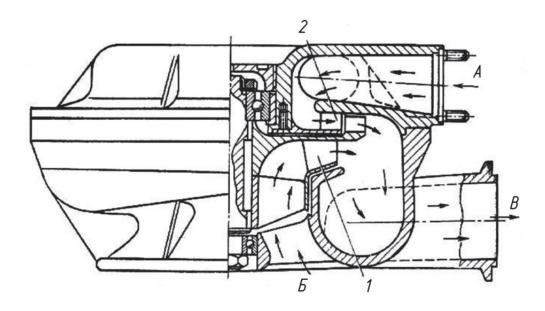


Рис. 1.22. Центробежный гидротурбоприводной насос:

1 - осецентробежная ступень с лопатками гидротурбины, расположенными на диске центробежного колеса; 2 - направляющий аппарат турбин; А – подвод топлива для привода турбины; Б - подвод перекачиваемого топлива; В – отвод топлива

В конструкциях гидротурбоприводных насосных агрегатов отсутствуют уплотнения между насосом и приводом, что позволяет намного упростить конструкцию, повысить пожаробезопасность и надежность в эксплуатации. Ресурс работы насосов с гидротурбоприводом лимитируется только ресурсом работы подшипников.

Конструктивная схема осевого насоса с гидротурбоприводом внебакового исполнения показана на рис. 1.23.

Струйные насосы

Струйные насосы (гидроэлеваторы или эжекторы) относятся к группе насосов-аппаратов, т. е. насосов, не имеющих движущихся частей. Они действуют по принципу передачи кинетической энергии от потока рабочей жидкости к потоку перекачиваемой жидкости, при этом передача энергии от одного потока к другому происходит непосредственно без промежуточных механизмов (рис. 1.24).

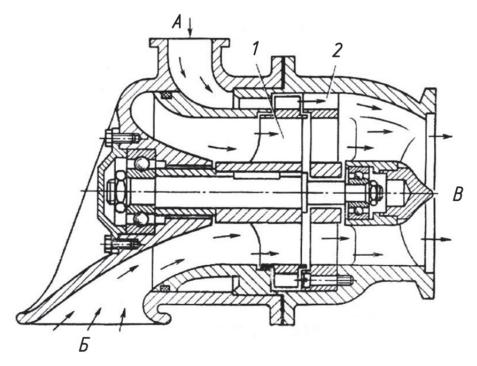


Рис. 1.23. Осевой гидротурбоприводной насос:

1 - осевое колесо с лопастями гидротурбины на бандаже; 2 - спрямляющий аппарат на выходе из гидротурбины; A - подвод топлива для привода турбины; Б - подвод перекачиваемого топлива; В - отвод топлива

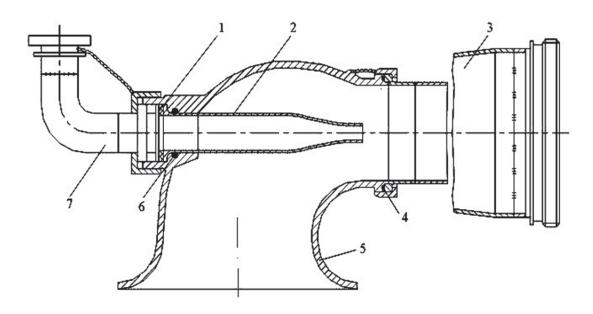


Рис. 1.24. Струйный насос: 1, 4, 6 –уплотнительные кольца; 2 – сопло; 3 – диффузор; 5 – корпус; 7 – трубка

Струйный насос состоит из четырех основных узлов: сопла, всасывающей камеры, камеры смешения и диффузора. Рабочая жидкость под давлением подается в сопло (суживающую насадку), а оттуда в смесительную камеру. В сопле жидкость приобретает большую скорость, кинетическая энергия её возрастает, а потенциальная энергия уменьшается. При этом давление снижается и при определенной скорости становится меньше внутрибакового, т. е. во всасывающей камере возникает вакуум. Под действием вакуума топливо из бака по всасывающей трубе поступает во всасывающую камеру и далее в камеру смешения.

В камере смешения происходит перемешивание потока активного и пассивного топлива, при этом активное топливо отдает часть энергии топливу, поступившему из расходуемого бака.

Достоинствами струйных насосов являются простота конструкции, надежность в работе, небольшие габаритные размеры и невысокая стоимость. К недостаткам можно отнести низкий КПД и необходимость подачи к соплу относительно больших расходов жидкости под высоким давлением.

Наиболее широкое применение струйные насосы нашли в системах перекачки и подбора остатков топлива. Для подкачки топлива к двигателям струйные насосы не используются, так как при этом не исключается попадание воздуха в расходную магистраль.

Ввиду недостатков, имеющихся у различных типов насосных систем в известных условиях, — необходимости переразмеривания пневмотурбопривода из-за падения давления воздуха за компрессором на больших высотах, падения КПД пневмотурбопривода при частичных нагрузках, большого расхода топлива для получения мощности, потребляемой пневмотурбоприводом, больших габаритов и массы для температуростойких электродвигателей, больших потерь мощности при транспортировке рабочей жидкости к гидроприводу или струйному насосу и т. д. — возможно применение на одном самолете различных систем привода. В некоторых случаях может оказаться наиболее экономичным параллельная установка ЦНА с различными системами привода, что позволяет исключить имеющиеся недостатки той или иной системы привода, проявляющиеся на каком-либо режиме полета.

Рациональный выбор типа насосного агрегата определяется его назначением и конкретными условиями применения и может быть произведен только после анализа напорных, экономических, кавитационных и весовых характеристик различных типов насосов, массы и КПД привода, массы систем генерирования и передачи мощности, количества топлива, которое идет на получение мощности, потребляемой приводом, а также габаритов, ресурса работы и эксплуатационных характеристик.

1.9.2. Клапаны и краны

С точки зрения выполняемых функций, клапаны, используемые в топливных системах, можно разделить: на запорные, регулирующие, обратные и предохранительные.

Запорные клапаны используются для полного перекрытия проходного сечения топливной магистрали. Например, они применяются для перекрытия магистралей заправки — по окончании заправки под давлением, а также магистралей перекачки — по окончании выработки топлива из очередного бака. Клапаны могут иметь различные типы привода: электрический, механический, гидравлический и др.

На рис. 1.25 изображен перекрывной кран 766100-2, предназначенный для управления заправкой топливных баков под давлением. Перекрывной кран является электроуправляемым. Открытие и закрытие крана осуществляется при помощи электромеханизма I. Электромеханизм приводит в действие заслонку 4, установленную в корпусе 3, которая открывает или закрывает проходное отверстие.

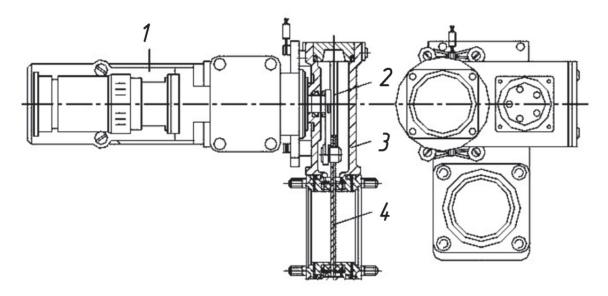


Рис. 1.25. Кран перекрывной: 1 – электромеханизм; 2 – кулисный механизм; 3 – корпус крана; 4 – заслонка

На рис. 1.26 представлен поплавковый клапан, предназначенный для управления клапаном заправки в случае несрабатывания электрической системы прекращения заправки под давлением. Поплавковый клапан состоит из корпуса 4 и поплавкового устройства 8. Корпус соединен с поплавковым устройством шарнирно посредством оси. В корпус ввинчивается седло. Проходное отверстие седла перекрыто шариком 2, который прижимается пружиной.

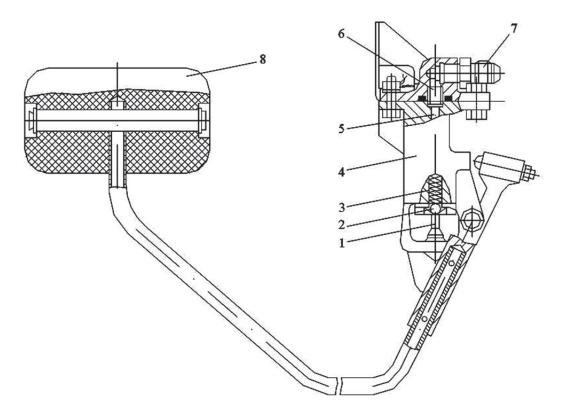


Рис. 1.26. Клапан поплавковый: 1 - игла; 2 - шарик; 3 - пружина; 4 - корпус; 5 - канал; 6 - втулка; 7 - штуцер; 8 - поплавок

Поплавковое устройство состоит из рычага, полой трубки и поплавка. В тело рычага ввинчена игла 1. Герметичность клапана обеспечивается плотной посадкой шарика 2 на седло. Принцип работы клапана следующий. При повышении уровня топлива в баке во время заправки поплавок всплывает, увлекая за собой рычаг. Рычаг воздействует на иглу и шарик, открывая слив командного топлива в бак. При этом клапан заправки закрывается, прекращая процесс заправки баков.

Клапан пусковой 772400 (рис. 1.27) предназначен для подачи приводного топлива на турбины гидротурбонасосов или активного топлива в сопла струйных насосов. Пусковой клапан состоит из корпуса I, клапана I0, соединенного с поршнем 8. При отсутствии командного давления, подаваемого через штуцер в крышке 6, клапан закрывается пружиной 9. При подаче командного давления поршень опускается, открывая доступ приводному или активному топливу к насосам.

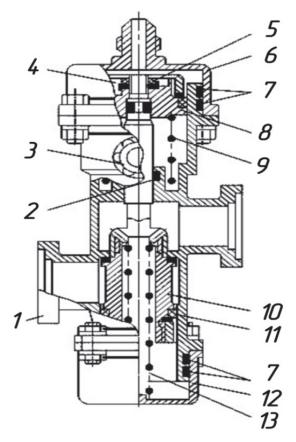


Рис. 1.27. Клапан пусковой: 1 - корпус; 2, 7, 11 - уплотнительные кольца; 3 - дренажный штуцер;4 - стопорная шайба; 5 - гайка; 6 - крышка со штуцером; 8 - поршень; 9, 13 - пружины; 10 - клапан; 12 - крышка

Клапан электромагнитный МКПТ-903 (рис. 1.28) нормально закрытого типа дистанционного управления устанавливается в системе командного топлива и служит для подачи командного давления к исполнительным агрегатам при наличии соответствующего электрического сигнала.

Клапан электромагнитный состоит из двух свинченных между собой частей: электромагнитной и топливной.

В состав клапана входят: катушка электромагнита 6, якорь 7 с запорным устройством 2, кожух 8, штепсельная колодка 9 с контактными штырями, седло 20, пружина 4, корпус клапана 1, штуцеры 16 и 24, фильтр 19, крепежные, уплотнительные и регулировочные детали.

Электромагнитной частью является броневой плунжерный электромагнит, якорь 7 которого жестко соединен со специальным запорным устройством 2, выполненным в виде полусферы, вмонтированным в обой-

му. Топливная часть представляет собой корпус с двумя штуцерами 16 и 24 и седлом 20.

В выключенном (обесточенном) положении электромагнитный клапан закрыт: запорное устройство клапана перекрывает канал для прохода рабочей жидкости (запорная плоскость полусферы прижата к запорной плоскости седла 20).

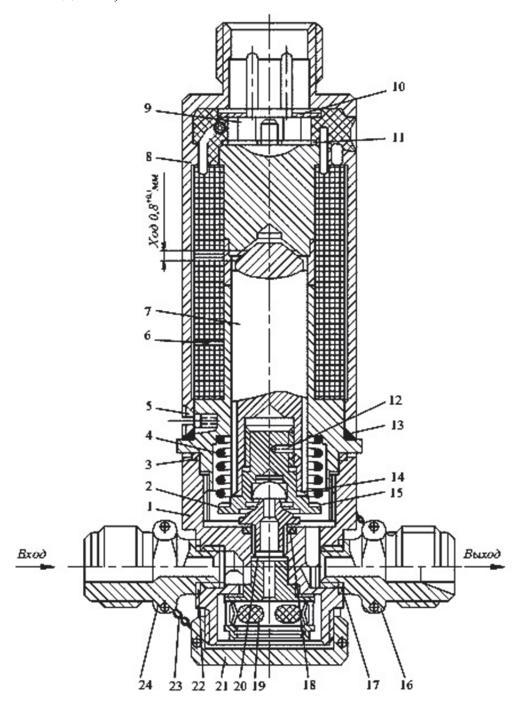


Рис 1.28. Клапан электромагнитный

При подаче напряжения на обмотку электромагнита образующийся магнитный поток, замыкаясь через корпус катушки, кожух 8 и якорь 7, создает тяговое усилие, необходимое для перемещения якоря. В результате этого якорь и соединенное с ним запорное устройство 2 с полусферой, втягиваясь внутрь корпуса, открывает канал для прохода рабочей жидкости через клапан.

При снятии напряжения с обмотки электромагнита якорь под запорной полусферой перекрывает канал для прохода рабочей жидкости.

Обратные клапаны (ОК) — вид защитной трубопроводной арматуры, предназначенный для недопущения изменения направления потока топлива в системе. ОК пропускают топливо в одном направлении и предотвращают её движение в противоположном, действуя при этом автоматически. С помощью ОК защищается различное оборудование, трубопроводы, насосы, а также возможно существенно ограничить течь топлива из системы при разрушении её участка. Типовой ОК представлен на рис. 1.29.

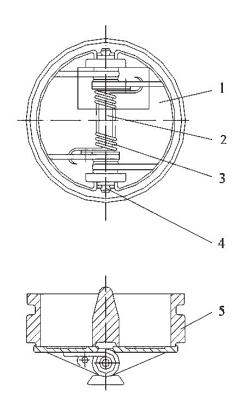


Рис. 1.29. Обратный клапан типа 989AT-2: 1 – створка; 2 – втулка; 3 – пружина; 4 – ось; 5 – корпус

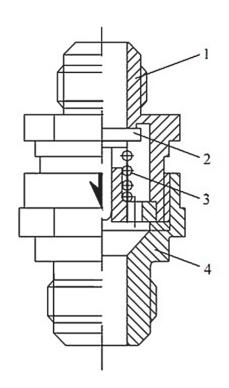


Рис. 1.30. Предохранительный клапан: 1 – входной штуцер; 2 – клапан; 3 – пружина; 4 – выходной штуцер

Важность функции этих устройств заключается в том, что они выполняют свою задачу как в режиме нормальной эксплуатации, например, в случае объединения напорных магистралей нескольких насосов в одну, на каждой из них устанавливается один или несколько обратных клапанов

для защиты от давления работающего насоса остальных насосов, так и в аварийных ситуациях, например при аварийном падении давления на одном из участков трубопровода, на смежных участках давление сохраняется, что может привести к образованию обратного тока топлива, недопустимого для нормальной работы системы.

Предохранительные клапаны (ПК) предназначены для защиты от механического разрушения емкостей и трубопроводов избыточным давлением путём автоматического выпуска избытка топлива из системы с давлением сверх установленного. ПК также должен обеспечивать прекращение сброса среды при восстановлении рабочего давления. Типовой ПК представлен на рис. 1.30.

1.9.3. Агрегаты контроля

Системы контроля работы топливных агрегатов самолетов предназначены для обеспечения экипажа постоянной информацией о количестве
выработанного топлива и о работе топливной системы. Основу системы
контроля составляют различные датчики. На некоторых типах самолетов
датчики систем контроля одновременно используются в системах автоматического управления порядком выработки топлива и в системах управления заправкой топливом под давлением.

Так как датчики системы контроля одновременно с измерением суммарного остатка топлива используются и для определения положения центра масс (ц.м.), а в некоторых системах — и для управления порядком выработки топлива из баков, то при выборе структуры построения системы контроля приходится учитывать требования, связанные с центровкой самолета.

В системах контроля суммарного остатка топлива в зависимости от типа самолета применяются топливомеры и расходомеры.

Суммирующие расходомеры состоят из собственно датчика расходомера, установленного в магистрали подачи топлива в двигатель и измеряющего расход в единицу времени, и интегрирующего устройства, обеспечивающего суммирование. Суммирующие расходомеры в большинстве случаев показывают не израсходованное, а остающееся количество топлива. При необходимости расходомеры выполняются комбинированными, т. е. измеряют суммарный и мгновенный расходы. Использование расходомеров для измерения мгновенного расхода топлива наиболее характерно для самолетов с несколькими двигателями, где необходимо поддерживать работу двигателей на одинаковых режимах.

Расходомеры надежны в работе и их погрешность обычно не зависит от положения самолета в пространстве. Однако расходомеры, несмотря на большую точность измерения мгновенного расхода топлива на двигатель,

при измерении суммарных остатков топлива имеют накапливающуюся к концу полета ошибку измерения. Кроме того, расходомеры не обеспечивают контроль фактических остатков топлива в баках в случае появления негерметичности в топливной системе и не позволяют контролировать распределение топлива по бакам, что исключает их применение в системах управления порядком выработки топлива.

Кроме того, расходомеры производят измерение в единицах объема, что на сверхзвуковых самолетах с большим диапазоном изменения температур, а следовательно, и плотности топлива, приводит к необходимости усложнения систем контроля из-за применения в них специальных датчиков-плотномеров.

Недостатки, свойственные расходомерам, отсутствуют у топливомеров, устанавливаемых в топливных баках самолета. Однако зависимость погрешности измерения топливомеров от положения уровня топлива в баке ограничивает их применение в качестве основной системы измерения на маневренных самолетах-истребителях, для которых характерны небольшие по высоте крыльевые баки и постоянно меняющиеся перегрузки.

В связи с этим на транспортных и пассажирских самолетах в качестве основной системы измерения наибольшее распространение получила система с использованием топливомеров. Расходомеры в этих системах применяются для измерения часовых расходов топлива на двигатель и в качестве вспомогательных систем.

На самолетах-истребителях в качестве основной системы измерения остатка топлива используется система расходомеров [3], а топливомеры устанавливаются обычно только в фюзеляжных баках для контроля герметичности топливной системы и в качестве вспомогательной системы, взаимодействующей с системой управления порядком выработки топлива из баков и с автоматической системой управления централизованной заправкой топливом под давлением. Кроме того, топливомеры, установленные на самолетах-истребителях в расходных баках, позволяют более точно, чем расходомеры, следить за выработкой резерва топлива в конце полета, когда эффективность расходомеров из-за накапливающейся ошибки становится мала.

Устройства контроля топливной системы, кроме того, должны обеспечивать сигнализацию экипажа о наличии резервного остатка топлива, об окончании выработки топлива из того или другого бака, о работоспособности подкачивающих и перекачивающих насосов и систем наддува топливных баков.

Сигнализация о работе подкачивающих и перекачивающих насосов, а также о работе систем наддува топливных баков обеспечивается сигнализаторами давления, устанавливаемыми в магистралях подкачки и перекачки топлива. Эта же сигнализация используется экипажем для контроля окончания выработки топлива из того или другого бака.

Топливомеры

Работа датчиков топливомера может основываться на разных принципах работы. Наибольшее распространение получили электроемкостные и поплавковые топливомеры [1]. Встречаются также радиоактивные и ультразвуковые топливомеры.

Электроемкостный топливомер основан на принципе измерения емкости датчиков, установленных в топливных баках. Датчик выполняется в виде конденсатора из коаксиально расположенных труб (рис. 1.31).

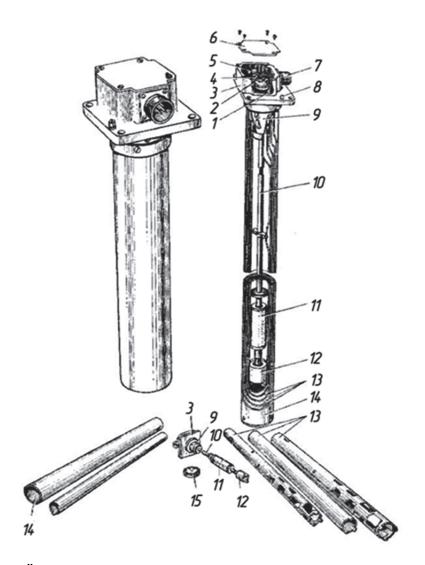


Рис. 1.31. Ёмкостной топливомер с индуктивным датчиком уровня: 1 — заземляющий токоподвод; 2 — токоподвод; 3 — фланец головки; 4 — токоподвод; 5 — конденсатор; 6 — крышка; 7 — штепсельный разъем; 8 — винт для заземления датчика; 9 — основание датчика; 10 — направляющая трубка; 11 — поплавок; 12 — катушка сигнализатора; 13 — профилированные и непрофилированные трубы; 14 — наружная труба; 15 — изоляционное кольцо

Емкость C такого датчика определяется по формуле

$$C = K \frac{\varepsilon \cdot l}{\lg \frac{D}{d}},\tag{1.7}$$

где K — коэффициент пропорциональности, зависящий от выбора единиц измерения; ε — диэлектрическая проницаемость среды, находящейся между трубами; l — длина рабочей части датчика; D — внутренний диаметр наружной трубы; d — наружный диаметр внутренней трубы.

При выполнении конструкции датчика из нескольких коаксиально расположенных труб емкость датчика определяется как сумма емкостей отдельных конденсаторов, включенных параллельно.

Из формулы (1.7) следует, что приращение ёмкости датчика зависит от конструктивных размеров датчика, уровня топлива в баке и диэлектрической проницаемости топлива.

Для повышения точности измерения в условиях деформации и крутки крыла, в котором находятся топливные баки, изменения положения самолета в пространстве или наличия перегрузок, в топливных баках устанавливают несколько ёмкостных датчиков. При этом количество датчиков лимитируется ограничениями по массе, а расположение датчиков в топливных баках выбирается таким образом, чтобы добиться потребной точности измерений при минимальном числе датчиков.

Измерение количества топлива в баке при помощи поплавкового топливомера основано на принципе преобразования неэлектрической величины (переменной высоты уровня топлива) в электрическую, которая с учетом тарировочной характеристики датчика, зависящей от формы бака, передается на индикатор в кабине пилотов и другим потребителям.

Принцип действия радиоактивных топливомеров основан на том, что интенсивность радиоактивного излучения при прохождении через слой топлива в баке уменьшается пропорционально толщине слоя, т. е. мерой количества топлива в баке является интенсивность прямого пучка γ -лучей после прохождения через слой контролируемого топлива.

Работа ультразвуковых топливомеров основана на свойстве ультразвука отражаться от поверхности, являющейся границей разделения сред с различной плотностью. Ультразвуковой топливомер представляет собой генератор ультразвуковой энергии, смонтированный на днище бака и излучающий импульс по направлению к поверхности топлива. Отразившийся от поверхности импульс возвращается к днищу и воспринимается приемником ультразвуковой энергии. Время, прошедшее между посылкой и приемом импульса, пропорциональное высоте столба топлива в баке, регистрируется приемником-вычислителем, куда вводятся данные о скорости звука, соответствующей данной плотности топлива. На основании замеров времени между посылкой и приемом импульса и геометрии бака (тарировочной кривой) в вычислителе определяется объем топлива в баке.

Расходомеры

Наибольшее распространение в авиационных топливных системах в силу простоты конструкции и малой массы получил крыльчато-тахометрический расходомер. Крыльчато-тахометрический расходомер представляет собой преобразователь, генерирующий электрический сигнал пропорционально расходу протекающего топлива и состоящий из расходомерной трубы, в которой установлена лопастная турбина и системы измерения скорости вращения турбины. При стационарном режиме скорость вращения турбины пропорциональна скорости потока. Измерение числа оборотов крыльчатки может производиться различными способами: электрическим, радиоактивным, фотоэлектрическим и др. Полученный пульсирующий электрический сигнал после усиления подается на частотомер, выходной сигнал с которого поступает на регистрирующий прибор.

Датчики уровня

Помимо топливомеров, объём топлива в баке можно определять при помощи датчиков уровня топлива. Большое распространение получили струйные датчики уровня (рис. 1.32).

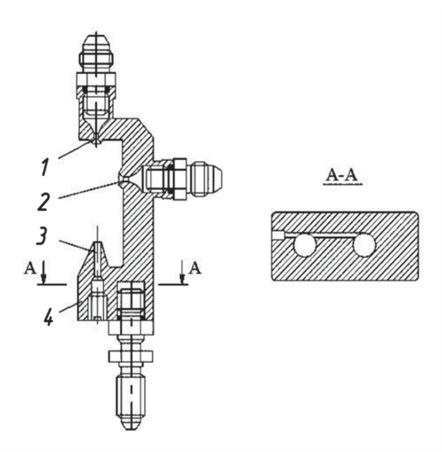


Рис. 1.32. Струйный датчик уровня: 1 – подающее сопло; 2 – отключающее сопло; 3 – принимающее сопло; 4 – скоба

Струйный датчик уровня предназначен для создания или снятия командного давления в зависимости от положения уровня топлива в баке, где установлен этот датчик [3]. Датчик представляет собой скобу 4 с отверстиями – соплами, расположенными соосно: одно – подающее сопло 1, другое – принимающее сопло 3 – на другом конце скобы и дополнительным отключающим соплом 2, прерывающим струю топлива, проходящую от подающего к принимающему соплу, снимая, тем самым воздействие командного топлива даже в том случае, если уровень топлива ниже струйного датчика.

При уровне топлива в баке, заливающем датчик, давление топлива, всегда подаваемого по трубе к подающему соплу, не передается в принимающее сопло.

При уровне топлива в баке ниже датчика давление топлива передается в принимающее сопло.

Также применяются терморезисторные датчики, формирующие дискретный электрический сигнал при достижении топливом в баке заданного уровня. Эти датчики отличаются малыми габаритами и массой, что позволяет использовать их в баках с малой строительной высотой.

Сигнализаторы давления

Сигнализаторы давления при помощи сигнальных ламп оповещают экипажи об окончании выработки топлива из баков и о работоспособности подкачивающих и перекачивающих насосов [1]. Сигнализаторы давления состоят из двух полостей (рис. 1.33). Одна полость подключается к контролируемой магистрали (топливной или воздушной), а вторая — к магистрали стабильного давления, обычно к дренажному трубопроводу топливных баков. Если нет определенной разности давлений в двух полостях сигнализатора, то в кабине экипажа загорается лампочка.

При проектировании системы контроля с сигнализаторами давления перепад давлений на сигнализаторе определяется стабильностью давления в контролируемой точке и давления, относительно которого производится контроль. При этом надо учитывать, что на режиме набора самолетом высоты, когда из топлива выделяется большое количество растворенного в нем воздуха, возможны пульсации давления за подкачивающими и перекачивающими насосами; на режиме планирования возможно падение, а на режимах больших скоростей (особенно на малых высотах) – увеличение давления в системах наддува топливных баков.

Недостатком сигнализаторов давления является их срабатывание при отливе топлива от насосов или заборных патрубков трубопроводов, что особенно характерно для маневренных самолетов.

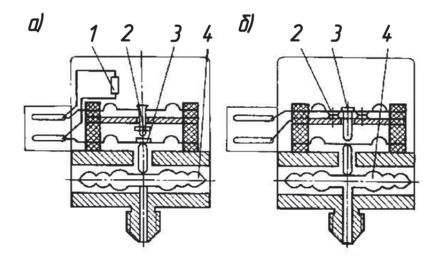


Рис. 1.33. Схема сигнализатора давления: а – сигнализатор давления разомкнутый; б – сигнализатор давления нормально замкнутый; 1 - сопротивление; 2 - контакты; 3 - шток; 4 - мембранная коробка

2. ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЙ КОМПЛЕКС

Лётчик в процессе полёта перманентно решает две основные задачи: задачу пилотирования самолёта и навигационную задачу.

Пилотирование — это умение вести воздушное судно по заданной безопасной траектории движения. При этом как величину и направление скорости самолёта, так и значения параметров его угловой ориентации в пространстве и относительно воздушных потоков необходимо непрерывно удерживать в границах эксплуатационных диапазонов.

Навигация — это дисциплина о способах проведения морских, воздушных судов и космических летательных аппаратов из одной точки пространства в другую. К задачам навигации также относится определение оптимального маршрута движения, под которым понимается требование обеспечения максимальной безопасности и экономичности вывода объекта в заданную точку пространства в определенный момент времени с установленной точностью.

Для успешного решения этих двух задач на каждом самолёте имеется пилотажно-навигационный комплекс (ПНК). В зависимости от оборудования, входящего в его состав и сопрягаемого с комплексом, он может объединять в себе десятки датчиков, приборов и пультов, таких как: высотомер, вариометр, указатели скорости, углов атаки и скольжения, акселерометры, компас, авиагоризонт, приборы контроля параметров силовой установки, пульты управления радионавигационными средствами, приёмник спутниковой навигации GPS/ГЛОНАСС и другое оборудование.

2.1. Датчики параметров воздушного потока

Метод измерения той или иной физической величины представляет собой совокупность использования физического явления, лежащего в основе данного измерения (например, возникновение контактной разности потенциалов), и технического устройства, позволяющего обнаружить, наблюдать и регистрировать интенсивность этого явления. Это устройство называется *средством измерения*.

Различают *прямые измерения*, когда значение измеряемой величины определяется непосредственно из опыта, и *косвенные измерения*, когда искомая величина определяется по результатам измерения одной или нескольких других величин с последующей их обработкой (численной или в соответствующих приборах). Например, давление газа может быть непосредственно измерено манометром, а число Маха только путем измерения значений полного и статического давлений и их последующего использования в алгоритме обработки данных эксперимента или в специальном приборе (махметре).

При измерениях могут использоваться *измерительные приборы* (например, стрелочные манометры), выдающие информацию в форме, непосредственно доступной для наблюдения, и *измерительные преобразователи*, вырабатывающие сигнал, недоступный непосредственному наблюдению (обычно электрический), но удобный для передачи. Такие преобразователи обычно называют *датиками*.

Так, для измерения скорости воздушного потока (полёта) применимы аэрометрический (манометрический), тепловой, механический, термодинамический, ультразвуковой, доплеровский, инерциальный и другие методы. Аэрометрический метод основан на измерении динамического напора воздушной среды, зависящего от скорости потока (полета). Тепловой метод использует обдув нагретого тела воздушным потоком, от скорости которого зависит теряемая при этом теплота. Механический метод использует вращение турбинки, установленной в воздушном потоке. Термодинамический метод предусматривает измерение температуры торможения воздушного потока. Ультразвуковой метод основан на том, что скорость ультразвуковых колебаний, распространяющихся в воздушном потоке, относительно ЛА определяется векторной суммой скорости ультразвука относительно воздушной среды и скорости полета ЛА. Инерциальный метод основан на измерении ускорения и его интегрировании. В доплеровском методе используется измерение разности частот радиосигналов: излучаемого к Земле и отраженного от нее.

В авиации наиболее распространены аэрометрические датчики давления, называемые приёмниками воздушного давления (ПВД). Они создаются на базе трубки Пито, трубки Прандтля, трубки Вентури или их комбинаций.

Трубка Пито — это прибор для измерения полного давления движущейся жидкости или газа. Названа по имени её изобретателя (1732 г.) французского инженера-гидравлика Анри Пито (Henry Pitot). Представляет собой Г-образную трубку. Классической трубкой Пито является приёмник полного давления ППД-1 (рис. 2.1), широко применяемый в отечественной авиации.



Рис. 2.1. Приёмник полного давления ППД-1

Конструкция ППД-1 представлена на рис. 2.2. Приёмник работает в диапазоне температур окружающей среды от -60 до +60 0 С. В камере полного давления имеются четыре отверстия 11 для слива конденсата. Для предохранения от обледенения имеется обогревательный элемент 2.

Конструкция приёмника статического давления (ПСД) представлена на рис. 2.3. Обычно такие приёмники устанавливают в нескольких местах по контуру поперечного сечения носовой части фюзеляжа.

Трубка Прандтля, названная в честь выдающегося немецкого механика и инженера Людвига Прандтля (Ludwig Prandtl), представляет собой комбинацию трубки Пито и трубки для измерения статического давления потока. В трубке Прандтля имеется одно отверстие в направлении потока для измерения полного напора и несколько отверстий по окружности трубки на некотором расстоянии от её острия для измерения статического давления.

При малых скоростях полета воздух можно считать несжимаемым, поэтому статическое давление в воздушном потоке $p_{\rm cr}$ связано с величиной динамического давления (скоростного напора) $q=\frac{\rho\cdot V^2}{2}$ уравнением Бернулли для несжимаемой среды

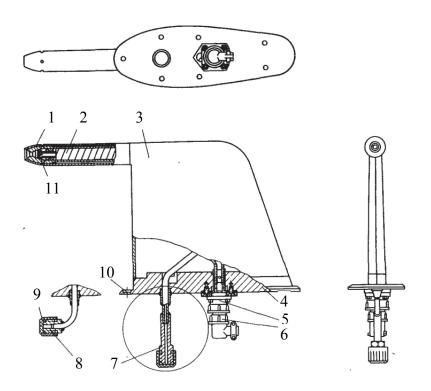


Рис. 2.2. Устройство приёмника ППД-1:

1 — наконечник; 2 — нагревательный элемент; 3 — кожух; 4 — фланец; 5 — штепсельная вилка; 6 — розетка; 7 — прямой штуцер; 8 — угловой штуцер; 9 — колпачок; 10 — крепёжные отверстия; 11 — дренажные отверстия

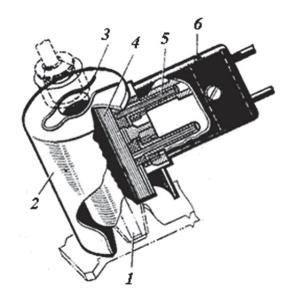


Рис. 2.3. Устройство приёмника статического давления ПСД: 1 — приёмное отверстие; 2 — корпус; 3 — пружина; 4 — обогревательный элемент; 5 — вилка; 6 — розетка

$$p_1 + \frac{\rho \cdot V_1^2}{2} = p_{nonh} = const$$
, (2.1)

где $p_1 = p_{\rm cr}$ — статическое давление в набегающем потоке (в канале C на рис. 2.4), Па; р — плотность воздуха, кг/м³; $V_1 = V$ — скорость воздушного потока, м/с; $p_{\rm полн}$ — давление на входе в ПВД при полном торможении потока (полное давление — в канале \mathcal{I} на рис. 2.4), Па.

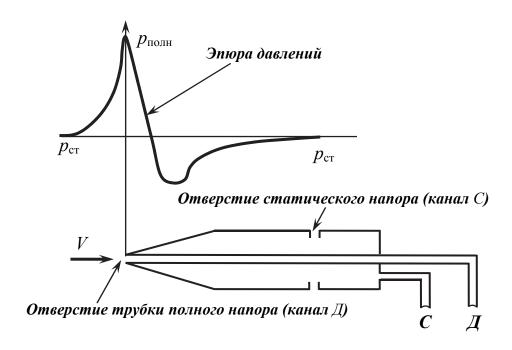


Рис. 2.4. Схема трубки Прандтля

Струйки воздуха вблизи насадка искривляются. В месте разветвления потока скорость сильно уменьшается, и перед насадком образуется застойная зона с очень медленным течением. Практически можно считать, что в застойной зоне V=0, здесь давление быстро возрастает и в критической точке доходит до величины полного давления $p_{\text{полн}}$. В районе этой точки и находится входное отверстие трубки полного напора диаметром примерно 30 % от диаметра насадка. В точках струек, находящихся за критической точкой, давление резко падает до $p_{\text{ст}}$ и ниже, а затем опять повышается, асимптотически приближаясь к $p_{\text{ст}}$ (см. график на рис. 2.4). На расстоянии, примерно равном трём диаметрам насадка от критической зоны, давление практически равно статическому. В этом месте обычно выполняют отверстия для приема статического давления. Такие геометрические соотношения используют для трубок Прандтля, работающих в несжимаемых потоках жидкости или газа (рис. 2.5).

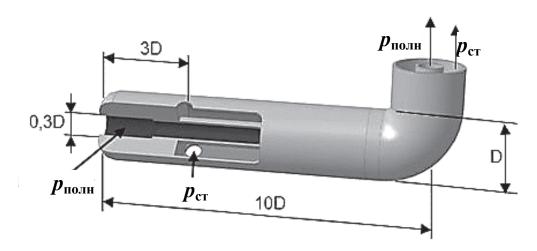


Рис. 2.5. Трубка Прандтля для несжимаемых потоков

Если трубку полного напора соединить с одним коленом микроманометра, а отверстие статического напора — с другим коленом, то микроманометр зафиксирует разность давлений — динамическое давление или скоростной напор q. Скорость потока, без учета влияния сжимаемости воздуха, согласно выражения (2.1) вычисляется по формуле

$$V = \sqrt{\frac{2q}{\rho}} = \sqrt{\frac{2 \cdot (p_{nonh} - p_{cm})}{\rho}}.$$
 (2.2)

Понятно, что разность давлений, которая фактически передаётся на микроманометр, зависит от формы и размеров ПВД, характера потока и не равна разности между полным и статическим давлениями потока в одной и той же точке. Чтобы учесть поправку, в формулу (2.2) вводится коэффициент $\varepsilon_n = 0.98...1,02$, характеризующий неточность изготовления приемника

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot (p_{nonh} - p_{cm})}{\varepsilon_n \cdot \rho}}.$$
 (2.3)

При относительно больших скоростях полета ($V > 400 \, \text{км/ч}$) воздух нельзя считать несжимаемым. В этом случае процесс сжатия воздуха в ПВД близок к адиабатическому. Тогда уравнение (2.1) примет вид

$$\frac{\kappa}{\kappa - 1} \cdot \frac{p_{nonh}}{\rho_{nonh}} = \frac{\kappa}{\kappa - 1} \cdot \frac{p_1}{\rho_1} + \frac{V_1^2}{2}, \qquad (2.4)$$

где $\kappa = 1,4$ – показатель адиабаты для воздуха.

Давления и плотности связаны уравнением адиабаты

$$\frac{\rho_1}{\rho_{nonh}} = \left(\frac{p_1}{p_{nonh}}\right)^{\frac{1}{\kappa}}.$$
 (2.5)

С учетом выражения (2.5) уравнение (2.4) можно переписать так

$$p_1 + \frac{\kappa - 1}{\kappa} \cdot \frac{\rho_1 \cdot V_1^2}{2} = p_{\text{nonh}} \cdot \left(\frac{p_1}{p_{\text{nonh}}}\right)^{\frac{1}{\kappa}}.$$

Уравнение состояния идеального газа имеет вид

$$\frac{p_1}{\rho_1} = R_{y\partial} \cdot T ,$$

где $R_{y\partial}=R/\mu_{e}=287,05287$ Дж/(кг•К) — удельная газовая постоянная для воздуха.

Из двух последних выражений можно получить величину скорости при полёте на дозвуке с учетом сжимаемости воздуха (M=V/a < 1, где a- скорость звука)

$$p_{nonh} - p_{cm} = p_{cm} \cdot \left\{ \left[1 + \frac{(\kappa - 1)}{2\kappa \cdot R_{yo} \cdot T} \cdot V^2 \right]^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} - 1 \right\}. \tag{2.6}$$

Из уравнения (2.6) видно, что для измерения скорости сжимаемого потока необходимо знать также температуру окружающего воздуха.

В расчетных формулах для оценки индикаторной скорости V_i плотность воздуха принимается постоянной и равной плотности $\rho_0 = 1,225 \text{ кг/м}^3$ в нормальных стандартных условиях ($T_0 = 288 \text{ K}, p_0 = 101325 \text{ Па}$). С учетом этого можно записать градуировочную формулу для измерителей индикаторной скорости

$$V_i = \sqrt{2 \cdot R_{y\partial} \cdot T_0 \cdot \left(\frac{\kappa}{\kappa - 1}\right) \cdot \left[\left(\frac{p_{\textit{noth}} - p_{\textit{cm}}}{p_0} + 1\right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} - 1\right]}.$$

Число M полета зависит только от отношения полного и статического давлений по уравнениям Бернулли (для дозвуковых скоростей) или Рэлея (для сверхзвуковых скоростей):

$$\frac{p_{noлH}}{p_{cm}} = \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot M^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}}$$
 при $M < 1$; (2.7)

$$\frac{p_{noлh}}{p_{cm}} = \frac{\kappa + 1}{2} \cdot M^2 \cdot \left(\frac{(\kappa + 1)^2 \cdot M^2}{4\kappa M^2 - 2(\kappa - 1)}\right)^{\frac{1}{\kappa - 1}} \text{при } M > 1.$$
 (2.8)

Если нам известна скорость звука a, то, используя формулы (2.7) или (2.8), сначала находят число M полета, а затем и истинную скорость

$$V = a \cdot M$$
.

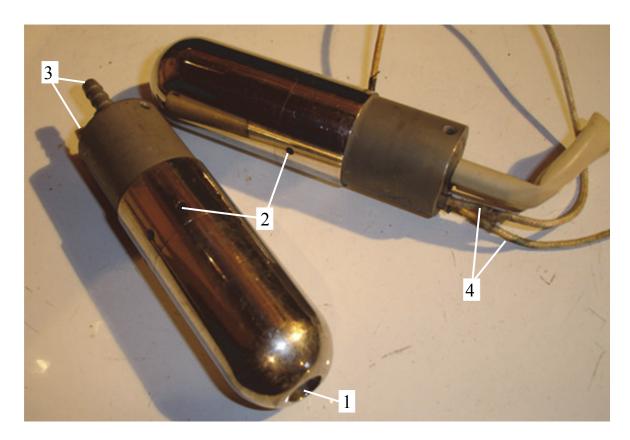


Рис. 2.6. Приемники воздушного давления ПВД-6М

Скорость звука определяется через абсолютную температуру воздуха, м/с,

$$a=20.05\cdot\sqrt{T}$$
.

Промышленность выпускает целую гамму трубок Прандтля для различных скоростей полёта. Так, ПВД-6М (рис. 2.6) устанавливают на нескоростных летательных аппаратах (самолетах Су-26 и Як-55, вертолетах Ка-26 и др.). Внутри приемника вмонтирован спиральный электрообогреватель мощностью 100 Вт, питающийся постоянным током напряжением 24 В от бортовой сети. Полное давление воздуха передается через отверстие I. Статическое давление воздуха передается через отверстия I0, равномерно расположенные по окружности трубки. Через выходные штуцеры I1, расположенные на заднем торце приемника (один из штуцеров имеет обозначениеI2, а другой – I3, оба давления попадают в сеть для питания соответствующих приборов и систем. По проводам I3 подводится постоянный ток для обогревателя.

Для трансзвуковых и сверхзвуковых летательных аппаратов можно использовать ПВД-7 (рис. 2.7) и ПВД-18.



Рис. 2.7. Приемник воздушного давления ПВД-7

Здесь отверстия для забора статического давления расположены в трёх зонах, а на тыльной стороне ПВД имеются 4 штуцера: один для канала \mathcal{A} и три для каналов C. Большинство из таких датчиков имеют компенсирующий контур (рис. 2.8). Это утолщение в хвостовой части ПВД, имеющее форму двух встречных конусов и предназначенное для выравнивания статического давления на поверхности контура при определенных режимах полета.

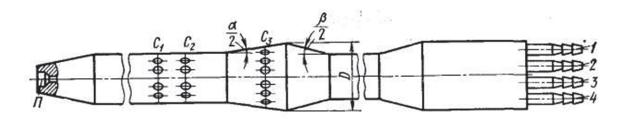


Рис. 2.8. Приемник воздушного давления с компенсирующим контуром

При полете с дозвуковой скоростью перед фюзеляжем и крылом образуется зона повышенного давления. Эта зона настолько велика, что вынести на штанге ПВД за её пределы практически не удается. Поэтому в статическую камеру ПВД подается местное статическое давление, большее по величине, чем атмосферное давление. При этом полное давление воспринимается ПВД без искажений. С целью уменьшения ошибки измерения на ПВД устанавливают аэродинамический компенсатор, т.е. подбирают такой профиль, который вызывает искажение давления, равного по величине и противоположного по знаку ошибке приемника (на рис. 2.8 значение статического давления C_3 берется на дозвуке, на сверхзвуке берется давление C_1). При сверхзвуковой скорости величина аэродинамических поправок меньше, чем на дозвуке, т.к. поток воздуха перед носком ПВД проходит

скачок уплотнения и далее успевает разогнаться, и давление в C_1 оказывается таким же, как до скачка.

Перевод магистрали статического давления на питание от той или другой камеры производится автоматически с помощью пневматического переключателя. Точность воспроизведения статического давления зависит от геометрической формы и размеров компенсирующего контура (углов α , β и диаметра D), а также от расстояния между приемником и самолетом. Поэтому приемники выпускаются в различных модификациях, отличающихся величинами α , β , D, кроме того, подбирается оптимальное расстояние между ПВД и самолетом. Приёмники монтируются на самолете таким образом, чтобы дренажные отверстия были обращены вниз. Когда самолет находится на стоянке, приемник должен быть зачехлен. На стоянках ПВД закрываются специальными заглушками или чехлами, чтобы исключить попадание посторонних предметов и грязи в отверстия. На больших самолетах в целях повышения надежности устанавливают несколько приемников полного и статического давлений.

Для измерения скорости воздушного потока применяется также трубка Вентури. Схема её приведена на рис. 2.9.

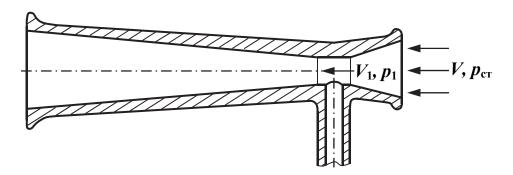


Рис. 2.9. Схема трубки Вентури

Если скорость воздуха перед входным сечением обозначить через V, статическое давление — через $p_{\rm cr}$, а в наиболее узкой части трубки те же величины обозначить через p_1 и V_1 , то на основании уравнения Бернулли (без учета гидравлических потерь и полагая воздух несжимаемым), можно записать

$$p_1 + \frac{\rho \cdot V_1^2}{2} = p_{cm} + \frac{\rho \cdot V^2}{2}. \tag{2.9}$$

Если площадь входного сечения трубки в n раз больше площади поперечного сечения в самой узкой ее части, то из условия неразрывности струи имеем

$$V_1 = n \cdot V . \tag{2.10}$$

Объединяя (2.9) и (2.10), получим

$$p_{cm}-p_1=rac{
ho\cdot V^2}{2}\cdot \left(n^2-1
ight).$$
 Отсюда
$$V=\sqrt{rac{2\cdot \left(p_{cm}-p_1
ight)}{\left(n^2-1
ight)\cdot
ho}}\,. \tag{2.11}$$

Из сравнения формулы (2.11) с формулой для трубки Прандтля (2.2) видно, что при одинаковой скорости потока соответствующая разность давлений для трубки Вентури в (n^2-1) раз больше, и, следовательно, для её измерения можно использовать более грубые приборы. Из-за потерь при протекании воздуха через трубку формула (2.11) должна иметь поправоч-

ный коэффициент $\beta < 1$. Объединяя его с величиной $\frac{2}{n^2-1}$, получим

$$V = \sqrt{\frac{(p_{cm} - p_1)}{\beta \cdot \rho}}.$$

Значение β находят при тарировке конкретного датчика. На величину β влияют: форма и материал трубки, точность её изготовления, число Рейнольдса, а при больших скоростях — сжимаемость потока.

С появлением сверхлегких летательных аппаратов (дельтапланов и парапланов) возникла проблема точного измерения скоростей полета в диапазоне 6...20 м/с. Применение для этого трубки Пито или трубки Вентури неэффективно из-за низкой чувствительности таких датчиков в данном диапазоне скоростей полета. Проблему можно решить, используя в качестве датчика комбинацию трубки Пито и трубки Вентури (рис. 2.10).

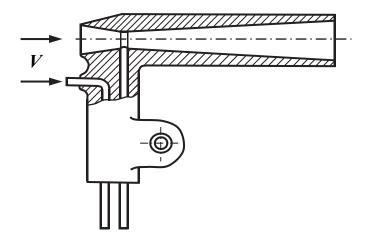


Рис. 2.10. Комбинация трубок Пито и Вентури

В этом случае измеряемая разность давлений будет равна

$$p_{\scriptscriptstyle NOJH} - p_1 = \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot n^2 \,,$$

т.е. теоретически в n^2 раз больше, чем для трубки Пито. Однако такой комбинированный датчик имеет значительную погрешность при измерении скоростей на больших углах атаки и скольжения.

Этот недостаток можно устранить почти полностью, если комбинированный датчик выполнить, расположив трубку Прандтля внутри трубки Вентури (рис. 2.11). Дополнительным положительным свойством данной конструкции является простота изготовления. Использование стандартных приемников воздушного давления (например, ПВД-6М) и в комплекте с ним выпускаемых указателей скорости, рассчитанных на больший скоростной диапазон, удешевляет прибор в целом.

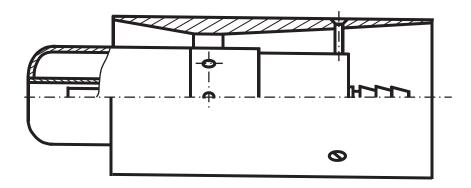


Рис. 2.11. Комбинация трубок Прандтля и Вентури

Скорость полета является векторной величиной, определяемой модулем вектора и его направлением. В связанной системе координат направление вектора скорости определяется углами атаки α и скольжения β . Информация об этих углах может использоваться различными бортовыми потребителями.

Для измерения углов атаки α и скольжения β применяется аэрометрический метод, предусматривающий воздействие воздушного потока на флюгер (рис. 2.12, a).

Флюгер представляет собой обтекаемое симметричное тело, напоминающее крыло и способное свободно вращаться вокруг оси O. Флюгер всегда устанавливается по потоку. При отклонении флюгера от согласованного с потоком направления (при наличии угла α или β) угловое перемещение флюгера преобразуется потенциометром в электрический сигнал.

На рис. 2.12, δ показан датчик углов атаки и скольжения, совмещенный с ПВД 4. Датчик представляет собой два свободно ориентирующихся в потоке парных флюгера I и 2, оси вращения которых закреплены на штанге 3. Угол поворота флюгеров I относительно штанги пропорционален углу скольжения β , а угол поворота флюгеров 2 — углу атаки α . Вращение осей флюгеров передается щёткам потенциометров (на схеме не показаны), выдающим электрические сигналы пропорционально углам α или β . Потенциометры смонтированы внутри корпуса штанги 3.

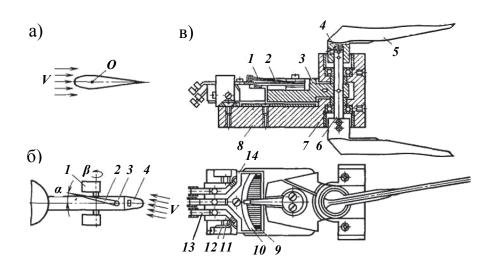


Рис. 2.12. Схема флюгерного датчика углов атаки и скольжения: а – флюгер; б – внешний вид датчика; в – конструктивная схема датчика

Конструктивная схема одного из вариантов приведена на рис. 2.12, ϵ . Флюгеры 5 закреплены на оси ϵ в одной плоскости штифтами ϵ и уравновешиваются балансиром ϵ , жестко закрепленным на оси ϵ . Ось вращается в подшипниках ϵ , запрессованных в основание ϵ . В прорези балансира ϵ закреплен узел щеткодержателей ϵ , состоящий из четырех щеткодержателей ϵ со щётками. Потенциометр ϵ и контактная пластина ϵ закреплены на колодке ϵ . Перемещение потенциометра относительно щеток регулируется с помощью винта ϵ контакты ϵ контакты ϵ конованию датчика крепится обогревательный элемент (на схеме не показан).

Датчики углов атаки и скольжения имеют инструментальные погрешности, в основном обусловленные силами трения в контактных парах и схемами электрических измерительных цепей, а также неточностью изготовления флюгеров.

Комбинация трубки Прандтля с флюгерными датчиками углов атаки и скольжения, смонтированная на трубчатой штанге, часто устанавливается на конце носового обтекателя сверхзвукового самолёта (рис. 2.13).



Рис. 2.13. Комбинация ПВД-18 с флюгерными датчиками углов α и β

Флюгерный датчик угла атаки ДУА-3M, представленный на рис. 2.14, обычно монтируют на бортах носовой части фюзеляжей самолётов.



Рис. 2.14. Флюгерный датчик угла атаки ДУА-3М

ДАУ (датчики аэродинамических углов) измеряют местные углы атаки и скольжения. Далее электрический сигнал преобразуется в вычислителе в соответствии с алгоритмом и выдается на приборы и в смежные системы как истинные углы атаки и скольжения.

Характерным представителем датчиков температуры воздушного потока является серийный датчик П-104 (рис. 2.15).

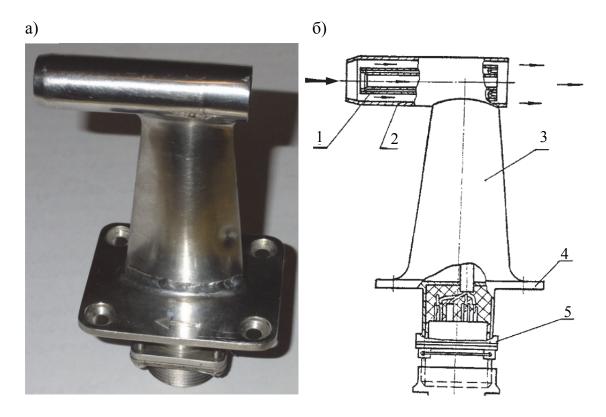


Рис. 2.15. Датчик температуры торможения воздуха П-104: а – внешний вид; б – принципиальная схема; 1 – проволочный термочувствительный элемент; 2 – камера торможения; 3 – стойка; 4 – фланец; 5 – электрический соединитель

Датчик П-104 предназначен для измерения температуры торможения потока воздуха и выдачи электрических сигналов, пропорциональных температуре заторможенного потока воздуха, в систему воздушных сигналов и системы регулирования двигателей. Термочувствительный элемент I представляет собой цилиндрическую катушку, на которой бифилярно намотаны две независимые друг от друга спирали из платиновой проволоки диаметром 0,04 мм. Кинетическая энергия движущегося потока в датчике превращается в тепловую энергию с коэффициентом полезного действия, равным 98 %. Рабочий диапазон температур датчика от -60 до +300 °C, номинальное сопротивление $R_0 = 100$ Ом, масса датчика 0,25 кг.

2.2. Измерение высоты полёта

Прибор, предназначенный для определения высоты полета летательного аппарата над поверхностью земли, называется высотомером (альтиметром). Высотомеры используются пилотами для контроля за высотой при ее наборе, при снижении, для выдерживания высоты заданного эшелона по трассе и для определения истинной и абсолютной высот полета

летательного аппарата над пролетаемой местностью. Особенно большое значение имеет знание и точное выдерживание заданной высоты при заходе на посадку в сложных метеоусловиях и при аэрофотосъемке.

Измерение высоты полета возможно различными способами. Наиболее распространенным является *барометрический* способ, основанный на том, что между абсолютным давлением воздуха и высотой существует функциональная зависимость. Следовательно, по величине измеренного абсолютного давления можно косвенно судить о высоте полета.

Широко применяется и *радиотехнический* способ определения высоты полета, основанный на свойстве радиолучей отражаться от земной поверхности. Измеряя промежуток времени между моментом посылки на землю радиоимпульса и моментом возвращения отраженного радиоимпульса на летательный аппарат и зная скорость распространения радиоволн, можно определить высоту полета.

Обычно на приборной доске пилота установлен как барометрический высотомер, так и радиовысотомер. Сначала рассмотрим назначение, работу и устройство барометрического высотомера.

Чаще всего барометрические указатели высоты полета самолета двухстрелочные, но также встречаются однострелочные и трёхстрелочные. Их циферблат похож на циферблат часов, только количество цифровых секторов не двенадцать, а десять. Высота в России и некоторых других странах измеряется в метрах, а в остальном мире в футах (1 ft = 0,305 м). Поэтому и приборы могут быть проградуированы в метрах или в футах. Длинная (минутная) стрелка делает полный оборот при изменении высоты на 1000 м или 1000 ft, при этом короткая (часовая) стрелка перемещается только на один цифровой сектор. Стрелки могут работать на одной общей шкале, либо каждая стрелка имеет отдельную шкалу.

Для любого измерительного прибора, чтобы он осуществлял свои функции, необходимо задать начальную точку или точку отсчета. Для высотомера задаётся начальная высота. А так как прибор барометрический, то эта высота должна соответствовать определенному давлению. В практике полетов используют несколько начальных давлений, поэтому и определений высот полета самолета тоже несколько. Первая — это истинная высота $H_{\text{ист.}}$ (рис. 2.16). Это реальная высота полета, отсчитываемая от точки поверхности местности, над которой в данный момент пролетает самолет. Её международное обозначение AGL (Above Ground Level).

Барометрический высотомер не измеряет высоту непосредственно. Он делает это косвенно, измеряя разность давлений между начальным давлением и давлением на той высоте, на которой он находится. Получаем так называемую барометрическую высоту. Она может довольно сильно отличаться от высоты AGL. Всё зависит от величины начального давления, устанавливаемого на высотомере.

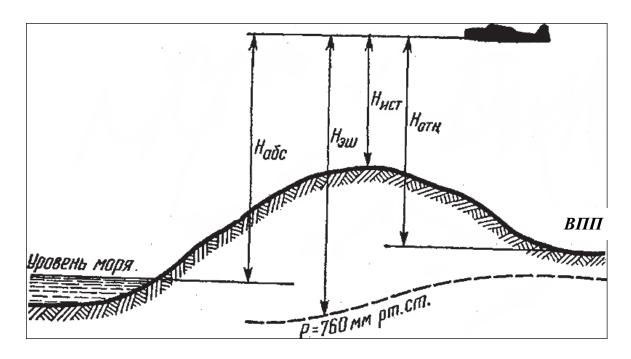


Рис. 2.16. Высоты полёта самолёта

Относительная высота $H_{\text{отн}}$. отсчитывается от некоего условного уровня, обычно уровня аэродрома, с которого взлетает или на который садится самолет. В международном обозначении эта высота — height и ей соответствует начальное давление QFE (Q-code Field Elevation), то есть давление на уровне порога ВПП.

Еще одна величина— это абсолютная высота H_{a6c} , отсчитываемая от условного (среднего) уровня моря. Международное обозначение — altitude. Этой высоте соответствует начальное давление QNH (Q-code Nautical Height), означающее давление в данной точке земной поверхности, приведенное к уровню моря.

Вертикальный эшелон — это условная высота $H_{\text{эш}}$, рассчитанная при стандартном давлении и отстоящая от других высот на величину установленных интервалов. Эшелон обозначают аббревиатурой FL (Flight Level) и выражают в сотнях футов, например, эшелон FL350 (35 000 ft). В России эшелоны, названия которых соответствуют числу в сотнях футов, действуют с 17 ноября 2011 г. До этого использовались метрические эшелоны, например, эшелон 10 600 м.

Если на всех воздушных судах будет установлено одинаковое значение начального (стандартного) давления на альтиметре, то и показания высоты на всех приборах в заданной точке воздушного пространства будут одинаковыми. Поэтому с определённого момента при наборе высоты (высота перехода) и до определённого момента при снижении (эшелон перехода) высота воздушного судна рассчитывается по начальному стандарт-

ному давлению. Значение стандартного давления (QNE) – 760 мм рт. ст. = 1013,2 гектопаскаля = 29,921 дюйма рт. ст. – одинаково во всем мире.

При взлёте самолёта в России пилот устанавливает на высотомере атмосферное давление аэродрома (QFE), поэтому, когда самолёт находится на ВПП, высотомер показывает нулевую высоту. После взлёта при пересечении высоты перехода (международное обозначение ТА) экипаж устанавливает стандартное давление (QNE) на высотомере. В России в каждом аэропорту установлена своя высота перехода. При снижении самолёта значение давления на высотомере (QFE) устанавливается пилотом после пересечения эшелона перехода (международное обозначение ТА). Каждый аэродром также имеет свой эшелон перехода.

Горизонтальный полёт воздушного судна ниже эшелона перехода, но выше высоты перехода (так называемый переходный слой) запрещён. В этом диапазоне возможно только снижение или набор высоты. Значение вертикального эшелона для полёта задаёт диспетчер воздушного движения.

Величина начального давления устанавливается вращением ручки кремальеры, расположенной под циферблатом и кинематически связанной с числовой шкалой в барометрическом окошке или окошке Колсманна (рис. 2.17). Это окошко названо по имени его изобретателя Пауля Колсманна (Paul Kolsmann), занимавшегося авиационными приборами. Изображённый на рис. 2.17 альтиметр имеет два таких окошка (левое показывает давление в гектопаскалях, а правое — в дюймах ртутного столба).



Рис. 2.17. Альтиметр с двумя окошками Колсманна внизу

Высотомер двухстрелочный ВД-10 (рис. 2.18) предназначен для измерения высоты полета до 10 км относительно той изобарической поверхности, атмосферное давление которой устанавливается на барометрической шкале 1 в мм ртутного столба вращением ручки кремальеры 2. Основная шкала 3 прибора проградуирована в соответствии с барометрической формулой

$$p_H = p_0 \cdot \left(\frac{T_0 + t \cdot H}{T_0}\right) \cdot \frac{1}{t \cdot R},$$

где p_H — давление воздуха на высоте H; $p_0 = 101325~\Pi a$ — давление воздуха на уровне моря; $T_0 = 288~\mathrm{K}$ — температура на уровне моря; $t = 0,0065~^0\mathrm{C/M}$ — вертикальный температурный градиент; $R = 29,27~\mathrm{m/град}$ — газовая постоянная. Как видно, тарировка прибора проводится в соответствии с параметрами международной стандартной атмосферы (MCA — ISA).

Чувствительным элементом прибора (рис. 2.19) является блок анероидных коробок 4, установленный в корпусе 5 высотомера. Давление внутри коробок практически равно нулю (0,2 мм рт. ст.). Штуцер герметичного корпуса х прибора соединен трубопроводом 6 с линией статического давления приемника воздушного давления 7.

На анероидные коробки постоянно действуют две силы: сила атмосферного давления, стремящаяся сжать коробки и сила упругости мембран коробок, препятствующая этому сжатию. На поверхно-

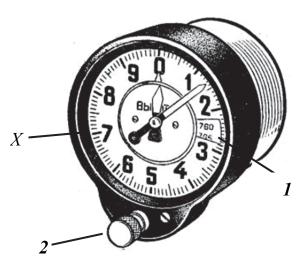


Рис. 2.18. Барометрический высотомер ВД-10

сти земли атмосферное давление максимально, коробки находятся в наиболее сжатом состоянии и стрелки высотомера находятся на нулевой отметке шкалы *1*. При подъеме на высоту давление воздуха внутри корпуса прибора падает. Стенки анероидных коробок, расширяясь, изменяют свое положение. При этом перемещается подвижный центр анероидных коробок. Это перемещение через механизм *3* передается на две стрелки *2*.

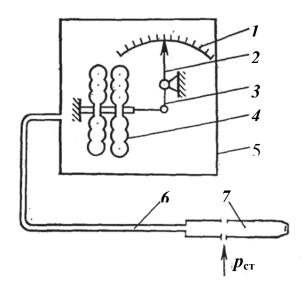


Рис. 2.19. Принципиальная схема работы высотомера

Устройство высотомера ВД-10 показано на рис. 2.20. Шкала высот 4 — равномерная, от 0 до 10 000 м. Деформация блока анероидных коробок 17 через подвижный центр с кронштейном 15, биметаллический валик 14, тягу 13, ось сектора 12, сектор 11 и шестерни 8, 9, 10, 18, 19, 20, 21 передается на стрелки 3 и 7. Стрелки связаны друг с другом через зубчатую передачу с отношением 10:1. Большая стрелка 3 показывает десятки и сотни метров, малая стрелка 7 — сотни и тысячи метров. Установка стрелок на любое деление шкалы высот производится поворотом кремальеры 1. Одновременно при повороте кремальеры с перемещением стрелок перемещается и шкала барометрического давления 2, находящаяся за шкалой высот. Она проградуирована от 670 до 790 мм рт. ст.

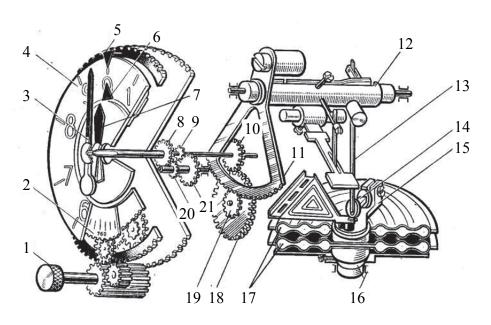


Рис. 2.20. Устройство высотомера ВД-10

Отсчет барометрического давления производится по неподвижному индексу, расположенному справа. На лицевой части шкалы под стеклом находятся два подвижных треугольных индекса — верхний 5 и средний 6. Они используются при полетах на высокогорные аэродромы. При необходимости совершить посадку на аэродроме, расположенном в горной местности, следует поворотом кремальеры по ходу часовой стрелки установить подвижные индексы на высоту аэродрома, приведенную к давлению 760 мм рт. ст. Данные о барометрической высоте пилот получает по радиосвязи от диспетчера аэродрома.

Сегодня определённую популярность приобрел способ измерения высоты с помощью GPS-технологий (спутниковой навигации). Приёмник этой системы может вычислить координаты тела в пространстве. Одна из координат — это высота над средним уровнем моря.

Такого рода высотомеры используются на некоторых самолётах (в основоном малой авиации), а также в качестве парашютных высотомеров для спортивных прыжков с парашютом. Однако широкой практикой это не стало, потому что для вычисления нужно время (около секунды) и выдаваемый сигнал при больших скоростях пуска уже не соответствует действительному значению (несмотря на введение коррекции на скорость).

Работа радиовысотомера основана на принципе радиолокации, устройство замеряет время прохождения СВЧ-радиосигнала от самолётной передающей антенны (расположенной обычно на нижней части фюзеляжа) до поверхности и обратно (отражённый сигнал) до самолётного приёмника. Его показания не зависят от состояния атмосферы, никакое исходное давление ему для работы не нужно, и показывает он истинную высоту до поверхности, отличаясь, к тому же, большей точностью.

Единственная неточность состоит в том, что сигнал от передатчика направленный. А это значит, что при больших углах крена и скольжения (более 20^{0}) возможны ощутимые неточности в измерениях, поскольку в этом случае сигнал попадает на поверхность под углом и полученное значение оказывается больше, чем истинная высота полёта.

Радиовысотомер представяет собой клмплект электронной аппаратуры с антенной. В кабину экипажа на приборную доску выведен только индикатор (рис. 2.21), непосредственно показывающий высоту, а также имеется система предупреждения об опасной высоте полёта со звуковой и световой сигнализацией.

На практике наибольшее применение получили так называемые высотомеры малых высот. Это приборы с частотной модуляцией сигнала, работающие в режиме непрерывной локации. С их помощью замеряются высоты примерно до 1500 м и используются они чаще всего при осуществлении захода на посадку. Перед полётом на приборе выставляется значение опасной высоты (в зависимости от рельефа местности 300, 400 или 500 м), при достижении которой в наушники лётчику идёт тональный сигнал.



Рис. 2.21. Индикатор радиовысотомера А-034

Но существуют также высотомеры больших высот, работающие в импульсном режиме (импульсная модуляция). Замеряемые высоты — до 30 000 м. Как пример, можно привести радиовысотомер PB-18 (18 000 м). Такие аппараты применяются, главным образом, в военной авиации, а также в космонавтике. Их использовали, например, для осуществления посадок спускаемых аппаратов на Луну.

2.3. Измерение вертикальной скорости полёта

Прибор, предназначенный для определения вертикальной скорости набора высоты или снижения летательного аппарата, называется вариометром. Пилоту необходимо знать вертикальную скорость для выдерживания наиболее выгодных режимов набора высоты или снижения летательного аппарата, что особенно важно при полете в облаках, ночью, при выполнении посадки по приборам, а также для определения момента перехода в горизонтальный полет при выходе летательного аппарата из пикирования или кабрирования.

Существует несколько способов измерения вертикальной скорости. Например, её можно найти дифференцированием показаний барометрического высотомера. Интегрируя вертикальные ускорения и учитывая ускорение свободного падения, можно также найти вертикальную скорость.

Однако в настоящее время наибольшее распространение получил способ, предложенный Бестельмейером еще в 1910 г. для измерения вертикальной скорости воздушных шаров. Он основан на свойстве атмосферного давления уменьшаться с высотой, а также на линейной зависимости скорости потока в капиллярной трубке от перепада давлений на её концах, т.е. на законе Гагена–Пуазейля.

Величина вертикальной скорости на индикаторе показывается стрелкой от нуля вверх на подъем (up) в положительную сторону и от нуля вниз на снижение (dn) в отрицательную сторону. В английском языке вариометр обычно обозначается VSI – vertical speed indicator (рис. 2.22). Ещё бывает VVI – vertical velocity indicator или RCDI – rate of climb and descent indicator.



Рис. 2.22. Классический вариометр VSI-10

Единицы измерения шкалы на наших приборах — м/с, на западных могут быть футы в минуту или узлы, что бывает чаще. 1 узел, или knot, соответствует скорости в одну милю (1852 м) в час. 1 kn = 101,3 ft/мин = 0,51 м/с.

Общий принцип работы вариометра основан на измерении скорости изменения статического давления. Давление это подводится к двум емкостям. В первую воздух попадает от ПВД практически беспрепятственно и давление там соответствует атмосферному. Во вторую же он поступает с задержкой, потому что на своем пути проходит через специально калиброванный суженный участок воздушной магистрали (капилляр). Поэтому изменение давления с высотой в ней запаздывает по сравнению с аналогичными изменениями в первой емкости.

Таким образом, между этими двумя емкостями при изменении высоты постоянно существует разность давлений. Понятно, что она тем больше, чем больше вертикальная скорость летательного аппарата. Остается только эту разницу зафиксировать и отобразить визуально с помощью какого-либо указателя. Простейшим указателем является круглый циферблат со стрелкой.

Таков классический принцип работы механического высотного вариометра (рис. 2.23). Здесь чувствительным элементом является тонкостенная анероидная коробка, деформирующаяся под действием разницы давлений в ней и вне её (в корпусе вариометра). Эта деформация через кинематическую систему рычагов передается на указательную стрелку.

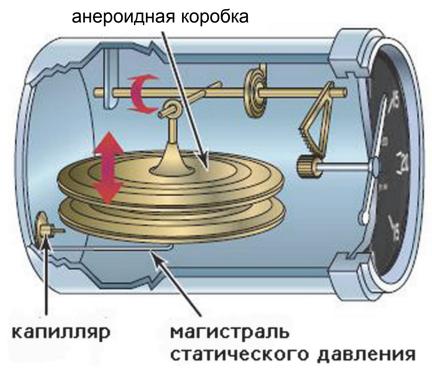


Рис. 2.23. Конструкция вариометра с манометрической коробкой

При достаточно резких изменениях высоты воздух из-за своей инерционности не сразу оказывает воздействие на чувствительные элементы традиционного вариометра, поэтому в показаниях вертикальной скорости в начальный момент маневра возможно запаздывание. При выходе самолета в горизонтальный полет атмосферное давление внутри манометрической коробки и в корпусе прибора уравновешивается через 2...3 с. Это запаздывание в показаниях вариометра также необходимо учитывать при пользовании прибором в полете.

Для исключения запаздывания в безинерционных или «мгновенных» вариометрах ILVSI (Inertia Lead VSI) имеется специальный ускоритель (акселератор). Техническое исполнение его достаточно простое. Подпружиненный поршень имеет относительно большую массу и при подъёме или снижении аппарата он практически мгновенно опускается или поднимается (рис. 2.24).

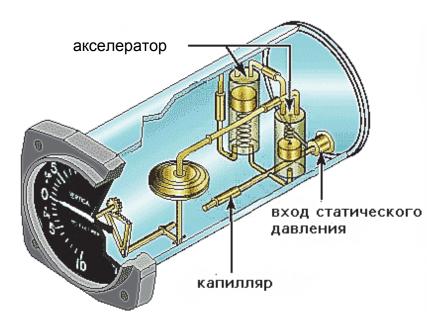


Рис. 2.24. Конструкция «мгновенного» вариометра ILVSI

Второй используемый в авиации быстродействующий вариометр — флажковый, или лепестковый (рис. 2.25). Он больше применяется для планеров. Чувствительным элементом здесь служит так называемый «флажок». На него поочередно может давить поток воздуха, поступающий от канала статического давления ПВД в компенсирующую емкость при снижении, либо вытекающий из компенсирующей емкости при подъеме.

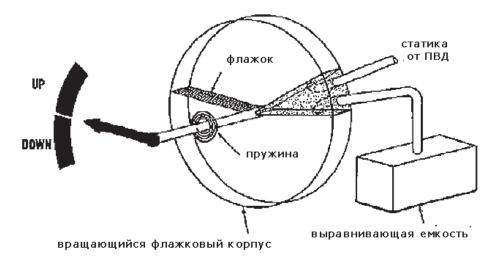


Рис. 2.25. Схема флажкового вариометра

Еще один пример планерного вариометра (рис. 2.26). Он работает по принципу расходомера (измерителя потока). В нашем случае поток — это воздух. Чем поток сильнее, тем шарик (ползунок), в нем расположенный, поднимается выше, и наоборот. Красный шарик движется при спуске, зеленый — на подъёме.

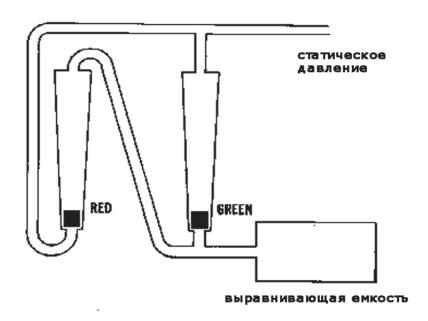
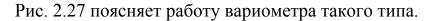


Рис. 2.26. Вариометр с подвижными шариками (Pellets)



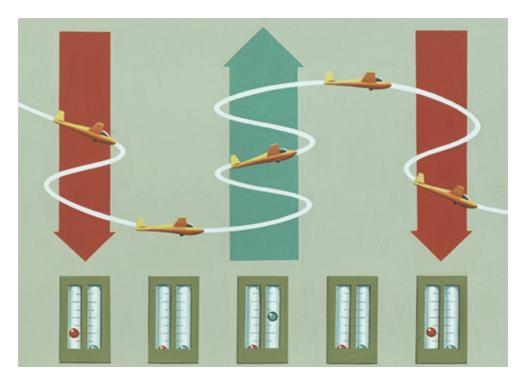


Рис. 2.27. Работа вариометра с индикаторными шариками

На ЛА вариометр используется для контроля высоты, в частности, при осуществлении горизонтальных маневров. Для примера можно привести распространенный в военной авиации прибор ДА-200. Это не просто вариометр, а комбинированный прибор, совмещающий в себе ряд функций (рис. 2.28). Он включает в себя собственно вариометр (вертикальные скорости до 200 м/с), а также указатель угла поворота (до 45⁰) — это важно знать при выполнении горизонтального разворота, и указатель скольжения. Белая стрелка на иллюстрации — это как раз указатель вертикальной скорости (рис. 2.29).

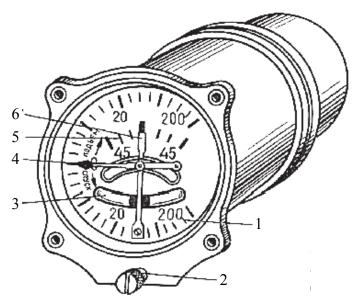


Рис. 2.28. Передняя панель прибора ДА-200: 1 — шкала вариометра; 2 — юстировочный винт; 3 — указатель скольжения;4 — стрелка вариометра; 5 — шкала указателя поворота; 6 — стрелка указателя поворота

В конструкции электронного вариометра чувствительными элементами являются два маленьких (размером с булавочную головку) терморезистора, расположенные близко друг к другу (рис. 2.30). Они меняют свое сопротивление в зависимости от нагрева. Нагрев их осуществляется небольшим током порядка 15 мА до температуры порядка 100 °С. При спуске поток воздуха поступает в компенсирующую камеру, охлаждая при этом первый термистор. Второй датчик остается в аэродинамической тени и поэтому охлаждается меньше. Получаем разность температур двух термисторов, а значит и разность их сопротивлений. Остается только преобразовать эту разность в движение стрелки указателя. При подъеме воздух движется уже из компенсирующей камеры и происходят аналогичные процессы, только меняется последовательность обдува термисторов.



Рис. 2.29. Общий вид прибора ДА-200К

Этот вариометр обладает высоким быстродействием и имеет ещё одно преимущество — возможность легко преобразовывать электрический сигнал в звуковой. Пилот может слышать звук, меняющий громкость и тональность в соответствии с интенсивностью и направлением вертикальных маневров. Электронный вариометр — это комплексный прибор, измеряющий и вычисляющий сразу несколько параметров: высоту, вертикальную скорость, среднюю вертикальную скорость (Average vario) за какойлибо временной интервал (рис. 2.31).

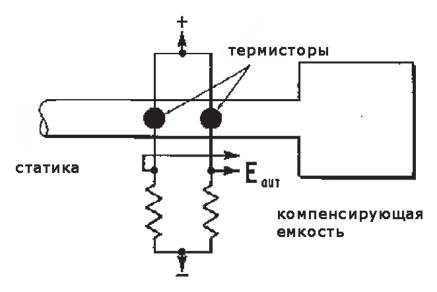


Рис. 2.30. Схема вариометра на термисторах



Рис. 2.31. Лицевая панель электронного звукового вариометра V3

Существует еще такой вид вариометра, как нетто-вариометр. Он фиксирует не вертикальную скорость перемещения планера, а скорость вертикального перемещения воздушных масс при установившемся движении планера (то есть при снижении или подъёме с постоянной скоростью), что важно знать пилоту планера, особенно для обнаружения и использования восходящих потоков (термиков).

2.4. Измерение скорости и числа М полёта

Указатель скорости предназначен для измерения и указания пилоту приборной воздушной скорости летательного аппарата. Следует различать скорости истинную, приборную и путевую. Истинной скоростью (True Air Speed или TAS) называется скорость полета относительно воздушной среды. Приборной (индикаторной) скоростью (Indicated Air Speed или IAS) называется скорость, которую указывает прибор. Это скорость, приведенная к стандартной плотности воздуха на высоте H = 0 ($\rho_0 = 1,225$ кг/м³). Путевой скоростью называется скорость полета относительно земной поверхности. Путевая скорость равна геометрической сумме горизонтальных составляющих истинной воздушной скорости полета и скорости ветра.

Информация о величине приборной воздушной скорости необходима летчику для пилотирования летательного аппарата, а знание истинной и путевой скоростей – для решения навигационных задач.

Существует несколько способов измерения скорости полета. Рассмотрим аэрометрические измерители скорости полета, как наиболее распространенные в современной авиации.

Например, указатель скорости УС-250 (рис. 2.32) предназначен для измерения приборной (индикаторной) воздушной скорости летательного аппарата до 250 км/ч. В основном УС-250 применяется в качестве пилотажного прибора. Также он может быть использован и как навигационный прибор, если в его показания ввести ряд поправок.



Рис. 2.32. Лицевая сторона указателя скорости УС-250

Диапазон шкалы прибора от 10 до 250 км/ч, цена деления шкалы в диапазоне от 10 до 100 км/ч – 5 км/ч, от 100 до 250 км/ч – 10 км/ч.

Принцип действия прибора основан на измерении скоростного напора воздуха как разности между полным и статическим давлением воздуха согласно уравнения Бернулли для несжимаемой среды (2.3).

Чувствительным элементом УС-250 (рис. 2.33) является манометрическая коробка *6*, установленная в герметичном корпусе *5* прибора. К

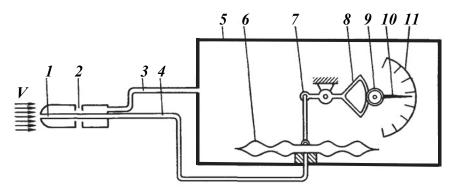


Рис. 2.33. Принципиальная схема указателя скорости УС-250

внутренней полости коробки давление воздуха подводится из камеры полного давления 1 приемника воздушного давления типа ПВД-6М с помощью трубопровода 4 (штуцер \mathcal{I} на корпусе прибора). В корпус 5 подводится статическое давление воздуха из камеры статического давления 2 ПВД-6М (штуцер C на корпусе прибора) с помощью трубопровода 3.

Под действием перепада давлений манометрическая коробка 6 деформируется. Перемещение центра манометрической коробки через передаточный механизм 7, 8 и 9 отклоняет стрелку 10, указывающую на шкале 11 приборную воздушную скорость IAS.

Комбинированный указатель скорости КУС 730/1100 (рис. 2.34) предназначен для измерения приборной скорости от 50 до 730 км/ч и истинной воздушной скорости от 400 до 1100 км/ч.



Рис. 2.34. Лицевая панель указателя КУС 730/1100

Прибор имеет две стрелки, одна из которых, широкая, показывает приборную скорость по внешней круговой шкале, а вторая, узкая, показывает истинную воздушную скорость по внутренней круговой шкале.

Принцип действия КУС 730/1100 основан на измерении скоростного напора встречного потока воздуха с автоматическим введением поправки на плотность и сжимаемость воздуха с поднятием на высоту.

Основные технические характеристики:

- прибор работает при температуре от +50 до -60 0 C;
- прибор работает при вибрации с частотой от 20 до 30 Γ ц и при перегрузке до 1,1·g;
 - погрешность измерения в нормальных условиях не должна превышать:

- а) приборной скорости ± 5 км/ч на отметках шкалы 100, 200, 300 км/ч и 10 км/ч на отметках шкалы 400, 500, 600, 700 км/ч;
- б) истинной воздушной скорости ± 25 км/ч на высоте 4000 м при приборной скорости более 400 км/ч и ± 30 км/ч на высоте 10 000 м при приборной скорости более 300 км/ч.

КУС 730/1100 состоит из герметичного корпуса, который с тыльной стороны имеет два штуцера — C и \mathcal{I} (рис. 2.35). Штуцер C соединен со статической камерой, а штуцер \mathcal{I} — с камерой полного давления ПВ \mathcal{I} .

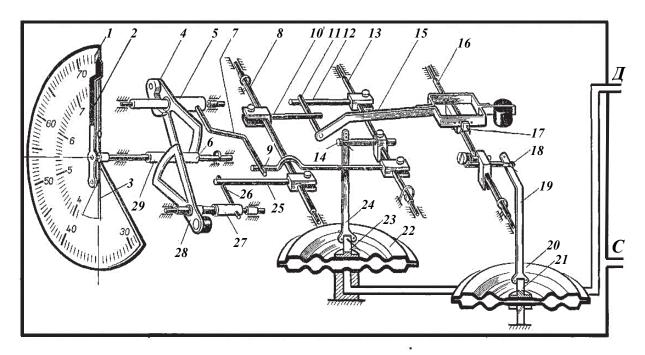


Рис. 2.35. Кинематическая схема КУС-730/1100

Внутри корпуса прибора смонтированы механизмы истинной и приборной скоростей, которые работают от одного чувствительного элемента – манометрической коробки 22.

Механизм приборной скорости состоит из манометрической коробки 22, к нижнему центру которой по трубопроводу поступает полное давление. Деформация коробки 22 вызывает перемещение ее верхнего центра 23, которое через механизм, состоящий из тяги 24, кривошипа 14, оси 13, поводков 9 и 7, оси 5 поворачивает сектор 4, который вращает трибку 6 с широкой стрелкой 2. Одновременно перемещение центра коробки 23 передается на механизм истинной воздушной скорости.

Механизм истинной воздушной скорости служит для введения поправки на изменение плотности воздуха и на его сжимаемость. Он состоит из анероидной коробки 20, перемещение верхнего подвижного центра 21 которой через тягу 19, вилку 18, ось 16, тягу 15, поводки 10 и 11, ось 8, поводки 25 и 26, ось 27 поворачивает сектор 28, который дополнительно доворачивает узкую стрелку 3.

При полете у земли со скоростями до 400 км/ч показания узкой и широкой стрелок будут одинаковыми, поэтому узкая стрелка не работает и закрыта черной шторкой.

Указатель числа M с электрической сигнализацией MC-1 (рис. 2.36) предназначен для измерения числа M в пределах от 0,5 до 1 по визуальному отсчету и выдачи электрического сигнала при достижении заданного (критического) значения числа Маха $M_{\rm kp}$.

Измерители числа M полета строятся по тем же кинематическим и электрическим схемам, что и измерители истинной воздушной скорости, но без учета температуры T. Для создания датчика числа M по схеме, приведенной на рис. 2.35,



Рис. 2.36. Указатель числа Маха МС-1

необходимо лишь изменить характеристику жесткости анероидной коробки, добившись её пропорциональности величине $p^{0,5}$, а не величине $p^{0,4}$, как у комбинированного указателя скорости.

На рис. 2.37 приведена кинематическая схема указателя числа Маха MC-1 с визуальным отсчетом и выдачей электрического сигнала при достижении заданного числа M на высотах от 0 до 18 км.

Под действием давления мембраны манометрической коробки 20 прогибаются, перемещая подвижный центр 21, тягу 22, кривошип 8, и поворачивают переходную ось 4. На переходной оси 4 закреплён поводок 7, который через поводок 23 поворачивает поводок 24, закреплённый на компенсированной оси 2. На этой же оси закреплен поводок 25, который через поводок 26 поворачивает ось сектора 27. На оси 27 напрессован сектор 1, находящийся в зацеплении с трибкой 28, на конусный конец которой насажена стрелка 31. На трибке 28 смонтирован волосок 29, предназначенный для устранения люфтов.

С изменением высоты полёта статическое давление изменяется, мембраны анероидной коробки 19 прогибаются и, перемещая подвижный центр 18, тягу 15 и кривошип 13, поворачивают ось высотной компенсации 10. Ось 10 поворачивает тягу 11 и поводок 23, изменяя длину поводков 7 и 24 (изменяется передаточное число механизма). Для предотвращения перекосов тяга 11 крепится к двойной вилке, которая винтом фиксируется на оси высотной компенсации 10. На тяге 11 крепится противовес 12 для балансировки тяги.

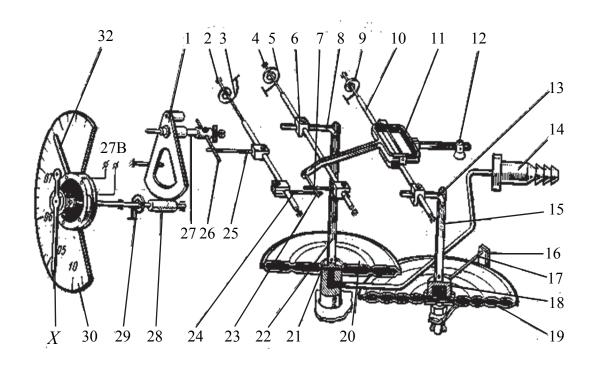


Рис. 2.37. Кинематическая схема указателя МС-1:
1 - сектор; 2 - компенсированная ось; 3, 5, 9, 29 - волоски; 4 - переходная ось; 6 - зажим; 7, 23, 24, 25, 26 - поводки; 8, 13 - кривошипы; 10 - ось высотной компенсации; 11, 15, 22 - тяги; 12 - противовес; 14 - штуцер; 16 - биметаллическая скоба; 17 - игла; 18, 21 - подвижные центры; 19 - анероидная коробка; 20 - манометрическая коробка; 27 - ось сектора; 28 - трибка; 30 - циферблат; 31 - стрелка; 32 - сигнальная стрелка

На оси 10 смонтирован волосок 9 для устранения люфтов в шарнирных соединениях узла высотной компенсации. Для устранения люфтов в механизме на компенсированной оси 2 и переходной оси 4 смонтированы волоски 3 и 5.

Температурная компенсация осуществляется биметаллической скобой 16, укрепленной на неподвижном центре анероидной коробки 19 двумя гайками. Нажим биметаллической скобы на подвижный центр 18 анероидной коробки 19 передаётся двумя иглами 17.

Сигнальное устройство замыкает или размыкает электрическую цепь, когда число M в полёте достигает величины, указанной на циферблате 30 сигнальной стрелкой 32 красного цвета.

2.5. Измерение времени в полёте

Измерение времени в полете очень важно. Весь полет ЛА от взлёта до посадки выполняется в расчетное время. Авиационные часы АЧС-1М (рис. 2.38) предназначены для определения времени суток, времени полета и для замера коротких временных интервалов, которые необходимы при выполнении навигационных и прочих задач.



Рис. 2.38. Авиационные часы АЧС-1М

Они состоят из трех отдельных механизмов: механизма обычных часов для отсчета суточного текущего времени в часах и минутах; механизма для определения времени пребывания летательного аппарата в пути в часах и минутах; механизма секундомера для замера и отсчета коротких промежутков времени (не более 30 мин) в минутах и секундах. Механизм обычных суточных часов работает непрерывно, а механизмы времени полета и механизм секундомера могут включаться и выключаться, т.е. работать как порознь, так и одновременно.

На лицевой части часов находятся три шкалы. По внешней шкале *1* обычных суточных часов перемещаются три стрелки: часовая, минутная и секундная. По верхней шкале *2* «Время полета» перемещаются две стрелки: часовая и минутная, а по нижней шкале (показание секундомера) – минутная стрелка *4*. В районе верхней шкалы расположено квадратное

белое сигнальное отверстие 3, в котором может появляться серый бленкер, закрывая отверстие наполовину или полностью.

Для управления механизмами в нижней части корпуса часов слева и справа имеются две головки. Заводят часы вращением левой (красной) головки 6 против хода часовой стрелки. Обратного вращения заводная головка не имеет. Полный завод пружины обеспечивает работу механизма в течение 3 суток. Для обеспечения большей точности хода часы лучше заводить один раз в 2 суток. При этом точность хода в течение суток будет не более 20 с.

Для приведения в действие механизма времени полета необходимо нажать на левую головку, при этом сигнальное отверстии закроется серым бленкером, а стрелки верхней шкалы начнут двигаться. При втором нажатии на эту головку механизм времени полета выключается, серый бленкер наполовину закроет сигнальное отверстие, а стрелки на шкале «Время полета» покажут путевое время. При третьем нажатии на левую головку стрелки верхней шкалы возвращаются в начальное положение (на число 12), а серый бленкер полностью уходит из сигнального отверстия. Механизм времени полета пилот включает на старте при страгивании летательного аппарата с места, а выключает сразу после завершения посадки.

Секундомер управляется правой головкой 5. При первом нажатии на нее механизм секундомера включается, при этом начнут перемещаться: по внешней шкале — секундная стрелка, а по шкале секундомера — минутная стрелка. При повторном нажатии на правую головку механизм секундомера и обе стрелки останавливаются. При нажатии на правую головку в третий раз обе стрелки возвращаются в исходное положение.

Для установки точного времени необходимо остановить часы, повернув правую головку по ходу часовой стрелки. Затем вытянуть левую головку на себя до упора, и, вращая ее против хода часовой стрелки, перевести стрелки внешней шкалы на текущее время. Затем нажать на левую головку и установить ее в исходное положение. Для пуска часов необходимо правую головку повернуть против хода часовой стрелки.

Часы снабжены электрообогревателем с терморегулятором. При температуре ниже $+10~^{0}$ С следует включить обогреватель и прогреть часы в течение 5...7 мин. Терморегулятор служит для отключения электрообогревателя при температуре окружающей среды выше $+25~^{0}$ С. Электрообогреватель питается постоянным током напряжением 27 В. Для подключения электрообогревателя к сети на тыльной стороне АЧС-1М имеются две клеммы.

2.6. Измерение перегрузок

Акселерометр предназначен для определения нормальных перегрузок, действующих перпендикулярно плоскости хорд крыла. Его действие основано на измерении сил инерции с помощью уравновешенного маятника.

В механическом акселерометре АМ-10 уравновешенный маятник состоит из двух грузов и двух противодействующих пружин (рис. 2.39). Грузы через рычаги жёстко связаны с валиками, которые несут на себе жёстко связанные с ними кривошипы, секторы и сектор трибки 5. Сектор 12 находится в постоянном зацеплении с сектором 10 валика 9, и их поворот происходит одновременно и на один и тот же угол. Поворот валика передаётся через сектор 5 трибке и стрелке 1. Рабочие концы пружин связаны с помощью наконечников с кривошипами, а другие их концы через наконечники свободно перемещаются по удлинителям.

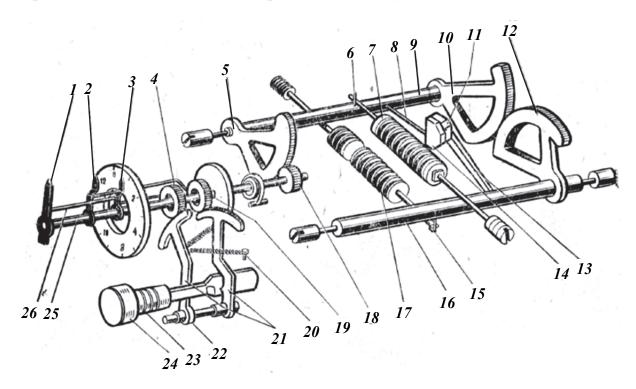


Рис. 2.39. Механизм акселерометра АМ-10:

1 – указывающая стрелка; 2, 3 – фиксирующие стрелки; 4, 18, 19 – шестерни; 5, 10, 12 – секторы; 6, 15 – кривошипы; 7, 17, 20, 23 – пружины; 8, 13 – рычаги; 9, 16 – валики; 11, 14 – грузы; 21 – секторы сброса; 22 – кулачки; 24 – кнопка; 25, 26 – поводки

Для фиксации экстремальных перегрузок прибор имеет две стрелки: стрелка *3* указывает максимальное ускорение, стрелка *2* – минимальное ускорение. Стрелки удерживаются посредством трения, создаваемого

пружинной шайбой. Перемещает эти стрелки указывающая стрелка 1 посредством поводка 25. Возврат стрелок 2 и 3 в начальное положение производится нажатием кнопки 24.

В криволинейном полёте грузы 11 и 14 под действием сил инерции отклоняются, вызывая поворот стрелки 1 и показывая величину перегрузки по шкале прибора (рис. 2.40). Деления шкалы от 0 до 10g (положительная перегрузка) и от 0 до -5g (отрицательная перегрузка). Цена деления — 0,5g.



Рис. 2.40. Лицевая сторона акселерометра АМ-10

Основной недостаток такого акселерометра заключается в том, что он показывает перегрузку в районе кабины, где установлен прибор. Поскольку кабина находится на значительном расстоянии от центра масс самолёта, то в криволинейном полёте при вращении аппарата вокруг центра масс на грузики прибора будет действовать не только линейная составляющая перегрузки, но так же и её вращательная составляющая. Для исключения влияния вращения самолёта на работу датчика перегрузок его необходимо устанавливать в центре масс аппарата отдельно от указателя перегрузки.

На рис. 2.41 показан типовой потенциометрический датчик перегрузок МП-95.

Устройство этого датчика приведено на рис. 2.42. Инерционным элементом датчика является ось I с закреплённым на ней потенциометром 2 и демпфирующим поршнем 3. Среднее положение оси I обеспечивается двумя пружинами 4. Ось вместе с потенциометром и поршнем перемещается в корпусе 5 по двум направляющим 6. Каждая направляющая состоит из обоймы, трёх пружинных подпятников, расположенных под углом 120^0 друг к другу, и трёх кронштейнов с шарикоподшипниками. Кронштейны имеют керны, опирающиеся на подпятники в обойме. Потенциометр 2 имеет подвижный регулируемый контакт 7. По потенциометру скользит токосъёмный контакт 8, закреплённый в кронштейне 9, жёстко связанном с корпусом датчика.

В полость датчика залита демпфирующая жидкость. Демпфирование колебаний осуществляется за счёт перетекания жидкости в зазоре между неподвижным стаканом 10 и поршнем 3. Для сохранения постоянства коэффициента демпфирования при изменении вязкости жидкости, вызванное изменением темрературы окружающей среды, в поршень вставлено биметаллическое кольцо 11, изменяющее зазор для протекания жидкости в зависимости от температуры. Корпус датчика вместе с чувствительным элементом вставлен в кожух 12, к которому гайками крепится букса 13 и крышка 14 с сильфоном 15. Сильфон служит для компенсации изменения объёма жидкости при изменении температуры.



Рис. 2.41. Потенциометрический датчик перегрузок МП-95

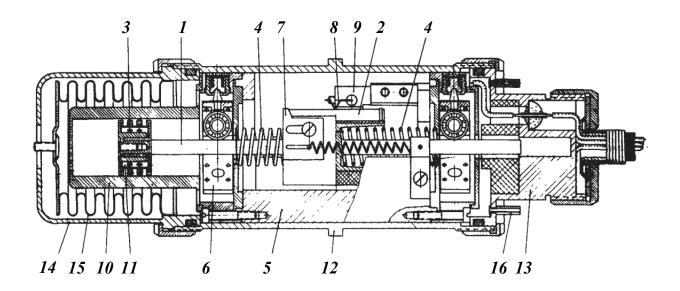


Рис. 2.42. Конструкция датчика МП-95:

1 – ось; 2 – потенциометр; 3 – поршень; 4 – пружина; 5 – корпус; 6 – направляющая; 7 – контакт подвижный; 8 – контакт токосъёмный; 9 – кронштейн; 10 – стакан; 11 – кольцо биметаллическое; 12 – кожух; 13 – букса; 14 – крышка; 15 – сильфон; 16 – трубка

Датчик загерметизирован с помощью резиновых колец, а места соединения гаек с кожухом залиты эпоксидной смолой. На буксе имеются две трубки 16 для заливки демпфирующей жидкости. Подвод питания к датчику и съём выходного сигнала осуществляется по проводам. Для крепления датчика во фланце кожуха выполнены четыре отверстия.

Датчики перегрузок устанавливаются на общем кронштейне в центре масс самолёта строго по направлениям осей связанной системы координат (рис. 2.43).

Комбинированный указатель угла атаки α и нормальной перегрузки n_y установлен в кабине самолёта (рис. 2.44). Обычно это указатель часового типа, разделённый вертикалью на два сектора по 180° . Информация для индикации на левом секторе поступает от флюгерного датчика угла атаки (см. рис. 2.14), а для индикации на правом секторе – от датчика нормальных перегрузок (см. поз. 3 на рис. 2.43).

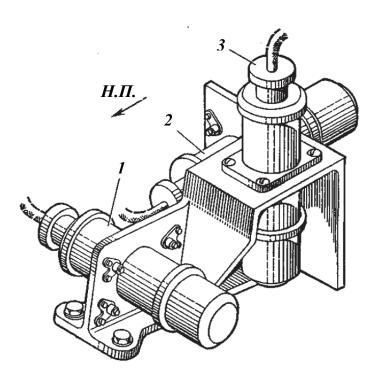


Рис. 2.43. Установка датчиков МП-95 в центре масс самолёта: 1- датчик боковых перегрузок; 2- датчик продольных перегрузок; 3- датчик нормальных перегрузок



Рис. 2.44. Комбинированный указатель угла атаки и перегрузки

2.7. Определение курса

Курсом самолета называется угол в горизонтальной плоскости, заключенный между направлением, принятым за начало отсчета, и продольной осью самолета. В зависимости от меридиана, относительно которого ведут отсчет, различают истинный, магнитный, компасный и условный курсы (рис. 2.45).

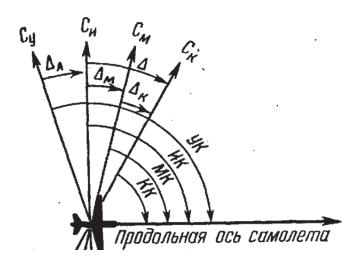


Рис. 2.45. Курсы самолёта

Истинный курс ИК — это угол, заключенный между северным направлением истинного меридиана и продольной осью самолета; отсчитывается по часовой стрелке от 0 до 360° . Магнитный курс МК — это угол, заключенный между северным направлением магнитного меридиана и продольной осью самолета; отсчитывается по часовой стрелке от 0 до 360° . Компасный курс КК — это угол, заключенный между северным направлением компасного меридиана и продольной осью самолета; отсчитывается по часовой стрелке от 0 до 360° . Условный курс УК — это угол, заключенный между условным направлением (меридианом) и продольной осью самолета.

В 1600 г. английский физик и врач Уильям Гильберт (William Gilbert), обобщив все сведения о земном магнетизме, пришел к выводу, что земной шар представляет собой естественный магнит огромных размеров, имеющий два полюса: северный магнитный полюс и южный магнитный полюс. Положение магнитных и географических полюсов не совпадает, причем магнитные полюсы дрейфуют по поверхности Земли. Скорость движения Северного магнитного полюса непостоянна. В начале XX в. она равнялась всего нескольким километрам в год, в 70-е гг. ускорилась до 10 км/год, а сейчас составляет порядка 40 км/год. В первом приближении

можно считать Землю однородно намагниченным шаром, магнитная ось которого составляет угол $\approx 11,5^{0}$ с осью вращения Земли (рис. 2.46).

Состояние магнитного поля Земли характеризуется тремя основными параметрами: напряженностью, склонением и наклонением.

Напряженность магнитного поля Земли в каждой точке земной поверхности различна. На магнитном экваторе она наименьшая, а на магнитных полюсах — наибольшая. Полная сила земного магнетизма T направлена не по горизонту, а под некоторым углом к нему и имеет две составляющие: горизонтальную силу H и вертикальную силу Z (рис. 2.47).

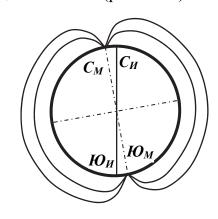


Рис. 2.46. Магнитное поле Земли

С увеличением широты места величина горизонтальной составляющей H изменяется от максимального значения на экваторе до нуля на полюсах и является той силой, которая устанавливает магнитную стрелку в направлении магнитных силовых линий, т.е. по направлению север—юг. В связи с тем, что в полярных районах горизонтальная составляющая H уменьшается, её воздействие на магнитную стрелку ослабевает. Поэтому магнитные компасы в полярных районах работают неустойчиво и выдают неточные показания, что ограничивает, а порой и исключает возможность их применения. Для определения напряженностей существуют карты напряженностей магнитного поля Земли.

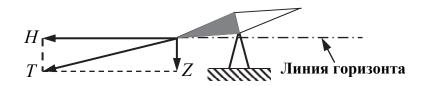


Рис. 2.47. Разложение силы земного магнетизма

Если перемещаться с магнитной стрелкой от экватора к северному полюсу, то магнитная стрелка не будет оставаться горизонтальной: её северный конец будет наклоняться вниз, а южный — подниматься вверх. Угол, который образует магнитная стрелка с горизонтальной плоскостью, называется углом магнитного наклонения (см. рис. 2.47). Величина магнитного наклонения зависит от широты места: на магнитных полюсах оно равно 90° , на магнитном экваторе — 0° . В средних широтах угол магнитного наклонения составляет 70° . Для компенсации этого наклона южный конец стрелки в компасах делают более тяжелым (в южном полушарии утяжеля-

ют северный конец стрелки компаса). Кроме того, определение углов наклонения для данной точки Земли осуществляется по карте магнитных наклонений.

Из-за того, что магнитная стрелка устанавливается вдоль магнитного, а не географического меридиана, всегда имеет место угол между этими меридианами, называемый магнитным склонением $\Delta_{\rm M}$ (рис. 2.48). Магнитное склонение в каждой точке земной поверхности меняется со временем по величине и направлению. Определяют магнитное склонение с помощью специальных карт магнитных склонений.

Магнитный компас КИ-13 (рис. 2.49) предназначен для определения и выдерживания магнитного курса самолета. Принцип действия компаса основан на использовании свойства свободно подвешенного магнита, имеющего форму стержня, ориентироваться в плоскости магнитного меридиана Земли.

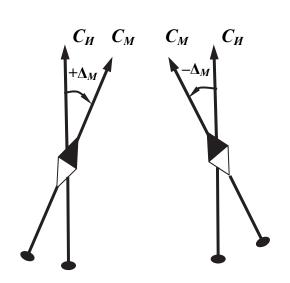


Рис. 2.48. Определение магнитного склонения



Рис. 2.49. Магнитный компас КИ-13

Магнитный компас КИ-13 (рис. 2.50) состоит из герметичного корпуса 4, закрытого стеклом с лицевой стороны. Под стеклом вертикально помещена курсовая нить 8, по которой отсчитывается компасный курс следования летательного аппарата. В нижней части корпуса смонтирован девиационный прибор 10. Внутренняя часть корпуса называется котелком. Котелок заполняется жидкостью — лигроином марки Лв-2. Лигроин служит для демпфирования колебаний картушки 5 и создания гидростатической выталкивающей силы, уменьшающей силу трения шпильки о подпятник 6. В верхней части котелка находится компенсационная камера 3, служащая для компенсации изменения объема жидкости при изменении температуры. Она представляет собой мембранную коробку, которая, прогибаясь,

приводит объём котелка в соответствии с объёмом жидкости. Котелки с таким компенсационным устройством заполняются лигроином полностью и не допускают появления пузырька воздуха.

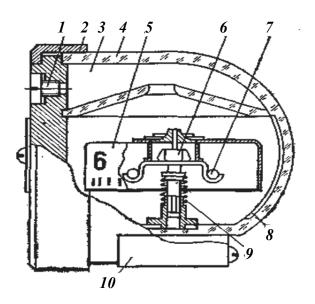


Рис. 2.50. Устройство компаса КИ-13

Чувствительной частью компаса является магнитная система, состоящая из картушки 5, поплавка и двух магнитных стержней 7. На картушке нанесена шкала от 0 до 360° с оцифровкой через 30° и ценой деления 5° . Картушка опирается на поплавок, к которому крепятся два магнитных стержня и шпилька. Для удержания картушки в горизонтальном положении (компенсации магнитного наклонения) её южная часть делается тяжелее, чем северная. Картушка 5 через шпильку опирается на подпятник 6, где расположен корундовый камень. Такая конструкция обеспечивает нормальную работу картушки при кренах летательного аппарата до 17° .

Работает магнитный компас следующим образом. В прямолинейном горизонтальном полете картушка со шкалой устанавливается в плоскости магнитного меридиана Земли и сохраняет относительно Земли неизменное направление. При повороте ЛА относительно плоскости магнитного меридиана картушка со шкалой останется в том же положении, в то время как курсовая черта, связанная с корпусом прибора, повернется на тот же угол, что и ЛА, показывая по шкале новый компасный угол.

Магнитный компас имеет ряд ошибок, которые снижают точность отсчета курса и выдерживания заданного направления полета. Среди них наибольшее значение имеют следующие: северная поворотная и инструментальная ошибки, полукруговая и четвертная девиация, креновая девиация, инерционная и вибрационная ошибки.

Северная поворотная ошибка заключается в том, что в результате действия вертикальной составляющей силы земного магнетизма на магнитную систему компаса картушка при разворотах ЛА на северных и южных курсах отклоняется от плоскости магнитного меридиана. Учитывается эта ошибка следующим образом. При выводе ЛА из разворота на северных курсах нужно не доводить ЛА до намеченного курса вывода на величину угла крена разворота, а на южных курсах, наоборот, переводить ЛА за намеченный курс на ту же величину угла крена. На курсах 90° и 270° северная поворотная ошибка равна нулю.

Инструментальная ошибка возникает в процессе изготовления прибора, а также из-за его конструктивных особенностей. Сюда относят неточность градуировки шкалы, увлечение картушки жидкостью, застой картушки от трения в опоре, а также ошибку вследствие температурной деформации прибора. Максимально допустимая инструментальная ошибка не должна превышать половины цены деления компаса, т.е. $2,5^0$.

Девиация компаса — это угол между северными направлениями магнитного и компасного меридианов. Она отсчитывается от магнитного меридиана к компасному вправо (к востоку) со знаком «+» и влево (к западу) — со знаком «-» (рис. 2.51).

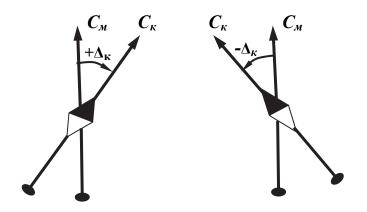


Рис. 2.51. Определение знака девиации компаса

Причиной возникновения девиации является действие магнитного поля ЛА на компас. Величина и знак девиации зависят от количества и расположения на ЛА стальных деталей, генерирующих магнитные поля.

Влияние постоянного магнитного поля вызывает *полукруговую девиацию*, которая при изменении курса ЛА от 0^0 до 360^0 дважды меняет свой знак и величину (рис. 2.52).

Полукруговая девиация устраняется на девиационном круге с помощью девиационного прибора (рис. 2.53) на четырех основных курсах: 0^0 , 90^0 , 180^0 и 270^0 .

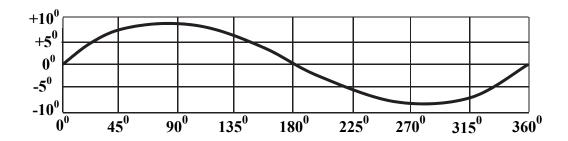


Рис. 2.52. График полукруговой девиации

В корпусе *I* расположены два поперечных *4* и четыре продольных *5* валика с шестеренками. В поперечных и в двух продольных валиках встроены магниты-компенсаторы *2*. Два крайних продольных валика *3* несколько удлинены. Их шлицы под диамагнитную отвертку выведены на лицевую часть прибора. Рядом со шлицами нанесены надписи «С-Ю» и «З-В» (см. рис. 2.49). Устранение полукруговой девиации осуществляется поворотом продольных валиков *3* с помощью диамагнитной отвертки.

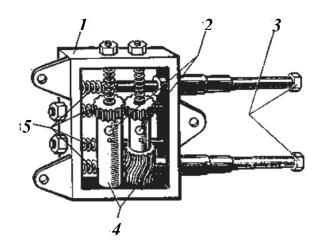


Рис. 2.53. Девиационный прибор компаса КИ-13

2.8. Измерение углов крена и тангажа

Углы крена и тангажа с целью выдачи информации для обеспечения стабилизации и управления по этим углам определяются на ЛА с помощью авиагоризонтов и гировертикалей.

Основным назначением этих приборов является создание на аппарате опорной системы координат, относительно которой можно измерить углы крена и тангажа. Получение такой системы координат возможно лишь в том случае, если одна из ее осей удерживается по вертикали места. Практически невозмущаемую искусственную вертикаль места получают с помощью гироскопических приборов.

Использовать данные приборы в каналах управления элеронами и рулем высоты ЛА можно в ручном и автоматическом режимах. В ручном режиме пилот получает визуальную информацию от авиагоризонта об углах крена и тангажа ЛА. Воздействуя на ручку, он перемещает элероны и руль высоты таким образом, чтобы обеспечить заданные значения углов крена и тангажа. В автоматическом режиме сигналы, пропорциональные требуемым значениям углов крена и тангажа, вводятся пилотом с пульта управления или автопилотом на суммирующие устройства сервоприводов, где сравниваются с сигналами, пропорциональными истинным углам крена и тангажа, снимаемым с авиагоризонта. Разности указанных сигналов поступают с суммирующих устройств на сервоприводы соответствующих каналов, которые обеспечивают перемещение через соответствующие гидроусилители элеронов и руля высоты до тех пор, пока истинные углы крена и тангажа не станут равны требуемым.

Принцип действия гироскопического авиагоризонта основан на использовании свойства трехстепенного гироскопа сохранять заданное направление кинетического момента неизменным в пространстве. Направление кинетического момента гироскопа совпадает с вертикалью места (осью OY), внешняя ось карданова подвеса совпадает с продольной осью ЛА OX, а внутренняя — направлена по боковой оси OZ, расположенной в горизонтальной плоскости (рис. 2.54). При появлении угла тангажа внешняя ось подвеса поворачивается вместе с ЛА, а гироузел не изменяет своего положения в пространстве. Вследствие этого угол поворота наружной рамы относительно внутренней оси карданова подвеса равен углу тангажа самолета. При накренении ЛА вместе с ЛА поворачивается основание, на котором закреплен гироскоп. Наружная рама в этом случае остается неподвижной. Угол поворота основания относительно наружной рамы равен углу крена ЛА.

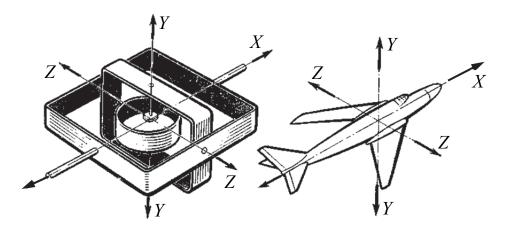


Рис. 2.54. Трехстепенной гироскоп

Особенностью трёхстепенного гироскопа является то, что направление его кинетического момента сохраняется неизменным в мировом пространстве, а не относительно Земли. Из-за вращения Земли и перемещения ЛА относительно Земли вертикаль места будет отклоняться от направления кинетического момента гироскопа. За час полета отклонениеможет составить несколько градусов. Кроме того, отклонение возникает из-за моментов трения в осях подвеса и моментов от дисбаланса. В связи с этим трёхстепенной гироскоп может быть использован как невозмущаемый указатель вертикали места лишь в течение нескольких минут. Для обеспечения более длительной работы трехстепенного гироскопа его необходимо снабдить корректирующим устройством.

Устройство, с помощью которого маятник действует на гироскоп, называется системой маятниковой коррекции. Гироскоп с такой коррекцией называется гировертикалью. Гировертикаль, визуально показывающая положение ЛА относительно земного горизонта, называется авиагоризонтом. В качестве чувствительных элементов корректирующих устройств в авиагоризонтах используют электролитический маятник (рис. 2.55), представляющий собой плоскую медную чашу I, заполненную токопроводящей жидкостью 2. Жидкости в чаше столько, что остается место для воздушного пузырька 3. Чаша закрыта крышкой из изоляционного материала, в которую вмонтированы четыре контакта 4, пятым контактом является сама чаша. Если маятник расположен горизонтально, то все четыре контакта равномерно перекрываются жидкостью, и электрическое сопротивление участков между ними и чашей одинаково.

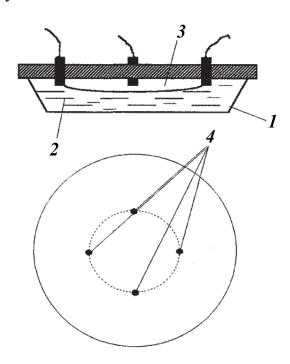


Рис. 2.55. Электролитический маятник

Если чаша наклонится, то пузырек воздуха оголит один из контактов 4, и тем самым изменит электрическое сопротивление участка, которое при малых углах (до 30^{0}) пропорционально углу наклона чаши.

Контакты маятника включаются в электрическую цепь так, как показано на рис. 2.56. При наклоне маятника сопротивление между контактами 0 и 1 будет больше, чем сопротивление между контактами 0 и 3. Тогда ток i_1 , который проходит по управляющей обмотке OY_1 , будет меньше тока i_2 обмотки OY_2 коррекционного двигателя. Обмотки намотаны встречно, поэтому разностный ток $\Delta i = i_1 - i_2$ создает магнитный поток, который, взаимодействуя с магнитным потоком обмотки возбуждения, вызывает вращающий момент. Ротор корректирующего двигателя закреплен на оси карданова подвеса, следовательно, к оси подвеса будет приложен корректирующий момент, вызывающий прецессию гироскопа. Она будет продолжаться до тех пор, пока существует момент на оси карданова подвеса, а момент действует, пока маятник не установится в горизонтальное положение, при котором $i_1 = i_2$.

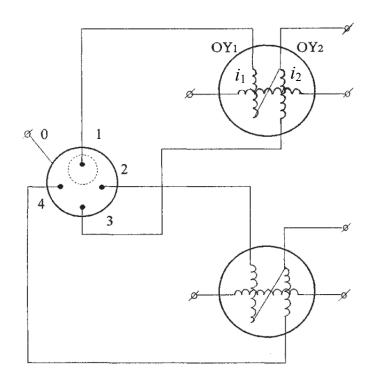


Рис. 2.56. Электрическая схема маятниковой коррекции

Связав маятник с внутренней рамой карданова подвеса и расположив по осям подвеса коррекционные двигатели, получаем гировертикаль с электромеханической маятниковой коррекцией (рис. 2.57).

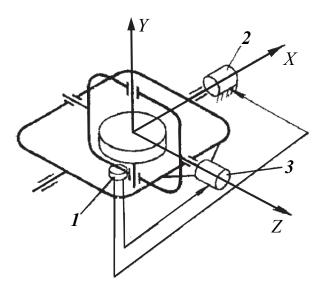


Рис. 2.57. Гировертикаль с маятниковой коррекцией

В случае прямолинейного равномерного движения электролитический маятник *I*, воздействуя на гироскоп через коррекционные двигатели *2* и *3*, все время будет приводить главную ось гироскопа к положению вертикали. При движении с ускорением механизм коррекции отключается, и гироскоп сохраняет свое прежнее положение в пространстве с точностью, определяемой его собственными ошибками.

Рассмотрим работу трёхстепенного гироскопа на примере авиагоризонта дистанционного АГД-1, который предназначен для определения положения ЛА в пространстве относительно плоскости истинного горизонта, т.е. для определения углов крена и тангажа при выполнении аппаратом любых эволюций, встречающихся в практике пилотирования.

АГД-1 (рис. 2.58) является комбинированным прибором, в комплект которого входят гиродатчик и указатель. Авиагоризонт работает вместе с выключателем коррекции ВК-53РШ.

Гиродатчик 458 МКС (на рис. 2.58 показан справа) представляет собой электрический гироскоп с тремя степенями свободы, у которого главная ось расположена вертикально. Для минимизации времени подготовки комплекта АГД-1 к работе в гиродатчике имеется электромеханический арретир (фиксатор), который при запуске прибора срабатывает автоматически и принудительно устанавливает главную ось гироскопа в вертикальное положение. После раскрутки гироскопа автоматически происходит его разарретирование.

Указатель (на рис. 2.58 показан слева) предназначен для отсчета углов крена и тангажа, замеряемых гиродатчиком. Указатель состоит из двух следящих систем, выполненных на сельсинах. Следящая система тангажа

обеспечивает вращение картушки со шкалой в пределах $\pm 90^{0}$, а следящая система крена вращает силуэт самолета на 360^{0} .

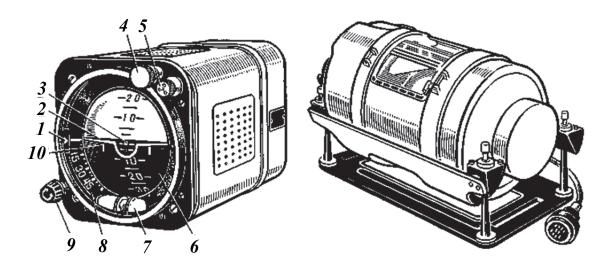


Рис. 2.58. Указатель и гиродатчик АГД-1

На лицевой стороне указателя расположены:

- указатель скольжения 7 для определения наличия и направления скольжения ЛА, а также для контроля правильности определения разворотов;
- рукоятка центровки шкалы тангажа 9, механизм центровки шкалы тангажа позволяет перемещать шкалу тангажа относительно центра силуэта самолета в пределах $\pm 12^0$;
- индекс центровки шкалы тангажа I, который механически связан с рукояткой центровки шкалы тангажа;
- шкала углов крена 8, отградуированная от 0 до 60^0 с оцифровкой через 15^0 и ценой деления 5^0 ;
- силуэт-самолетик 2, который по крену может поворачиваться на 360° , а по тангажу он неподвижен;
- подвижная шкала тангажа 6, отградуированная от 0 до $\pm 80^{0}$ с оцифровкой через 10^{0} и ценой деления 5^{0} .

Отсчет углов крена производится по шкале крена там, куда указывает конец консоли силуэта самолета, а угол тангажа определяется по шкале тангажа, куда указывает белая точка *3* силуэта самолета.

В верхней лицевой части прибора справа расположена кнопка арретира 4 с надписью «Арретировать только в горизонтальном полете». Если прибор после запуска нормально работает на земле и в воздухе, то пользоваться кнопкой 4 запрещается. Если в полете прибор дает по каким-либо причинам неправильные показания, то сначала необходимо вывести ЛА в прямолинейный горизонтальный установившийся полет (по дублирующим приборам), а затем нажать кнопку арретирования, после чего проследить за работой авиагоризонта.

Рядом с кнопкой арретира расположена сигнальная лампа 5, которая служит для сигнализации отсутствия питания и арретирования. При включении бортовых аккумуляторов или наземного источника постоянного тока лампа загорается, сигнализируя об отсутствии питания авиагоризонта от основной шины бортовой сети. При включении питания авиагоризонта лампа 5 через 15 с гаснет, если цикл арретирования — разарретированиягиродатчика прошел нормально. Если в полете по каким-либо причинам произойдет обрыв цепи питания постоянного тока или хотя бы одной из фаз цепи питания переменного тока, то лампа 5 загорается, сигнализируя о неисправности сети питания гироскопа.

Основные характеристики авиагоризонта АГД-1:

- питание гиродатчика и указателя осуществляется от преобразователя типа $\Pi A \Gamma$ -1 Φ переменным трехфазным током напряжением 36 B, частотой 400 Γ ц и от бортовой сети постоянным током напряжением 27 B;
- готовность к работе после включения питания при температуре от $+50~^{0}$ C до $-30~^{0}$ C составляет 1 мин, при температуре от $-30~^{0}$ C до $-60~^{0}$ C -1,5 мин;
- углы, в пределах которых авиагоризонт обеспечивает правильные показания по крену и тангажу -360^{0} , за исключением углов $85...95^{0}$ (отвесные пикирование и кабрирование);
- ошибка в показаниях угла крена после выполнения разворота на угол до 360^{0} в пределах $\pm 3^{0}$. Ошибка в показаниях углов крена и тангажа после выполнения любых фигур сложного пилотажа в пределах $\pm 5^{0}$;
 - рабочая высота полета до 25 км;
 - масса агрегатов: гиродатчика 7 кг, указателя 2,6 кг.

2.9. Приборы директорного пилотирования

Процесс пилотирования самолета и его стабилизации на заданной траектории по пилотажно-навигационным приборам и информационным указателям систем в условиях дефицита времени и загруженности представляет для пилота сложную задачу. Это объясняется тем, что ему приходится считывать информацию с большого количества приборов, осмысливать её, принимать решение, а затем воздействовать на органы управления.

Стремление сократить число устанавливаемых указателей и разгрузить пилота сведением необходимой информации к безопасному минимуму привело к созданию аппаратуры *директорного пилотирования*. Она собирает потребную информацию от датчиков, автоматически её обрабатывает, выполняет логические и вычислительные операции, а затем выдает командную информацию на обобщённые (интегральные) указатели. Такая система обеспечивает автоматизированный полет по заданной траектории, привод самолета в район аэродрома, построение предпосадочного маневра и заход на посадку по приборам.

Обычно лётчик в полёте пользуется показаниями двух директорных приборов: прибора командно-пилотажного (ПКП) и прибора навигационно-планового (ПНП). Рассмотрим их функционирование на примерах конкретных моделей.

Прибор командный пилотажный ПКП-77М (рис. 2.59) предназначен для индикации пространственного положения самолета относительно центра масс ЛА и заданной траектории полета в горизонтальной и вертикальной плоскостях, индикации команд, формируемых системой траекторного управления (СТУ), индикации высоты полета над местностью, индикации отклонения скорости ЛА от заданной скорости или от оптимального угла атаки, индикации угла скольжения и индикации исправности работы СТУ, датчиков авиагоризонта, радиовысотомера. Прибор ПКП-77М является дистанционным индикатором и требует установки на борту ЛА оборудования, являющегося источником соответствующей информации.

Прибор имеет единую индикацию «вид с самолета на землю». Крен индицируется вращением шкалы 6 и нанесенной на ней линией авиагоризонта в вертикальной плоскости относительно неподвижного символа самолета. При вращении линии авиагоризонта по часовой стрелке индицируется левый крен, против часовой стрелки — правый крен. На шкале крена 5 нанесены отметки в диапазоне углов от 0 до 30^0 через 5^0 , от 30^0 до 60^0 через 15^0 , далее отметки 90^0 и 180^0 .

Тангаж индицируется поступательным перемещением шкалы 6 вверх-вниз в вертикальной плоскости относительно неподвижного символа самолета 14. Шкала тангажа нанесена на ленте. Лента тангажа окрашена в два цвета: верхняя часть — голубая, нижняя часть — коричневая. Отсчет углов тангажа в пределах $\pm 90^{0}$ ведется относительно символа самолета. На шкале тангажа нанесены отметки, в диапазоне углов от 0 до 5^{0} через $2,5^{0}$, от 5^{0} до 10^{0} через 5^{0} , от 10^{0} до 30^{0} через 10^{0} , от 30^{0} до 90^{0} через 20^{0} . При перемещении шкалы тангажа вниз индицируется кабрирование самолета, вверх — пикирование.

В приборе применен единый, командный индекс 1, перемещающийся в центральной части прибора. Команда по крену индицируется вращением командного индекса, команда по тангажу — поступательным перемещением командного индекса вверх—вниз в плоскости, параллельной плоскости изображения авиагоризонта. Командный индекс выполнен в виде стрелки, которая при выполнении команды совмещается с символом самолета. В нерабочем режиме командный индекс уводится из поля зрения.

Диапазон индикации указателей: крена $\pm 180^{\circ}$; тангажа $\pm 90^{\circ}$; команды по боковому движению $\pm 15^{\circ}$; команды по продольному движению ± 10 мм; отклонения от курсовой зоны ± 18 мм; отклонения от глиссады ± 10 мм; отклонения от заданнойскорости ± 10 мм, отклонения от высоты 18 мм.

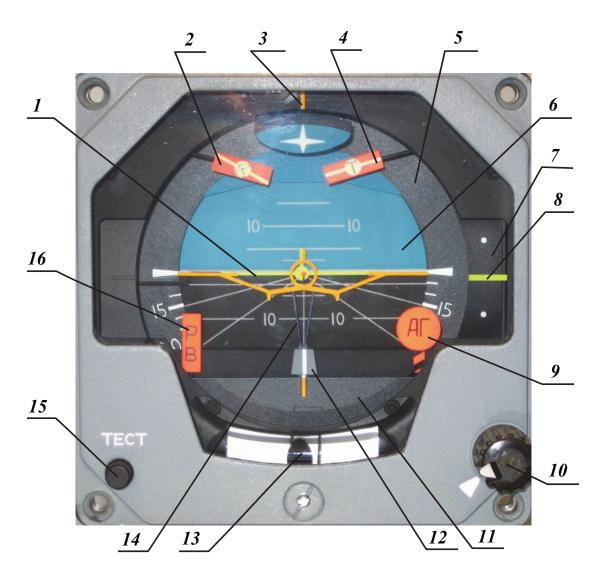


Рис. 2.59. Лицевая сторона прибора ПКП-77М:

1 – командный индекс по крену и тангажу; 2 - бленкер отказа канала команды по крену; 3 - индекс зенита; 4 - бленкер отказа канала команды по тангажу; 5 - шкала крена; 6 - шкала тангажа; 7 - шкала отклонения от глиссады; 8 - индекс отклонения от глиссады; 9 - бленкер отказа авиагоризонта; 10 - кремальера установки начального тангажа; 11 - шкала отклонения от курсовой зоны; 12 - совмещенный индекс малой высоты и отклонения от курсовой зоны; 13 - указатель скольжения; 14 - символ самолета; 15 - кнопка тест-контроля; 16 - бленкер отказа радиовысотомера

Токи, потребляемые прибором, не превышают: от источника постоянного тока с напряжением 27 В - 1,5 A; от источника переменного тока с напряжением 36 В частотой 400 Гц - 0,9 A в фазе A; 0,9 A в фазе B, 0,9 A в фазе C; от источника постоянного или переменного тока 5,5 В в цепи подсвета - 1 A.



Рис. 2.60. Лицевая сторона прибора ПНП-72-16:

1 — счётчик дальности до поворотного пункта маршрута; 2 — бленкер отказа датчика и указателя текущего курса; 3 — индекс текущего курса; 4 — счётчик заданного путевого угла; 5 — индекс заданного курса; 6 — вертикальная планка отклонения от равносигнальной зоны курсового маяка; 7 — бленкер отказа глиссадного радиоприёмника; 8 — шкала курсового угла радиостанции; 9 — кремальера заданного путевого угла; 10 — стрелка курсового угла радиостанции; 11 — шкала текущего курса; 12 — горизонтальная планка отклонения от равносигнальной зоны глиссадного радиомаяка; 13 — кремальера заданного курса; 14 — кнопка тест-контроля; 15 — бленкер отказа курсового радиоприёмника; 16 — стрелка заданного путевого угла

Масса прибора не более 3,5 кг. Диапазон рабочих температур окружающего воздуха $\pm 60~^{0}$ С. Относительная влажность окружающего воздуха до 95...98 % при температуре $\pm 40~^{0}$ С. Вибрационные нагрузки в диапазоне частот $\pm 10...80~^{\circ}$ С ускорением до 1,1g. Ударные нагрузки с ускорением до 4g при длительности ударного импульса $\pm 20...100~^{\circ}$ Мс.

Прибор навигационно-плановый ПНП-72-16 (рис. 2.60) позволяет получить информацию о положении самолёта относительно заданной траектории и параметрах движения самолёта в горизонтальной плоскости. Он показывает курсы самолёта, угол сноса, дальность до текущей точки маршрута, угловые отклонения от равносигнальных зон курсового и глиссадного радиомаяков. Кремальерами вводятся и индицируются значения заданного курса и заданного путевого угла. Кроме того, на приборе имеются бленкеры, сигнализирующие об отказах радиосредств посадки и курсовой системы. Масса прибора не более 3,6 кг. Габаритные размеры 120×120×225 мм. Напряжения питания: постоянным током: 27 В; переменным трёхфазным током частотой 400 Гц и напряжением 36 В; постоянным током для питания ламп подсвета 5,5 В.

2.10. Инерциальные навигационные системы

Из всех навигационных систем инерциальные навигационные системы (ИНС) являются единственными, которые наилучшим образом удовлетворяют целому комплексу таких важных требований, как универсальность, полная автономность, помехозащищенность и помехоустойчивость, а также скрытность работы. Вместе с тем уже при существующем уровне развития техники эти системы могут обеспечивать достаточную высокую точность навигации, которая ограничивается только точностью датчиков первичной информации и будет повышаться по мере их совершенствования.

ИНС служат для определения географических или условных координат положения ЛА на земной поверхности, путевой скорости в выбранной системе координат, курса ЛА, углов крена, тангажа и вертикального ускорения.

Определение координат ЛА с помощью ИНС производится двукратным интегрированием ускорений по осям выбранной системы координат.

Чувствительными элементами ИНС являются акселерометры и гироскопы. Они располагаются на общем основании, образуя гиростабилизированную платформу (ГСП), которая помещается в систему подвеса, обеспечивающую независимость гироплатформы от эволюций ЛА (рис. 2.61). На гироплатформе может быть расположено два или три акселерометра и два трехстепенных или три двухстепенных гироскопа. К гироскопам гироплатформы прикладываются корректирующие моменты, пропорциональные интегралам от ускорений, благодаря чему размещенные на ней акселерометры постоянно занимают горизонтальное положение.

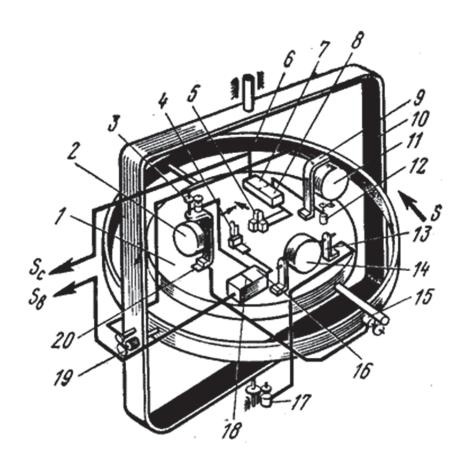


Рис. 2.61. Кинематическая схема ГСП ИНС:

1 - платформа; 2, 11, 14 - гироскопы; 3, 12 - коррекционные двигатели; 4, 5 - акселерометры; 6 - внутренняя рама карданова подвеса; 7, 18 - вторые интеграторы; 8, 16 - первые интеграторы; 9, 13, 20 - датчики сигналов системы разгрузки; 10 - внешняя рама карданова подвеса; 15, 17, 19 - двигатели разгрузки

Начальная настройка ИНС. Во время работы инерциальной системы платформа с расположенными на ней акселерометрами и гироскопами должна быть не только горизонтальной, но и занимать в азимуте вполне определенное положение. В то же время перед включением системы под ток гироплатформа может находиться в произвольном положении как в азимуте, так и в горизонте. С целью приведения гироплатформы в горизонтальное положение и в определенное положение в азимуте в ИНС предусмотрен режим начальной выставки или настройки. Начальная выставка происходит в два этапа: ускоренного выхода гироплатформы в горизонт и азимут; точного выхода гироплатформы в горизонт и азимут с одновременным запоминанием дрейфа гироплатформы по всем трем осям координат.

Рассмотрим работу ИНС применительно к навигации объекта, движущегося вблизи поверхности сферической Земли. Используем географическую систему координат $\xi\eta\zeta$ в качестве базовой (рис. 2.62). Ось ζ направлена по радиус-вектору r, соединяющему центр Земли с центром масс ЛА. Две другие оси лежат в плоскости местного горизонта. Ось η направлена по касательной к параллели на восток E, ось ξ — по касательной к местному меридиану на север $P_{\text{сев}}$. Координаты места положения объекта определяются длиной радиус-вектора r, широтой φ и долготой χ . Если пренебречь высотой, то r=R=const, где χ 0 радиус Земли. Пусть объект обладает путевой скоростью χ 1. Как известно, путевая скорость — это проекция земной скорости на горизонтальную плоскость. Тогда

$$V_N = V_n \cdot \cos \psi$$
; $V_E = V_n \cdot \sin \psi$; $\psi = arctg(V_E / V_N)$. (2.12)

Здесь V_N и V_E — северная и восточная составляющие путевой скорости объекта; ψ — истинный курс объекта.

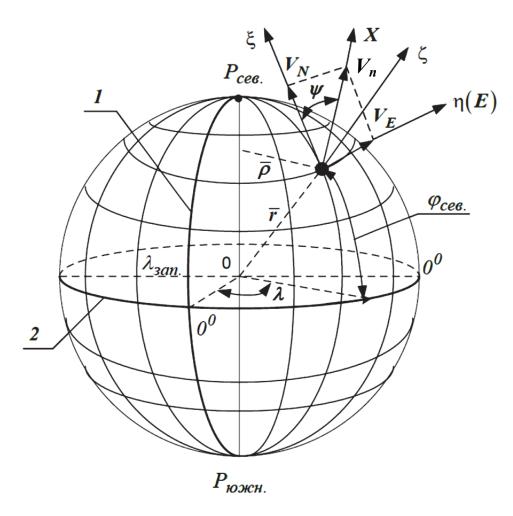


Рис. 2.62. Географическая система координат:

1 – нулевой меридиан; 2 – экватор; λ – долгота; ϕ – широта

На основании рис. 2.62 можно получить следующие соотношения:

$$\dot{\varphi} = V_n / R$$
; $\dot{\lambda} = V_E / \rho$; $\Longrightarrow V_n = \dot{\varphi} \cdot R$; $V_E = \dot{\lambda} \cdot \rho = \dot{\lambda} \cdot R \cdot \cos\varphi$, (2.13)

где $\rho = R \cdot \cos \varphi$ — радиус параллели.

Предположим, что с помощью ГСП на борту ЛА смоделирована географическая система координат так, что плоскость платформы совпадает с местной горизонтальной плоскостью. На этой плоскости установлены два однокомпонентных акселерометра. Измерительная ось одного из них ориентирована на север (северный акселерометр A_N), а измерительная ось другого — на восток (восточный акселерометр A_E). Тогда географические координаты места положения объекта ϕ и λ могут быть вычислены на основе соотношений (2.12) и (2.13).

Акселерометры A_N и A_E с периодом Δt измеряют соответственно северную $\frac{dV_N}{dt}$ и восточную $\frac{dV_E}{dt}$ составляющие ускорения объекта. После интегрирования на первых интеграторах северного и восточного каналов получают приращения проекций скоростей

$$\Delta V_N = \frac{dV_N}{dt} \Delta t$$
 и $\Delta V_E = \frac{dV_E}{dt} \Delta t$.

Если эти приращения просуммировать с начальными значениями проекций скорости V_{N0} и V_{E0} , то в итоге получим проекции скорости в северном и восточном направлениях

$$V_N = V_{N0} + \Delta V_N$$
; $V_E = V_{E0} + \Delta V_E$.

На основе сигналов V_N и V_E с помощью масштабирующих элементов $\frac{1}{R}$ и $\frac{1}{\rho}$ формируются сигналы $\dot{\phi}$ и $\dot{\lambda}$, которые затем поступают на входы вторых интеграторов: северного и восточного. На выходах этих интеграторов получают приращения географических координат объекта

$$\Delta \varphi = \dot{\varphi} \cdot \Delta t$$
; $\Delta \lambda = \dot{\lambda} \cdot \Delta t$.

После суммирования $\Delta \phi$ и $\Delta \lambda$ с начальными значениями географических координат местоположения получают информацию о текущих значениях широты и долготы

$$\phi = \phi_0 + \Delta \phi \; ; \; \lambda = \lambda_0 + \Delta \lambda \; . \label{eq:phi0}$$

Истинный курс объекта ψ вычисляется по последней из формул (2.12).

В полете ИНС выдает потребителям курс, крен, тангаж, сигнал вертикального ускорения, географические и ортодромические координаты ЛА.

Созданные к настоящему времени разнообразные ИНС классифицируют следующим образом:

- системы разомкнутого типа (с малым периодом работы);
- системы замкнутого типа (шулеровские системы).

Системы обоих типов бывают платформенными (ПИНС) и бесплатформенными (БИНС).

ПИНС, в свою очередь, подразделяют на системы следующих видов:

- полуаналитические (оси чувствительности акселерометров и гироскопов ориентированы по осям какой-либо горизонтальной сопровождающей системы координат);
- аналитические (оси чувствительности акселерометров и гироскопов ориентированы по осям геоцентрической инерциальной системы координат);
- геометрические (оси чувствительности акселерометров ориентированы по осям какой-либо горизонтальной сопровождающей системы координат, а оси чувствительности гироскопов по осям геоцентрической инерциальной системы координат).

В настоящее время начинают широко применяться БИНС на основе волоконно-оптических гироскопов (ВОГ) с замкнутым контуром обратной связи.

2.11. Радиотехнические системы навигации

Радиокомпас — это одно из первых средств радионавигации. Сегодня применяют автоматический радиокомпас (АРК) — бортовой радиопеленгатор, предназначенный для навигации летательных аппаратов по сигналам наземных радиостанций путем непрерывного измерения курсового угла радиостанции (КУР — угол, заключенный между продольной осью воздушного судна и направлением на радиостанцию, он отсчитывается по часовой стрелке). Автоматическим он называется потому, что непрерывно дает отсчет КУР пеленгуемой радиостанции после настройки радиокомпаса на её рабочую несущую частоту. Обеспечивает визуальную индикацию КУР на стрелочных (цифровых) индикаторах (рис. 2.63).

Действие самолётных радиопеленгаторов основано на одновременном приёме сигналов радиостанции на две антенны — рамочную и ненаправленную. Ненаправленная антенна представляет собой вертикальный штырь или провод, диаграмма направленности которой представляет собой окружность. Коэффициент усиления ненаправленной антенны не зависит от направления приходящего радиосигнала.



Рис. 2.63. Стрелочный индикатор АРК

Диаграмма направленности рамочной антенны в горизонтальной плоскости представляет собой фигуру в виде восьмёрки (рис. 2.64, *a*). Если плоскость рамки совпадает с направлением на радиостанцию, то уровень (амплитуда) принимаемого сигнала максимален. Если плоскость рамки перпендикулярна направлению на радиостанцию, то уровень принимаемого сигнала равен нулю.

Фазы сигнала в этих двух лепестках диаграммы направленности антенны

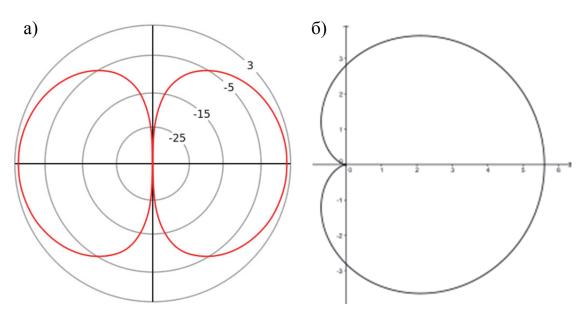


Рис. 2.64. Диаграммы направленности

находятся в противофазе, то есть сдвинуты относительно друг друга на 180° .

На входе приёмника радиокомпаса сигналы ненаправленной и направленной антенн суммируются с нужными коэффициентами, подбором соотношения этих коэффициентов результирующую диаграмму направленности можно превратить в кардиоиду (рис. 2.64, δ), причём максимум или минимум кардиоиды (в зависимости от того, как суммируются сигналы антенн — в фазе или противофазе) находятся в направлении на станцию.

Рамочная антенна выполняется вращающейся вокруг вертикальной оси. Вращение производится электромеханическим следящим приводом, управляемым от приёмника радиокомпаса. Так как в направлении максимума кардиоиды направленности при изменении направления на радиостанцию сигнал изменяется слабо, это существенно снижает точность определения азимута станции, поэтому определение точного направления на радиостанцию производят по минимуму диаграммы направленности. Так как в минимуме диаграммы суммарный сигнал антенн исчезает, применяют периодическое, с частотой несколько десятков герц переключение (инвертирование, то есть сдвиг на 180⁰) фазы сигнала рамочной антенны с помощью управляемого фазоинвертора. Следящая электромеханическая система поворачивает рамочную антенну до тех пор, пока направление на радиостанцию не попадёт в минимум диаграммы направленности при некотором состоянии фазоинвертора. Синхронно с поворотом рамки антенны поворачивается стрелка курса на индикаторе радиокомпаса.

В настоящее время на воздушных судах могут устанавливаться несколько систем радиотехнической навигации. В России используется система РСБН (радиотехническая система ближней навигации). За рубежом наиболее распространена аналогичная система ближней радионавигации VOR (сокращение от английского «Very high frequency Omnidirectional Rangebeacon» – всенаправленный СВЧ-маяк), с помощью которой определяют азимут (угол) ЛА относительно этого радиомаяка.

Радиомаяки VOR работают в диапазоне частот 108-117,975 МГц. В этом диапазоне выделено 200 каналов (через 50 кГц), 160 из которых отведены VOR, а 40 каналов в диапазоне частот 108-112 МГц (с нечетными десятыми долями МГц) отведены курсовым радиомаякам посадочной системы ILS. С помощью антенной системы радиомаяк формирует две диаграммы направленности: направленную и ненаправленную. Через ненаправленную антенну излучается опорный сигнал, модулированный частотой 30 Гц. Направленная диаграмма вращается с частотой 30 об/с. На ЛА принимают оба сигнала, причем сигнал от направленной антенны оказывается амплитудно-модулированным (максимум сигнала — при направлении антенны на ЛА). Фаза опорного сигнала совмещается с фазой огибающей амплитудно-модулированного сигнала в случае, когда азимут равен 0. Это

позволяет измерить текущий азимут. Такой угол называется VOR-радиалом (VOR Radial).

Предусматривается опознавание радиомаяков VOR. Для этого излучаемый сигнал модулируется кодом Морзе или речевым позывным (с магнитофона). Позывные транслируются приемником VOR в аппаратуру внутренней связи, и пилот может контролировать их на слух.

На штурманской карте вы можете найти необходимую VORстанцию. На рис. 2.65 показан самолет, находящийся на радиале 30 от VOR. Каждый VOR имеет свое название (VOR на рисунке называется КЕМРТЕN VOR) и сокращенное трехбуквенное обозначение (VOR на рисунке обозначается КРТ). Рядом с VOR-маяком написана его частота, которую необходимо ввести в приемник с помощью задатчика частот. Таким образом, чтобы поймать сигнал от KEMPTEN VOR, надо ввести в приемник частоту 109,6. Дальность действия радиомаяка в зависимости от мощности излучения составляет 50...370 км.

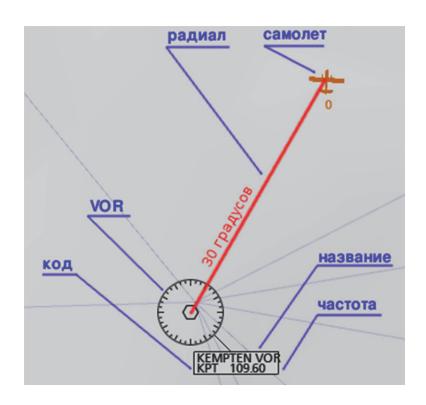


Рис. 2.65. Информация о VOR-маяке на штурманской карте

Часто самолеты оборудуются не одним, а двумя приемниками VOR. В этом случае один приемник называется NAV1, а второй соответственно NAV2. Зная два VOR-радиала, можно определить текущее положение ЛА.

Задатчик частоты позволяет ввести сразу две частоты VOR и быстро переключаться между ними. Одна частота VOR является неактивной (STAND BY), ее изменяют ручкой задатчика частоты. Вторая частота VOR называется активной (ACTIVE) – это та частота VOR, на которую настроен приемник в данный момент (рис. 2.66).



Рис. 2.66. Панель задатчика частоты VOR-маяка

В кабине также должен быть прибор, показывающий, на каком радиале активного VOR-маяка в данный момент находится самолет. Этот прибор обычно называется NAV1, или VOR1 (рис. 2.67). Как мы уже выяснили, в самолете может быть второй такой же прибор.



Рис. 2.67. Индикатор движения к заданному VOR-радиалу

Дальномер DME (от английского «Distance Measure Equipment» – аппаратура измерения дальности) служит для точного определения наклонной дальности до радиомаяка. Это оборудование устанавливают обычно в дополнение к радиомаякам VOR там, где напряженное воздушное движение требует более высокой точности навигации, чем та, которая обеспечивается с помощью VOR-маяков.

В состав комплекта входит блок запросчика и щелевая антенна. На самолете может устанавливаться два комплекта аппаратуры — для надежности и для возможности настройки на два разных радиомаяка DME, что позволяет более точно определить местоположение ЛА. С ЛА посылается импульсная посылка-запрос. В наземном оборудовании эта посылка принимается и посылается ответная кодовая посылка, но ответ задерживается на постоянную величину. Измеряя временной интервал между посылками, бортовой дальномер определяет дальность. Точность определения расстояний ± 200 м. Информация выводится на экран навигационного индикатора. Дальность действия зависит от мощности ответчика. Так дальность на трассах — до 365 км, а в районах аэропортов — до 95 км.

Радиотехническая система посадки ILS (от английского Instrument Landing System — система посадки по приборам) работает по радиомаякам метрового диапазона типа ILS или СП и определяет по ним отклонение ЛА от курса и глиссады планирования при заходе на посадку. На аэродроме устанавливаются два радиомаяка: курсовой и глиссадный.

Курсовой радиомаяк задает плоскость посадочного курса равносигнальным методом путем формирования в горизонтальной плоскости двух пересекающихся лепестков диаграмм направленности (рис. 2.68). Он располагается так, чтобы задаваемая им плоскость проходила по оси взлетнопосадочной полосы (ВПП).

Частота работы курсового радиомаяка выбирается из диапазона $108,10-111,95~\mathrm{MF}$ ц. Излучение справа от курса посадки модулируется по амплитуде частотой $150~\mathrm{F}$ ц, слева — частотой $90~\mathrm{F}$ ц. Бортовой приемник измеряет разницу глубин модуляции (РГМ) принимаемых излучений. В плоскости курса взлетно-посадочной полосы РГМ равна нулю. РГМ увеличивается пропорционально отклонению от курса посадки. Информация о величине отклонения поступает в систему индикации, по положению вертикальной планки на ПНП (см. поз. 6 на рис. 2.60) пилот может судить, насколько точно он заходит на посадку и в какую сторону от идеального направления он отклонился — вправо или влево. Зона действия курсового радиомаяка — $46~\mathrm{km}$.

Глиссадный радиомаяк задает глиссаду планирования, которая позволяет пилоту выдерживать нужный угол снижения (обычно 3^0). Траектория глиссады также задается равносигнальным методом, для чего диаграмма направленности глиссадного радиомаяка имеет два пересекающих-

ся лепестка, нижний лепесток модулируется частотой 150 Гц, верхний — 90 Гц. Когда ЛА снижается точно по задаваемой глиссаде, измеряемая бортовым приемником разность глубин модуляции равна нулю, при отклонении от идеального направления РГМ увеличивается пропорционально этому отклонению, а по знаку РГМ можносудить о том, в какую сторону отклонился ЛА от глиссады — вверх или вниз. Информация о величине отклонения поступает в систему индикации, по положению горизонтальной планки на ПНП (см. поз. 12 на рис. 2.60) пилот может судить, насколько точно он снижается по глиссаде и в какую сторону от идеального направления он отклонился — вверх или вниз.

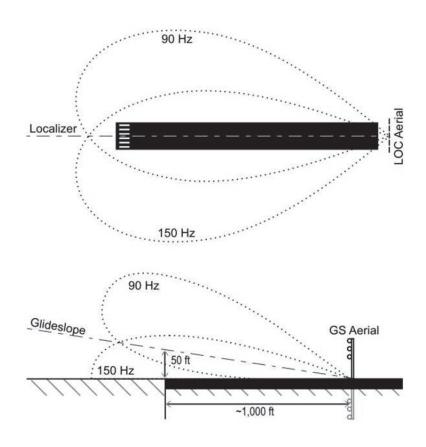


Рис. 2.68. Формирование посадочной траектории в системе ILS

Дальность действия глиссадного радиомаяка — 18 км. Частота работы глиссадного радиомаяка 328,6 — 335,4 МГц и выбирается в зависимости от частоты установленного на аэродроме курсового радиомаяка. В состав системы обычно входят 2...3 приемника, глиссадная и курсовая антенны. Каждая антенна связана с приемниками отдельными входами. Количество приемников определяется требованиями к надежности системы.

Кроме курсового и глиссадного радиомаяков система ILS включает также три маркерных радиомаяка. Эти радиомаяки устанавливают вблизи ВПП на удалении от 75 м до 4 км от среза ВПП. В зависимости от этого расстояния различают ближний, средний и дальний маркерные маяки. Маркерные радиомаяки излучают сигнал на несущей частоте 75 МГц кодом Морзе.

Направленный сигнал излучается вверх, так что он принимается на ЛА только в момент пролета над маяком. Сигналы модулируются по частоте низкочастотными колебаниями 400, 1300 или 4000 Гц соответственно у ближнего, среднего и дальнего радиомаяка. Приемник VOR принимает сигнал маяка и посылает сообщение об этом в систему индикации и, кроме того, выдает характерный звуковой сигнал. Тон сигнала и сообщение однозначно показывают пилоту, на каком расстоянии от ВПП он находится.

Недостатком системы, работающей в метровом диапазоне волн, является сильное влияние отраженных сигналов и, как следствие, искажения при наведении ЛА. Поэтому недавно появились радиотехнические системы посадки, работающие в сантиметровом диапазоне волн. По сравнению с системами посадки ILS/СП они имеют следующие преимущества: меньше зависят от рельефа и препятствий; угловые размеры зоны действия у них шире; точность определения положения воздушного судна выше.

2.12. Спутниковые навигационные системы

GPS (Global Positioning System) — глобальная система определения места, позволяющая оперативно и очень точно вычислять текущие координаты любого подвижного или неподвижного объекта (воздушного, наземного и морского). Система была разработана по заказу Пентагона (Министерства обороны США), а космические аппараты (КА) изготовила компания Rockwell International. Созданная военными в 1978 году GPS показала себя весьма надёжной и эффективной в эксплуатации и в первой половине 80-х гг. прошлого века её открыли для гражданского применения.

Российская спутниковая навигационная система (СНС) аналогичного назначения, известная под названием ГЛОНАСС (Глобальная навигационная спутниковая система), разрабатывалась по заказу Министерства обороны России, сейчас применяется для предоставления навигационных услуг различным категориям потребителей — без каких-либо ограничений. Орбитальная группировка российской СНС была развёрнута в начале 90-х гг., а её коммерческая эксплуатация осуществляется с 1995 г.

Поскольку СНС — это прежде всего оборонная система, поэтому она создана устойчивой к воздействию естественных и искусственных радиопомех. Основная функция системы — определение трёхмерных координат пользователя с высокой точностью. Кроме того, она может использоваться

для навигации на всех этапах полёта — от взлёта до посадки, а также для управления воздушным движением, поисково-спасательных операций и геодезических привязок. СНС обладает большой гибкостью и легко сопрягается с другими навигационными системами: инерциальными, радиотехническими и т.д. Кроме того, СНС обладает и другими достоинствами:

- неограниченной дальностью действия в зоне радиовидимости;
- высокой точностью определения величины и направления скорости движения объекта;
- однозначностью навигационных определений, выдаваемых в единой для всех потребителей системе координат;
- независимостью точности определения координат от времени суток и метеоусловий;
 - неограниченностью числа обслуживаемых потребителей.

Принцип действия СНС заключается в том, что пользователи с помощью соответствующей аппаратуры одновременно замеряют расстояния до нескольких искусственных спутников Земли (ИСЗ) и получают данные о своём местоположении по точкам пересечения нескольких поверхностей равного удаления (сфер). То есть, расчёт положения объекта производится методом триангуляции по космическим спутникам. Для выполнения триангуляции приёмник измеряет расстояние до спутников по времени распространения радиосигнала. При этом используются высокоточные атомные часы с точностью суточного хода до наносекунды $(10^{-9} \, \text{c})$. В приёмниках пользователей установлены часы с умеренной точностью.

Системы GPS и ГЛОНАСС имеют сходную архитектуру. В их состав входят космический сегмент, сегмент контроля и управления, а также пользовательский сегмент (рис. 2.69).

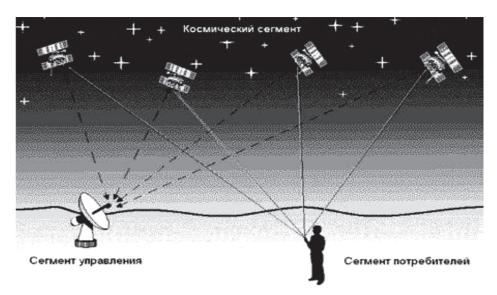


Рис. 2.69. Сегменты СНС

Космический сегмент GPS/ГЛОНАСС включает 24 КА. Все спутники являются автономными. КА GPS вращаются по шести орбитам высотой 20 200 км (рис. 2.70, a), КА ГЛОНАСС вращаются по трём орбитам высотой 19 100 км (рис. 2.70, δ). Орбиты спутников располагаются примерно между 60 град северной и южной широты. Этим достигается то, что сигнал от спутников может приниматься повсеместно и в любое время суток.

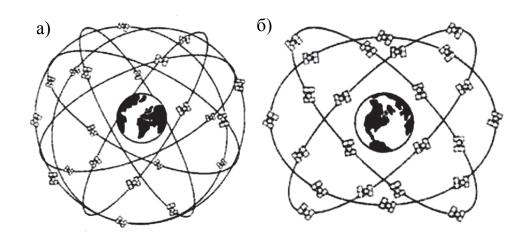


Рис. 2.70. Орбиты космических аппаратов СНС

Параметры орбит КА периодически контролируются сетью наземных станций слежения, с помощью которых не реже 1...2 раз в сутки вычисляются баллистические характеристики, регистрируются отклонения КА от расчётных траекторий движения и корректируется собственное время бортовых часов. Например, сегмент контроля и управления GPS включает: ведущую станцию, размещённую на базе ВВС США в штате Колорадо; пять контрольных станций и три станции ввода данных.

Ведущая станция используется: для управления работой других станций комплекса и КА; сбора и обработки информации, полученной от контрольных станций через спутники связи; передачи сообщений на станции ввода данных для коррекции навигационной информации спутников. Наземные станции также контролируют исправность навигационной аппаратуры, установленной на борту КА. Для обнаружения отказов аппаратуры требуется несколько часов.

Какую же информацию передаёт навигационный спутник? Его сигнал содержит так называемый «псевдослучайный код» (PRN — pseudorandom code), эфимерис (ephimeris) и альманах (almanach). Псевдослучайный код служит для идентификации передающего спутника. Все они пронумерованы и этот номер показывается на экране приёмника во время его работы.

Данные эфимериса включают информацию о состоянии спутника (рабочее или нерабочее), текущую дату и время. В альманахе содержатся параметры орбиты спутника.

Таким образом, спутник периодически передаёт сигнал, который означает следующее: «Я – спутник X, сейчас моё положение Y, это сообщение было послано во время Z».

Каждый спутник излучает на двух частотах специальный навигационный сигнал, который зашифровывается двумя видами кода. Один из них, код C/A (coarse/acquisition или clear/ acquisition) доступен широкому кругу коммерческих потребителей. Он позволяет получить лишь приблизительную оценку местоположения, поэтому называется «грубым кодом». Период повторения C/A кода -1 мс.

Другой код – P (precision code), он обеспечивает более точное вычисление координат, но доступ к нему ограничен владельцем СНС. Этот код предоставляется военным и государственным службам. Кроме этих кодов в сигнале может присутствовать Y–код, являющийся шифрованной версией P–кода.

Аппаратура спутника и приёмника синхронизированы, то есть они одновременно генерируют одинаковый код. Разница времени между моментами прихода синхронных сигналов на антенну приёмника со спутника и с самого приёмника определяет время распространения сигнала от спутника до приёмника. Но поскольку временной сдвиг определяется по часам пользователя (менее точным по сравнению с часами на спутнике), то это вызывает ошибки в измерении дальности, которая ещё называется «псевдодальностью».

Для нахождения трёхмерных координат местоположения пользователя, определяющих широту, долготу и высоту, достаточно выполнить три таких измерения. Обычно по результатам измерений получаются различные координаты, не сходящиеся к одной точке. Вычислители в спутниковых приёмниках запрограммированы таким образом, что при обнаружении рассогласований в результате измерений делается предположение, что причиной ошибки является сбой внутренних часов приёмника: они либо спешат, либо отстают, и компьютер начинает добавлять (или отнимать) некоторую фиксированную величину ко всем имеющимся результатам измерения времени. Он продолжает подбор значения этой величины до тех пор, пока три сферы, построенные на дальностях трёх спутников, не пересекутся в двух точках, одна из которых заведомо не подходит (находится в другом полушарии Земли). Ошибка часов приёмника вычисляется быстрее, если добавить ещё одну сферу от четвёртого спутника.

Сегодня фирмы выпускают спутниковые приёмники самого различного назначения. Обычно авиационный спутниковый навигатор имеет корпус с экраном (рис. 2.71), который крепится на кронштейне в удобном

для пилота месте приборной доски, и выносную антенну, устанавливаемую под стеклом фонаря.



Рис. 2.71. Навигационный приёмник Garmin GPSMAP 695

Если же информация пилоту выдаётся на электронные многофункциональные индикаторы, то данные со спутникового приёмника обычно передаются на комплексный индикатор навигационной обстановки, сопрягаясь при этом с синтезированной картой местности (подраздел 3.4).

3. ИНТЕРФЕЙС «ПИЛОТ – ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ»

К настоящему времени разработано множество различных способов передачи информации, предназначенной для лётчика, хотя выбор подходящего для конкретного случая способа часто является непростой задачей. Перспективный же и наиболее полноценный интерфейс «пилот-ЛА» должен в идеале задействовать все пять органов чувств лётчика: зрение, слух, осязание (тактильные ощущения), обоняние и вкус. Ведь они совершенствовались в ходе длительной эволюции homo sapiens, ими человек перманентно пользуется и сегодня при взаимодействии с окружающей средой. Реализация такого интерфейса — дело ближайшего будущего.

3.1. Индикация информации на приборных досках

Пока основным способом представления информации экипажу ЛА является зрительная индикация с помощью различных приборов, сигнализаторов и электронных индикаторов, которые размещают на приборных досках в кабине экипажа. Несмотря на большое разнообразие летательных аппаратов существуют общие правила расположения индикационных устройств на приборных досках в соответствии с типом индицируемой информации.

На современных ЛА главным средством индикации стали электронные индикаторы. В отличие от традиционного прибора, индицирующего обычно 1...2, максимум 5...8 параметров, на экране электронного индикатора могут индицироваться десятки параметров и сигналов, сменяющие друг друга по мере необходимости. Такая гибкость, наряду с хорошими эргономическими качествами, высокой надежностью, эффективностью по многим критериям, привела к тому, что в настоящее время электронные индикаторы захватили все главные роли в кабине, оттеснив традиционные приборы и сигнализаторы на периферию рабочей зоны в качестве дополнительных и резервных средств.

Приборные доски устанавливают так, чтобы расстояние от глаз пилота, находящегося в нормальном рабочем положении, до лицевых частей приборов, расположенных на его приборной доске, составляло 600...800 мм. Индикаторы и светосигнализаторы размещаются на этих приборных досках определённым образом [4].

Рассмотрим компоновку приборных досок для самого распространенного случая — ЛА с двумя пилотами (на приборной доске ЛА с одним пилотом индикаторы и сигнализаторы располагают аналогично). В кабине ЛА с двумя пилотами перед ними размещаются три приборных доски, как показано на рис. 3.1.

Так в зонах *I*а напротив каждого пилота размещаются основные пилотажно-навигационные приборы: командно-пилотажный индикатор (КПИ); комплексный индикатор навигационной обстановки (КИНО); указатель скорости (скоростных параметров); барометрический высотомер; вариометр (отдельный или комбинированный с указателем поворота).

В зонах *1*б размещаются остальные пилотажно-навигационные приборы. На приборных досках левого и правого пилотов устанавливают по одному экземпляру следующих приборов: радиовысотомер; указатель числа М; указатель истинной воздушной и путевой скоростей; указатель поворота и скольжения; комбинированный указатель угла атаки и перегрузки; дублирующий высотомер; индикатор курсовых углов; индикатор дальности; часы; индикаторы висения и малых скоростей (для вертолетов) и др.

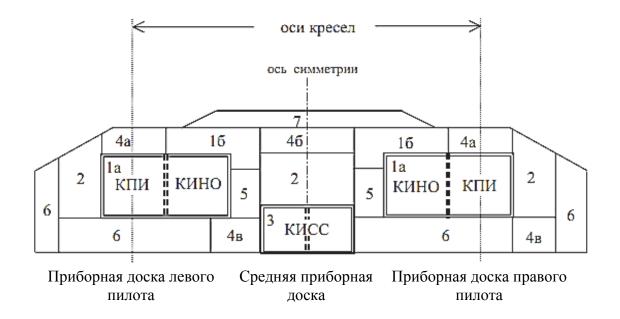


Рис. 3.1. Зоны размещения средств индикации на приборных досках

На средней приборной доске в зоне 2 размещаются резервные пилотажно-навигационные индикаторы: авиагоризонт; навигационный индикатор или комбинированный пилотажно-навигационный дублер; высотомер; указатель приборной скорости; вариометр.

В зоне *3* располагают индикаторы параметров силовой установки. Для самолетов с турбореактивными двигателями это: указатель положения рычагов топливных насосов; тахометры; указатели температуры выходящих газов; указатели мгновенного расхода топлива; указатель суммарного запаса топлива; указатели давления масла; указатели температуры масла; указатели давления топлива перед форсунками; указатели уровня вибрации; указатели давления подкачки; указатели запаса топлива в баках.

В зонах 4а, 4б, 4в размещают светосигнализаторы – соответственно, аварийные, предупреждающие и уведомляющие.

В зонах 5 располагают индикаторы положения управляющих поверхностей самолета (закрылков, предкрылков, тормозных щитков, элеронов, стабилизатора, руля высоты, руля направления) и индикаторы положения триммирующих и загрузочных устройств.

В зонах 6 располагают индикаторы самолетных систем. Для кислородной системы эти приборы дублируются у каждого пилота, индикаторы других систем (топливной, кондиционирования, противопожарной, противообледенительной, электроснабжения, торможения и др.) могут быть общими, если они видимы обоими пилотами.

В зоне 7 находятся средства управления пилотажно-навигационным комплексом (пульт систем автоматического управления).

Для основных пилотажно-навигационных приборов в зоне *1*а принято Т-образное расположение, как показано на рис. 3.2. Приборы образуют две опорные линии – горизонтальную и вертикальную.

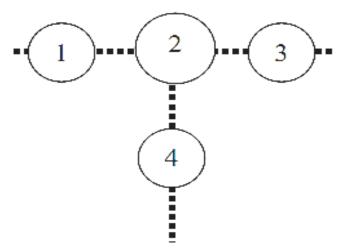


Рис. 3.2. Т-образная компоновка основных приборов в зоне 1а

Вдоль горизонтальной линии располагаются приборы, отражающие движение в продольной и вертикальной плоскостях, по вертикальной линии располагаются приборы, показывающие движение в боковой плоскости. На пересечении этих двух линий находится прибор команднопилотажный ПКП или авиагоризонт 2, слева от него находится указатель воздушной скорости 1, здесь же стремятся установить указатель числа М и указатель угла атаки. Справа расположен основной высотомер 3, сюда же, при возможности, устанавливают указатель истинной высоты, измеряемой радиовысотомером, и вариометр. В зоне 4 располагают прибор навигационно-плановый (ПНП).

На современных ЛА функции этих приборов выполняют электронные индикаторы, которые размещаются в зоне la (рис. 3.3).

Индикаторы и сигнализаторы стремятся установить на приборных досках так, чтобы телесный угол зрения относительно линии визирования был не более:

- а) для пилотажно-навигационных индикаторов 25° ;
- б) для всех остальных индикаторов 35° ;
- в) для аварийных светосигнализаторов -30° ;
- Γ) для других светосигнализаторов 40^{0} по вертикали и 60^{0} по горизонтали.

Рекомендуется всю визуальную сигнализацию выводить на одном экране индикатора в пределах угла $Ø30^{0}$ от линии визирования пилота.

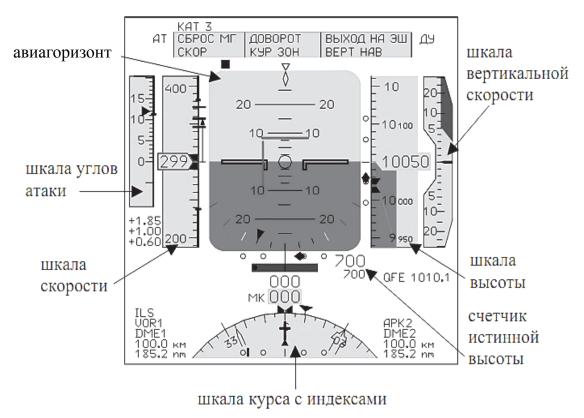


Рис. 3.3. Т-образная компоновка пилотажно-навигационных индикаторов

3.2. Синтезированная карта и магистраль в небе

Обязательным форматом изображений на экранных индикаторах КИНО стала электронная карта. Первоначально эта карта имела скелетный вид и показывала только основные навигационные ориентиры (поворотные пункты маршрута, точки изменения профиля полета, границы зон диспетчерских служб). Рельеф местности на этих картах не изображался. А необходимость в этом существовала, поскольку при полете вблизи поверхности земли в условиях плохой видимости или ночью пилот должен контролировать свое положение. Это нужно как для ориентирования на местности, так и для безопасности полета. Поэтому современные системы индикации показывают, наряду с навигационными ориентирами, ещё и топографическую карту, которая строится на основе цифровых данных о рельефе, загруженных перед полетом в память компьютера (рис. 3.4). Наличие такой карты позволяет лётчику уверенно пилотировать ЛА в любых условиях полета.

Синтезированная карта показывает участок земной поверхности вокруг ЛА. На электронной карте отмечено и текущее положение ЛА, которое определяется по данным спутниковой или инерциальной навигационной системы. По мере движения ЛА карта как бы набегает на самолетик, отмечающий текущее положение. В отличие от бумажной карты, электронную можно сориентироватьна север, как обычную карту, или по курсу ЛА. В последнем случае при изменении курса ЛА соответственно поворачивается и изображение карты. При этом можно изменять масштаб изображения.

Синтезированная карта представляется в двух вариантах: как проекция сверху (за рубежом её называют «God's eye» — «Божий взгляд»), или как «вид из окна». В первом случае (см. рис. 3.4) изображение рельефа облегчает ориентирование. Так обычно представляют карту на тактическом индикаторе истребителя. К изображению рельефа добавляется тактическая информация. Например, на истребителе F-35 подвижная карта является фоном тактического индикатора, поверх неё индицируются различные объекты — танки, пусковые установки, бункеры и т.п. Объекты изображаются внешне похожими на них миниатюрными символами.



Рис. 3.4. Синтезированная карта местности

Во втором случае рельеф поверхности земли изображается в перспективе. Если угол наблюдения устанавливается по отношению к горизонту в соответствии с текущей высотой полета, то изображение на экране примерно соответствует тому, что пилот видит через лобовое стекло, отку-

да и возникло название «вид из окна». По изображению на экране пилот может не только ориентироваться на местности, но и оценивать свою высоту относительно поверхности земли и неровностей рельефа, а значит лучше сознавать степень опасности полета. Наряду с рельефом выводятся метки дальности и отмечаются потенциально опасные для данной высоты полета препятствия. Степень опасности кодируется цветом: красным – находящиеся прямо по курсу препятствия с высотой, превышающей текущую высоту полёта; желтым – такие же препятствия в стороне от текущего курса ЛА; зеленым или серым – возвышенности, которые ниже текущей высоты полёта, но должны приниматься во внимание при пилотировании.

С помощью приборов пилот может контролировать отклонение своего ЛА от заданной траектории движения. Обычно отклонение изображается в виде двух проекций: боковое/вертикальное отклонения или отклонения по азимуту/по углу места. Например, при заходе на посадку отклонение от глиссады индицируется в виде двух перпендикулярных планок (см. поз. 6 и 12 на рис. 2.60). Трехмерная или 3D индикация заданной траектории лучше соответствовала бы представляемой пилотом образной модели окружающего мира, облегчила бы осознание лётчиком воздушной обстановки.

Изображение на экранном индикаторе траектории с позиции «вид из окна» называют Highway-In-The-Sky (HITS) или "Небесная магистраль", а также «Тоннелем в небе». Заданную траекторию полета представляют в виде контуров мощеной плитами дороги или тоннеля из движущихся в перспективе прямоугольников (рис. 3.5). Для того чтобы держаться заданного курса, надо просто последовательно лететь сквозь эти прямоугольники. Если ЛА слишком отклонился от заданной траектории, то он выходит за рамки тоннеля. Задача пилотирования сводится к тому, чтобы на экране двигаться внутри тоннеля. Чтобы упростить задачу пилота, рядом с тоннелем изображают силуэт самолёта—лидера. Лидер находится впереди и выполняет все маневры, которые требуются для того, чтобы вписаться в заданную траекторию и оставаться на ней. Пилоту достаточно повторять маневры лидера, чтобы ЛА двигался так, как нужно.

Систему HITS можно совместить с автопилотом. Её также удобно использовать в комбинации с индикатором на лобовом стекле (подраздел 3.3) или с нашлемной системой целеуказания и индикации (подраздел 3.4).

Летные исследования подтвердили, что при наличии трехмерной индикации траектории пилоты легко справлялись с навигационной задачей. Еще одно достоинство 3D индикации заключается в том, что пилот видит, какова должна быть траектория ЛА в ближайшей перспективе, и может заранее подготовиться к разворотам и изменениям высоты полета.

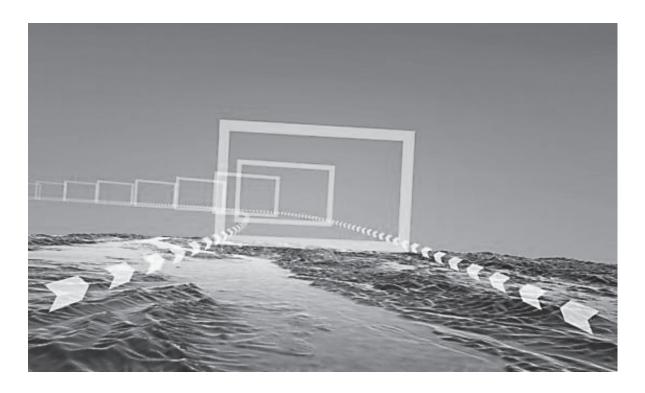


Рис. 3.5. Система HITS на электронном индикаторе

Наряду с достоинствами трехмерная индикация имеет тот недостаток, что при таком изображении трудно оценивать абсолютные величины расстояний и отклонений. К тому же результаты ряда исследований показывают, что при 3D индикации продолжительность выполнения некоторых маневров может не только не сократиться, а даже увеличиться.

3.3. Индикация на лобовом стекле

Индикатор на лобовом стекле (ИЛС) представляет собой проекционное устройство, экран которого размещается на линии визирования между пилотом и лобовым стеклом кабины [5]. Проецируемое изображение отражается от экрана в глаза пилота. Экран практически прозрачен, поэтому пилот видит индицируемую ему информацию на фоне окружающей обстановки, она словно парит в воздухе перед самолетом (рис. 3.6).

Если бы изображение просто проецировалось на экран, то пилот, глядя в пространство, не мог бы ясно видеть информацию на экране, так как при этом его глаза фокусируются в бесконечность. Для того чтобы увидеть, что же ему показывают, пилоту нужно было бы перефокусировать взгляд в плоскость экрана. Чтобы исключить необходимость аккомодации глаз, изображение коллимируют — с помощью оптики пучок лучей от проектора разворачивается так, что все лучи становятся параллельны. Другими словами, ИЛС проецирует изображение в бесконечность. В результате

пилот видит это изображение, словно оно находится на большом удалении, поэтому аккомодация глаз не требуется и глаза меньше утомляются.



Рис. 3.6. Представление информации на ИЛС

Кроме того, что коллимация позволяет снизить утомление, она имеет еще одно достоинство. В условиях вибрации индикатор дрожит и изображение на сетчатке расплывается. Коллимация значительно ослабляет этот эффект. Вынесение индикации с приборной доски на уровень глаз пилота имеет большое значение. Так как она постоянно находится перед глазами, не нужно отвлекаться от управления ЛА, чтобы на нее посмотреть. В напряженных ситуациях, например, в воздушном бою или при посадке в сложных метеоусловиях, это жизненно важно.

Пилот может больше времени находиться с поднятой головой (отсюда принятое за рубежом название ИЛС – "Head-Up Display", то есть индикатор для работы с поднятой головой), это повышает безопасность полета, снижает утомление пилота.

Первоначально ИЛС появилась на боевых самолетах. Это позволило ускорить и упростить прицеливание оружия. Система индикации на лобовом стекле военного самолета или вертолета отображает пилотажную, навигационную и прицельную информацию. Чтобы не мешать пилоту наблюдать за окружающим пространством, индикация ограничена основными параметрами и имеет очень лаконичный вид. Ночью на ИЛС индицируется изображение от инфракрасной системы переднего обзора. Система состоит, как правило, из двух блоков: собственно ИЛС и генератора символов, осуществляющего прием информации от других систем ЛА, ее обработку и формирование изображения.

Схема работы ИЛС самого распространенного рефрактивного типа показана на рис. 3.7. Плоский прозрачный экран 4 является оптическим светоделителем: он пропускает лучи света от внешнего пространства и отражает в направлении пилота лучи света от проецируемого изображения. Этот экран принято называть комбайнером (combiner), так как он соединяет (комбинирует) для пилота изображение от электронно-лучевой трубки (ЭЛТ) с изображением от внешнего мира. В описанном типе ИЛС комбайнер не обладает оптической силой, он только поворачивает лучи от оптической системы в направлении пилота. Индикатор размещают над приборной доской так, чтобы выступающий вверх комбайнер оказался на уровне глаз пилота 5.

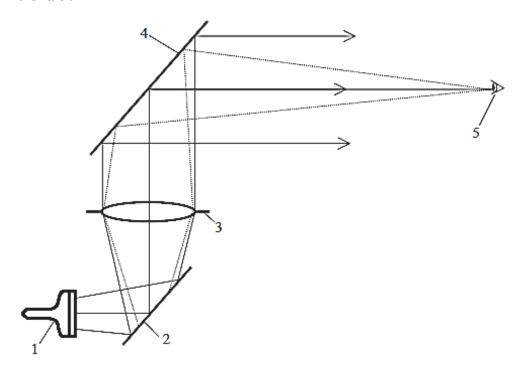


Рис. 3.7. Схема работы рефрактивного индикатора: 1 - ЭЛТ; 2 - зеркало; 3 - объектив; 4 - комбайнер; 5 - расчётная точка наблюдения

Применение ИЛС на гражданских самолетах имеет ряд особенностей. На боевых самолетах стремятся обеспечить пилоту круговой обзор и предусматривают возможность катапультирования, поэтому над головой пилота нет ничего, кроме прозрачного фонаря кабины, а ИЛС размещают над приборной доской. В пассажирских самолетах кабина имеет потолок, что позволяет расположить ИЛС в более удобном месте — над головой пилота (рис. 3.8).

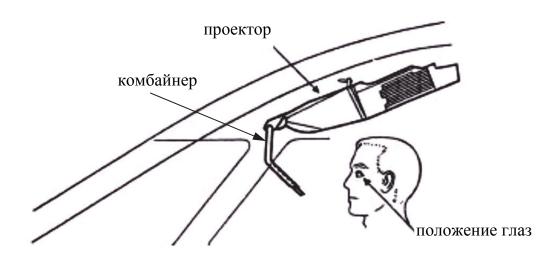


Рис. 3.8. Расположение ИЛС на гражданских воздушных судах

Так как пилот пользуется ИЛС в основном на взлете и при посадке, то комбайнер делают поворотным, чтобы пилот мог убрать его вверх или в сторону, когда он не нужен.

Индикация на лобовом стекле не лишена и принципиальных недостатков. Индицируемая информация постоянно загораживает пилоту часть внешнего пространства в самой важной области — прямо по направлению полета. Индицируемые символы не только загораживают собой находящиеся за ними области пространства, их влияние также выражается в перераспределении внимания пилота, из-за этого возможна маскировка событий и объектов во внешней среде: яркая символьная индикация «притягивает» взгляд пилота, вследствие чего он не всегда видит, что происходит даже в незакрытых областях пространства.

3.4. Нашлемные системы целеуказания и индикации

Нашлемная система целеуказания и индикации (НСЦИ) проецирует изображение на прозрачный экран, находящийся перед глазами пилота и закрепленный на его шлеме [5]. Так как экран прозрачен, то пилот может одновременно наблюдать и внешнюю обстановку, и индицируемую

информацию. Изображение коллимируется в бесконечность, тем самым исключается необходимость аккомодации глаз.

Главная функция НСЦИ — наведение оружия и первые подобные системы «Щель» и «Сура» (рис. 3.9), внедренные на отечественных истребителях Су-27 и МиГ-29, выполняли только задачу целеуказания. На защитном шлеме пилота I крепится визирно-реперное устройство 2, которое проецирует изображение прицела на небольшой окуляр 4 перед глазом. Оно также отслеживает направление взгляда пилота и передает его в прицельный комплекс, который непрерывно перенацеливает ракеты в направлении взгляда. Таким образом, ракеты в любой момент готовы к пуску в том направлении, куда смотрит через прицел пилот.

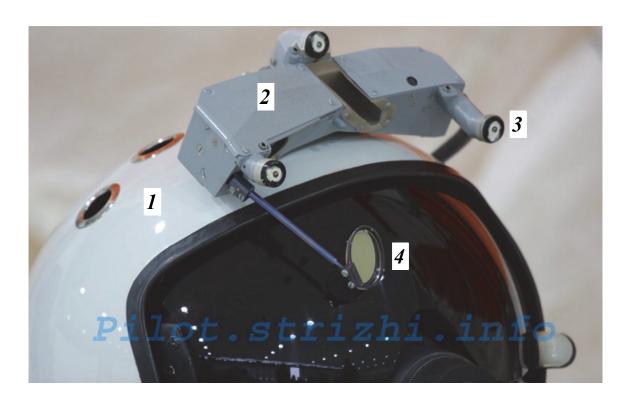


Рис. 3.9. Нашлемная система целеуказания «Сура» (ЦКБ «Арсенал»): 1 — 3Ш-7; 2 — визирно-реперное устройство; 3 — светодиоды для слежения за положением головы; 4 — откидной окуляр

В отличие от ИЛС, изображение на котором пилот видит только тогда, когда он смотрит прямо вперед, НСЦИ показывает пилоту информацию постоянно — куда бы он ни смотрел. Это, в частности, позволяет нацеливать оружие на цели, находящиеся не только прямо по курсу, но и в любой зоне обозреваемого пространства. На некоторых самолетах, например, F-15, НСЦИ вводится дополнительно к ИЛС.

Современные НСЦИ являются развитием систем целеуказания, они имеют более широкое поле зрения, изображение проецируется на прозрачный защитный щиток шлема —визор (рис. 3.10), а к задаче прицеливания добавляется задача индикации пилотажной и другой информации.



Рис. 3.10. Современная нашлемная система целеуказания и индикации

Иногда в шлеме пилота устанавливается миниатюрная видеокамера, изображение от которой записывается для послеполётного анализа. Сейчас такие камеры чаще устанавливают на ИЛС, но способность при помощи НСЦИ поражать цели, находящиеся в стороне от продольной оси самолета, делает такую камеру малоэффективной.

На НСЦИ также может выводиться тактическая и навигационная информация, но в ограниченном объеме. Перенесение на визор всей такой информации считается нецелесообразным, так как её изображение заслоняет поле зрения и мешает видеть внешний мир. Полностью тактическая и навигационная информация отображается на индикаторах, которые установлены на приборной доске.

Применение НСЦИ позволяет:

- 1) повысить боевую эффективность и живучесть:
- осуществляя прицеливание непрерывно куда бы ни смотрел пилот поэтому пуск может быть произведен раньше;
- атакуя цель практически с любого направления, для этого необязательно разворачивать на нее самолет;
- повышая скрытность, т.к. можно подходить к цели с любого направления без дополнительных маневров для нацеливания;
 - атакуя ночью более результативно;

- 2) улучшить осознание пилотом положения летательного аппарата в пространстве и повысить безопасность полётов:
- контролируя угловое положение самолета не только тогда, когда пилот смотрит в кабину или вперед, а постоянно;
- наблюдая за рельефом местности в условиях плохой видимости и ночью;
- 3) уменьшить нагрузку на пилота, поскольку вышеперечисленные задачи решаются проще, чем при использовании традиционных средств индикации.

Летчики, пилотирующие истребители F-35, получат в свое распоряжение НСЦИ нового поколения (рис. 3.11), которая позволит им видеть то, что происходит за пределами самолета, прямо сквозь фюзеляж. Это достигается за счет передачи видеосигнала от HD камер, расположенных по периметру самолета, на дисплей, находящийся внутри шлема. Ночью система переходит на инфракрасный режим работы. Когда пилот смотрит вниз, то видит не свои ноги, а то, что происходит на земле.



Рис. 3.11. НСЦИ истребителя F-35

В общем случае НСЦИ включает пять основных компонентов: шлем, источник изображения, оптическую систему, средства слежения за направлением взгляда, электронную часть. На шлеме могут монтироваться и другие необходимые устройства: дополнительный противобликовый визор, видеокамера для записи изображения, трубки усилителя изображения для ночного видения со своей батарейкой. Система может содержать пульт управления.

Возникающая на некоторых режимах полета тряска приводит к хаотичным броскам головы, в связи с чем быстро и одновременно точно навести прицел пилоту не удается, поэтому необходимо принимать специальные компенсирующие меры. С этой целью в НСЦИ для компенсации перемещений головы измеряются ускорения по трем осям, для чего шлем снабжен специальными акселерометрами.

Однако при всех своих достоинствах нашлемным системам индикации присущи и принципиальные недостатки. Экран НСЦИ имеет все-таки не идеальную прозрачность, поэтому он ухудшает наблюдение внешней среды, а отражающее покрытие размывает изображение удаленных объектов. Наличие в шлеме дополнительной массы, обусловленной размещением там элементов НСЦИ, способствует более быстрому утомлению пилота. Особенно неприятно вызванное этим смещение центра масс комбинации «голова+НСЦИ», поэтому при перегрузках и ударах следствием может стать серьезная травма. Угрозу безопасности пилота представляет также высокое напряжение порядка 10 кВ, которое к НСЦИ требуется подводить для запитки ЭЛТ.

Кроме того, установлено, что при вибрациях с частотами менее 10 Гц (особенно типичными для вертолетов) информацию с НСЦИ трудно считывать. По сравнению с индикаторами на приборной доске количество ошибок пилота и время его реакции возрастают на некоторых частотах в 10 раз.

Шлем НСЦИ характеризуется:

- массой;
- положением (смещением) центра масс;
- степенью защиты от удара;
- антропометрическим диапазоном с учетом возможности подгонки шлема под конкретного пилота;
- характеристиками акустической системы (головных телефонов и микрофона);
- усилием, при котором происходит автоматическое отделение шлема от головы.

К шлему предъявляется ряд требований:

- он должен быть удобен, легок, стабильно закреплен на голове, должен иметь оптимально расположенный центр масс;

- не должен ограничивать свободу движений;
- не должен ограничивать обзор;
- должен иметь минимальные размеры, чтобы оставался зазор между шлемом и креслом, и чтобы он не препятствовал обзору верхней полусферы;
- должна быть предусмотрена подгонка шлема индивидуально под каждого пилота;
- должен предусматривать подключение кислородной маски и ее фиксацию, а если кислородная маска выполняется воедино со шлемом, то должен обеспечиваться положительный перепад давления воздуха, гарантирующий дыхание пилота в случае потери сознания;
- должен содержать наушники, обеспечивающие пилоту качественную связь в диапазоне частот 100...5500 Гц;
- должен значительно ослаблять внешние звуки (для частоты 100 Γ ц считается нормальным ослабление 10 дБ, для 1000 Γ ц 20 дБ, для 4000 Γ ц 40 дБ);
- визор не должен находиться слишком близко к глазам, под ним могут размещаться очки и защитная маска, нормальным считается расстояние более 50 мм;
- должен обеспечивать защиту пилота при аварии вертолета и при катапультировании из самолета, в частности должен быть устойчив к ударам с ускорением 20g.

Масса шлема не должна превышать 2 кг.

Источник изображения НСЦИ характеризуется:

- разрешающей способностью;
- яркостью, диапазоном и равномерностью яркости;
- контрастом изображения;
- хроматическим диапазоном;
- •размером изображения;
- величиной искажений;
- массой и размером;
- равномерностью яркости.

Необходимая разрешающая способность источника изображения может быть подсчитана исходя из разрешающей способности глаза, которая составляет примерно 1 угловую минуту [5]. При поле зрения 400 разрешающая способность НСЦИ должна составлять не менее 2400 пикселей в каждом направлении (с учетом проблем, возникающих при дискретизации изображения, желательно иметь не менее 3400 пикселей), а для широкого поля зрения желательно иметь разрешение 5000 х 5000 пикселей для каждого глаза. Способом, позволяющим преодолеть трудности с недостаточным разрешением, является диффузия (расфокусировка) изображения. Такое «смазанное» изображение практически не снижает остроты зрения.

НСЦИ должна быть безопасной для пилота. Это подразумевает:

- при катапультировании или при срочном покидании машины на земле подключенные к шлему кабели должны надежно разъединяться;
- при резких порывах во время катапультирования шлем должен безопасно отделяться от головы;
 - не должно быть угрозы электрического шока;
 - не должно быть риска ранения элементами оптики в шлеме;
- при нештатном катапультировании через фонарь кабины не должно быть угрозы ранения источником сигнала, который используется для определения положения головы (обычно крепится в районе головы пилота).

Интересной и весьма перспективной разновидностью нашлемной системы целеуказания и индикации является система с построением изображения на сетчатке глаза. Её принцип действия такой же, как у сканирующего лазерного офтальмоскопа: лазер рисует ряды пикселей прямо в глазу, сканируя сетчатку. Для создания изображения используются маломощные лазеры, типичная мощность излучения такого лазера порядка 300 нановатт, что значительно ниже установленных предельно допустимых для зрения норм. Считается, что даже длительное воздействие такого излучения безопасно для человека.

В Университете им. Дж. Вашингтона (г. Сиэтл, США) была создана такая система под названием Virtual Retinal Display—VRD. Схема работы VRD иллюстрируется на рис. 3.12. Излучение лазерного диода (или трех лазерных диодов, если требуется цветное изображение) проходит через модулятор, который управляется электроникой. Управляющий сигнал учитывает необходимый уровень выходного светового сигнала с точки зрения яркости и смеси цветов.

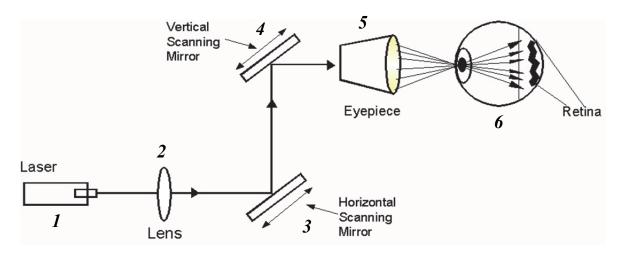


Рис. 3.12. Принципиальная схема работы системы VRD:

1 – лазер, управляемый модулятором; 2 – линза; 3 – горизонтально сканирующее зеркало; 4 – вертикально сканирующее зеркало; 5 – окуляр; 6 – сетчатка глаза

3.5. Звуковая сигнализация и речевое управление

Звуковые сигналы могут передаваться или в форме тональных звуков (гудки, звонки, сирены, зуммер и т.п.), обозначающих какие-то события, или в речевой форме.

Многочисленными исследованиями установлено [5], что в общем случае использование визуального канала передачи информации пилоту предпочтительнее слухового, поэтому там, где можно, рекомендуется применять визуальное представление информации. А вот в качестве сигнализации звуковые сигналы в ряде случаев могут быть предпочтительнее визуальных. Перед визуальными сигналами у звуковых есть еще то преимущество, что они всенаправленные, то есть пилот воспринимает их независимо от того, куда повернута его голова. Поэтому звук хорошо подходит для передачи пилоту предостережений.

Наиболее эффективно использование звуковых сигналов для аварийной сигнализации. Можно также использовать звук для предупреждающей сигнализации, но для уведомляющей сигнализации использовать этот способ уже не рекомендуется.

Еще одна функция звуковых сигналов – привлечение внимания к видеоиндикаторам в кабине, на которых уже детализируется информация о происшедшем событии.

Для всех перечисленных задач достаточно иметь возможность воспроизведения наборов определённых звуковых тональных сигналов и предварительно надиктованных речевых сообщений.

Тональные звуки служат для предупреждения пилота о грозящей опасности, для напоминания о необходимости предпринять какие-либо действия, для привлечения внимания. Так как внимание пилота занято управлением ЛА, характеристики тонального сигнала следует подбирать такими, чтобы звук сразу же привлекал к себе внимание.

Так как звуковые тональные сигналы выдаются в экстренных ситуациях, это происходит неожиданно для пилота и такой сигнал нужно повторить. При опасности столкновения, в других чрезвычайных ситуациях звуковые сигналы должны повторяться все время, пока существует опасная ситуация или пока система не распознает реактивные действия пилота. Исходя из минимума времени реакции на сигнал период повторения звукового сигнала должен быть как можно меньше, так как в перерывах пилот не получает никакой информации, но интервал между соседними звуками не должен быть менее 200 мс.

Модуляцию сигналов следует производить изменением амплитуды и частоты. Резкое появление или пропадание громкого звука действует на человека ошеломляюще, приводит к непроизвольному мускульному напряжению и кратковременному ступору. Поэтому скорость появления

звукового сигнала должна быть достаточно большой, чтобы обеспечить быструю реакцию, но не такой большой, чтобы ошеломить пилота. Рекомендуемая скорость появления звука 1...10 дБ/мс.

Исследованиями установлено, что пилот может запомнить и впоследствии свободно различать до 10 разных тональных сигналов. По этой причине авиационные правила ограничили количество различных тональных сигналов, которые могут использоваться на конкретном типе ЛА, до 7. Между звуковыми сигналами следует устанавливать приоритет. Более важный сигнал должен прерывать менее важные.

Речевые сообщения служат для той же цели, что и тональные сигналы – для предупреждения пилота, но они имеют предпочтение перед тональными в случаях, когда:

- сообщение сложное;
- необходимо иметь возможность опознать источник сообщения;
- необходим двусторонний обмен информацией;
- сообщение относится к будущему времени и требует подготовительных операций;
 - ситуация характеризуется большой психической напряженностью.

Голос, используемый для записи речевых сигналов, должен быть хорошо различимым. Сообщения целесообразно произносить беспристрастным и спокойным голосом. Самый очевидный способ отличить синтезированный голос — придать ему ясные нечеловеческие черты. Чем более жестким и механическим звучит голос, тем более люди склонны выполнять его указания. Однако слишком механические голоса люди игнорируют. Часто для передачи речевых сообщений используют женский голос.

Слова в сообщении должны быть разборчивыми, соответствующими смыслу ситуации и краткими. Для аварийных сигналов сообщения обычно включают от 1 до 3 слов.

Информационное содержание речевых сообщений должно ограничиваться предупреждением о возникшей ситуации и указанием места возникновения проблемы. Более сложные виды информации (например, время или расстояние, оставшееся до столкновения) в речевые сообщения включать не следует. Речевые сообщения не должны повторяться много раз, так как это раздражает пилота и как никакие другие средства сигнализации способствует возникновению паники. Оптимальная скорость речи — 156 слов в минуту.

Речевая командная система (РКС) относится к классу систем распознавания речи: она способна воспринимать команды пилота, отданные голосом. Как правило, этим ее функции и ограничиваются: по бортовым каналам связи РКС передает команды соответствующим системам бортового оборудования, которые их выполняют. Такой способ управления позволяет повысить эффективность взаимодействия пилота с бортовым оборудова-

нием за счет того, что управление производится естественным для пилота способом и при этом не отвлекает его от решения важных задач, требующих постоянного внимания к окружающей обстановке — пилотирования, ведения боевых действий и т.п. Ручное управление бортовыми системами вынуждает пилота в ходе полета отвлекаться от управления ЛА, а при наличии речевой командной системы нужную «кнопку» можно включить голосом.

Работа РКС основана на технологии автоматического распознавания речи [5]. Речь передает несколько видов информации. Основная, *семантическая* информация передает содержание сообщения, его смысл. Однако только этим роль речи в общении людей не исчерпывается: иногда не меньшее (если не большее) значение имеет *просодия* — эмоциональная окраска речи, интонация. Просодия несет информацию о физическом и эмоциональном состоянии говорящего, об отношении к высказыванию, тем самым дополняя, а часто изменяя его смысл (ирония, шутка и т.п.). И, наконец, речь, как и любой звук, несет для слушателя информацию о положении источника звука в пространстве.

Для речевых командных систем интерес представляет только семантическая составляющая речевой информации, все остальное воспринимается как досадные помехи, усложняющие задачу распознавания. Высота звука также игнорируется, как не относящаяся к делу. Для русского языка и для других европейских языков такое решение допустимо, хотя существуют тональные языки, в которых высота звука может влиять и на смысл сказанного (например, китайский язык).

В общем случае системы распознавания речи могут использоваться для выполнения следующих функций:

- диктовки текста;
- идентификации личности по голосу;
- ввода данных с голоса;
- управления по речевым командам;
- доступа к информации по речевому запросу.

Перечисленные функции, за исключением диктовки текста, свойственны и бортовым РКС. Система может вводить данные в бортовые системы, например, с помощью РКС пилот может устно задавать частоты настройки радиосредств. РКС может отвечать на вопросы пилота, например, сообщать ему параметры полета — скорость, высоту, запас топлива. Такой диалоговый режим удобен: нет необходимости переводить взгляд на приборную доску, чтобы контролировать значение параметра, следовательно, пилот не отвлекается от управления ЛА.

Но главной функцией РКС является управление. Команды, отдаваемые пилотом речевой командной системе, могут управлять:

- выбором вида изображения и набора информации на индикаторах;

- выбором режимов работы бортовых систем;
- выбором радиосвязных и навигационных средств;
- выбором способа атаки, распределением целей и т.п.

Следует отметить, что как средство управления можно использоваться не только речь, но и просто голос: команды могут быть не только словесными, но и вокальными. Например, протяжный звук «А-а-а-а-а» может выполнять роль устройства управления курсором: пока звук тянется, список на экране бежит, звук прекратился — и список остановился. Такой способ может дополнять традиционное речевое управление, позволяя вокальными командами получать прямой доступ к требуемой функции.

Основной характеристикой РКС является надежность распознавания (этот показатель также называют качеством распознавания). Общепринятыми также стали характеристики, положенные в основу классификации систем распознавания речи в стандарте Microsoft Speech API: интервал между отдельными словами, зависимость от диктора, размер словаря и степень детализации при задании эталонов слов. Кроме того, системы распознавания речи характеризуются коэффициентом ветвления, отношением сигнал/шум, допустимой скоростью речи. Для бортовой РКС важной характеристикой является и время реакции системы.

Надежность распознавания — это количество правильно распознанных слов, отнесенное к общему их количеству в процентах. Чтобы претендовать на часть функций управления, традиционно выполняемых вручную, РКС должны обеспечивать высокую надежность распознавания, количество ошибок должно быть не более, чем при использовании ручных средств. Известно, что относительная доля ошибок при наборе на клавиатуре компьютера в условиях офиса составляет 1,5...2 %. В напряженных условиях полета процент ошибок, конечно же, увеличивается. Эксперименты в реальном полете на военном самолете показали, что ошибочный ввод данных пилотом имеет место в среднем в 2,2 % случаев, а при скоростном маловысотном полете ошибки составляют 2,9 %. Поэтому, применяя РКС вместо ручного управления, логично потребовать, чтобы надежность распознавания в типовом полете была не менее 95...98 %.

Достигнуть требуемой надежности распознавания слитной речи в реальных условиях полета пока не представляется возможным, а использование дискретной речи с паузами между словами для бортового применения совершенно неприемлемо, поэтому в настоящее время большинство РКС ориентировано на распознавание команд — фраз, состоящих из двух и более слов, произносимых в обычном темпе, то есть слитно.

Также РКС делятся на дикторозависимые и дикторонезависимые. Дикторозависимая система способна надежно распознавать речь только одного пользователя — того, на которого она настроена. Настройка на голос диктора называется *обучением* или *тренировкой* системы. В течение этого

времени диктор диктует системе те слова, которыми он будет пользоваться, а система запоминает особенности его речи. Так как объем словаря может быть большим, обучение системы может занимать до нескольких часов. С другими пользователями дикторозависимая система также может работать, но без предварительной настройки надежность распознавания будет гораздо ниже.

Независимая от диктора система позволяет работать с ней без предварительной настройки. Независимость от диктора достигается за счет хранения звуковых эталонов для всех наиболее типических голосов носителей данного языка и требует в несколько раз большей производительности и памяти, чем в дикторозависимых системах.

Существует и третья разновидность систем — адаптивные. Они дикторонезависимые, но способны к самообучению. Начиная работать с конкретным диктором, система постепенно настраивается на его манеру речи и по мере работы повышает надежность распознавания.

Сделать систему дикторонезависимой пока проблематично, все современные авиационные РКС дикторозависимые. Речевой профиль пилота готовится заранее на специальной рабочей станции и загружается в систему перед полетом. Однако исходя из того соображения, что в результате каких-либо отказов аппаратуры или недоразумений с речевым профилем пилот не должен остаться вообще без поддержки системы, в РКС необходимо обеспечивать распознавание голоса произвольного диктора с надежностью, как минимум, 60...70 %.

Размер словаря — это количество слов, которое способна распознать система. Сегодня с расчетом на ближайшую перспективу желательно иметь словарь размером не менее 500...1000 слов.

Современные системы распознавания речи используют статистический анализ речевого сигнала для выяснения того, что же было сказано диктором [5]. При таком подходе на каждом шаге анализа выдвигаются несколько гипотез, каждая из которых на следующем шаге проверяется и может быть принята или отвергнута. Коэффициент ветвления — это количество гипотез, генерируемых на каждом шаге распознавания и, соответственно, количество создаваемых ветвей программы. Для РКС коэффициент ветвления 6...8 считают приемлемым.

Бортовая РКС должна воспринимать команды при скорости произнесения до 200 слов в минуту. Время реакции — это величина задержки выполнения команды, т.е. период от завершения ее произнесения диктором до начала выполнения. В бортовых РКС время реакции системы должно быть менее 200 мс.

При распознавании могут использоваться другие источники информации о речи. Речевой сигнал коррелируется с этой информацией, и достоверность распознавания повышается.

Полезна, прежде всего, визуальная информация: выражение лица, движения губ, жесты, положение головы, бровей и т.п. Эти признаки используют в разговоре сами люди, и исследования показывают, что в шумном окружении это позволяет уменьшить отношение сигнал/шум на 10...12 дБ. Экспериментальные исследования с системой распознавания речи, дополненной средствами слежения за контуром губ диктора, показали, что надежность распознавания увеличилась на 7 %, а скорость распознавания возросла на 45 %.

Источником дополнительной информации о речи также могут быть миоэлектрические сигналы — электрические сигналы, снимаемые с мышц лица. В качестве дополнения к акустической информации миоэлектрические сигналы позволяют существенно повысить надежность распознавания речи. Ученые из Institute of Biomedical Engineering установили в кислородную маску пилота пять пар электродов, снимающих сигналы с пяти лицевых мускулов. Результаты исследований показали, что имеется прекрасный потенциал для использования поверхностных миоэлектрических сигналов на лице для улучшения характеристик распознавания речи. Мускульная активность предшествует речевому сигналу примерно на 300 мс, а полезные для распознавания признаки появляются в миоэлектрическом сигнале за 500 мс до появления соответствующего звука.

Предпринимаются попытки вообще отказаться от речевого сигнала, как ненадежного, а считывать речь иначе. Опыт глухих показывает, что в принципе это возможно (чтение по губам). Так, японская компания NTT DoCoMo работает над распознаванием речи при помощи датчиков движения лицевых мускулов.

Пока РКС внедряются только на боевых самолетах. Это объясняется тем, что нагрузка на пилота боевого самолета значительно выше, чем на пилота гражданского ЛА. Например, на истребителе Eurofighter речевое управление (Direct Voice Input) применяется широко, за исключением управления критичными функциями и оружием. Речевое управление используется в ситуациях с большой загрузкой пилота, но с малой динамикой. Считается, что во время атаки, при перегрузках и в быстро меняющихся ситуациях речевое управление неэффективно. Система активируется нажатием кнопки, расположенной на РУДе.

Перспективным направлением развития бортовых средств воспроизведения речи и звука является пространственная локализация звукового сигнала [5]. В такой системе создается трехмерный звуковой сигнал, поэтому пилот слышит этот звук или речь как бы приходящим с определенного направления. Например, сообщение о нападении раздастся с той стороны, где зафиксирован пуск ракеты, сообщение об отказе левого двигателя – слева сзади. Такое представление информации позволяет уменьшить мыслительную работу пилота, сделать ее более интуитивной, что, в свою

очередь, позволит увеличить пропускную способность потока данных к пилоту за счет его способности воспринимать пространственную информацию. Эксперименты с системой предупреждения столкновений TCAS показали, что пилоты, которым предупреждение об опасности столкновения подавались с использованием пространственной локализации звука, определяли положение конфликтующего самолета на 2,2 с быстрее, чем пилоты с обычной системой.

Когда в гарнитуре пилота смешиваются несколько голосов – диспетчера, членов экипажа, сообщения речевого информатора – бывает невозможно разобрать ни один из них. Если же голоса раздаются с разных направлений, они легко идентифицируются и выделяются человеком. В процессе исследований пространственной локализации звука испытуемые подтверждали, что так значительно легче сфокусироваться на конкретном разговоре и другие голоса не так мешают.

В современных исследованиях усилия направлены на передачу трехмерного звука через обычные стереотелефоны. Предпосылкой для этого служит то, что слуховые ощущения должны учитывать эффект заслонения источника звука внешней частью ушей (pinna) и головой человека. Используя этот эффект, можно создать у человека через наушники иллюзию трехмерного звукового окружения. Основная проблема заключается в том, что для достижения нужной точности оборудование должно быть прокалибровано в соответствии с индивидуальными свойствами человека, включая конкретные конфигурацию и расположение ушных раковин и характеристику спектральной чувствительности, которую имеет pinna.

Существуют некоторые ограничения, присущие человеческому восприятию звука, которые следует учитывать в разработках. Хотя люди в основном хорошо определяют направление звука, у них возникают трудности, если источник звука расположен точно впереди или сзади. В результате человек может ошибиться на 180° . Чтобы избежать этого, следует немного смещать направление звука вправо или влево. При представлении звуковой информации, которая не имеет пространственной ориентации, рекомендуется, чтобы звук раздавался спереди, тогда он не будет отвлекать пилота от управления самолетом.

3.6. Тактильная сигнализация

В настоящее время тактильная сигнализация используется весьма ограниченно. Это связано с двумя причинами. Во-первых, информативная способность тактильных сигналов по сравнению с визуальными и звуковыми невелика: если с помощью визуального или речевого сообщения можно создать у пилота развернутую картину происходящего, то тактильные сигналы могут передавать только самые общие и простые сведения.

Другая причина заключается в том, что по сравнению с чувствительностью визуального и слухового анализаторов чувствительность человека к тактильным сигналам невелика, поэтому различать тактильные сигналы сложно. Вследствие таких ограничений на современных самолетах тактильные сигналы используются по преимуществу для аварийной сигнализации о выходе самолета на недопустимые эксплуатационные режимы, которые могут привести, например, к разрушению конструкции самолета или к сваливанию в штопор. Обычно эта сигнализация производится путем тряски штурвала или ручки управления самолета (РУСа). Для этого к штурвалу (РУСу) подсоединяется исполнительное устройство (электромотор или электромагнит), которое при приближении самолета к эксплуатационному пределу включается и толкает или трясет штурвал (РУС). Искусственная тряска понятна пилоту без всяких комментариев, так как при выходе на предельные режимы такая же тряска возникает естественным путем, поэтому реакция на такое предупреждение следует незамедлительно.

В последнее время интерес к тактильной сигнализации пилота существенно возрос [5]. Это связано с тем, что на современных ЛА основной визуальный канал передачи информации пилоту уже перегружен. Кроме того, тактильная сигнализация имеет существенные достоинства, которых визуальная сигнализация лишена:

- визуальные сигналы пилот видит только тогда, когда смотрит на приборную доску, а тактильная сигнализация достигает сознания пилота независимо от направления его внимания;
- тактильные воздействия оказывают сильное привлекающее действие.

Тактильная сигнализация используется не только для предупреждения, она может существенно улучшить осознание пилотом ситуации в полете, передавая информацию не только о событии, но и о направлении. Для этого нужно соответствующим образом расположить вокруг тела пилота комплект миниатюрных элементов — вибраторов (tactors), передающих на тело тактильные воздействия. Вибратор представляет собой небольшое устройство размером с пуговицу, он вибрирует при подаче на него управляющего сигнала. Одновременная работа группы вибраторов, вшитых в костюм пилота, дает лётчику ясное, интуитивно воспринимаемое представление не только о событии, но и о направлении относительно пилота, где имеет место данное событие. Вибраторы вшиваются в высотно-компенсирующий или охлаждающий костюм лётчика маневренного самолёта.

Информация о положении ЛА от инерциальной навигационной системы поступает в вычислитель, который активирует группу вибраторов с той стороны торса пилота, с которой находится земля. Если самолет кренится вправо, то работают вибраторы с правой стороны, если крен продолжается, то вибрация переходит на плечи пилота. Когда самолет пики-

рует, вибрация возникает в грудной части жилета, когда кабрирует — на спине. Таким образом, пилот непрерывно получает истинную информацию о положении относительно земли, которая позволяет ему на интуитивном уровне поддерживать осознание пространственной ориентации ЛА.

Тактильный жилет или костюм также может предупреждать и об опасных отклонениях от заданной траектории полета. Если ЛА отклоняется вправо, включаются правые вибраторы, если влево — левые. Если ЛА достигает предельно низкой высоты, включаются вибраторы, вшитые в сиденье брюк пилота. Пилот инстинктивно берет ручку на себя, даже не осмысливая ситуацию. Амплитуда или частота вибрации может показывать степень опасности: чем больше отклонение, тем сильней вибрация.

3.7. Виртуальная кабина

Классический интерфейс «пилот—ЛА» до последнего времени почти целиком строился по принципу «глаз—конечность», то есть пилоту подается визуальный сигнал с помощью лампочки, светосигнального табло или экрана, на который пилот реагирует парирующим действием рук или ног—двигает штурвал, педали, РУД, включает кнопки и тумблеры. Напряженные условия работы пилота на современном ЛА потребовали поиска путей повышения эффективности интерфейса [5].

Одним из таких путей стала автоматизация ряда второстепенных функций, завершающаяся переходом к адаптивному интерфейсу. Другой путь – это интеллектуальная поддержка пилота в подготовке и выработке решений. Для этого создают системы с элементами искусственного интеллекта. Система обрабатывает данные бортовых и внешних датчиков, разыскивает информацию, которая может повлиять на выполнение задания и рекомендует пилоту предпринять те или иные действия. Перед полетом в систему загружается маршрут полета с базой данных по рельефу. Но если во время задания обнаруживается угроза ЛА, то система вырабатывает новый маршрут, основываясь на контексте задания: если заданием является атака, система рекомендует наилучшую позицию для боя, если это разведка – маршрут с наименьшей вероятностью обнаружения ЛА противником и наивысшей вероятностью засечь цель. Она также управляет связью, автоматически посылая сообщения в заданных точках маршрута. От пилота требуется только разрешение произвести то или иное действие (переключателем или голосом).

Третий путь повышения эффективности интерфейса «пилот-ЛА» — это его *мультимодальность*, под которой понимают использование для передачи информации не только визуального и слухового, но и других сенсорных каналов пилота, а для передачи управляющих воздействий от пилота к ЛА — не только ручного или ножного управления, но и альтерна-

тивных способов: управления голосом, взглядом, движениями головы и даже мыслью.

Разработанный на основе последних достижений науки и техники мультимодальный интерфейс позволит в ближайшей перспективе создать так называемую виртуальную кабину. Такая кабина будет выглядеть совершенно иначе, чем ныне существующие. В ней не будет приборов, не будет привычных органов управления — штурвала, РУДа, педалей, ручек, переключателей, почти ничего, что отличало бы рабочее место пилота от кресла пассажира. Все приборы и органы управления станут частью экипировки пилота. Костюм пилота будет включать НСЦИ и разнообразные датчики. Подключив костюм к информационным шинам ЛА, пилот будет видеть виртуальные приборы и сможет управлять виртуальными органами управления. Движения, речевые команды и мысли пилота будут восприниматься датчиками, расположенными в костюме и в кабине. Сигналы датчиков будут интерпретироваться и соответствующие намерениям пилота управляющие воздействия будут передаваться исполнительным устройствам ЛА.

НСЦИ будет цветной, бинокулярной, с высокой разрешающей способностью и широким полем зрения, что позволит создавать виртуальную реальность. Пилот будет видеть объёмную картину, которая будет изменяться в соответствии с положением его головы и направлением взгляда. Так как эта картина будет создаваться программным путем, она легко может адаптироваться к типу ЛА, решаемой задаче, фазе полета и даже личным предпочтениям пилота. В виртуальной кабине будут появляться по мере надобности и исчезать нужные приборы и органы управления. Например, на посадке уже не нужна навигационная информация и она будет убираться, освобождая поле зрения. Появится возможность изменять способ представления информации прямо в полете, например, на важных фазах полета пилотажно-навигационные индикаторы могут увеличиваться в размерах, чтобы их было лучше видно и можно было точнее выдерживать параметры полета.

Пилот будет видеть и сможет двигать несуществующие ручки, нажимать несуществующие кнопки, поворачивать несуществующий штурвал, при этом костюм будет оказывать на руки и тело пилота тактильные воздействия, имитирующие ощущения держания рычагов и нажимания на кнопки и тумблеры, так что пилот сможет их не только видеть, но и чувствовать. Сами органы управления тоже могут измениться, так как виртуальная реальность позволяет создавать такие органы управления, которые сложно или невозможно выполнить технически. Как и в обыденной обстановке здесь будут задействованы все пять органов чувств, т.е. дополнительно в виртуальной кабине возникнут разнообразные запахи, а также вкусовые ощущения во рту пилота (приятные или непрятные, в зависимости от текущей ситуации).

Виртуальная реальность не обязательно означает подмену внешнего мира искусственным. Изображения приборов и органов управления могут накладываться на окружающее пространство, как это делается в ИЛС и НСЦИ. Однако возможно, что всякое видение вне шлема на военных ЛА в ходе боевых действий будет исключено. Ведь противник может применить направленное высокоэнергетическое оружие (лазеры), которое способно повредить зрение пилота. Это вынуждает делать кабину или шлем затемняемыми, чтобы никакой свет снаружи туда не проникал. Тогда изображение внешнего пространства будет передаваться в шлем только от бортовых сенсоров.

Нарисованная картина выглядит довольно фантастично, но уже сегодня ряд научно-исследовательских центров работают над практической реализацией подобных проектов.

4. СИСТЕМЫ РЕГИСТРАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЁТА

Бортовые средства объективного контроля (СОК) — технические средства, предназначенные для регистрации и сохранения полётной информации, отражающей условия полёта, действия экипажа и функционирование бортового оборудования. СОК используются: для анализа причин и предупреждения лётных происшествий; технической диагностики бортового оборудования и прогнозирования его технического состояния; оценки действий летного состава при выполнении полетного задания. Существует два вида СОК — бортовые устройства регистрации и бортовые магнитофоны, в последнее время начинают разрабатываться интегральные устройства, совмещающие в себе функции обоих видов.

4.1. Бортовые устройства регистрации

Бортовое устройство регистрации (БУР), или Flight Recorder, предназначено для автоматической записи параметров полёта и параметров работы наиболее важных агрегатов и систем. По функциональному назначению БУР подразделяются на аварийные, эксплуатационные и испытательные.

Аварийные БУР предназначены для накопления и сохранения полетной информации, которая может быть использована в дальнейшем при расследовании инцидентов, аварий и катастроф. Эксплуатационные системы регистрации записывают значительно большее число параметров, чем аварийные БУР. Накопитель эксплуатационного регистратора защиты не имеет и при авариях не спасается. Испытательные системы регистрации используются при проведении различного рода летных испытаний образцов авиационной техники.

По принципу записи информации БУР делятся на механические, оптические, магнитные и электроные с твердотельной памятью (флэшпамять); в механических и оптических накопителях сигнал записывается в аналоговой форме, в магнитных и электронных — в цифровой.

БУР с механической записью использовались на старых типах ЛА и имели минимальное количество записываемых параметров. К таким устройствам относится, например, регистратор К3-63, в котором фиксировались нормальная перегрузка, скорость и высота полёта. Запись осуществлялась процарапыванием эмульсии на прозрачной пленке (рис. 4.1).

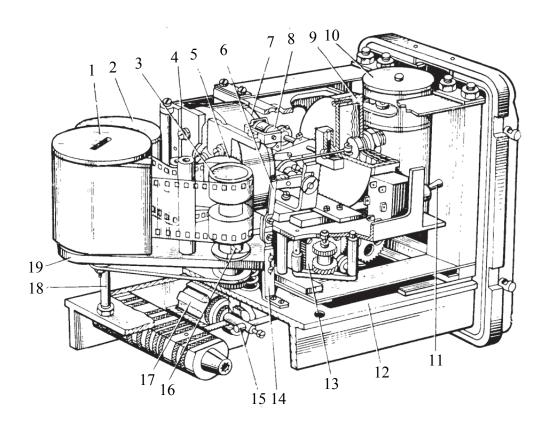


Рис. 4.1. Механизм самописца К3-63:

- 1 бронекассета; 2 ведомая катушка; 3 ведущий барабан; 4 коробка;
- 5 столик; 6 стрелка; 7 гермокамера системы скорости; 8 отметчик времени; 9 гермокамера системы высоты; 10 электродвигатель;
- 11 переключатель скорости; 12 основание; 13 муфта; 14 стойка;
- 15 коромысло; 16 собачка; 17 демпфер; 18 упор; 19 откидная панель

БУР с оптической записью также являются устаревшим видом оборудования, информация в них фиксировалась шлейфовым световым осциллографом на фотопленке. Примером оптических БУР может служить регистратор САРПП-12 (рис. 4.2), записывающий до 12 дискретных и непрерывных параметров и до сих пор применяющийся на вертолетах Ми-8 и некоторых военных самолётах.



Рис. 4.2. Бортовой регистратор САРПП-12

В магнитных БУР в качестве носителя используется магнитная лента (иногда проволока), запись информации производится в виде время-импульсного, частотного или цифрового кода. Примерами магнитных БУР могут служить МСРП-12-96, МСРП-64, МСРП-256.

БУР с твердотельным накопителем — новое поколение устройств регистрации, примеры таких устройств: ТБН-К-4 — эксплуатационный и 3БН-1-3 — защищенный (рис. 4.3).



Рис. 4.3. Защищённый бортовой накопитель ЗБН-1-3

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

4.2. Система МСРП-64

Система МСРП-64 обеспечивает регистрацию измерительной, служебной и вспомогательной информации. Измерительная информация включает аналоговые параметры и разовые команды, записанные на плёнку в цифровом восьмиразрядном двоичном коде. Служебная информация записывается в восьмиразрядном условном двоично-десятичном коде. Вспомогательная информация состоит из отметок времени, кадровых, субкадровых и канальных импульсов. В качестве носителя информации используется магнитная лента шириной 19,05 мм и толщиной 0,055 мм. Скорость протяжки ленты составляет 2,67 мм/с. Запись информации выполняется двумя блоками головок — каждый блок содержит 14 записывающих головок, которые одновременно являются и стирающими.

Один кадр записи представляет собой участок магнитной ленты, на котором записана информация одного цикла, и состоит из 64 каналов.

Аварийный накопитель установлен в титановом бронекорпусе шарообразной формы оранжевого цвета с надписями на русском и английском языках (рис. 4.4).



Рис. 4.4. Защищённый накопитель информации МСРП-64

Декодирование информации, записанной БУРом, производится на наземном декодирующем устройстве НДУ-8 или с помощью системы автоматизированной экспресс-обработки полётной информации «Луч-84».

4.3. Система Тестер-У3

БУР Тестер-У3 предназначен для сбора, преобразования и регистрации на магнитную ленту информации, характеризующей техническое состояние ЛА, его положение в пространстве и действия летчика, а также для сохранения информации, записанной на магнитную ленту, в случае летного происшествия.

В комплект системы Тестер-УЗ входят:

- блок сбора полетной информации 1TB;
- защищенный бортовой накопитель 2ТВ;
- блок установки служебных параметров 5TB;
- согласующее устройство БС1-02;
- датчики параметров;
- выключатель ВГ-15К-2С.

Размещение блоков и датчиков Тестер-У3 на самолете Cy-27 показано на рис. 4.5.

Основные технические данные Тестер-УЗ:

- 1) Объем регистрируемой информации. Количество аналоговых параметров -50, из них напряжением постоянного тока 0...6,3 В -37; напряжением постоянного тока 0...40 В -2; напряжением постоянного тока 0...50 мВ -2; частотой 0,3...3,3 к Γ ц переменного тока -4; 32-разрядный двоичный код -3; 8-разрядный двоичный код напряжением переменного тока 115 В и 400 Γ ц -2. Разовые команды длительностью не менее 0,125 с -40.
- 2) Частота опроса параметров 1...8 раз/с в нормальном режиме и 2...16 раз/с в режиме «512».
 - 3) Время записи последние 3 ч полета или 1,5 ч в режиме «512».
 - 4) Время подготовки к работе не более 1,5 мин.
 - 5) Напряжение питания 18...33 В.
 - 6) Потребляемая мощность по цепи питания не более 70 Вт.
 - 7) Потребляемая мощность по цепи обогрева не более 100 Вт.
- 8) Включение режима «512» (увеличение частоты опроса параметров в 2 раза) тумблером на левой стенке ниши передней опоры шасси;
- 9) Записанная информация сохраняется при воздействии на блок 2ТВ: бензина, керосина, гидравлических жидкостей в течение 2 ч; морской воды в течение 36 ч; ударной нагрузки одиночного характера не менее 10 кН; нагрева до 1100 °C 50 % поверхности блока в течение 15 мин. Обеспечивается сохранение записанной информации без потерь и изменения в течение 60 сут при условии хранения в капитальных неотапливаемых хранилищах.

- 10) Перезапись информации производится с помощью устройства перезаписи «Обзор-МП» или «Луч-74». Скорость перезаписи в 10 раз выше скорости записи.
- 11) Обработка зарегистрированной информации производится в наземных условиях системой «Луч-71М» или «Луч-74».

Блок сбора полетной информации 1ТВ (позиция 6 на рис. 4.5) предназначен для сбора, коммутации сигналов от датчиков и согласующих устройств самолета, преобразования напряжений в код, питания всех узлов регистрации, управления всеми устройствами, формирования кода текущего времени, формирования сигналов исправности блоков.

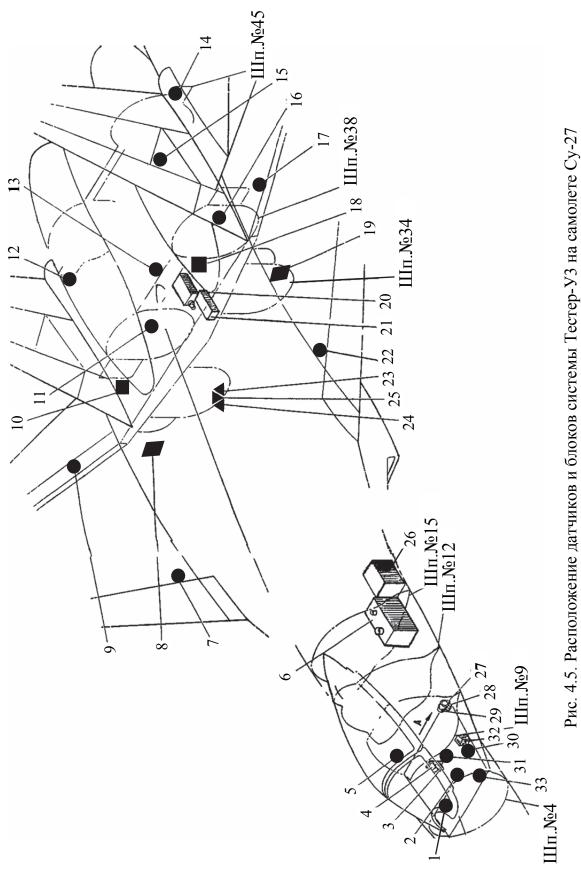
Защитный бортовой накопитель 2ТВ (позиция 26 на рис. 4.5) предназначен для усиления импульсов входной информации, записи кодовоимпульсной информации на магнитной ленте, воспроизведения записанной информации и вывода ее в наземное устройство-дешифратор, самоконтроля блока 2ТВ и контроля сквозного тракта регистратора, автоматической регулировки температуры внутри блока, сохранения магнитной ленты с записанной информацией в случае происшествия.

Для сохранения магнитной ленты с записанной информацией лентопротяжный механизм помещен в термо- и ударозащищенный контейнер, выполненный из титанового сплава ярко-оранжевого цвета. На внешней поверхности контейнера имеется надпись

Регистратор полетных данных – FLIGHT RECORDER

Блок установки служебных параметров 5ТВ (позиция 32 на рис. 4.5) предназначен для выдачи в магнитный накопитель установленной оператором служебной информации (дата и номер полета), включения и контроля регистратора на земле, индикации исправности предохранителей питания датчиков и регистратора, защиты электроники в регистраторе от переходных напряжений в системе электроснабжения.

Блок БС1-02 (позиция 20 на рис. 4.5) обеспечивает преобразование сигналов сельсинов-датчиков в постоянное напряжение 0...6,3 В, пропорциональное углу поворота сельсина-датчика.



Датчики параметров (рис. 4.6) предназначены для преобразования физических величин контролируемых параметров в электрические сигналы.

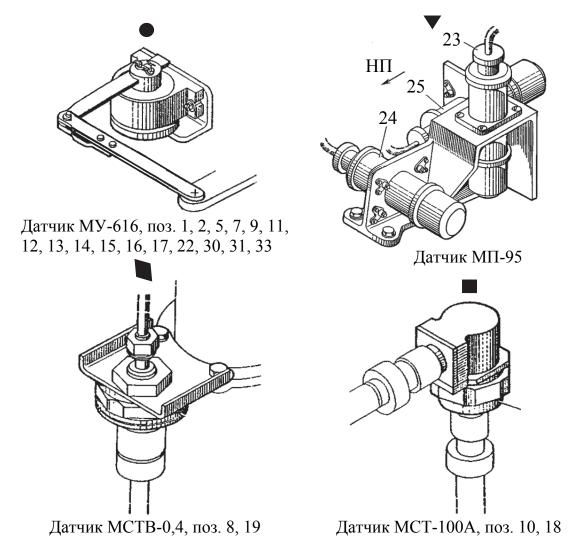


Рис. 4.6. Установка датчиков на самолете Су-27 (позиции на рис. 4.5)

Потенциометрические датчики:

МУ-616 – предназначен для преобразования угловых и линейных перемещений органов управления ЛА в напряжение 0...6,3 В;

МП-95 — предназначен для преобразования значений линейных ускорений в напряжение 0...6,3 B;

МДД-Те – предназначен для преобразования давления воздуха (при измерении высоты и скорости полета) в напряжение 0...6,3 В;

МСТВ-0,4 — предназначен для выдачи напряжения +27 В при давлении топлива перед центробежным насосом до 0,04 МПа;

MCT-100A — предназначен для выдачи напряжения +27 В при достижении давления в гидросистеме более 10 МПа;

MCT-4A — предназначен для выдачи напряжения +27 В при снижении давления кислорода до 0,4 МПа.

4.4. Бортовые магнитофоны

Бортовой магнитофон (Voice Recorder) предназначен для записи речевой информации — переговоров экипажа по внешней и внутренней связи. Их классифицируют по типу применяемого носителя информации: магнитофоны с записью на стальную проволоку, например, МС-61Б или П-503Б; магнитофоны с записью на магнитную ленту, например, МАРС-БМ (рис. 4.7); магнитофоны с записью на твердотельную флэш-память, например, П-507М или Р-3БН.



Рис. 4.7. Аварийный речевой самописец

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данном пособии рассмотрена работы топливной аппаратуры дозвукового и сверхзвукового летательного аппарата, представлены типовые конструкции агрегатов топливной системы. Описывается состав и принциы работы современного авиационного пилотажно-навигационного комплекса. Показаны существующие сегодня, а также перспективные системы интерфейса «пилот-летательный аппарат», такие, как тактильная сигнализация, речевое управление, виртуальная кабина. Рассмотрены различные типы бортовых устройств регистрации параметров полёта и бортовых магнитофонов.

Представленная информация количественно и качественно соответствует требованиям государственного образовательного стандарта по специальности 24.05.07 для дисциплины «Оборудование самолётов», а также может быть использована студентом при выполнении им выпускной квалификационной работы.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

- 1. Лещинер, Л. Б. Проектирование топливных систем самолетов / Л. Б. Лещинер, И. Е. Ульянов. М.: Машиностроение, 1975. 344 с.
- 2. Башта, Т. М. Конструкции и расчет самолетных гидравлических устройств / Т. М. Башта. М.: Оборонгиз, 1961. 476 с.
- 3. Системы самолета—истребителя типа МиГ-29 : учеб. пособие / В. И. Дубинский, Л. М. Кунбутаев [и др.] ; под ред. В. И. Дубинского. М. : Изд-во МАИ, 1997. 45 с.
- 4. Юровицкий, М. И. Компоновка кабин экипажа пассажирских самолётов / М. И. Юровицкий. М.: Машиностроение, 1988. 208 с.
- 5. Кучерявый, А. А. Бортовые информационные системы: Курс лекций / А. А. Кучерявый ; под ред. В. А. Мишина и Г. А. Клюева. Ульяновск : УлГТУ, 2004. 504 с.

Учебное издание

Чепурных Игорь Владимирович **Чепурных** Сергей Андреевич

СИСТЕМЫ БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ САМОЛЁТОВ И ВЕРТОЛЁТОВ

Топливная система и кабинное оборудование

Учебное пособие

Научный редактор – доктор технических наук, профессор А. В. Бобков

Редактор Е.В. Безолукова

Подписано в печать 24.10.2015. Формат 60×84 1/16. Бумага 80 г/м 2 . Ризограф EZ570E. Усл. печ. л. 10,00. Уч.-изд. л. 9,70. Тираж 120 экз. Заказ 27385.

Редакционно-издательский отдел Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Комсомольский-на-Амуре государственный технический университет» 681013, г. Комсомольск-на-Амуре, пр. Ленина, 27.

Полиграфическая лаборатория Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Комсомольский-на-Амуре государственный технический университет» 681013, г. Комсомольск-на-Амуре, пр. Ленина, 27.