

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ
АВТОНОМНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЁВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)» (СГАУ)

В.А. ЗАГОРСКИЙ, Д.Ю. КИСЕЛЕВ, В.И. САНЧУГОВ

ИСПЫТАНИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Рекомендовано редакционно-издательским советом федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)» в качестве электронного учебного пособия для студентов, обучающихся по программе высшего образования по направлению подготовки бакалавров 162300 Техническая эксплуатация летательных аппаратов и авиационных двигателей

САМАРА
Издательство СГАУ
2014

УДК 6(075)
ББК 39.55я7
3 14

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. В.Н. Матвеев
зам. начальника ПМТУ ВТ ФАВТ А. М. Нетреб а

Загорский В.А.

- 314 **Испытания воздушных судов [Электронный ресурс]** : электрон. учеб. пособие / *В.А. Загорский, Д.Ю. Киселев, В.И. Санчугов.* – Электрон. текстовые и граф. данные (0,94 Мб). – Самара: Изд-во СГАУ, 2014. – 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

ISBN 978-5-7883-0859-3

Рассматриваются вопросы испытания воздушных судов и их систем. Дана классификация видов испытаний. Представлены факторы, действующие на воздушное судно в процессе эксплуатации и методы испытаний отдельных систем при воздействии эксплуатационных нагрузок. Приведены методы расчета параметров и отдельных элементов конструкции воздушного судна.

Предназначено для студентов 6 курса факультета инженеров воздушного транспорта направления подготовки 162300.68 «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей» по дисциплине «испытания летательных аппаратов и их функциональных систем».

Главы 1-4 написаны Д.Ю. Киселевым, главы 5 и 7 –В.И. Санчуговым, глава 6 –В.А. Загорским.

УДК 6(075)
ББК 39.55я7

ISBN 978-5-7883-0859-3

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2014

ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение	5
1. Классификация испытаний. Виды испытаний авиационной техники и систем	7
2. Нивелировка	13
3. Определение весовых и инерционных характеристик воздушных судов	15
3.1. Определения координат центра тяжести самолета	15
3.1.1. Общие сведения	15
3.1.2. Подготовительные операции по определению центра масс самолета	16
3.1.3. Экспериментальные методы определения положения центра тяжести самолета	17
3.2. Определение моментов инерции самолета	22
4. Испытания системы управления гражданских самолетов	25
5. Испытания топливных систем пассажирских самолетов	28
5.1. Общие сведения	28
5.2. Система питания топливом основных двигателей	29
5.3. Система питания топливом ВСУ	32
5.4. Система перекачки топлива	33
5.5. Система управления и измерения топлива	35
5.5.1. Автомат расхода	36
5.5.2. Автомат выравнивания	37
5.5.3. Порядок включения топливной системы перед полетом	37
5.5.4. Система заправки	38
5.6. Система дренажа топливных баков	39
5.7. Система измерения расхода топлива	39
5.8. Система измерения температуры топлива	39
5.9. Система нейтрального газа	40
5.10. Перекачка топлива из баков № 3 и № 4 в бак № 2	40
5.11. Проверка и испытания топливной системы на работоспособность	40
6. Гидрогазомеханические системы летательных аппаратов	43
6.1. Классификация гидрогазомеханических систем летательных аппаратов. Основные требования, достоинства и недостатки	43
6.2. Методика проектирования и создания авиационных гидрогазомеханических систем	45
6.3. Разработка структурной схемы гидрогазомеханической системы ЛА	45
6.4. Рабочие жидкости гидрогазомеханических систем летательных аппаратов ..	46
6.5. Требования к рабочим жидкостям ГГМС ЛА	54
6.6. Режимы течения рабочих жидкостей. Гидродинамическое подобие	54
6.7. Местные гидравлические сопротивления	56

6.8. Неустановившееся течение. Гидравлический удар.....	57
6.9. Гидравлический расчет трубопроводов.....	58
6.10. Гидроприводы и гидropередачи.....	59
6.11. Состав и исполнение гидropередач.....	59
6.12. Принцип расчета гидropередач.....	60
7. Испытания высотного оборудования самолетов.....	61
7.1. Основные физиолого-гигиенические требования, предъявляемые к параметрам атмосферы в кабинах пассажирских самолетов.....	61
7.2. Состав и работа систем высотного оборудования.....	63
7.3. Испытание самолета на герметичность.....	65
7.4. Методы испытания высотного оборудования.....	69
ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	72
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ.....	73

ВВЕДЕНИЕ

Всю историю испытаний авиационной техники условно можно разделить на три периода.

Ранний период отличается тем, что каждый авиатор-конструктор, строивший своими силами самолеты, был их летчиком-испытателем.

Переходный период характеризуется появлением специальности летчика-испытателя. В этот период конструкторы, совместно с летчиками-испытателями, разработали ряд методик испытаний и установили нормативы для различных характеристик самолета.

В настоящий период характер испытаний и нормативы четко определены и испытания проводятся по тщательно разработанным и теоретически обоснованным программам и методикам.

Испытания первых самолетов предусматривали только качественную оценку основных летных характеристик самолета и общую качественную оценку летчиком безопасности полета. Контрольно-измерительная аппаратура состояла из простых приборов контроля двигателя. Указатель скорости самолета часто отсутствовал.

На начальном этапе поводом к развитию самолетостроения послужила первая мировая война. Боевое применение самолетов потребовало при испытании оценки их летно-технических качеств.

Следующий толчок в развитии отечественного самолетостроения и авиационной науки дала Октябрьская революция. В марте 1918 года под личным руководством Н.Е. Жуковского была организована научно-исследовательская и испытательная «Летучая лаборатория». Основной её задачей было исследование натуральных моделей самолетов.

В начале 30-х годов, одновременно с интенсивным развитием научной, теоретической и экспериментальной базы научно-исследовательской и испытательной работы проводилась специализация целых коллективов, что способствовало резкому повышению качества и уровня исследований, увеличению их объема.

Появление в конце 30-х годов двигателей с наддувом, винтов изменяемого шага с автоматическим управлением и убирающегося шасси, привело к увеличению высоты и скорости полета, а также к усложнению техники.

Более сложная техника обусловила появление наземных видов отработки и испытания воздушной и топливной систем, системы уборки шасси, проверки вооружения.

Послевоенные годы характеризуются бурным ростом реактивной авиации. Конструкторы, технологи, испытатели столкнулись с совершенно иными, новыми задачами по аэродинамике, прочности и целому ряду других направлений. Были разработаны более совершенные мето-

дики наземных и летных испытаний. Появились более современные виды измерений и совершенные методы обработки результатов испытаний. Были созданы специализированные летающие лаборатории для отработки новых двигателей, отдельных узлов и агрегатов различных, более совершенных, бортовых систем, для проведения натурных исследований по аэродинамике и отработке взлетно-посадочных устройств.

В настоящее время методика летных испытаний является самостоятельным научным направлением, неразрывно связанным с доводкой и наземными испытаниями опытной и серийной техники.

Значительное место в летных исследованиях в эти годы занимают вопросы наземных и летных испытаний вертолетов. Основой этого направления стали методы испытаний, разработанные для самолетов.

1. Классификация испытаний. Виды испытаний авиационной техники и систем

Процессы управления характерны для всех этапов жизненного цикла (ЖЦ) технических систем. Основными этапами этого цикла являются научно-исследовательские работы, опытно-конструкторские работы, серийное производство и эксплуатация. Неотъемлемым и наукоемким этапом ЖЦ являются испытания. Испытания – это экспериментальное определение количественных и (или) качественных свойств объекта как результата воздействия на него при его функционировании [5].

В любом испытании выделяют следующие четыре этапа (фазы): планирование, проведение, обработка результатов, анализ полученных результатов и выработка решения.

В ходе испытаний должны быть установлены характеристики свойств объекта, показатели качества, надежности, работоспособности и эргономичности. Общей целью испытаний и контроля является обеспечение высокой (заданной) надежности летательного аппарата, т.е. его способности выполнить в полном объеме заданные функции в течение определенного времени как в наземных условиях (имеющих место при транспортировке, подготовке, запуске и т.д.), так и в условиях полета.

Для контроля характеристик объекта нужно определить их номинальные значения. Это происходит в процессе проектирования и уточняется на стадии испытаний. Проверка соответствия объекта установленным техническим требованиям называется техническим контролем.

Для любого вида контроля характерны два этапа [7]:

- 1) получение информации о техническом состоянии объекта;
- 2) сопоставление полученной информации с заданными требованиями и установление соответствия фактических данных требуемым значениям.

Для первого этапа характерно применение средств контроля, предназначенных для преобразования информации, поступающей от объекта контроля. Определяют контрольную точку, которая является частью объекта и находится на нем. В ней, как правило, размещают датчик или производят отбор пробы вещества.

Условия испытания – это совокупность воздействующих факторов или режимов функционирования объекта при проведении испытаний.

Испытания классифицируются по видам (рис. 1.1).

Вид испытаний – классификационная группа испытаний по конкретному признаку.

Испытания классифицируются по следующим признакам: уровень проведения; цель проведения; место проведения; характер внешних воздействий; продолжительность испытаний; влияние на объект испы-

таний; определяемые характеристики; стадии жизненного цикла изделия [7].

Испытания по цели проведения подразделяются на:

- *исследовательские испытания* проводятся для изучения определенных характеристик объекта;
- *контрольные испытания* – для проверки качества объекта на всех стадиях жизненного цикла изделия;
- *сравнительные испытания* – испытания аналогичных по характеристикам или идентичных объектов, которые осуществляются в равных условиях с целью сравнения их характеристик.
- *определятельные испытания* проводятся с целью определения значений характеристик объекта с заданными точностью и (или) достоверностью.



Рис. 1.1 – Классификация испытаний

При различных внешних воздействиях могут возникнуть условия, приводящие к ограничению или потере работоспособности изделия или его составных частей в процессе эксплуатации. К внешним факторам относятся: действие окружающей среды и особенности эксплуатации, связанные с местом установки изделия и (или) условиями его транспортирования.

Лабораторные испытания по продолжительности воздействия и значениям воздействующих нагрузок подразделяют на нормальные, ускоренные и сокращенные.

Нормальные лабораторные испытания проводятся в течение срока, установленного технической документацией, при воздействии одного или нескольких внешних факторов, соответствующих условиям реальной эксплуатации.

Ускоренные испытания обеспечивают получение необходимого объема информации за более короткий срок, чем при нормальных испытаниях. Ускорение процесса испытаний достигается за счет ужесточения испытательных режимов (повышения температуры, увеличения влажности и т.д.), а также форсирования режимов работы испытуемого изделия. При жестких условиях испытаний необходимо, чтобы значения параметров испытательных режимов не превышали предельные нормы.

Сокращенными называются лабораторные испытания, проводимые по сокращенной программе.

По принципу осуществления различают физические испытания и испытания с использованием математических, физических и физико-математических моделей объекта испытаний, позволяющих выполнять испытания методами моделирования.

Математическое моделирование основано на построении и изучении математических моделей, представляющих собой математическое описание физических процессов, происходящих в объекте испытаний при воздействии на него внешних факторов или при его работе в нормальных условиях.

При неразрушающих испытаниях все параметры объекта не превышают предельных значений. При этом, после проведения испытаний, возможна дальнейшая эксплуатация изделия.

Разрушающие испытания – это испытания, в результате которых один или несколько параметров объекта могут достичь предельного значения и дальнейшая эксплуатация без замены изделия будет невозможна. Также вероятно случайное появление дефектов в ходе дальнейшей эксплуатации.

Испытания по определяемым характеристикам изделий подразделяются на функциональные испытания, испытания на надежность и на безопасность.

Функциональные испытания проводятся для определения технических характеристик изделия, характеризующих его функционал (назначение).

Испытания на надежность предусматривают определение параметров безотказности, работоспособности, долговечности, ремонтпригодности, сохраняемости, транспортабельности. Данные испытания проводят с целью выявления соответствия фактических показателей надежности изделий требованиям, заложенным в нормативно-технической документации. Контрольные испытания изделий на надежность позволяют установить соответствие значений показателей надежности установленным требованиям.

Испытания на безопасность проводят для проверки качества изготовления изделия, обеспечивающего его потребителю безопасную ра-

боту даже в случае небрежного с ним обращения. Испытания на безопасность проводятся как в нормальных условиях, так и в условиях возникновения неисправности.

Испытания на безопасность бывают граничные и технологические.

Технологические испытания предназначены для проверки качества изготовления и сборки объекта испытания.

Граничные испытания проводятся для выявления области работоспособности изделия. Границами работоспособности являются максимально допустимые параметры изделия.

Испытания по стадиям жизненного цикла. На стадии разработки изделия проводятся исследовательские испытания, базирующиеся на применении математических моделей.

Для определения степени соответствия характеристик объекта параметрам, установленным в нормативно-технической документации, осуществляют доводочно-исследовательские испытания.

После проведения испытаний опытных образцов или опытной серии, изделие подвергают проведению контрольных испытаний с целью установления возможности постановки объекта на приемочные испытания.

На стадии производства проводят контрольно-квалификационные испытания установочной серии или промышленной партии для определения возможности предприятия выпускать данную продукцию в установленные сроки, с определенным объемом и качеством изготовления.

Готовая продукция подвергается контрольно-предъявительским испытаниям, которые проводит служба технического контроля. Затем представитель заказчика, в присутствии представителя завода, проводит приёмно-сдаточные испытания [8].

Перед проведением испытаний разрабатывается программа испытаний. Программа испытаний – это документ, определяющий объект, цель проведения испытаний, виды испытаний, последовательность, объем и условное место их проведения, порядок и сроки, а также установленные виды отчетности и ответственности за проведение испытаний.

Фактический уровень показателей качества для изделий авиационной и ракетной техники оценивается при наземных и летных испытаниях.

В связи с большой опасностью и известной степенью риска для человека, количество летных испытаний стараются снизить, заменить их наземной отработкой изделий с учетом всех внешних факторов.

Все наземные испытания должны быть окончены до начала проведения летных. Наземные отработочные испытания подразделяются на автономные и комплексные.

При проведении автономных испытаний, объектом являются отдельные узлы и агрегаты летательного аппарата. Автономные испытания – продолжение проектной разработки, конструкторской разработки и технологической отработки изделия.

В ходе проведения экспериментальных испытаний определяется правильность принятых при разработке и производстве решений, определяется соответствие всех параметров изделия требованиям, заложенным в нормативно-технической документации.

При проведении автономных испытаний определяются истинные значения запаса работоспособности изделия, выявляются конструкторские и технологические дефекты, обрабатывается технологическая документация.

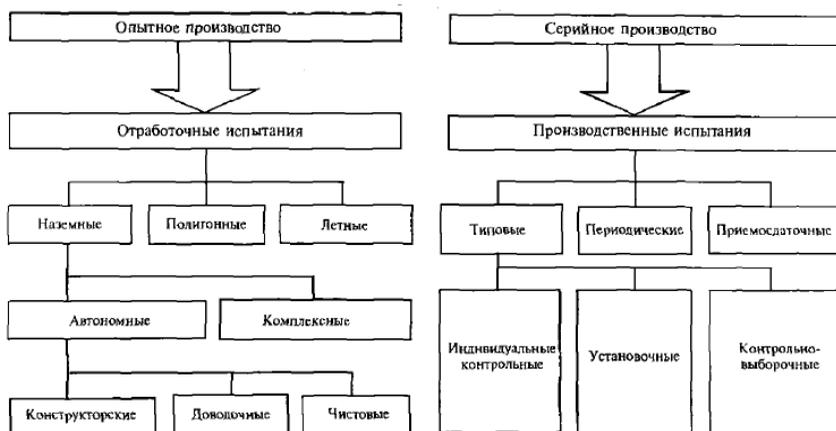


Рис. 1.2 – Виды испытаний по типам производств

Комплексные испытания проводятся с целью отработки всей системы в целом. В ходе испытаний определяются эксплуатационно-технологические характеристики летательного аппарата.

Летные испытания являются заключительным этапом отработки в ходе которого окончательно определяются основные характеристики летательного аппарата. Летные испытания проводятся с целью подтверждения заданных технических характеристик и надежности летательного аппарата, его составных частей и систем. В процессе летных испытаний реализуются те задачи экспериментальной отработки (рис. 1.3), которые по экономическим или каким-либо иным причинам нецелесообразно проводить при наземной отработке.



Рис. 1.3 – Обобщенная схема экспериментальной отработки

Испытания в условиях длительной эксплуатации являются летными испытаниями. К ним относятся: эксплуатационные, на надежность, на долговечность, на технологичность и другие виды испытаний.

Эксплуатационные испытания являются самым длительным этапом испытаний и проводятся в типовых условиях эксплуатации опытной серии и на самолетах-лидерах. Целью испытаний является проверка функционирования, работоспособности всех систем в процессе длительной эксплуатации. Как правило, проводятся инженерный анализ отказов и неисправностей, обработка замечаний летного персонала по техническому обслуживанию, что является частью комплекса приемодаточных и государственных испытаний.

Испытания на надежность проводятся для определения среднего времени и количества циклов до отказа, определения и проверки надежности объекта, а также для определения предельных сроков хранения и работы.

Результатом испытаний являются качественная и количественная оценка надежности. Основная задача качественной оценки – анализ отказов и неисправностей, появляющихся в ходе технической эксплуатации.

Количественная оценка надежности заключается в определении показателей надежности на основе собранной статистики.

Испытания на долговечность проводятся для определения срока работоспособности агрегатов и систем, задаваемого сроком службы или фактическим состоянием объекта. От испытаний на надежность они отличаются тем, что проводятся до появления признаков износа и старения.

С целью проверки конструктивно-технологических свойств объекта на приспособленность проведения технического обслуживания и ремонта (ТОиР) проводят испытания на технологичность.

Оценка технологичности включает в себя доступность ко всем объектам требующие проведения (ТОиР), а также включает в себя понятия: легкосъемность, взаимозаменяемость, контролепригодность. Оценка проводится на всех этапах создания воздушных судов (ВС) совместно с представителями заказчика и производителя.

Так же при испытании авиационной и ракетной технике выделяют стендовые и летные испытания.

2. НИВЕЛИРОВКА

Нивелировку и обмер проводят в тех случаях, когда необходимо проверить правильность сборки, уточнить фактические регулировочные данные и основные геометрические размеры испытываемого ВС.

Нивелировка самолета – проверка регулировки самолета с помощью нивелира, которым измеряется превышение одних точек конструкции самолета над другими [6]. Результаты измерения сверяют с таблицей регулировочных данных самолета. Для нивелировки самолета он устанавливается в регулировочное положение с помощью нивелира так, чтобы его поперечная и продольная оси находились в горизонтальной плоскости.

Основными измерительными инструментами при нивелировке являются сам нивелир, отвесы, рулетка и металлическая линейка.

Работы проводятся в закрытом помещении с ровным полом, на самолете, установленном в линию горизонта без крена. Установка в линию горизонта осуществляется при помощи нивелира по специальным отметкам на фюзеляже и крыле. Инструкция по проведению указанных работ прилагается заводом изготовителем к формуляру самолета. Результаты нивелировки самолета и измерения основных линейных размеров, а также последующие расчеты площадей крыла, горизонтального вертикального оперения, рулевых поверхностей и т.д. обычно оформляют в виде специального акта.

Вычисление отметок точек нивелировки можно производить методом горизонта инструмента. Горизонтом инструмента называется отметка визирной оси нивелира. Вычитая из отсчета H отсчет b по нивелировочной линейке, поставленной в измеряемую точку, получают отсчет последней:

$$H - b = H_{OBT} .$$

В том случае, когда по тем или иным причинам нивелировку точек нельзя произвести с одной установки нивелира (большая высота хвостового оперения и др.), выбирается несколько дополнительных точек – горизонтов инструмента (на рис. 2.1 линия $O'-O'$).

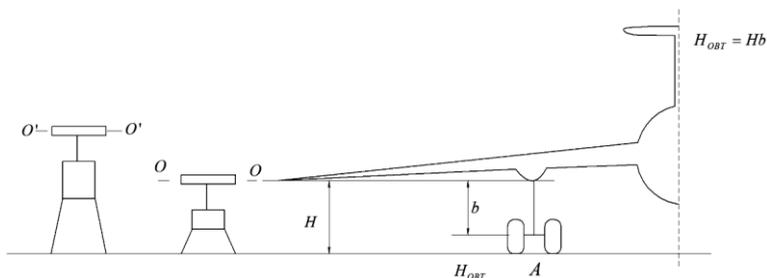


Рис. 2.1 – Нивелировка летательного аппарата

Вследствие прохождения в воздушной среде разной плотности луч визирования отклоняется от горизонтального положения (рефракция), что приводит к ошибке в определении линейных размеров превышения точек. Кроме этого, в отсчеты вносится дополнительная ошибка в результате пренебрежения кривизной Земли. Суммарная погрешность определяется выражением

$$\Delta = \frac{0,42d^2}{R},$$

где d – это расстояние от объекта до нивелира, R – радиус земной поверхности.

Во многих случаях в практике такими ошибками можно пренебречь.

Нивелировочно-регулируемый чертеж, содержащий данные по взаимному положению частей самолета относительно друг друга, а также по предельным отклонениям рулей, элеронов, стабилизатора, триммеров, составляется на втором этапе проектирования самолета, т.е. в процессе разработки предварительного проекта. Взаимное положение частей самолета на этом чертеже определяется вертикальными и горизонтальными размерами между характерными точками конструкции (носки нервюр, ось лонжерона крыла или стабилизатора, ось стыкового болта и др.) или реперными точками и базовыми плоскостями.

Реперные точки размещаются на боковой поверхности фюзеляжа, на нижней и верхней поверхностях крыла и оперения. Из условий удобства работы реперные точки выполняются в виде закерненных заклепок, кернов на обшивке, отверстия с резьбовым стаканчиком для сережки под нить отвеса с обязательным обозначением точек нивелирования яркой краской.

Базовая плоскость проходит через строительную горизонталь фюзеляжа, т.е. это след плоскости, перпендикулярной плоскости чертежа и проходящей через ось фюзеляжа или через характерные точки на нем, на боковой проекции фюзеляжа. Аналогично базовые плоскости могут располагаться в других характерных сечениях ВС.

Контрольным документом при общей сборке самолета служит нивелировочно-регулируемый чертеж, который составлен на основе рабочих чертежей или нивелировочного паспорта. Все размеры на чертеже указываются с положительными и отрицательными допусками, установленными из аэродинамических и технологических соображений.

В процессе нивелировки проверяется симметрия самолета, для чего выполняется:

- нивелировка фюзеляжа;
- нивелировка крыла по поперечному и установочному углам;
- нивелировка оперения: у вертикального – по концам стабилизатора проверяется асимметрия; горизонтального – по поперечному и установочному углам;
- нивелировка шасси – проверяются смещение и разворот амортизационных стоек, полуколес, перекос при виде в плане и спереди; вынос тележки; превышение центров колес на многоколесной тележке шасси;
- нивелировка гондол шасси;
- нивелировка двигателей и мотогондол.

Кроме того, нивелировка используется для вывешивания самолета в горизонтальном или полетном положении для отработки различных систем – управления самолетом, шасси, гидравлической и др.

3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЕСОВЫХ И ИНЕРЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

3.1. Определение координат центра тяжести самолета

3.1.1. Общие сведения

Для определения координат центра тяжести самолета могут применяться следующие способы [16].

1. Аналитический (при проектировании летательного аппарата).
2. Экспериментальный (при испытаниях и длительной эксплуатации).
3. С использованием центровочных графиков, линеек и компьютерных программ (в процессе эксплуатации).
4. Автоматический (при использовании бортовых устройств, работающих от сигналов датчиков, измеряющих деформацию элементов шасси).

5. Полуавтоматические (применяются совместно с наземными вычислительными устройствами, в которых используется ручной ввод данных).

При опытно, серийном производстве самолетов и при их длительной эксплуатации наиболее распространенными являются экспериментальные методы и методы с использованием центровочных графиков.

3.1.2. Подготовительные операции по определению центра масс самолета

В соответствии с программой наземных и летных испытаний определяют массу пустого самолета, окрашенного самолета, самолета с невыработанным остатком топлива и с заправленной до нормы маслосистемой двигателя, а также, в некоторых случаях, определяют массу и центр тяжести во взлетной конфигурации. Для исключения влияния ветра взвешивание производится в закрытом ангаре с горизонтальным полом или на аэродроме в безветренную погоду. Работы по определению центра тяжести выполняются поставщиком и заказчиком (или его представителем).

Перед взвешиванием самолет тщательно осматривается, освобождается от посторонних предметов (в том числе от чехлов и заглушек), не входящих в комплектацию пустого самолета, и очищается от грязи. В случае нарушения комплектации составляется специальный акт, в котором указываются все недостающие элементы, их масса и положение относительно принятой для данного типа самолета характерной точки в зоне расположения средней аэродинамической хорды. Эти данные учитываются при определении центровки самолета.

После вывешивания самолета на основную стойку на шасси устанавливаются струбины, заклинивающие амортизационную стойку в свободном состоянии для сохранения постоянного расстояния от оси вращения одного из колес основной опоры шасси до носка нервюры того сечения крыла, относительно которого производится расчет.

Центр тяжести определяется точкой пересечения равнодействующих массовых сил при различных положениях самолета. Соответственно, находя линии действия равнодействующей сил тяжести для нескольких положений самолета в пространстве, можно графически определить точку их пересечения, которая является центром тяжести самолета.

Самолеты, независимо от схемы шасси, взвешиваются в трех положениях. Самолеты с хвостовым колесом: при стояночном угле, в линии полета и с поднятым хвостом (при нагрузке на хвостовом колесе, близкой к нулю). Самолеты с носовым колесом: при полностью опущенном хвосте (но без касания хвостовой пятой пола ангара), в линии полета и при промежуточном положении хвоста.

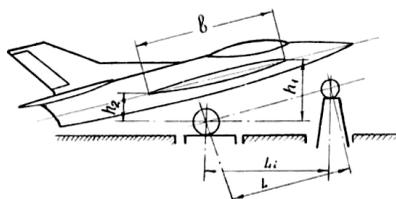


Рис. 3.1 – Схема для определения положения центра тяжести самолета

Обязательными замерами для всех видов определения центра тяжести является проекция базы шасси на горизонтальную плоскость, т.е. расстояние от оси вращения носового колеса до оси вращения тележки основного шасси L (рис. 3.1), расстояния от носика и хвостика хорды обмера до плоскости оси вращения тележки основного шасси h_1 , h_2 и величина хорды обмера, в качестве которой выбирается какое-либо сечение крыла, расположенное как можно ближе к оси самолета (внутри колеи шасси) – особенно для крыла, имеющего геометрическую кривую.

3.1.3. Экспериментальные методы определения положения центра тяжести самолета

Экспериментальные методы определения положения центра тяжести (ЦТ) самолета можно разделить на три, наиболее распространенных: графический, аналитический и графоаналитический, каждый из которых, может иметь несколько вариантов в зависимости от конкретных условий [16].

Графический метод определения положения ЦТ относительно средней аэродинамической хорды (САХ) по результатам взвешивания впервые разработан инженером А.А. Кравцовым (1929 г.). В работе В.В. Савельева (1933 г.), усовершенствовавшего графический метод, положение ЦТ определяется относительно реального сечения крыла – хорды обмера и только после этого относится к САХ. Это значительно упростило методику и повысило точность определения центровки.

Выполняется графическое построение.

Из концов отрезка, равного хорде обмера (ХО) с учетом масштаба, радиусами h_{1i} и h_{2i} проводятся дуги окружностей для каждого взвешивания. Общие касательные к соответствующим дугам являются линиями горизонта разных положений самолета при взвешивании, проходящими через ось вращения тележки (ОВТ) основного шасси или его

колеса. Полученная на чертеже точка пересечения касательных (точка О) представляет собой проекцию ОВТ основного шасси на плоскость чертежа.

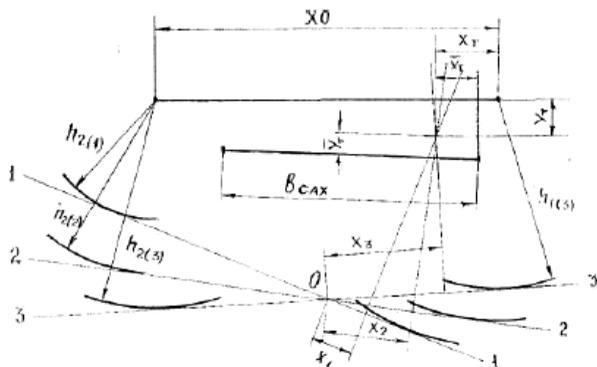


Рис. 3.2 – Графический метод определения положения центра тяжести

Из этой точки, на соответствующей для каждого взвешивания линии горизонта, в направлении полета откладываются отрезки, равные

$$X_i = \frac{G_{\text{Пн}} L_i}{G},$$

где $i = 1, 2, 3, \dots$ индекс, определяющий заданные положения самолета при взвешивании; $G_{\text{Пн}}$ – показания весов под носовым (хвостовым) колесом; G – полный вес самолета.

Из концов отложенных отрезков восстанавливаются перпендикуляры. Точка их пересечения является проекцией ЦТ на плоскость симметрии самолета.

При построении за счет возможных неточностей разного характера на пересечении перпендикуляров вместо точки может получиться треугольник, который будет тем меньше, чем точнее произведены замеры и выполнено построение. В этом случае за проекцию ЦТ принимается точка, соответствующая ЦТ полученного треугольника. При сравнительно больших размерах треугольника производят повторное взвешивание самолета.

На этом же чертеже откладывается САХ. Положение ЦТ выражается относительными величинами горизонтальной \bar{X}_T и вертикальной \bar{Y}_T проекций в процентах САХ:

$$\bar{X}_T = \frac{X_T}{b_{\text{САХ}}} 100 \text{ и } \bar{Y}_T = \frac{Y_T}{b_{\text{САХ}}} 100.$$

Аналитический метод. По методу, предложенному А.Г. Строгановым, выбирается система координат, жестко связанная с самолетом – начало располагается в ОВТ [6]. Отсчет углов (рис. 3.3) производится от неподвижной горизонтальной оси, проходящей через ОВТ.

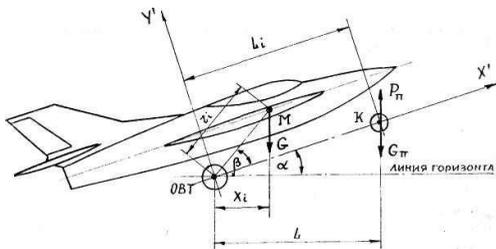


Рис. 3.3 – Система координат для определения центровки самолета аналитическим методом по результатам взвешивания

Уравнение моментов составляется относительно начала координат:

$$M_0 = GX_i - P_{II}L = 0,$$

где P_{II} – реакция передней стойки шасси.

Отсюда вертикальная составляющая опорной реакции передней стойки шасси:

$$P_{II} = \frac{GX_i}{L}.$$

В процессе взвешивания $G = const$ и $\beta = const$, поэтому P_{II} зависит только от изменения отношения X_i/L . Переходя к полярным координатам, можно определить (рис. 3.3) координаты точек приложения сил G и P_{II} :

$$M(r_i, \alpha + \beta), K(L, \alpha),$$

тогда $X_i = r_i \cos(\alpha + \beta)$ и $L = L_i \cos \alpha$.

Разделив первое на второе, после преобразования получим

$$\frac{X_i}{L} = \frac{r_i \cos(\alpha + \beta)}{L_i \cos \alpha} = \frac{r_i (\cos \alpha \cos \beta - \sin \alpha \sin \beta)}{L_i \cos \alpha} = \frac{r_i \cos \beta}{L_i} - \frac{r_i \sin \beta}{L_i} \operatorname{tg} \alpha.$$

Произведения $r_i \cos(\beta)$ и $r_i \sin(\beta)$ являются координатами ЦТ самолета относительно принятой системы координат:

$$X' = r_i \cos(\beta), Y' = r_i \sin(\beta).$$

Подставляя предыдущее выражение в формулу для X_i/L и умножая на G , получим

$$\frac{GX_i}{L} = \frac{G}{L} (X' - Y' \operatorname{tg} \alpha) \text{ или } P_{II} = \frac{G}{L_i} (X' - Y' \operatorname{tg} \alpha).$$

Произведя два взвешивания самолета в разных положениях, получим систему двух уравнений:

$$\begin{cases} \frac{P_{\text{III}} L_i}{G} = X' - Y' \operatorname{tg} \alpha_1, \\ \frac{P_{\text{II2}} L_i}{G} = X' - Y' \operatorname{tg} \alpha_2 \end{cases}.$$

Решение их дает

$$X' = \frac{L_i \cdot (P_{\text{III}} \operatorname{tg} \alpha_2 - P_{\text{II2}} \operatorname{tg} \alpha_1)}{G \cdot (\operatorname{tg} \alpha_2 - \operatorname{tg} \alpha_1)}, \quad Y' = \frac{L_i \cdot (P_{\text{III}} - P_{\text{II2}})}{G (\operatorname{tg} \alpha_2 - \operatorname{tg} \alpha_1)}.$$

Для уменьшения ошибки взвешивание производится в трех положениях. Критерием оценки результатов взвешивания принимается выражение

$$\frac{Y' G}{L_i} = \frac{P_{\text{III}} - P_{\text{II2}}}{\operatorname{tg} \alpha_2 - \operatorname{tg} \alpha_1} = \operatorname{const}.$$

При сравнении результатов 1–2-го, 1–3-го, 2–3-го взвешиваний эта величина должна быть постоянной.

Графоаналитический метод А.Г. Строганова является логическим развитием аналитического. Перед взвешиванием на пол ангара проектируются: ось симметрии самолета; ось вращения тележки основного шасси. Хорда обмера b ; САХ – отмечается на проекции оси симметрии самолета (рис. 3.4).

Для каждого взвешивания определяется угол, а между хордой обмера и горизонтальной плоскостью

$$\alpha = \arctg \left(\frac{h_1 - h_2}{C} \right),$$

где h_1, h_2 – превышение носика хорды обмера над ее хвостиком;

C – проекция хорды обмера на горизонтальную плоскость.

Угол между хордой обмера и САХ известен из нивелировочно-регулируемого чертежа. Угол между САХ и горизонтальной плоскостью подсчитывается по выражению

$$\bar{\alpha} = \alpha - \Delta \alpha.$$

По результатам взвешивания строится зависимость $G_{\text{II}} = f(\operatorname{tg} \bar{\alpha})$.

Если ошибки измерения невелики, линия на графике будет прямая (рис. 3.5).

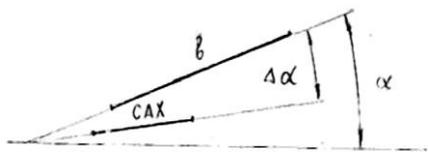


Рис. 3.4 – Углы, определяемые при всех вариантах взвешивания самолета по методу А.Г. Строганова

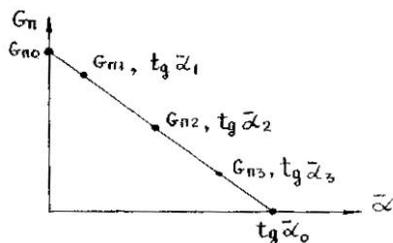


Рис. 3.5 – Зависимость показаний весов под передней стойкой шасси от угла между САХ и строительной осью фюзеляжа

По полученной графической зависимости определяется значение $tg\alpha_0$ при $G_{II} = 0$ и G_{II0} при $tg\alpha = 0$. Далее рассчитываются значения X_T и Y_T горизонтальной и вертикальной проекций расстояния от ЦТ до ОВТ следующим образом.

Из рис. 3.6 уравнение моментов всех сил относительно ОВТ запишется в виде

$$G_{II}L_i \cos \bar{\alpha} = G(X_T \cos \bar{\alpha} - Y_T \sin \bar{\alpha}) \text{ и } G_{II} = \frac{G}{L}(X_T - Y_T tg \bar{\alpha}).$$

Поскольку для всех трех взвешиваний величины L_i , G , X_T и Y_T постоянны, последнее равенство представляет собой прямую линию.

Тогда при $tg \bar{\alpha} = 0$ и $G_{II} = G_{II0}$, $X_T = \frac{G_{II0} L_i}{G}$.

$$\text{При } G_{II} = 0, \text{ } tg \bar{\alpha} = tg \bar{\alpha}_0 \text{ и } Y_T = \frac{X_T}{tg \bar{\alpha}}.$$

Здесь $\bar{G} = \frac{1}{n}(G_1 + G_2 + G_3)$ определяется по трем взвешиваниям.

Вычитая из расстояния d от ОВТ до начала САХ (спроектированных на пол ангара) полученное значение X и относя разность к САХ получим

$$\bar{X}_T = \frac{d - X_T}{b_{САХ}} 100 = \frac{X_{Т0}}{b_{САХ}} 100.$$

В настоящее время широкое применение получили электронные весы с тензорезисторными датчиками, работающими на сжа-

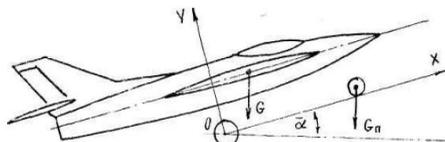


Рис. 3.6 – Система координат для определения положения центра тяжести графоаналитическим методом: ось ОХ параллельна САХ

тие, и цифровым электронным прибором. Погрешность измерения $\pm 0,25\%$. Весы более удобны в работе. Взвешивание производится в любом месте ангара без перекачивания ВС, но требуется проведение тарировки перед каждым взвешиванием и достаточно точная установка датчиков между подъемником и самолетом.

3.2. Определение моментов инерции самолета

Существуют два метода расчета моментов инерции: аналитический и лабораторный [14].

При аналитическом методе момент инерции определяют расчетным путем относительно главных осей инерции, проходящих через центр масс самолета, для этого самолет условно разбивают на большое число элементарных частей, каждая из которых более-менее однородна.

Моменты инерции рассчитывают по формулам:

$$I_x = \sum_{i=1}^n m_i(y) y_i^2 + \sum_{i=1}^n m_i(z) z_i^2$$

$$I_y = \sum_{i=1}^n m_i(x) x_i^2 + \sum_{i=1}^n m_i(z) z_i^2,$$

$$I_z = \sum_{i=1}^n m_i(x) x_i^2 + \sum_{i=1}^n m_i(y) y_i^2$$

где $m_i(x)$; $m_i(y)$; $m_i(z)$ – соответственно средняя масса рассматриваемого элемента, расположенного вдоль одной из главных осей инерции самолета на расстоянии x_i, y_i или z_i от центра масс самолета;

i – порядковый номер элемента;

n – общее число элементов самолета, на которые он был условно разбит.

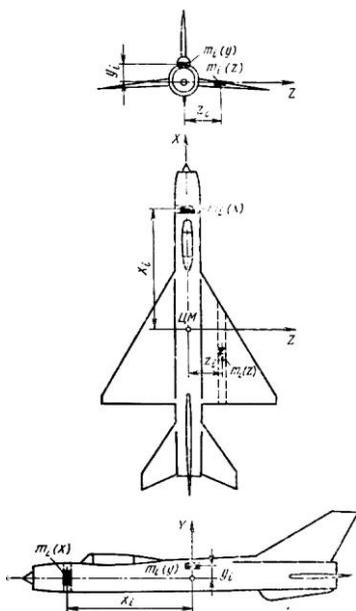


Рис. 3.7 – Схема для определения моментов инерции аналитическим методом

В тех случаях, когда, в силу различных причин, например, при большой неоднородности распределения масс внутри самолета, бывает трудно разбить его на конечное (небольшое) число частей с примерно постоянной плотностью и невозможно точно определить их координаты относительно центра масс самолета, расчетный метод не обеспечивает необходимую точность определения момента инерции.

Тогда, если позволяют масса и размеры самолета, моменты инерции при необходимости определяют экспериментально.

Данный метод основан на регистрации колебаний самолета, укрепленного на подвесе, в горизонтальной плоскости. При определении моментов инерции самолет подвешивают в горизонтальном положении при помощи специальных рам и двух параллельных тросов с карданной подвеской (рис. 3.8).

Верхние концы тросов с карданной подвеской закрепляют на мостовой ферме грузового крана, а нижние концы тросов шарнирно связывают с фермой, к которой непосредственно подвешивают самолет. Верхние и нижние точки крепления тросов должны при этом находиться в одной плоскости и быть симметрично разнесены относительно центра масс самолета.

При определении момента инерции I_x осуществляется так называемая продольная схема подвески самолета на тросах, при которой точки крепления тросов разнесены вдоль продольной оси летательного аппарата, а при определении момента инерции I_z осуществляется поперечная схема подвески самолета (точки крепления тросов разнесены вдоль размаха крыла).

Для определения моментов инерции самолета относительно трех осей необходимо произвести эксперимент при двух вариантах подвески его на тросах (по продольной и поперечной схемам). Замеряя период крутильных колебаний самолета в горизонтальной плоскости (относительно вертикальной оси), определяют момент инерции I_y . Замеряя периоды двух типов колебаний самолета в поперечной плоскости (OYZ), находят момент инерции I_x . Аналогичным образом при поперечной схеме подвески са-

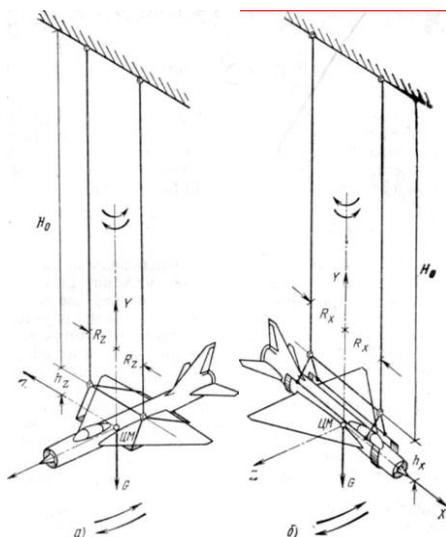


Рис. 3.8 – Схема двухнитевой подвески самолета при экспериментальном определении его моментов инерции методом крутильных колебаний и методом плоского маятника с двумя степенями свободы: а – поперечная подвеска самолета при определении моментов инерции I_y и I_z ; б – продольная подвеска самолета при определении моментов инерции I_y и I_x

молета на тросах по величине периода крутильных колебаний относительно вертикальной оси определяют момент инерции I_y , а по величине периодов двух типов колебаний летательного аппарата в продольной плоскости (ОХУ) находят момент инерции I_z .

Для определения момента инерции I_y создают колебания самолета в горизонтальной плоскости (т.е. относительно вертикальной оси) с амплитудой не более $\pm 15^\circ$, закручивая летательный аппарат одновременно за обе консоли крыла или за концы фюзеляжа и регистрируя время 20–25 циклов, определяют средний период T_y крутильных колебаний самолета в горизонтальной плоскости на тросовой подвеске. Затем момент инерции I_y (для продольной и поперечной схем подвески самолета на тросах) рассчитывают по формуле

$$I_y = \frac{T_y^2}{4\pi} \frac{mg}{H_0} R^2,$$

где m – масса самолета; H_0 – длина троса; R – расстояние от троса до вертикальной оси, проходящей через центр масс; T_y – период крутильных колебаний.

Для определения моментов инерции I_x и I_z поочередно создают два типа колебаний самолета в одной из вертикальных плоскостей (в плоскости, перпендикулярной продольной оси самолета, либо в плоскости симметрии в зависимости от схемы подвески ЛА на тросах) и регистрируют время 20–25 циклов для определения среднего периода этих колебаний.

Первый тип колебаний создается постепенным раскачиванием самолета из одной стороны в другую в заданной вертикальной плоскости. Он характеризуется тем, что центр масс самолета и точки подвески самолета к тросам одновременно проходят через вертикальное положение равновесия и перемещаются при этом в одном направлении.

Второй тип колебаний создается путем постепенного раскачивания самолета с крыла на крыло (при продольной схеме подвески) или по тангажу (при поперечной схеме подвески) таким образом, чтобы одновременно развивались колебания летательного аппарата в заданной вертикальной плоскости и относительно точек подвески его к тросам. Эти колебания происходят с более высокой частотой по сравнению с колебаниями первичного типа. Их характерной особенностью является то, что в процессе колебаний центра масс самолета и точки подвески самолета к тросам одновременно проходят через вертикальное положение равновесия, но в отличие от первого типа колебаний перемещаются при этом в противоположных направлениях. При таких колебаниях самолет колеблется относительно своей оси (продольной или поперечной) и од-

новременно совершает колебательные движения в вертикальном направлении, а точки подвески двигаются из стороны в сторону.

После определения периодов двух типов колебаний самолета в вертикальной плоскости моменты инерции I_x и I_z рассчитывают по следующим формулам:

$$I_x = mg^2 \frac{h_x}{H_0} \frac{T_{1x}^2 \cdot T_{2x}^2}{(4\pi^2)^2};$$

$$I_z = mg^2 \frac{h_z}{H_0} \frac{T_{1z}^2 \cdot T_{2z}^2}{(4\pi^2)^2}.$$

где n_x и h_x – расстояния от точки подвески троса до соответствующей оси самолета OX или OZ , проходящей через центр масс;

T_{1x} и T_{2x} – соответственно, периоды первого и второго типов колебаний самолета в плоскости OYZ ;

T_{1z} и T_{2z} – соответственно, периоды двух типов колебаний самолета в плоскости OXY .

4. ИСПЫТАНИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ГРАЖДАНСКИХ САМОЛЕТОВ

Характеристики системы управления самолета определяют в ходе наземной подготовки его к летным испытаниям с целью установить степень соответствия их техническому проекту и действующим нормам. Одновременно может производиться и калибровка измерительных преобразователей перемещений рычагов управления, углов отклонения органов управления, балансирующих и триммирующих устройств и раздвижных тяг системы управления.

Для проведения эксперимента кроме бортовой измерительной аппаратуры необходимо иметь угломер и металлическую линейку (или рулетку), прибор для замера трения в системе управления, задатчик гармонических колебаний рычагов управления (с диапазоном частот 0,2...2,0 Гц), а также приспособления для определения степени упругости проводки управления. На самолетах, оснащенных бустерной системой управления, работы выполняют при нормальном давлении во всех гидросистемах бустеров.

Общее количество определяемых характеристик системы управления зависит от типа системы, наличия в ней бустеров, загрузочных и центрирующих, рычаги управления, устройств, автоматических устройств, регулирующих в полете кинематические характеристики систе-

мы и загрузку рычагов управления, от наличия в ней автоматических устройств, улучшающих характеристики переходных процессов в свободном и управляемом полете и т.п.

Независимо от конструктивных особенностей системы управления испытываемого самолета в процессе наземных работ должны быть определены следующие ее характеристики:

а) характеристики загрузочных устройств и величина трения в системе управления:

– величина усилий, прикладываемых к ручке (штурвалу) управления и педалям, для преодоления сил трения в системах продольного, поперечного и путевого управления при стоянке самолета на земле.

– градиенты изменений усилий по ходу соответствующего рычага управления, т.е. характеристика загрузочного механизма, указывающая, какое усилие необходимо приложить к рычагу управления для смещения его на 10 мм:

$$P'_e = \frac{dP'_e}{dx'_e}; P'_s = \frac{dP'_s}{dx'_s}; P'_n = \frac{dP'_n}{dx'_n};$$

– закон регулирования в полете загрузки рычагов управления:

$$P^x = \frac{dP}{dx} = f(M, H);$$

б) кинематические параметры системы:

– законы кинематической связи рулей с соответствующими рычагами управления;

– коэффициенты передачи от рулей к соответствующим рычагам управления:

$$k_{ш.в} = \frac{1}{57,3} \frac{d\delta'_e}{dx'_e} - \text{продольное управление рулем высоты};$$

$$k_{ш.с} = \frac{1}{57,3} \frac{d\delta'_s}{dx'_s} - \text{продольное управление стабилизатором};$$

$$k_{ш.п} = \frac{1}{57,3} \frac{d\delta'_n}{dx'_n} - \text{поперечное управление};$$

$$k_{ш.п} = \frac{1}{57,3} \frac{d\delta'_n}{dx'_n} - \text{путевое управление};$$

– предельные отклонения рычагов управления;

в) характеристики упругости системы:
 – величина линейного смещения рычага управления под действием, приложенного к нему усилия при жестко зафиксированном руле;
 – величина упругой девиации руля (в градусах) под действием приложенного к нему искусственно созданного шарнирного момента $M_{ш}$ при фиксированном положении силового штока бустера.

г) частотные характеристики системы, определяемые на самолетах с необратимой системой бустерного управления:

– запаздывание по фазе между отклонением соответствующего руля и перемещением рычага управления в зависимости от частоты колебаний рычага управления с постоянной амплитудой

$$\varphi_{x,\delta} = f\left(\frac{1}{T_g}\right),$$

где T_g – период гармонических колебаний соответствующего рычага управления;

– запаздывание по фазе между отклонением соответствующего руля и прикладываемым для этого к рычагу управления усилием в зависимости от частоты колебаний рычага управления с постоянной амплитудой

$$\varphi_{p,x} = f\left(\frac{1}{T_g}\right);$$

– запаздывание по фазе между перемещением соответствующего рычага управления и прикладываемым к нему усилием при колебательных, близких к гармоническим, перемещениях его с различной частотой и постоянной амплитудой

$$\varphi_{p,\delta} = f\left(\frac{1}{T_g}\right).$$

В ходе наземных испытаний системы управления определяют также скорости переключения органов управления ($\varphi, \delta_y, \delta_n$), зависимости тягового усилия бустера от скорости отклонения соответствующего органа управления при работе основной, дублирующей и аварийной систем; уточняют паспортные данные бустеров.

При проведении наземных работ на самолетах с необратимой системой бустерного управления тщательно проверяют устройства, искусственно загружающие по определенному закону рычаги управления, а также устройства, меняющие в полете закон кинематической связи рычага управления с рулем.

Необходимо также оценить величину так называемой «зоны нечув-

ствительности» у ручки (штурвала) управления и педалей. Зону нечувствительности определяет величина люфта, т.е. свободного смещения рычага управления при неподвижном руле. Измерения производят в месте приложения к рычагу управления усилия летчика.

На самолетах с обратимой бустерной системой управления необходимо оценить, кроме того, так называемый коэффициент обратимости системы, характеризующий степень уменьшения усилий на рычаге управления при включенном бустере по сравнению с усилиями при выключенном бустере.

После завершения указанных выше работ при удовлетворительных результатах наземных испытаний самолета переходят к выполнению на нем рулежек, пробжек и подлетов.

5. ИСПЫТАНИЯ ТОПЛИВНЫХ СИСТЕМ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ

5.1. Общие сведения

Топливная система самолета служит для питания топливом основных двигателей и вспомогательной силовой установки (ВСУ).

Топливная система включает в себя следующие системы [10]:

- питания основных двигателей;
- перекачки в расходный бак;
- управления и измерения топлива (СУИТ4-1Т);
- измерения температуры топлива в баках №3;
- измерения расхода топлива (СИРТ-2Т);
- дренажа топливных баков;
- питания ВСУ;
- заправки самолета топливом;
- слива топлива.

Топливо размещается в шести топливных баках:

- баки №2 (левый и правый) – в центроплане крыла, между нервюрами 3...14;
- баки №3 (левый и правый) – в отъемной части крыла, между нервюрами 14...45;
- бак №1 находится в подфюзеляжной части центроплана, между бортовыми нервюрами №3, средним и задним лонжеронами центроплана;
- бак №4 (дополнительный) расположен перед баком №1, т.е. между нервюрами №3, передним и средним лонжеронами центроплана.

Баки герметизированы герметиками УЗО-МЭС и УТ-32, являются самостоятельными отсеками крыла, соединены с расходным баком №1 трубопроводами перекачки топлива.

Для контроля температуры топлива, имеющего ограничения по температуре, в баках №3 установлены два индикатора температуры (с №517), а на рабочем месте бортиженера – сигнализатор.

В топливо добавляются противокристаллизационная жидкость (ПВЖК) в количестве 0,3% (И, ТГФ) или 0,15% (И-М, ТГФ-М). При наличии на самолете системы подачи противокристаллизационной жидкости непосредственно в топливо она не добавляется: по сигналу увеличенного перепада давления на фильтрах ($\Delta P \geq 0,5 \text{ кг/см}^2$, «Фильтр засорен», загорается табло) бортиженер включает переключатель «Жидкость «И» циклично» в положение «Вкл.». После включения тумблера и подачи ПВЖК в топливо табло продолжает гореть в течение примерно 60 с.

Максимальное количество топлива, заправляемого в самолет: 49687 л (или 39750 кг при плотности 0,8 кг/см³); без бака № 4 – 41437 кг (или 33150 кг).

Количество топлива, заправляемого в баки (невырабатываемый остаток), кг:

бак № 1	300 (150)	баки № 2	2 × 9500 (по 60 кг)
баки №3	2 × 5425 (200)	бак № 4	6600 (50 кг)

Бак №1 является расходным. Из него топливо подается на питание всех двигателей; в течение всего полета он должен быть заполнен топливом не менее чем на 95% своего объема. Из баков № 2,3,4 топливо перекачивается в расходный бак №1 по заданной программе.

На самолетах Ту-154Б существуют две основные модификации топливной системы: не модифицированная система (до № 558, рис. 5.2) и модифицированная топливная система (МТС) (рис. 5.1).

5.2. Система питания топливом основных двигателей

Система подачи топлива к двигателям включает (рис. 5.1, 5.2): расходный топливный бак, четыре подкачивающих насоса ЭЦН-325 (№1, 2,3,4), четыре обратных клапана, четыре сигнализатора давления МСТВ-0,2А, три перекрывных крана, три датчика расходомера ДПЕ5-1Т из комплекта СИРТ1-2Т, температурно-разгрузочные клапаны, штуцеры консервации, три трубки Вентури для подачи жидкости «И» (ими оборудованы не все самолеты) и блок обратных клапанов (в немодифицированной системе).

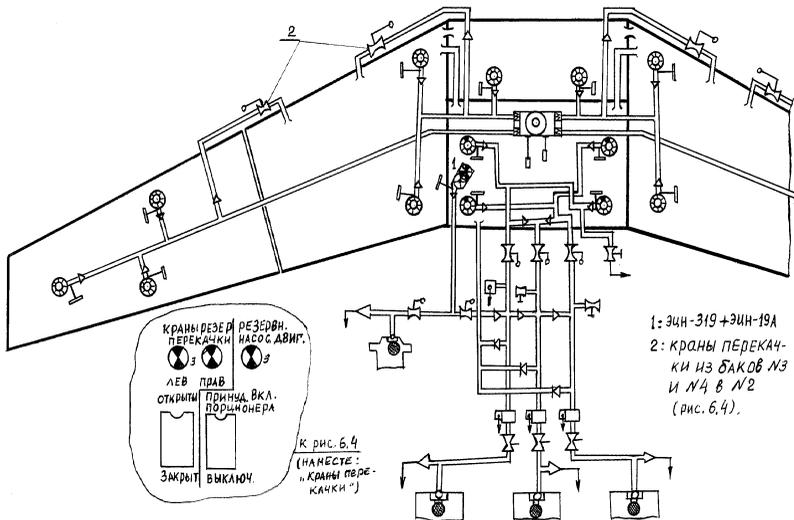


Рис. 5.1 – Немодифицированная топливная система (до № 508)

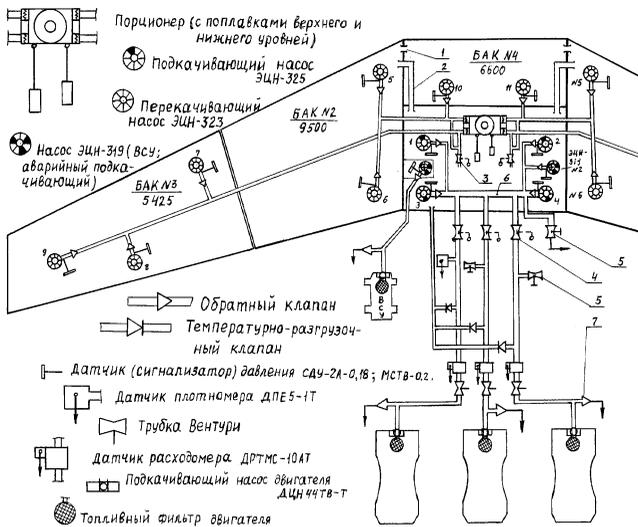


Рис. 5.2 – Модифицированная топливная система:

1, 2 – трубопроводы верхнего перелива из баков 4 и 1 в бак 2; 3 – краны резервной перекачки; 4 – перекрывные (противопожарные) краны; 5 – краны слива; 6 – штуцер консервации двигателя

Электроприводные центробежные насосы подкачки ЭЦН-325 создают давление при нулевой производительности $1,7 \text{ кг/см}^2$; включаются тумблерами «Расходный бак №1,2,3,4» (рис. 5.4) на панели бортинженера. В управлении насосами имеется блокировка: при выключенном хотя бы одном ЭЦН-325 двигатели не запускаются. Контроль за работой насосов осуществляется по зеленым светосигнализаторам (на приборной доске бортинженера), которые включаются от датчиков МСТВ-0,2А при $\Delta P \geq 0,2 \text{ кгс/см}^2$. Обратные клапаны предотвращают обратное перетекание топлива (в насосы) при отказе одного из них.

В немодифицированной топливной системе (рис. 5.1) насосы №1 и №4 расходного бака подают топливо в двигатели №1 и №2, а насосы №2 и №3 – в двигатели №3 и №2. Питание двигателя № 2 из левой и правой топливных магистралей производится через блок обратных клапанов; кроме того, при разрушении магистрали питания крайнего двигателя, предотвращается утечка топлива из работающих магистралей.

Перекрывные (противопожарные) краны 768600 МА заслоночного типа с электромеханизмом управления включаются переключателями «Перекрывные краны» на рабочем месте бортинженера. Время срабатывания заслонки крана $\approx 3 \text{ с}$, открытое положение сигнализируется зелеными светосигнализаторами.

Температурно-разгрузочные клапаны предотвращают повышение давления в трубопроводах выше $\Delta P \geq 2,5 \pm 0,5 \text{ кгс/см}^2$.

Производительность насоса ЭЦН-325 составляет 10000 л/ч при $\Delta P = 1,55 \text{ кг/см}^2$. Блоки обратных клапанов, температурно-разгрузочные клапаны, перекрывные клапаны, датчики расходомеров и плотномера расположены в узле топливных агрегатов, на левом борту фюзеляжа, в районе шп. 50...51.

В полете, при отказе трех генераторов, т.е. при выключении всех четырех насосов подкачки ЭЦН-325, автоматически включается насос ЭЦН-319 запуска и питания ВСУ, работающий в режиме в этом случае на основные двигатели (или дублирующий насос ЭЦН-19А). Насос ЭЦН-319 подключен к сети постоянного тока, обеспечивает три основных двигателя топливом на режиме малого газа до высоты 5000 м (при дальнейшем снижении топливо в двигатели может поступать самотеком).

Насос ЭЦН-319 включается:

- при отказе трех генераторов;
- при установке двух переключателей «Запуск. Питание» и «Запуск. Холодная прокрутка» в положение «Запуск»;
- в полете при нажатии на кнопку запуска основного двигателя при обесточенной сети переменного тока.

Давление, создаваемое насосом при нулевой производительности, равно $2,0 \text{ кгс/см}^2$, его работа контролируется по светосигнальному табло «Р топлива», которое загорается от сигнализатора давления СДУ-0.18 при избыточном давлении $0,18 \text{ кгс/см}^2$.

В модифицированной топливной системе (рис. 5.2) топливо от всех четырех насосов ЭЦН-325 подается в общий коллектор, откуда затем поступает в топливные магистрали всех основных двигателей. К общему коллектору подключен также ЭЦН-319 № 2 аварийного питания основных двигателей, который автоматически включается в полете при отказе трех генераторов. Включение ЭЦН-319 на земле (при подключенном наземном питании) блокируется обжатием амортизатора шасси.

Модифицированная топливная система обеспечивает более надежное питание двигателей. Производительность ЭЦН-319 при давлении $\Delta P = 1 \text{ кгс/см}^2$ составляет 3000 л/ч , его работа контролируется загоранием табло «Р топлива» на панели контроля работы двигателей.

5.3. Система питания топливом ВСУ

В немодифицированной топливной системе во вспомогательную силовую установку на земле топливо подается насосом ЭЦН-319 через неработающий ЭЦН-19А, т.к. работа ЭЦН-19А заблокирована обжатием амортистойки (рис. 5.3). Насос ЭЦН-19А включается в полете на питание ВСУ, когда ЭЦН-319 подает топливо в основные двигатели. Электродвигатели обоих насосов получают питание от сети постоянно-го тока.

Насос ЭЦН-19А в полете включается при тех же условиях, что и насос ЭЦН-319; сигнализация его работы аналогична. Кроме того, на щитке наземной проверки системы кондиционирования установлен светосигнализатор работы ЭЦН-19А, который загорается от кнопки наземной проверки «Дополнительный топливный насос ВСУ исправен».

Перекрывной кран ВСУ – электромагнитный; управление осуществляется выключателем «Перекрывной кран ВСУ» на щитке запуска ВСУ.

В модифицированной топливной системе аварийное питание основных двигателей топливом при отказе сети переменного тока осуществляется от дополнительного насоса ЭЦН-319 № 2. На земле он выключен обжатием амортистойки, в нормальном полете также не работает. При его включении загорается желтый светосигнализатор «Авар. насос двиг.» на панели топливной системы на пульте бортинженера. Для проверки его работоспособности на земле необходимо включить АЗС «Имитация снятия обжатия левой опоры» в кабине.

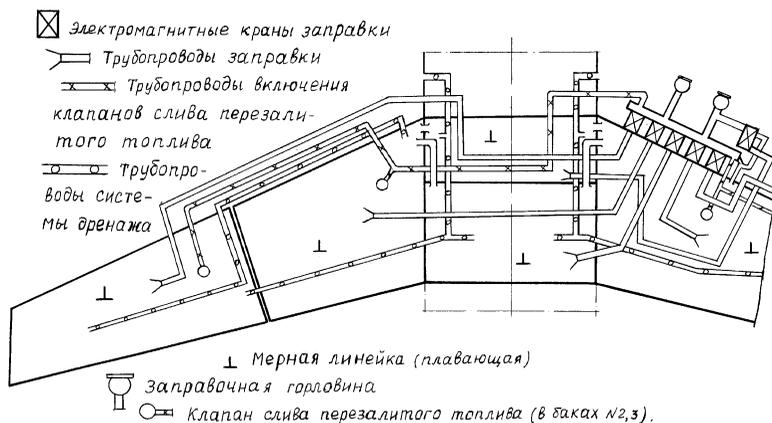


Рис. 5.3 – Система заправки и дренажа топливных баков

Подкачивающий насос ЭЦН-319 № 1 не связан в МТС с системой питания основных двигателей и включается при запуске ВСУ на земле и в полете, его включение сигнализируется загоранием зеленого табло «Р топлива».

5.4. Система перекачки топлива

В полете происходит постоянное пополнение расходного бака №1 за счет перекачки топлива из баков №2,3,4 по определенной программе. Кроме того, имеется *дополнительная перекачка топлива после полета* из баков №3 в баки №2 для увеличения запаса центровки и из бака №4 в баки №2, если бак №4 на следующий полет не должен заправляться или изменяется величина коммерческой загрузки.

Основная система перекачки включает 12 насосов ЭЦН-323, 12 обратных клапанов (за насосами), 12 сигнализаторов давления СДУ2А-0,18, трубопроводы перекачки и порционер.

Насосы перекачки ЭЦН-323 по электропитанию и конструкции аналогичны насосам ЭЦН-325 и расположены: по 2 шт. в баках №2 и №4; по 3 шт. в баках №3. Давление за насосами ЭЦН-323 равно $0,7 \text{ кгс/см}^2$ при нулевой производительности, при производительности 5000 л/ч давление составляет $0,6 \text{ кгс/см}^2$, рабочий перепад давления – $0,45 \text{ кгс/см}^2$. Контроль за работой насосов производится по зеленым светосигнализаторам на щитке топливной системы (рис. 5.4), которые включаются от СДУ2А-0.18 при давлении более $0,18 \text{ кгс/см}^2$.

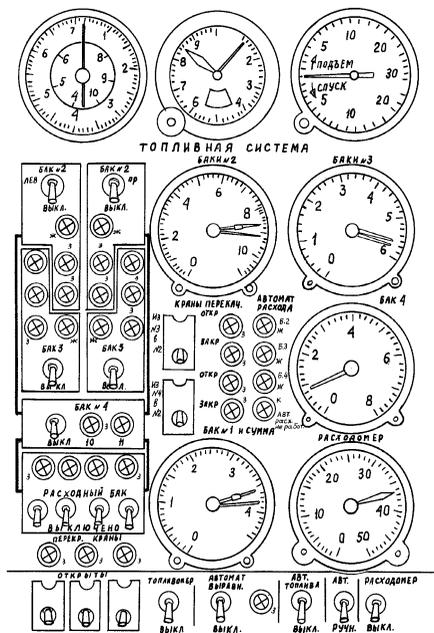


Рис. 5.4 – Щиток контроля работы и управления топливной системы (бортинженера)

3150 кг поплавковые клапаны соединяют корпус порционера (замембранные полости) с баком, давление в замембранных полостях снижается, и мембранные клапаны, открываясь, соединяют топливопроводы баков №2,3,4 с баком №1; при повышении уровня топлива в баке №1 до 3300 кг поплавковые клапаны закрывают доступ топлива в расходный бак, давление в корпусе порционера возрастает, мембранные клапаны закрывают доступ топлива в бак №1 из других баков. Контроль работы порционера производится по колебаниям стрелки указателя количества топлива в баке №1, которая периодически перемещается в диапазоне 3150...3300 кг.

В случае зависания поплавковых клапанов в закрытом положении мембранные клапаны сообщаются с баком открытием электромагнитного крана (тумблером «Принудительное включение порционера»).

Дополнительная система перекачки немодифицированной топливной системы включает два перекрывных крана из баков №3 в баки №2 на первом лонжероне крыла (см. рис. 5.1) и два перекрывных крана из бака №4 в баки №2;

Управление насосами осуществляется автоматически и вручную, смена режимов управления осуществляется переключателем «Автомат. Ручное». При положении переключателя «Автомат» управление осуществляется автоматом расхода, при положении «Ручное» управление порядком работы насосов ЭЦН-323 производится выключателями ручного управления. Порционер служит для защиты расходного бака №1 от переполнения; состоит из четырех мембранных перепускных клапанов, к которым подводятся четыре трубопровода (из баков №3 и баков №2,4), двух поплавковых клапанов и электромагнитного крана.

Порционер работает циклично, впуская топливо в бак №1 порциями (150 кг): при понижении уровня в баке №1 до 3150 кг поплавковые клапаны соединяют корпус порционера (замембранные полости) с баком, давление в замембранных полостях снижается, и мембранные клапаны, открываясь, соединяют топливопроводы баков №2,3,4 с баком №1; при повышении уровня топлива в баке №1 до 3300 кг поплавковые клапаны закрывают доступ топлива в расходный бак, давление в корпусе порционера возрастает, мембранные клапаны закрывают доступ топлива в бак №1 из других баков. Контроль работы порционера производится по колебаниям стрелки указателя количества топлива в баке №1, которая периодически перемещается в диапазоне 3150...3300 кг.

пливной системы, светосигнализаторы открытого положения кранов находятся рядом с выключателями.

На модифицированной топливной системе указанные краны системы дополнительной перекачки отсутствуют. Установлены два крана резервной перекачки топлива в бак №1 из баков №2,3,4, минуя порционер (рис. 5.1). Включаются при отказе порционера и для дополнительной перекачки топлива из баков №3 или бака №4 в бак №2 через расходный бак и трубопроводы перелива топлива из бака №1 в №2 при переполнении расходного бака. Краны управляются одним переключателем «Краны резервной перекачки в 1 бак», при открытых кранах горят желтые светосигнализаторы «Краны резервной перекачки».

Насосы ЭЦН-323 и ЭЦН-325 нумеруются: в баке №1 – насосы №1,2,3,4; в баках №2 – насосы 5,6 (лев., прав.); в баках №3 – насосы №7,8,9 (лев., прав.); в баке №4 – насосы №10,11. При вынужденном отключении трех генераторов от основной сети или их выключении (при пожаре, дымлении электрифицированного оборудования) будет обеспечено питание переменным током насосов МТС №3,4,6 (л., пр.), 8 (л., пр.), 10,11.

5.5. Система управления и измерения топлива

Система управления и измерения топлива (СУИТ-4) предназначена для:

- измерения запаса топлива в каждом баке и суммарного запаса на самолете;
- автоматического управления расходом топлива по заданной программе;
- обеспечения равномерной выработки топлива из баков №2 и №3, соответственно, левой и правой половин крыла;
- выдачи сигнала об остатке топлива в МСРП и самолетный ответчик;
- автоматического управления заправкой;
- сигнализации отказа системы по загоранию красной сигнальной лампы «Автомат расхода не работает».

В систему входят: электроемкостные датчики, указатели топливомеров баков №1...4 и суммы топлива, переключатели вариантов заправки, а также различные электронные и другие блоки, обеспечивающие выполнение указанных функций СУИТ4-1Т.

Количество топлива суммарное и по каждому баку контролируется с помощью указателей, расположенных на щитке топливной системы бортинженера. На каждом указателе имеется две кнопки встроенного контроля топливомеров: при нажатии на кнопку «Н» стрелка указателя

перемещается к отметке «О», при нажатии на кнопку «Р» стрелка должна смещаться к максимальной отметке.

5.5.1. Автомат расхода

Для автоматического управления расходом необходимо переключатель «Автомат. Ручное» установить в положение «Автомат», включить переключатель под крышкой «Авт. расх.» и включить насосы №1,2,3,4 расходного бака. Бак №1 должен быть всегда заполненным (в пределах 3300...3150 кг), а из баков №2,3,4 топливо расходуется в следующем порядке.

1. Выработка топлива начинается из баков №2, продолжается до остатка 3700 ± 250 кг в каждом баке №2; при этом горит сигнальная лампа «Бак №2» под надписью «Порядок расхода». Зеленые светосигнализаторы «Расходный бак 1,2,3,4» горят непрерывно, с момента включения их тумблеров, так же, как и светосигнализаторы «Перекрывные краны».

2. При остатке топлива в баках №2 по 3700 ± 250 кг по сигналам топливомеров и их датчиков СДУ2А-0,18 включаются насосы ЭЦН-323 баков №3 и продолжается выработка из баков №2; начинается параллельная выработка из баков №3 и продолжается выработка из баков №2. Горят светосигнализаторы «Бак №2» и «Бак №3» порядка расхода. При остатке топлива в баках №2 по 500 кг снимается блокировка выключения насосов перекачки этих баков. Полная выработка из баков №2 соответствует остатку топлива в баках №3 по 1725 ± 250 кг; после полной выработки топлива из баков №2 светосигнализатор «Бак № 2» гаснет, насосы выключаются по сигналам СДУ2А-0,18.

3. При остатке топлива в каждом из баков №3 по 2200 кг (из баков №2 выработка топлива еще продолжается) снимается блокировка выключения насосов баков №3. После полной выработки топлива из баков №3 их насосы выключаются (по сигналам СДУ2А-0,18; гаснет светосигнализатор «Бак №3») и включаются насосы бака №4, при этом загорается светосигнализатор «Бак №4» под надписью «Порядок расхода».

При остатке топлива в баке №4 ≈ 600 кг снимается блокировка выключения насосов этого бака.

4. После полной выработки топлива из бака №4 его насосы выключаются, гаснет лампа сигнализации «Бак №4», начинается выработка топлива из расходного бака №1. При остатке топлива в баке №1 2500 кг включается прерывистая сирена и красный светосигнализатор на приборной доске пилотов и панели контроля работы двигателей у бортижнера.

Примечания:

1. При работе перекачивающих насосов ЭЦН-323 баков №2,3,4 горят их зеленые светосигнализаторы на щитке топливной системы бортинженера (включаются датчики давления СДУ2А-0,18 этих насосов).

2. При использовании бака №4 как балластного (центровочного) после выработки топлива из бака №2 в режиме автоматического управления необходимо перейти на ручное управление.

3. При выключенном «Автомате расхода» светосигнализатор «Остаток топлива 2500 кг» не загорается (до №318), запуск двигателей невозможен.

5.5.2. Автомат выравнивания

Автомат выравнивания включается переключателем «Автомат выравнивания» перед запуском двигателей, при этом загорается зеленый светосигнализатор (рядом с переключателем) и горит до конца полета. Автомат выравнивания поддерживает равенство топлива в баках №2 в пределах 350 ± 150 кг, в баках №3 – в пределах 300 ± 100 кг; при разности топлива в одноименных симметричных баках 800 ± 200 кг автомат выключается. Выравнивание производится выключением насосов ЭЦН-323 того бака, где топлива меньше, при этом гаснут зеленые светосигнализаторы выключенных насосов и включаются желтые светосигнализаторы этих баков, сигнализирующих о работе автомата выравнивания. После выравнивания гаснут желтые светосигнализаторы и включаются зеленые, сигнализирующие о включении насосов перекачки после выравнивания.

При разнице топлива в симметричных баках 800 ± 200 кг автоматически выключается выравнивание, гаснет светосигнализатор «Автомат выравнивания» и загораются желтые светосигнализаторы «Выравн», «Бак №2» или «Бак №3». В этом случае необходимо выключить автомат выравнивания, перейти на ручное управление выравниванием включением тумблеров «Выравн» соответствующих баков. После окончания выравнивания необходимо снова включить «Автомат».

5.5.3. Порядок включения топливной системы перед полетом

Перед запуском двигателей необходимо:

1. Включить четыре выключателя «Насосы расходного бака»; при давлении за насосами $0,2 \text{ кг/см}^2$ включаются зеленые светосигнализаторы 1,2,3,4.

2. Включить тумблер «Топливомер».

3. Включить тумблер «Автомат расхода», при этом должен погаснуть красный светосигнализатор «Автомат расхода не работает» и загореться желтый светосигнализатор «Порядок расхода», «Бак №2».

4. Установить выключатели насосов перекачки (ЭЦН-323) баков №№ 2, 3, 4 во включенное положение на протяжении всего полета (на случай отказа системы автоматического расхода топлива).

5. Установить выключатель «Автомат. Ручное» в положение «Автомат»; подготавливается перекачка топлива из баков №2 в бак №1.

6. Перед включением расходомера убедиться, что его переключатель «СТ» (сорт топлива) установлен в положение заправленного сорта топлива. Расходомер включается соответствующим переключателем.

5.5.4. Система заправки

На самолете предусмотрено два варианта заправки: централизованная, под давлением снизу, и через верхние заправочные горловины (баков №2 и №3).

Заправка сверху производится в исключительных случаях, основной является заправка снизу, под давлением. Щиток централизованной заправки находится в корневой части правой половины крыла. Централизованная заправка производится через две заправочных горловины под давлением $4,5 \text{ кг/см}^2$ со скоростью 2500 л/мин. Предусмотрено четыре варианта заправки: 15, 20, 25 т и П (полная, 33150 кг); бак №4 имеет свой галетный переключатель с тремя вариантами заправки: 2, 4 т и П (полная, 6600 кг).

Система заправки включает следующие устройства (рис. 5.3):

1. Две заправочные горловины.
2. Шесть кранов заправки. Краны открываются вручную переключателями со щитка заправки, закрываются вручную или автоматически при заполнении баков количеством топлива, соответствующего варианту заправки.
3. Сигнализатор давления СДУ6-4.5. Подключен к коллектору за приемными горловинами.
4. Щиток заправки, на котором находятся галетные переключатели вариантов заправки, переключатели управления кранами и светосигнализаторы (рис. 5.5).



Рис. 5.5 – Щиток заправки

5. Клапаны слива перезалитого топлива баков №2,3. Служат для предохранения баков от разрушения при централизованной заправке, если отказывает система автоматического закрытия кранов.

6. Мерные магнитные линейки. Установлены по одной на

каждый бак и предназначены для приближенного определения количества топлива в баках.

В систему заправки входят также блоки СУИТ4-1Т и датчики.

Заправка бака №4 производится в зависимости от коммерческой загрузки.

Расходные бак №1 и №4 соединены с баками №2 переливными трубами, предохраняющими их от переполнения в случае отказа системы автоматического закрытия кранов.

5.6. Система дренажа топливных баков

В полете количество топлива, находящегося в герметичных баках, непрерывно и быстро уменьшается, поэтому образующийся в баках вакуум необходимо предотвращать, чтобы не допустить деформации тонких стенок баков-кессонов. Поэтому все топливные баки сообщаются с атмосферой трубопроводами для выравнивания давления внутри баков с атмосферным. Трубопроводы проложены под верхней обшивкой крыла, выходят в атмосферу по обоим бортам фюзеляжа перед носком крыла. Чтобы при эволюциях самолета топливо не выливалось в атмосферу, дренажные трубопроводы подняты к потолку фюзеляжа, делают там петлю и опускаются вниз. Система дренажа частично использует скоростной напор. Баки №2 и №3 соединены дополнительным дренажем (рис. 5.3).

Для слива топлива используются два сливных крана, установленных за насосами подкачки (шп. № 50).

5.7. Система измерения расхода топлива

Система измерения расхода топлива СИРТ1-2Т предназначена для измерения часового (мгновенного) расхода топлива (кг/ч) каждым двигателем и теоретического запаса топлива (кг) во всей системе самолета; система обеспечивает безопасность и экономичность полетов. Указатель расположен на щитке топливной системы бортинженера (рис. 5.4, «Расходомер») на пульте бортинженера; на этом же пульте находятся три указателя мгновенного расхода.

В комплект СИРТ1-2Т входят также три датчика расхода (рис. 5.1, 5.2), датчик плотномер и другие устройства, обеспечивающие работу системы.

5.8. Система измерения температуры топлива

Предназначена для контроля температуры топлива в баках №3 при эксплуатации двигателей на топливе, имеющем ограничения по использованию при минусовых температурах (с №517).

Датчики температуры установлены в левом и правом баках №3, указатели расположены на верхней правой панели бортинженера и имеют трафарет «t° топлива бак № 3 лев. пр.».

5.9. Система нейтрального газа

Система нейтрального газа включается на баки № 1 и № 4 при вынужденной посадке с убранными или не полностью выпущенными шасси. Выключатель и светосигнализатор находятся на панели системы тушения пожара, на пульте бортинженера.

5.10. Перекачка топлива из баков № 3 и № 4 в бак № 2

Если после приземления в баках № 3 осталось топливо, то его необходимо после окончания пробега немедленно перекачать в баки № 2 для создания передней центровки и исключения опрокидывания самолета на хвост при рулении. Для этого необходимо перейти на ручное управление перекачивающими насосами ЭЦН–323, в не модифицированной системе открыть краны перекачки (рисунки 5.2, 5.4); в модифицированной – краны резервной перекачки (поз. 3 рисунок 5.1, рисунок 5.2 «фрагмент») и через трубопроводы верхнего перелива топливо из баков № 1, при их переполнении, будет поступать в баки « 2.

5.11. Проверка и испытания топливной системы на работоспособность

Проверка работоспособности топливомера

1. Включить топливомер и автомат расхода топлива. Производится на панели топливной системы.
2. Переключатель режима работы устанавливается в положение «Ручн.»
3. Проверка работоспособности топливомеров осуществляется поочередным нажатием кнопок «Н» и «Р», показывающих приборов. При этом:
 - при нажатии на кнопку «Н» стрелки показывающего прибора должны перемещаться к нулевой отметке шкалы;
 - при нажатии на кнопку «Р» стрелки показывающего прибора должны перемещаться по направлению к максимальной отметке шкалы, а при пустых баках устанавливаться приблизительно на 3/4 шкалы;
 - при одновременном нажатии кнопок «Н» и «Р» стрелки показывающего прибора должны устанавливаться в пределах от 1/3 до 3/4 шкалы.

Одновременно с нажатием на кнопки «Н» показывающего прибора отдельных баков стрелка суммарного прибора должна перемещаться в сторону нуля (показания уменьшаются на количество топлива в баке, кнопка которого нажимается).

4. После этого сравниваются показания топливомера по бакам и показания суммы с количеством фактически залитого топлива.

Проверка работоспособности автомата расхода топлива.

1. Выключатель режима работы «Авт. – Ручн.» ставится в положение «Авт.»

2. Включается блок автомата расхода топлива.

Правильность работы автомата расхода топлива определяется по загоранию сигнальных ламп в соответствии с заправкой, а именно:

- при полной заправке загораются лампы автомата расхода топлива «2 бак» и лампы сигнализации работы топливных насосов «Б №2»;

- при заправке 15 т и менее загораются лампы расхода топлива «2 бак», «3 бак» и лампы сигнализации работы топливных насосов «Б №2» и «Б №3»;

- если самолет не заправлен топливом, то загораются лампы автомата расхода топлива «2 бак», «3 бак» и красная лампа «Остаток 2500 кг».

При промежуточных вариантах заправки самолета топливом сигнальные лампы должны гореть в соответствии с таблицей сигнализации работы автомата расхода топлива и топливных насосов.

Проверка работоспособности автомата заправки топлива

1. Включить блок заправки топлива

2. Включить все выключатели кранов заправки баков.

3. Переключатель вариантов заправки установить поочередно в положение «10 т», «15 т», «20 т», «25 т» и «П» (полная заправка). При этом должны гореть лампы кранов тех баков, которые заправлены менее указанных объемов в таблице распределения топлива по бакам в зависимости от варианта заправки.

Таблица 5.1

Варианты заправки

Варианты заправки, т	Положение переключателя	Количество топлива на самолете, кг	Допуск на заправку, кг
10	11	11000	±1200
15	15	15000	±750
20	20	20000	±750
25	25	25000	±750
Полная заправка	П	33150	±640

По загоранию этих ламп определяется правильность работы автомата заправки (лампы загораются при открытом положении кранов)

Проверка работоспособности автомата выравнивания топлива

1. Включить топливомер, автомат расхода топлива и автомат выравнивания

2. Переключатель режима «Авт. – Ручн.» установить в положение «Авт.»

При этом должны загореться лампы, соответствующие количеству топлива по указателям топливомеров в баках №2 (левом и правом) и в баках №3 (левом и правом) в следующем порядке:

- если разность показаний стрелок «Л» и «П» указателя топливомеров баков №2 и баков №3 составляет менее 80 кг, то будут гореть зеленые лампы сигнализации работы топливных насосов (от СДУ) баков №2 (или №3) согласно табл. 5.1 и зеленая лампа «Автомат выравн.» (желтые лампы «Выравнивание» гореть не должны);

- при разности показаний стрелок «Л» и «П» 80-300 кг для баков №3 или 80-400 кг для баков №2 загорается лампа «Выравнивание» баков №2 и 3 с той стороны, где топлива меньше, а лампа «Автомат выравн.» продолжает гореть. Соответственно, с этой же стороны лампы сигнализации работы топливных насосов гореть не будут, остальные лампы сигнализации работы насосов должны гореть;

- если разность между стрелками «Л» и «П» любого из указателей топливомера баков №2 или 3 составляет 750 ± 250 кг, то должны гореть все четыре лампы «Выравнивание» и лампы сигнализации работы топливных насосов согласно таблице 5.1. Лампа «Автомат выравн.» не должна гореть (автомат выравнивания выключился).

При нажатии на кнопку «Проверка», расположенную на передней панели блока выравнивания должны загореться:

- все четыре лампы «Выравнивание»;
- лампы сигнализации работы топливных насосов согласно таблице 5.1;
- три сигнальные лампы, расположенные на передней панели блоков выравнивания.

Лампа «Автомат выравнивания» должна погаснуть.

По загоранию всех ламп сигнализации определяется правильность работы автомата выравнивания.

Проверка работоспособности подкачивающих насосов

При поочередном включении насосов расходного бака должны загораться соответствующие сигнальные лампы.

Кроме того, при включении перекрывного крана и после пятиминутной работы подкачивающих насосов проверяются топливные магистрали на отсутствие течи топлива.

Проверка работоспособности перекачивающих насосов

Переключатель режима «Авт. – Ручн.» устанавливается в положение «Ручн.» и поочередным включением насосов перекачки проверяется их исправность по загоранию сигнальных ламп.

Проверка работоспособности порционера

Для проверки работоспособности порционера:

- включается топливомер и автомат расхода топлива;
- переключатель «Авт. – Ручн.» устанавливается в положение «Авт.»;
- по указателю топливомера бака №1 отслеживается количество топлива, которое не должно превышать 3300 кг. Увеличение количества топлива более 3300 кг и выключение насосов перекачки свидетельствует о неисправности клапанов порционера;
- выключается топливомер и автомат расхода топлива.

Проверка работоспособности топливного насоса ВСУ и герметичности перекрывных (пожарных) кранов основных двигателей

На панели запуска ВСУ выключатель «Питание» установить во включенное положение, выключатель «Запуск – холодная прокр.» – в положение «Запуск». Включение табло «Р топлива» на панели запуска ВСУ свидетельствует об исправности насоса. Если после 5-минутной работы насоса сигнальные табло «Р топлива» основных двигателей не погаснут, то краны герметичны.

6. ГИДРОГАЗОМЕХАНИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

6.1. Классификация гидрогазомеханических систем летательных аппаратов. Основные требования, достоинства и недостатки

На современных летательных аппаратах применяется целый ряд гидрогазомеханических систем (ГГМС ЛА). По типу используемого рабочего тела ГГМС ЛА делятся на жидкостные и газовые [1].

По назначению ГГМС ЛА делятся на топливные, масляные, гидропневматические, воздушные, кислородные, противопожарные системы и системы нейтрального газа [2, 3].

Топливные системы предназначены для размещения на летательном аппарате необходимого количества топлива и его подвода из баков в необходимом количестве и под заданным давлением к потребителям.

Масляные системы предназначены для размещения необходимого запаса масла, для его подвода к трущимся деталям и отвода от них тепла и продуктов износа.

Гидропневматические системы предназначены для управления движением ЛА и его положением в пространстве, для управления автоматикой и механизацией силовой установки, управления тормозами колес, стеклоочистителями, люками, трапами и другими устройствами.

Воздушные системы предназначены для обеспечения условий жизнедеятельности экипажа и пассажиров, для запуска двигателей, для управления тормозами и другими устройствами.

Кислородные системы предназначены для обеспечения экипажа и пассажиров кислородом в случае не герметичности кабин.

Противопожарные системы и системы нейтрального газа предназначены для сигнализации о возникновении пожара в защищаемых отсеках, для автоматического и ручного тушения пожара, а также для предотвращения возникновения пожара в полете и при посадке.

Все эти системы имеют непосредственное значение для обеспечения выполнения летательным аппаратом своих заданных функций при соблюдении требования безопасности полетов.

ГГМС ЛА достаточно сложны и многофункциональны. Число типов их исполнительных механизмов составляет десятки, в их состав входят сотни различных устройств, а протяженность в ряде случаев измеряется километрами. В этой связи заданная надежность ГГМС ЛА обеспечивается за счет их дальнейшего усложнения – путем дублирования и резервирования, поскольку их отказы в полете могут привести к возникновению аварийной или катастрофической ситуации. Поэтому, в соответствии с нормами летной годности, например, гидросистема пассажирского ЛА должна быть выполнена таким образом, чтобы после двух последовательных отказов ее элементов была возможность продолжать полет по крайней мере в режиме ручного управления в условиях не хуже усложненных условий полета. Общая надежности гидросистемы пассажирского самолета должна быть такой, чтобы количество отказов в полете не превышало 9 на 1 млн полетов продолжительностью 4,5 часа.

Основными требованиями, предъявляемыми к ГГМС ЛА являются: надежность, живучесть, достаточный ресурс, ремонтпригодность, эксплуатационная технологичность, простота конструкции, малая масса и габариты, пожарная безопасность, невысокая стоимость изготовления и эксплуатации.

К основным недостаткам относятся сложность и невысокая надежность трубопроводных коммуникаций и их соединений.

Состояние ГГМС ЛА, их соответствие требованиям технической документации зависит не только от качества проектирования, изготовления и монтажа, но и от качества их технического обслуживания и ремонта.

6.2. Методика проектирования и создания авиационных гидрогазомеханических систем

При проектировании ГМС ЛА в качестве общих исходных данных используются геометрические и весовые параметры ЛА, его летно-технические данные, назначение и особенности применения. В качестве специализированных исходных данных используются данные о предполагаемых объектах управления и режимах их работы по скорости и перемещению (скорости и углы отклонения рулей и т.д.). Также задается ограничение проектируемой системы по массе.

Процесс проектирования ГГМС ЛА делится на следующие этапы.

1. Разработка структурной схемы.
2. Выбор и расчет основных параметров.
3. Разработка компоновочной схемы.
4. Испытания.
5. Ввод в эксплуатацию.
6. Совершенствование (доработки) по результатам эксплуатации.

6.3. Разработка структурной схемы гидрогазомеханической системы ЛА

Разработка структурной схемы ГГМС ЛА означает образование связей между источниками энергии и ее потребителями. Условно процесс разработки можно разделить на два этапа.

На *первом этапе разработки структурной схемы* ГГМС ЛА решаются следующие основные задачи:

- выбор схемы, обеспечивающей заданную надежность, дублирование и резервирование;
- разработка блок-схемы;
- расчет внешних нагрузок на потребители исходя из минимальных и максимальных значений давлений и расходов рабочей жидкости (газа);
- выбор вида и типа исполнения ГГМС и ее приводов;
- разработка кинематических схем ГГМС.

- На втором этапе разработки решаются следующие основные задачи:
- уточнение режимов работы исходя из возможных внешних нагрузок;
 - выбор оптимальной конфигурации трубопроводов и их технических параметров (длина, диаметр, толщина, вес, объем);
 - уточнение рабочих давлений;
 - выбор рабочей жидкости (газа) и способов ее фильтрации;
 - разработка схемы управления и сигнализации;
 - выполнение поверочного расчета.

6.4. Рабочие жидкости гидрогазомеханических систем летательных аппаратов

Все вещества имеют молекулярное строение. Молекулы газа совершают хаотические тепловые движения в пределах ограничивающих их объем поверхностей. Молекулы капельных жидкостей колеблются с частотой около $f = 10^{13}$ Гц и совершают скачкообразные переходы от одного центра к другому. Перемещение молекул газов и капельных жидкостей обуславливает их общее свойство, называемое текучестью.

Гипотеза сплошности. Жидкость рассматривается как деформируемая система материальных частиц, непрерывно заполняющих пространство, в котором она движется. Частица жидкости считается ничтожно малой по сравнению с объемом жидкости, вместе с которым она движется. Так в одном кубическом миллиметре воды находится 10^{19} молекул. Поэтому жидкость в целом рассматривается как сплошная среда. В ней нет пустот и разрывов и все характеристики жидкости являются непрерывными функциями, имеющими непрерывные частные производные по всем их аргументам.

Плотность жидкости. Плотность ρ характеризуется распределением массы M жидкости по объему W . В произвольной точке A жидкости ее плотность определяется, как

$$\rho_A = \lim_{\Delta W \rightarrow 0} \frac{\Delta M}{\Delta W},$$

где ΔM – масса, заключенная в объеме ΔW , стягиваемом в точку A .

Жидкость считается однородной, если ее свойства одинаковы в каждой ее точке. В этом случае плотность жидкости равна отношению ее массы к занимаемому ею объему:

$$\rho_A = \frac{M}{W}, \text{ кг/м}^3.$$

Плотность жидкости зависит от давления и температуры. Все жидкости, кроме воды характеризуются уменьшением плотности с ростом

температуры. Плотность воды максимальна при температуре +4°C и уменьшается как при увеличении температуры, так и при уменьшении температуры от этого значения, так и при ее увеличении (табл. 6.1).

Таблица 6.1

Плотность воды при нормальном атмосферном давлении

$t, ^\circ\text{C}$	0	2	4	10	20	30	40	60
$\rho, \text{кг/м}^3$	999,87	999,97	1000	999,7	998,2	995,7	992,2	983,2

Для сравнения при нормальном атмосферном давлении и температуре 0°C:

- морская вода, $\rho = 1020 \dots 1030 \text{ кг/м}^3$;
- нефть и нефтепродукты, $\rho = 650 \dots 900 \text{ кг/м}^3$;
- чистая ртуть, $\rho = 13596 \text{ кг/м}^3$;
- воздух, $\rho = 1,29 \text{ кг/м}^3$.

При увеличении давления температура, при которой плотность воды максимальна, уменьшается. При давлении 14 МПа вода имеет максимальную плотность при температуре +0,60°C.

Сжимаемость – свойство жидкости изменять объем при изменении давления. Характеризуется коэффициентом объемного сжатия β_w . Представляет собой относительное изменение объема жидкости W при изменении давления p на единицу:

$$\beta_w = -\frac{1}{W} \frac{dW}{dp}, \text{ Па}^{-1}.$$

Знак «-» указывает на то, что при увеличении давления объем уменьшается.

Величина, обратная коэффициенту сжатия называется модулем упругости:

$$E_o = 1/\beta_w, \text{ Па}.$$

Модуль упругости некоторых жидкостей лежит в следующих пределах:

- вода, $E_o = 1950 - 2200 \text{ МПа}$;
- минеральные масла, $E_o = 1350 - 1750 \text{ МПа}$;
- бензин и керосин, E_o около 1300 МПа;
- ртуть, $E_o = 3,2 \text{ МПа}$.

Скорость распространения звука c в жидкости определяется, как:

$$c = \sqrt{E_o/\rho}, \text{ м/с}.$$

В несжимаемой жидкости скорость распространения звука равна бесконечности ($c = \infty$).

Температурное расширение – свойство жидкости изменять объем при изменении температуры. Характеризуется температурным коэффициентом объемного расширения. Представляет собой относительное изменение объема жидкости W при изменении температуры на 1°C и при постоянном давлении:

$$\beta_t = -\frac{1}{W} \frac{dW}{dt} \text{ град}^{-1}.$$

При нормальном давлении и температуре 20°C имеют место следующие значения коэффициентов β_t , 1°C :

- вода – $\beta_t = 0,00015$;
- глицерин – $\beta_t = 0,0005$;
- спирт – $\beta_t = 0,0011$;
- нефть – $\beta_t = 0,0006$;
- ртуть – $\beta_t = 0,00018$;
- масло АМГ-10 – $\beta_t = 0,0008$.

Для воды, при увеличении давления при температуре менее 50°C , коэффициент β_t растет, а при температуре более 50°C коэффициент β_t уменьшается. Для большинства жидкостей в гидросистемах при увеличении давления от атмосферного до 60 МПа коэффициент β_t увеличивается на 10...20%.

Вязкость – свойство жидкости оказывать сопротивление сдвигу одной их части относительно другой. Это сопротивление называется внутренним трением и проявляется в результате межмолекулярного взаимодействия. Численно это взаимодействие выражается величиной касательного напряжения τ :

$$\tau = \mu \cdot \frac{d\theta}{dt},$$

где коэффициент μ (Па·с) – динамическая вязкость жидкости, учитывающая ее особенности;

$\frac{d\theta}{dt}$ – скорость деформации сдвига слоев жидкости.

При слоистом прямолинейном движении жидкости (рис. 6.1) величина касательного напряжения определяется, как:

$$\tau = \mu \cdot \frac{du}{dn},$$

где du/dn – градиент скорости движения слоя жидкости в направлении нормали к ее поверхности.

Жидкости, для которых справедливо это выражение называются **НЬЮТОНОВСКИМИ**.

Динамическая вязкость жидкостей зависит от давления и температуры.

Значения динамической вязкости μ для воды приведены в табл. 6.2.

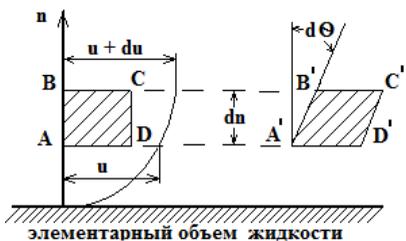


Рис. 6.1 – Схема слоистого течения жидкости в элементарном объеме ABCD

Таблица 6.2

Динамическая вязкость воды

$t, ^\circ\text{C}$	0	10	20	30
$\mu \cdot 10^4, \text{Па} \cdot \text{с}$	17,92	13,04	10,10	8,00

В расчетах кроме динамической вязкости μ часто используется кинематическая вязкость, обозначаемая греческой буквой ν :

$$\nu = \frac{\mu}{\rho}.$$

Кинематическая вязкость ν измеряется в $\text{м}^2/\text{с}$ или стоксах.

$$1 \text{ м}^2/\text{с} = 10^4 \text{ Ст} = 10^6 \text{ сСт}.$$

Кинематическая вязкость, также, как и динамическая вязкость существенно зависит от давления и температуры (табл. 6.3).

Таблица 6.3

Значения кинематической вязкости для некоторых жидкостей

Жидкость	$t, ^\circ\text{C}$	$\nu, 10^4 \text{ м}^2/\text{с}$
Воздух	0	0,133
	100	0,245
Вода	20	0,0101
Керосин	15	0,027
Мазут	18	20
Глицерин	20	11,89
АМГ-10	50	0,1
Нефть	18	0,25 – 1.4
Ртуть	15	0,0011

Растворение газов. Все жидкости растворяют в себе газы. Согласно закону Генри–Дальтона при давлении до 30 МПа и постоянной температуре отношение объема растворенного газа W_2 к объему жидкости $W_{жк}$ величина постоянная. Эта величина определяется, как:

$$k_p = \frac{W_r}{W_{жк}}.$$

Величина k_p зависит от температуры и давления. Так, для воды, при нормальном атмосферном давлении и температуре 20°C, $k_p = 0,016$. Это означает, что в воде растворено 1,6% воздуха по объему. С ростом температуры величина k_p уменьшается. Для масел при температуре 20°C величина $k_p = 0,08 \dots 0,1$, т.е. в масле может быть растворено до 10% воздуха. При уменьшении давления воздух выделяется из жидкости. Кислород растворяется в жидкости активнее, чем воздух. Поэтому в воздухе, растворенном в жидкости, кислорода примерно на 50% больше, чем в атмосферном воздухе. Газы могут находиться в жидкостях не только в растворенном, но и в нерастворенном виде – в виде пузырьков. В этом случае модуль упругости жидкости резко уменьшается, а динамическая вязкость растет. **Содержание газов в рабочих жидкостях ГГМС может существенно влиять на их работоспособность.**

Кипение – процесс перехода жидкости в газообразное состояние. Жидкость можно довести до кипения двумя способами:

- путем увеличения температуры до значения, большего температуры кипения при данном давлении (*горячее кипение*)
- путем снижения давления до значений, меньших давления кипения при данной температуре (*холодное кипение*).

Это давление кипения называется давлением насыщенных паров $P_{ин}$ (табл. 6.4).

Таблица 6.4

Давление насыщенных паров воды в зависимости от температуры при атмосферном давлении

$t, ^\circ\text{C}$	5	10	15	20	25	30	40
$P_{ин}, \text{кПа}$	0,87	1,23	1,70	2,33	3,20	4,30	7,40

Испаряемость – способность жидкости превращаться в газообразное состояние. Присуща всем жидкостям. Зависит от температуры кипения и давления насыщенных паров. Чем больше температура кипения при данном давлении, тем меньше испаряемость. Чем больше давление насыщенных паров при данной температуре, тем больше испаряемость.

Соппротивление растяжению. Если жидкость дегазировать, удалив из нее растворенные газы, то она приобретает способность сопротивляться растяжению. Для воды удавалось получить кратковременное сопротивление растяжению в 25 МПа. Обычные технические жидкости не сопротивляются растягивающим их усилиям.

Поверхностное натяжение. Молекулы жидкости, находящиеся на границе с газом, другой жидкостью, или твердым телом испытывают изнутри жидкости неуравновешенное снаружи давление. Под влиянием этого неуравновешенного давления внешняя поверхность жидкости стремится принять форму с наименьшей площадью. Малые массы жидкости в газах стремятся принять форму шарообразных капель. Чтобы увеличить площадь поверхности жидкости необходимо ее растянуть, т.е. приложить усилия, по преодолению сил поверхностного натяжения, направленных по касательным к поверхности. Поверхностное натяжение обозначается буквой σ и измеряется в Н/м. Величина поверхностного натяжения уменьшается с ростом температуры жидкости. При температуре 20 °С на границе с воздухом имеют место следующие значения величины σ (Н/м):

- для воды – $\sigma = 0,0726$;
- этилового спирта – $\sigma = 0,022$;
- сырой нефти – $\sigma = 0,0235 \dots 0,038$;
- смазочные масла – $\sigma = 0,035 \dots 0,038$.

На границе вода–ртуть при температуре 20 °С $\sigma = 0,378$ Н/м. Таким образом, величина поверхностного натяжения зависит от вида контактирующих веществ. Для уменьшения поверхностного натяжения в жидкости добавляют поверхностно-активные вещества (ПАВ).

В трубах малого диаметра (капиллярах) поверхность жидкости, контактирующая с газом, искривляется. Если жидкость смачивает трубу, то ее поверхность вогнутая, а если не смачивает, то – выпуклая. В том и другом случаях в поверхностном слое жидкости возникают дополнительные касательные напряжения. Под действием этих сил происходит поднятие жидкости вверх на некоторую высоту $h_{см}$ при смачивании, и ее опускание вниз, если смачивания нет. Так, для чистой воды и спирта величина поднятия столба $h_{см} = 30/d$ мм, а для ртути величина опускания столба $h_{см} = 10,15/d$ мм. В природе, в результате поверхностного натяжения, вода поднимается по грунтам вверх, к поверхности земли. В галечниках величина капиллярного поднятия равна 0, а в глинах составляет до 5 метров.

В условиях невесомости влияние поверхностного натяжения и капиллярные эффекты во многом определяют закономерности движения жидкостей.

Температура застывания – это такая наибольшая температура, при которой уровень жидкости, залитой в стандартную пробирку, не перемещается при наклоне пробирки на 45° в течении 5 минут. Данная характеристика определяет текучесть жидкости, а, следовательно, ее использование в холодное время. Температура застывания жидкости должна быть на $10\dots 17^\circ\text{C}$ ниже минимальной эксплуатационной температуры.

При нормальном давлении температура застывания имеет следующие значения:

- для АМГ-10 – $t_3 = -70^\circ\text{C}$;
- МС-20 – $t_3 = -18^\circ\text{C}$;
- МК-8 – $t_3 = -55^\circ\text{C}$;
- турбинного масла Т – $t_3 = -10^\circ\text{C}$;
- вазелинового масла – Т $t_3 = -20^\circ\text{C}$;
- трансформаторного масла – $t_3 = -45^\circ\text{C}$;
- ЦИАТИМ $t_3 = -60^\circ\text{C}$.

Температура замерзания – температура начала кристаллизации жидкости. Процесс кристаллизации должен происходить равномерно – жидкость не должна расслаиваться на легкие и тяжелые фракции. Она не должна содержать легких фракций, испарение которых ведет к застыванию или кристаллизации.

Огнестойкость жидкости – это свойство жидкости противостоять воздействию высоких температур. Опасность возникновения или распространения пожара на поверхности жидкости должна быть минимальной. Показателями огнестойкости жидкости являются температура вспышки, температура воспламенения и температура самовоспламенения.

Температура вспышки – минимальная температура, при которой над поверхностью жидкости образуется количество пара, достаточное для возникновения кратковременной вспышки.

При нормальном давлении температура вспышки имеет следующее значение:

- для АМГ-10 – $t_{всп} = 92^\circ\text{C}$;
- МС-20 – $t_{всп} = 225^\circ\text{C}$;
- МК-8 – $t_{всп} = 135^\circ\text{C}$;
- турбинного масла Т – $t_{всп} = 195^\circ\text{C}$;
- вазелинового масла Т – $t_{всп} = 125^\circ\text{C}$;
- трансформаторного масла – $t_{всп} = 135^\circ\text{C}$;
- ЦИАТИМ – $t_{всп} = 130^\circ\text{C}$.

Температура (точка) воспламенения – температура, при которой выделяемое количество пара достаточно для продолжения процесса го-

рения и при удалении источника огня. Температура воспламенения масел на нефтяной основе лежит в пределах 180–230°C.

Температура самовоспламенения – температура, при которой жидкость или ее пар вспыхивают при контакте с воздухом без какого-либо внешнего источника воспламенения. Температура самовоспламенения масел на нефтяной основе лежит в пределах 260–370°C.

Для сверхзвуковых самолетов температура вспышки жидкостей гидросистем должна быть не меньше 180°C, температура самовоспламенения не ниже 300°C.

Особые противопожарные требования предъявляются к рабочим жидкостям военных ЛА, ввиду возможного их воспламенения под воздействием поражающих факторов оружия противника. Для снижения вероятности возникновения пожара, по мере выработки топлива баки военных самолетов заполняются инертным газом. В общем случае, мерой повышения пожаробезопасности является предотвращение контакта рабочих жидкостей с воздухом, особенно при температурах выше 70°C.

Изолирующие и диэлектрические свойства жидкостей. Большинство рабочих жидкостей не содержат примесей и обладают хорошими изолирующими свойствами. Это позволяет помещать в них электрические агрегаты. Продукты износа, накапливающиеся в жидкостях, ухудшают их изолирующие свойства и могут быть причиной пожара. Опасным для размещения электроагрегатов является наличие в рабочих жидкостях воды.

Воздействие на резиновые детали. Усадка, размягчение, набухание резиновых деталей сопровождается нарушением герметичности систем и утечкам рабочих жидкостей. Это ведет к потере работоспособности ГГМС и их агрегатов. Однако ни одна из применяемых в настоящее время жидкостей не является абсолютно нейтральной по отношению к резиновым изделиям. В результате длительной эксплуатации происходят сложные физико-химические процессы по изменению свойств резиновых деталей. В ходе эксплуатации контролируются такие параметры резиновых деталей, как их твердость и объем. В частности, твердость не должна изменяться больше чем на $\pm 4...5$ единиц по Шору, а изменение объема не должно превышать $\pm 3\%$ от первоначального значения. Для синтетической резины допускается набухание до 5...6%. Необходимо иметь в виду, что масла на нефтяной основе вызывают набухание резиновых изделий, а масла на парафиновой основе – их усадку. Показатель изменения объема резины определяется путем ее взвешивания в воздухе и в воде до и после контакта с рабочими жидкостями. Особо опасны для резиновых изделий синтетические рабочие жидкости.

6.5. Требования к рабочим жидкостям ГГМС ЛА

В ГГМС ЛА применяют в основном специальные жидкости на минеральной основе. Их вязкость при температуре 50° С лежит в пределах 10...175 сСт. Минеральные масла гидросистем отличаются от смазочных минеральных масел содержанием специальных присадок. Так, например, вязкостные присадки добавляются для снижения зависимости вязкости от температуры. При низких температурах для обеспечения заданных свойств, применяются смеси масел и других жидкостей. Например, смесь глицерина со спиртом.

Срок службы рабочих жидкостей составляет от 6 месяцев для промышленных масел до 2...3 лет для АМГ-10.

К рабочим жидкостям ГГМС ЛА предъявляются следующие основные требования:

1. Хорошие смазывающие свойства.
2. Минимальная зависимость вязкости от температуры в диапазоне рабочих температур.
3. Высокая температура кипения.
4. Низкая упругость насыщенных паров.
5. Высокий объемный модуль упругости.
6. Высокий коэффициент теплопроводности.
7. Малый коэффициент теплового расширения.
8. Высокие изолирующие и диэлектрические качества.
9. Малое растворение воздуха и легкость его отделения.
10. Нейтральность к применяемым материалам, в частности к резиновым изделиям.
11. Жидкости и продукты их разложения должны быть малотоксичными.
12. Высокая огнестойкость.
13. Высокая устойчивость к физическим и химическим воздействиям в диапазоне эксплуатационных температур.
14. Длительный срок службы.

6.6. Режимы течения рабочих жидкостей.

Гидродинамическое подобие

Возможны два основных вида течения жидкостей в трубах – ламинарное и турбулентное.

Ламинарное течение – это слоистое течение без перемешивания частиц жидкости и без пульсаций скорости. При ламинарном течении в прямой трубе постоянного сечения все линии тока направлены параллельно оси трубы. Давление и скорость движения жидкости при установившемся ламинарном течении постоянны.

Турбулентное течение – это течение, при котором происходит интенсивное перемешивание жидкости. Давление и скорость движения жидкости постоянно меняются (пульсируют). При таком течении наряду с поступательным движением жидкости имеет место ее поперечное перемещение и вращательное движение.

Смена режима течения данной жидкости в трубе происходит при определенной скорости течения $v_{кр}$, которую называют критической. Смена режима течения происходит при определенном соотношении между скоростью течения $v_{кр}$, диаметром трубы d и вязкостью жидкости ν :

$$Re_{кр} = (v_{кр} \cdot d) / \nu.$$

Безразмерное число $Re_{кр}$ называется критическим числом Рейнольдса. Из опытов следует, что $Re_{кр} \approx 2300$.

При $Re < Re_{кр}$ течение ламинарное, а при $Re > Re_{кр}$ – турбулентное.

В некоторых случаях, при движении жидкости, происходит изменение ее агрегатного состояния (жидкость превращается в пар), а также может происходить выделение из жидкости растворенных в ней газов. Например, при течении жидкости через местное сужение трубы происходит увеличение скорости и падение давления. Если давление жидкости понизится до давления насыщенных паров в ней при данной температуре, то в данном месте начинается интенсивное парообразование и выделение газов. Такое местное кипение жидкости с последующей конденсацией паров в зоне более высокого давления называется кавитацией.

На практике кавитация имеет место не только в трубопроводах, но и в других гидравлических устройствах, а также во входных и выходных патрубках насосов и на их лопастях. В гидравлических и топливных системах летательных аппаратов кавитация может возникать в связи с уменьшением наружного давления при подъеме на высоту.

Для характеристики режимов течения, с точки зрения кавитации, применяется безразмерный критерий, называемый числом кавитации:

$$\chi = 2 \cdot (p - p_t) / (\rho \cdot v^2),$$

где p – абсолютное давление в потоке; p_t – давление насыщенных паров при данной температуре; v – скорость потока; ρ – плотность жидкости.

Для анализа течения жидкостей удобно использовать теорию подобия. Гидродинамическое подобие – это подобие потоков несжимаемой

жидкости, характеризуемое геометрическим, кинематическим и динамическим подобием.

Геометрическое подобие означает пропорциональность сходственных размеров и равенство соответствующих углов – подобие поверхностей, ограничивающих течение жидкости.

Кинематическое подобие означает подобие линий тока и пропорциональность сходственных скоростей. Для кинематического подобия необходимо геометрическое подобие.

Динамическое подобие означает пропорциональность сил, действующих в сходственных точках кинематически подобных потоков, и равенство углов приложения этих сил.

6.7. Местные гидравлические сопротивления

В общем случае гидравлические потери, возникающие при движении рабочей жидкости, делятся на две категории – местные потери и потери на трении. Потери на трении зависят от режима течения жидкости, а местные потери – от конфигурации трубопроводов, по которым движется жидкость.

В общем случае, местные потери давления h_m связаны с местным сопротивлением ξ_m следующим соотношением:

$$h_m = \xi_m \cdot v^2 / (2g) = \xi_m \cdot (16Q^2) / (2g \cdot \pi^2 d^4),$$

где Q – расход жидкости; d – диаметр трубопровода.

В самолетных системах местные гидравлические сопротивления имеются у фильтров, кранов, насосов, клапанов, жиклеров, угольников, переходников и других агрегатов, и деталей. Местные сопротивления, как правило, определяются экспериментальным путем для каждого характерного элемента конструкции. Их значения могут быть найдены в специальных справочниках. Величина местного сопротивления существенно зависит от режима течения рабочей жидкости, определяемого числом Рейнольдса Re . Существуют области значений Re , при которых местные коэффициенты сопротивления ξ_m постоянны. Такие области называются автомодельными.

В табл. 6.5 в качестве примера приведены значения для некоторых стандартных элементов гидросистемы для автомодельного режима течения рабочей жидкости.

Значения местных коэффициентов сопротивления ζ_m .

Вид сопротивления	Значение ζ_m
1	2
Гибкое соединение труб	0,3
Стандартный угольник с поворотом на 90^0	1,2 ... 1,3
Тройник	3,5
Кран топливный	1 ... 2,5
Обратный клапан	2,0
Фильтр сетчатый	1,5 ... 2,5
Датчик расходомера:	
– при вращающейся крыльчатке;	7,0
– при заторможенной крыльчатке.	11 ... 12
Выход из бака	0,5 ... 1,0
Вход в бак	1,0

6.8. Неустановившееся течение. Гидравлический удар

В случае неустановившегося движения жидкость перемещается с ускорением или с замедлением. При этом возникает дополнительное давление, обусловленное силами инерции. При резком изменении скорости движения жидкости в трубопроводе возникает гидравлический удар – колебательный процесс, возникающий в упругом трубопроводе с малосжимаемой жидкостью. Гидравлический удар чаще всего возникает вследствие быстрого закрывания или открывания устройства управления потоком (крана). Изменение давления при гидроударе носит циклический колебательный характер. Например, если в первой половине цикла давление возрастает, то во второй половине оно убывает. При абсолютно упругом взаимодействии жидкости и трубопровода давление изменяется в соответствии с выражением:

$$p = p_{уст} \pm p_{уд},$$

где $p_{уст}$ – давление при установившемся движении жидкости;

$p_{уд}$ – ударное повышение давления.

Как видно из выражения, амплитуда изменения давления $\Delta p_{уд}$ при гидроударе составляет величину:

$$\Delta p_{уд} = 2p_{уд}.$$

Ударное повышение давления жидкости определяется, как:

$$\Delta p_{уд} = \rho \cdot v_0 \cdot a,$$

где v_0 – скорость движения жидкости до возникновения гидравлического удара; a – коэффициент, зависящий от физических свойств жидкости, материала трубопровода и толщины его стенки.

Коэффициент a определяется из выражения:

$$a = \frac{1}{\sqrt{\frac{\rho}{K} + \frac{\rho \cdot d}{\sigma E}}}, \text{ м/сек.}$$

ПРИМЕР. В гидравлической системе летательного аппарата отключение потребителя производится электромагнитным краном, который полностью перекрывает трубопровод за время $t_{\text{закр}} = 0,02$ сек.

Длина трубопровода от крана до гидроаккумулятора, где гасится ударное давление, $l = 4$ м, диаметр трубопровода $d = 12$ мм, толщина его стенки $\delta = 1$ мм, материал сталь с модулем упругости $E = 2,2 \cdot 10^6$ кг/см², объемный модуль упругости жидкости АМГ-10 $K = 13300$ кг/см², ее плотность $\rho = 90$ кг·сек²/м⁴, скорость потока жидкости в трубе $v_0 = 4,5$ м/сек.

Для данных условий $a = 1170$ м/сек. Полное ударное давление при мгновенном закрытии крана составило бы $p_{\text{уд.}} = 47,3$ кг/см². Однако, поскольку время закрытия крана $t_{\text{закр}}$ больше времени двойного пробега ударной волны t_0 , то имеет место не прямой гидравлический удар, при котором давление несколько ниже:

$$t_0 = 2l / a = 0,0068 \text{ сек. } p_{\text{нуд.}} = p_{\text{уд.}} \cdot t_0 / t_{\text{закр}} = 16,2 \text{ кг/см}^2.$$

6.9. Гидравлический расчет трубопроводов

Все трубопроводы условно могут быть разделены на простые и сложные. Простыми называются трубопроводы без разветвлений, а сложными – трубопроводы с одним или более разветвлениями. В авиационной технике чаще всего приходится иметь дело с течением жидкости в основном за счет работы насоса или давления газа, поскольку разность уровней жидкости по длине трубопровода незначительная.

При движении по трубопроводу жидкость испытывает сопротивление, в следствие чего происходят потери напора (давления). Суммарные потери напора удобно представлять в виде графиков зависимости вида:

$$\Sigma h = f(Q).$$

При выполнении расчетов местные сопротивления удобно заменять эквивалентными длинами $l_{\text{экв}}$.

Для случая ламинарного течения расчетное выражение для определения величины Σh имеет вид:

$$\Sigma h = \frac{128 \cdot \nu Q (l + l_{\text{эКВ}})}{\pi g d^4}.$$

Для случая турбулентного течения расчетное выражение для определения величины Σh имеет вид:

$$\Sigma h = \frac{16 \cdot Q^2 (\Sigma \xi + \lambda_m l / d)}{2 g \pi^2 d^4},$$

где $\lambda_t = 0,015 \dots 0,04$ – коэффициент потерь на трение.

6.10. Гидроприводы и гидропередачи

Гидропривод предназначен для перемещения исполнительных устройств потребителей гидравлической энергии [4]. Гидропередача (ГП) является силовой частью гидропривода. Гидропередачей называется устройство для передачи механической энергии путем преобразования различных видов движения при помощи рабочей жидкости.

Основными элементами гидропередачи является гидронасос, преобразующий механическую энергию привода в гидравлическую энергию жидкости, и гидродвигатель (гидромотор), преобразующий гидравлическую энергию жидкости в механическую энергию привода.

По виду движения выводного вала гидродвигателя гидропередачи делятся на два основных типа:

- ГП возвратно-поступательного движения;
- ГП вращательного движения.

6.11. Состав и исполнение гидропередач

В гидропередачах возвратно-поступательного движения в качестве гидродвигателей используются силовые гидроцилиндры (ГЦ) с поршнем и штоком (ведомым звеном). В авиации наибольшее распространение получили ГЦ двойного действия, в которых движение поршня и штока возможно в двух противоположных направлениях попеременно. Кроме силовых ГЦ используются и моментные гидроцилиндры, в которых выводной вал совершает возвратно-поворотное движение на угол, меньше 360^0 .

Простейшим является гидропривод с одним гидронасосом, с одним гидроцилиндром и одной исполнительной магистралью. Однако на ЛА, как правило, применяются комплексные гидроприводы, содержащие по несколько гидронасосов и гидродвигателей. Агрегаты таких гидроприводов связаны между собой системой трубопроводов и выполняют свои

функции либо одновременно, либо в определенной последовательности (основная гидросистема, дублирующая гидросистема, аварийная гидросистема, вспомогательная гидросистема).

Устройство гидропередачи зависит от того, какой в ней используется гидронасос – с регулируемой или с нерегулируемой подачей. В качестве насосов с нерегулируемой подачей применяются в шестеренчатые насосы. В качестве насосов с регулируемой подачей применяются роторно-поршневые насосы.

В общем случае гидропередача гидропривода состоит из гидронасосов с регуляторами давления и подачи, гидроаккумуляторов, распределителей, делителей расхода, дозаторов, фильтров, кранов, клапана, соединительных устройств, всасывающей, напорной, исполнительной и сливной магистрали и других устройств.

6.12. Принцип расчета гидропередач

При расчетах гидропередача рассматривается как замкнутый трубопровод с насосной подачей жидкости. Силовой ГЦ при этом рассматривается как особое местное сопротивление, вызывающее падение давления на величину $\Delta p_{ц}$, равное разности давлений по обе стороны поршня гидроцилиндра:

$$\Delta p_{ц} = p_1 - p_2.$$

Для упрощения расчетов предполагаем, что подача жидкости из гидроаккумулятора ничтожно мала и ей можно пренебречь.

Кроме потерь давления в гидроцилиндре существуют гидравлические потери в других элементах гидропередачи. Эти потери суммируются и обозначаются, как $\Sigma p_{тр}$. Тогда, при заданной производительности насоса $Q_{нас}$, потребное давление в гидросистеме $p_{потр}$ может быть определено из выражения:

$$p_{потр} = \Delta p_{ц} + \Sigma p_{тр}.$$

С учетом конкретных значений давления p и расхода рабочей жидкости $Q_{нас}$ за насосом, а также геометрических характеристик поршня ГЦ и особенностей конфигурации трубопроводов удобно пользоваться полуэмпирическим соотношением:

$$p_{потр} = 4p / (\pi \cdot D^2 - \pi \cdot d^2) + a \cdot k_1 \cdot \gamma \cdot Q_{нас} + k_2 \cdot \gamma \cdot Q_{нас}^2,$$

где D – диаметр поршня ГЦ; d – диаметр штока ГЦ; a – коэффициент соотношения расходов в линии слива и подачи; k_1 – коэффициент потерь давления в линии подачи; k_2 – коэффициент потерь давления в линии слива.

В случае неравномерного движения поршня необходимо учитывать возникающие в отдельных элементах системы дополнительные динамические давления.

7. ИСПЫТАНИЯ ВЫСОТНОГО ОБОРУДОВАНИЯ САМОЛЕТОВ.

Высотное оборудование самолетов предназначено для обеспечения давления, температуры, влажности и скорости давления воздуха в кабинах, необходимых для нормального процесса жизнедеятельности пассажиров и экипажа в полете [12].

7.1. Основные физиолого-гигиенические требования, предъявляемые к параметрам атмосферы в кабинах пассажирских самолетов

Абсолютное давление воздуха

Поддержание в кабинах нормального давления – в пределах 700-760 мм рт.ст. – приводит к значительному увеличению массы фюзеляжа.

На основании многочисленных физиологических исследований в настоящее время установлено, что абсолютное давление воздуха в кабинах самолета не должно быть ниже 560 мм.рт.ст.

Заданная величина давления поддерживается путем сброса определенного количества воздуха в атмосферу у поступающего в кабину от источника сжатого воздуха. Изменение давления воздуха в кабине в зависимости от высоты полета представлено на рис.6.1.

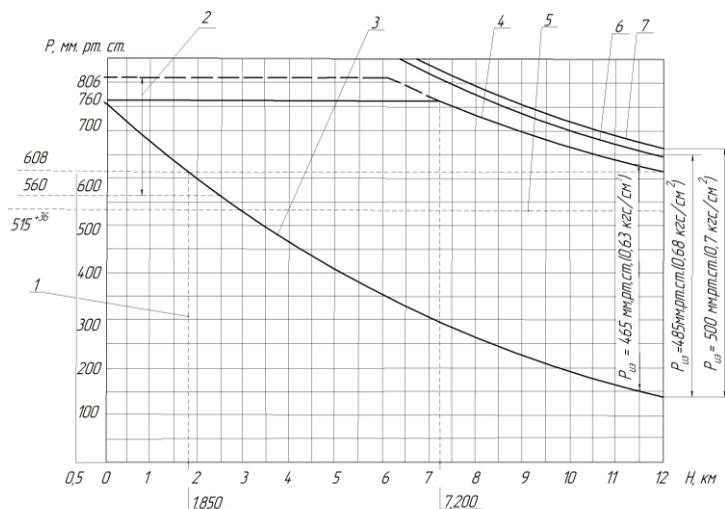


Рис. 6.1. Изменение давления в кабине в зависимости от высоты полета:
1 – максимальная условная высота в кабине при эксплуатации самолета;
2 – диапазон поправки, связанных с изменением барометрического давления; 3 – Международная стандартная атмосфера (МСА);
4 – абсолютное давление в кабине при эксплуатации самолета; 5 – минимально допустимое давление в кабине;
6 – допустимое абсолютное давление; 7 – перенаддув

Скорость изменения давления воздуха

Ограничения на величину скорости изменения давления воздуха в кабине обуславливаются процессами выравнивания давления в полостях человеческого уха. В настоящее время считается, что скорость изменения давления в кабине по абсолютной величине должна быть не более 0,18 мм рт.ст. в секунду на всех этапах полета.

Температура воздуха в кабине

Оптимальная средняя температура воздуха в кабине должна поддерживаться в пределах $20 \pm 2^\circ\text{C}$. Неравномерность распределения температуры в кабине не должна превышать 3°C по длине, 2°C по высоте и ширине.

Существующие требования предусматривают, чтобы в холодное время года указанные значения температуры обеспечивались с момента посадки пассажиров и до приземления. В жаркое время года в момент посадки пассажиров средняя температура воздуха в кабинах должна быть ниже температуры наружного воздуха на $8-10^\circ\text{C}$ (но не менее 20°C).

Относительная влажность

В установившемся полете на крейсерской высоте в кабине экипажа относительная влажность должна быть в пределах 25-60%. В пассажирских салонах можно допускать более низкое значение влажности – до 20%.

Количество воздуха, подаваемого в герметичную кабину

Для пассажирских самолетов принято определять суммарный расход воздуха, подаваемого в кабину, исходя из расчета 35 кг/г на одного человека.

Скорость движения воздуха в кабине не должна превышать 0,4 м/с.

Чистота воздуха. Воздух не должен содержать пыли, дурно пахнущих веществ и вредных примесей.

Уровень шума. Уровень шума L определяется в децибелах (дБ) по формуле:

$$L = 20 \lg \frac{P_{\text{звук}}}{P_{\text{звук.пор.}}},$$

где $P_{\text{звук}}$ – измеряемое звуковое давление, бар.;

$P_{\text{звук.пор.}}$ – порог слышимости, равный $2 \cdot 10^{-4}$ бар.

В настоящее время для пассажирских самолетов общий уровень шума должен быть не выше 90 дБ.

7.2 Состав и работа систем высотного оборудования

Надув герметичной кабины, вентиляцию и обогрев обеспечивает система кондиционирования воздуха, а поддержание необходимого давления – система регулирования давления.

При работе системы воздух от компрессоров двигателей или от ВСУ, подводится к первичному воздухо-воздушному радиатору (ВВР), обеспечивающему предварительное охлаждение атмосферным воздухом от скоростного напора в полете до температуры 100-200 °С. Затем воздух поступает к регуляторам избыточного давления воздуха, где давление воздуха понижается до величины $0,1 \pm 0,03$ кгс/см². Далее воздух поступает к основным ВВР, а от них – к турбохолодильникам, где и охлаждается до температур – 10 ... +20 °С [13].

Из основных узлов охлаждения воздух поступает в магистрали охлажденного воздуха, на которых установлены влагоотделители и глушитель шума.

После глушителя воздух поступает в кабину экипажа для обдува ног пилотов, в линию обдува остекления фонаря кабины экипажа и обогрева кабины экипажа. Второй поток поступает для индивидуальной вентиляции пассажирских салонов и конвекции воздуха в салонах. Третий поток подается к панелям обогрева пассажирских салонов, образующих внутреннюю обшивку фюзеляжа, к оконным панелям.

Управление отбором воздуха и системой кондиционирования воздуха осуществляется со специальной панели управления, расположенной в кабине экипажа. При этом осуществляется автоматическое и ручное регулирование температуры в кабине экипажа, обогреваемых панелях и салонах.

Контроль усредненной температуры воздуха в салонах и кабине экипажа осуществляют с помощью дистанционных электрических термометров, состоящих из измерителей температуры и нескольких приемников.

На панели управления расположены указатели, позволяющие подключаться к измерителям температуры в салонах и кабине экипажа. На панели системы управления имеется сигнализация повышения температуры воздуха до 60°С.

Система регулирования давления в кабине с необходимой скоростью его изменения включает в себя системы регулирования, эжектирования и обогрева бортовых штуцеров.

Заданный закон изменения давления поддерживается путем сброса определенного количества воздуха, поступающего по системе кондиционирования, в атмосферу через выпускные клапаны. Системы эжектирования и обогрева штуцеров являются вспомогательными, повы-

шающими надежность и улучшающими характеристики системы регулирования давления.

Система регулирования включает в себя два регулятора (основной и дублирующий) и несколько выпускных клапанов.

Система эжектирования позволяет выпускным клапанам открываться на большую величину, чем это необходимо и уменьшать скорости изменения давления при работе двигателей и ВСУ на земле.

Система обогрева штуцеров исключает случаи их замерзания, а, следовательно, и выхода из строя системы регулирования давления.

Регуляторы давления являются пневматическими комплексными приборами, управляющими работой выпускных клапанов. Они выполняют следующие функции:

- установка и фиксирование регулируемых параметров воздуха (абсолютного, избыточного и скорости изменения давления);
- введение поправок, связанных с изменением барометрического давления на аэродроме, что при взлете и посадке обеспечивает давление, близкое к давлению на аэродроме, а также для корректировки скорости изменения давления при взлете.

Выпускные клапаны – это исполнительные механизмы системы регулирования давления. Они выполняют следующие функции:

- регулируют количество воздуха, сбрасываемого в атмосферу, что обеспечивает заданный закон (уровень) давления в кабине на всех этапах полета;
- ограничивает избыточное давление воздуха при выходе системы регулирования из строя;
- обеспечивает постоянное абсолютное давление 500 мм рт.ст. в случае выхода системы регулирования из строя;
- впускает в кабину атмосферный воздух, если давление в атмосфере больше, чем в кабине на 8...21 мм рт.ст.;
- обеспечивает сброс давления из кабины.

Управление работой системы регулирования давления осуществляется с общего пульта высотной системы. Контроль за работой системы и за изменением давления в кабине производится с помощью указателя высоты и перепада давления и скорости изменения давления.

Световая и звуковая сигнализация системы регулирования давления осуществляется включением сирены, сигнальных ламп и табло с красным светофильтром при перенаддуве или падении давления в кабине.

При нормальной скорости изменения давления в кабине показания вариометра находятся в пределах 2-3 м/с. Если в кабине избыточное давление достигает величины 0,7 кгс/см², то срабатывает сигнализатор давления, включается сирена и начинает мигать лампа «Перенаддув».

Если в кабине давление падает ниже соответствующего условной высоте 3000 м загорается лампа табло «Падение давления» и «Р кабины мало».

7.3. Испытание самолета на герметичность

В процессе эксплуатации пассажирского самолета периодически, через определенное число часов полета, производится наземная проверка его ГК на герметичность для сравнения фактической утечки воздуха с максимально допустимой по нормам герметичности. Кроме того, при летных испытаниях самолета герметичность кабины можно проверять и в полете [15].

Существуют два метода наземной проверки герметичности [11]:

- 1) метод компенсации утечки воздуха из кабины;
- 2) метод измерения времени падения давления воздуха в кабине.

На практике применяется только второй метод.

Сущность первого метода заключается в том, что в кабину подается столько же воздуха, сколько из нее вытекает через неплотности. Сохранение давления в кабине на постоянном уровне является достаточным показателем, свидетельствующим о равенстве подачи и утечки воздуха.

Проверка герметичности кабины вторым методом проводится по схеме, приведенной на рис. 7.2, где: 1 – трубопровод подачи воздуха от источника; 2 – перекрывной кран; 3 – трубопровод; 4 – штуцер подсоединения трубопровода; 5 – указатель скорости изменения давления в ГК; 6 – указатель давления в ГК; 7 – трубопровод.

Мусть метода в следующем: в кабине от наземного источника сжатого воздуха создается избыточное давление Δp_k , равное давлению в условиях эксплуатации. Затем источник сжатого воздуха отключается и через определенные интервалы изменения Δp_k фиксируется время падения избыточного давления в кабине.

Как правило, проверку прекращают при достижении в ней (в кабине) избыточного давления 1 Н/см^2 . Суммарное время сравнивают с заданными нормативами (для каждого типа самолета) и делают заключение о герметичности кабины. Кроме того, по замеренным данным определяют также величину утечки воздуха из кабины.

Для определения утечки, если известна зависимость $\Delta p_k = p_k - p_n = f(\tau)$, из уравнения состояния можно получить расчетную формулу.

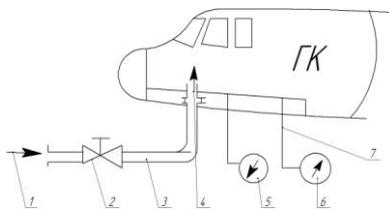


Рис. 7.2 – Принципиальная схема проверки герметичности кабины

В соответствии с уравнением состояния в любой момент времени имеем

$$p_{\kappa} V_k = RT_k G_k^* . \quad (7.1)$$

Так как процесс истечения протекает медленно, то температуру воздуха в кабине в процессе падения давления можно принять постоянной. Тогда

$$\frac{V_k}{RT_k} \frac{dp_k}{d\tau} = \frac{dG_k^*}{d\tau} . \quad (7.2)$$

Но ввиду отсутствия подачи воздуха в кабину $\frac{dG_k^*}{d\tau} = -G_{\text{ут}}$, т.е.

$$G_{\text{ут}} = -\frac{V_k}{RT_k} \frac{dp_k}{d\tau} .$$

Как известно, градиент давления можно заменить конечно-разностным отношением

$$\frac{dp_k}{d\tau} \approx -\frac{p_{k1} - p_{k2}}{\tau_1 - \tau_2} = -\frac{\delta p_k}{\Delta \tau}, \text{ или } \frac{dp_k}{d\tau} \cong \frac{\delta(\Delta p_k)}{\Delta \tau}, \quad (7.3)$$

так как в процессе проверки давление p_n можно считать постоянным.

Здесь $p_{k1} > p_{k2}$, а индексы 1 и 2 относятся к двум промежуткам времени. Выбирая величину $\Delta \tau$ небольшой, можно получить с достаточной степенью точности значение $\frac{dp_k}{d\tau}$.

$$\text{Тогда } G_{\text{ут}} = \frac{V_k}{RT_k} \frac{p_{k1} - p_{k2}}{\Delta \tau} = \frac{V_k}{RT_k} \frac{\Delta p_{k1} - \Delta p_{k2}}{\Delta \tau} \quad (7.4)$$

Удельная утечка воздуха будет равна

$$g_{\text{ут}} = \frac{G_{\text{ут}}}{V_k} = \frac{\Delta p_{k1} - \Delta p_{k2}}{RT_k \Delta \tau} \quad (7.5)$$

Таким образом, разбивая промежуток времени от начала и до момента окончания проверки на отдельные, достаточно малые, промежутки $\tau_1 = 0 + \Delta \tau$, $\tau_2 = \tau_1 + \Delta \tau$ и т.д. и находя соответствующие им значения Δp_{k1} , Δp_{k2} и т.д., согласно полученной зависимости $\Delta p_{\kappa} = f(\tau)$, можно определить изменение по времени $g_{\text{ут}}$.

Так как процесс выравнивания давления в ГК протекает относительно медленно, его можно считать изотермическим, т.е. принять значение T_k постоянным и равным его значению перед началом проверки.

Максимальная удельная утечка, очевидно, будет соответствовать начальному моменту времени падения давления $\tau_{k0}=0$, т.е.

$$g_{\text{утmax}} = \frac{\Delta p_{k0} - \Delta p_{k1}}{RT_k \Delta \tau}.$$

Как уже указывалось, герметичность кабин можно определять не только на земле, но и в полете. Проверка утечки воздуха осуществляется в этом случае вторым способом. При этом получаемые результаты будут отличаться от результатов наземной проверки.

Это связано со следующими причинами:

1) наружное давления p_n в полете и на высоте, где избыточное давление в кабине достигает той же величины Δp_k , что и при наземной проверке, будет меньше, чем у земли p_{n0} ($p_{n0} > p_n$);

2) условия полета (вибрации самолета, аэродинамические нагрузки на обшивку кабины и т.п.) могут сказываться на суммарной площади неплотностей ГК;

3) в отдельных случаях, из-за негерметичности запорных кранов отбора воздуха, от источников наддува в кабину будет поступать некоторое количество воздуха.

Для выяснения влияния p_n на время утечки воздуха будем считать, что суммарная площадь неплотностей ГК в полете такая же, как и на земле, а запорные краны герметичны и поступление воздуха от источника наддува равно нулю.

В общем случае процесс истечения воздуха из кабины разделится на закритический и докритический. При одинаковом избыточном давлении в кабине Δp_k при проверке герметичности на земле и в полете в первом случае закритический процесс истечения может отсутствовать, в то время как в полете он будет иметь место. Действительно, из условия существования закритического истечения имеем

$$\frac{p_k}{p_n} > 1,89, \text{ или } \frac{\Delta p_k + p_n}{p_n} > 1,89,$$

$$\text{отсюда } \frac{\Delta p_k}{p_n} > 0,89, \text{ или } \Delta p_k > 0,89 p_n, \quad (7.6)$$

Но так как давление у земли Δp_{n0} больше, чем давление p_n на высоте полета, то ясно, что в первом случае этот процесс может отсутствовать.

Для закритического процесса истечения необходимо, чтобы при $p_{n0} = 760$ мм рт.ст. величина Δp_k была больше 676 мм рт.ст. Для существующих пассажирских самолетов значение Δp_k не превышает 400-500 мм рт.ст. Если же величина Δp_k такова, что закритический процесс истечения будет иметь место в обоих случаях, то время закритического истечения будет неодинаковым.

Пусть величина избыточного давления в кабине Δp_k такова, что в начальный момент ($\tau=0$):

$$\frac{p_{k0}}{p_{n0}} > 1,89 \text{ (у земли); } \frac{p_{k0}^*}{p_n} > 1,89 \text{ (на высоте полета).}$$

В закритическом процессе истечения наружное давление не влияет на величину утечки. Время закритического истечения определяется уравнением

$$\tau_{\text{закр}} = T_{\text{закр}} \ln \frac{p_{k0}}{p_k} \quad (7.7)$$

и протекает до момента, при котором

$$p_k = 1,89 p_n.$$

Представляя это неравенство в предыдущее уравнение, получаем

$$\tau_{\text{закр}0}^* = T_{\text{закр}} \ln 0,528 \frac{p_{k0}}{p_{n0}} \text{ (у земли)}$$

$$\tau_{\text{закр}H}^* = T_{\text{закр}} \ln 0,528 \frac{p_{k0}^*}{p_n} \text{ (на высоте полета)}$$

Заменяя p_{k0} и p_{k0}^* через Δp_k , получаем

$$\tau_{\text{закр}0}^* = T_{\text{закр}} \ln 0,528 \left(1 + \frac{\Delta p_k}{p_{n0}} \right);$$

$$\tau_{\text{закр}H}^* = T_{\text{закр}} \ln 0,528 \left(1 + \frac{\Delta p_k}{p_n} \right).$$

Так как $p_{n0} > p_n$, а постоянную времени закритического истечения $T_{\text{закр}}$ можно принять при всех прочих равных условиях одинаковой, то

$$1 + \frac{\Delta p_k}{p_n} > 1 + \frac{\Delta p_k}{p_{n0}}, \text{ то есть } \tau_{\text{закр}0}^* < \tau_{\text{закр}H}^*.$$

Следовательно, при истечении воздуха из кабины в полете, время закритического процесса будет больше, чем у земли (при одинаковых избыточных давлениях).

Рассмотрим случай докритического истечения воздуха. Величина утечки воздуха для докритического процесса определяется уравнением

$$G_{\text{ут}} = 0,95 F \mu_{\text{докр}} \sqrt{\frac{3}{kRT_k}} \sqrt{p_n (p_k - p_n)}, \quad (7.8)$$

или

$$G_{\text{ут}} = 0,95F\mu_{\text{докр}} \sqrt{\frac{3}{kRT_k}} \sqrt{\Delta p_k p_n}. \quad (7.9)$$

Очевидно, что при всех прочих равных условиях и одинаковом Δp_k утечка воздуха из кабины при проверке ее герметичности на земле в случае докритического процесса истечения будет больше, чем в полете, так как $p_{n0} > p_n$, а, следовательно, время падения давления в первом случае будет меньше, чем во втором.

Из всего изложенного вытекает, что утечка воздуха, определена для наземных условий, дает лишь относительную оценку герметичности кабины самолета, хотя и достаточную для определения эксплуатационной пригодности ГК, и поэтому не может служить основанием для определения времени истечения воздуха в полете в случае прекращения наддува.

На основе результатов указанной проверки можно получить суммарную площадь неплотностей кабины и затем просчитать вероятное время выравнивания давления (если принять, что эта площадь остается неизменной).

7.4. Методы испытания высотного оборудования

При проверке монтажа высотного оборудования следует выяснить затяжку крепления на двигателях патрубков, к которым крепятся температурные и шаровые компенсаторы, надежность закрепления радиаторов, турбохолодильников, заслонок, клапанов, ограничителей избыточного давления, распределителей воздуха, влагоотделителей и других агрегатов [9].

Герметичность линии командного сигнала давления следует проверять при разряжении соответствующем перепаду давления 0,02 МПа. При этом смещение стрелки контрольного прибора не должно превышать 200 мм/мин. Кроме того, на герметичность испытывают все выходящие в атмосферу трубопроводы.

Контрольные приборы: вариометры вертикальной составляющей подъема и спуска самолета, указатели высоты и перепада давления, сигнализаторы давления, высотный сигнализатор, указатели температуры воздуха, электроклапаны и другие приборы, периодически снимают с самолета и сдают в лабораторию для проверки на соответствие нормам технических параметров.

Система кондиционирования проверяется на земле при работе ВСУ или двигателей. Системы кондиционирования и регулирования давления можно проверять одновременно.

Проверку системы кондиционирования следует производить после запуска ВСУ или двигателей в следующей последовательности:

- открыть заслонки подачи воздуха в левую и правую магистрали с помощью нажимных переключателей и довести расход воздуха по указателю расхода по каждой магистрали до 1,5 – 2 единиц;
- устанавливая переключатель подачи воздуха последовательно в положение «Экип.», «Салон I», «Салон II», «Лев. маг.», «Прав. маг.» следить за температурой по указателю температуры. Поступление воздуха в кабину проверять на ощупь рукой.

Воздух в кабину должен поступать через насадки индивидуальной вентиляции салонов экипажа, кухни и туалетов, насадок общей вентиляции, кабины, насадки обдува остекления фонаря, обдува ног пилотов и других членов экипажа.

При проверке системы регулирования необходимо проконтролировать затяжку всех трубопроводов и агрегатов. Регулятор давления воздуха установить в положение «Включено». Установить ручкой «Начало герметизации» давление, соответствующее аэродрому, а шкалу «Скорость изменения давления – на отметку 0,18 мм.рт.ст./сек.

Закрывать люки, двери, форточки и после запуска ВСУ или двигателя открыть запорные краны. Расход воздуха по указателю должен быть не более 1,5 – 2 ед по каждой магистрали.

Все выпускные клапаны откроются при давлении, несколько превышающем давление аэродрома. Стрелки перепада должны установиться против нулевого показателя.

Испытания кабины на герметичность производить периодически согласно срокам технического обслуживания, а также после замены трех и более стекол пассажирской и пилотской кабины, после замены профилей герметизации двух и более дверей и люков, после ремонта обшивки и силового набора кабины. Перед испытаниями на герметичность необходимо снять указатели расхода воздуха, вариометры и кислородное оборудование. Установить регуляторы давления воздуха в положение «Выключено». Испытания кабины на герметичность можно производить в ангаре и на аэродроме.

В холодное время года на время испытаний кабину надо подогреть до температуры 16 – 18 °С. Перед испытанием необходимо убедиться, что людей в кабине нет.

Кабину испытывают на герметичность избыточным давлением 0,63 кгс/см² (0,063 МПа) и замеряют время падения давления до 0,4 кгс/см² (0,04 МПа) и сверяют его с паспортным значением.

Воздух для испытания подают от наземного источника сжатого воздуха с давлением 5 кгс/см² (0,5 МПа). Контроль за давлением в кабине осуществляется через специальные штуцера, к которым подключают контрольные манометры.

После проведения испытаний штуцеры закрывают заглушками и

контрят. Скорость нарастания давления в кабине не должна превышать $0,02 \text{ кгс/см}^2$ в минуту. Когда избыточное давление достигнет $0,63 \text{ кгс/см}^2$, его поддерживают постоянным в течение 5 минут, а затем выключают подачу воздуха.

Утечку воздуха определяют на слух и на ощупь, явные утечки устраняются.

При вспучивании и деформации обшивки фюзеляжа, возникновении шума и треска, которые могут свидетельствовать о разрушении элементов конструкции самолета, испытание прекратить, а избыточное давление сбавить. Проверку автоматических регуляторов температуры производят на земле с помощью специальных пультов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В первом разделе учебного пособия освещены роль и место испытаний в системе эксплуатации авиационной техники. Дано общее представление о классификации испытаний, задачах, решаемых в ходе проведения испытаний на различных этапах.

Во втором разделе дано понятие о нивелировке самолета, требованиях, предъявляемых в ходе нивелировки, документации которая используется при нивелировке. Приведены параметры самолета, проверяемые в ходе проведения нивелировки.

Третий раздел пособия посвящен определению весовых и инерционных характеристик воздушного судна. Рассмотрены подготовительные операции по определению центра масс самолета. Дано описание трех экспериментальных методов по оценке местоположения центра тяжести. Во второй части раздела рассмотрены вопросы определения моментов инерции относительно трех осей самолета. Более подробно рассмотрен аналитический метод определения моментов инерции.

В четвертом разделе представлены общие сведения об испытаниях системы управления гражданских самолетов. Представлен перечень минимально-необходимого оборудования, определен перечень характеристик, которые должны быть определены при испытаниях. Приведены законы регулирования, коэффициенты передачи усилий на органы управления.

Далее, в пятом разделе, рассмотрены вопросы испытания топливных систем. Даны общие сведения о топливных системах летательных аппаратов, описан порядок проверки топливной автоматики, отдельных элементов топливной системы.

В шестом разделе, при освещении вопросов испытания гидрогазовых систем летательных аппаратов представлена классификация систем, общие требования, предъявляемые к ним, достоинства и недостатки. Представлена методика проектирования и создания авиационных гидрогазомеханических систем. Описан гидравлический расчет трубопроводов и принципы расчета гидропередат.

В заключительном разделе представлен материал по испытаниям высотного оборудования самолета. Представлены состав и работа систем высотного оборудования. Описаны основные физиолого-гигиенические требования, предъявляемые к параметрам атмосферы в кабинах пассажирских самолетов. Рассмотрена методика расчета самолета на герметичность и показаны эксплуатационные методы испытания высотного оборудования.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Гидравлика: Учеб. пособие / В.А. Кудинов, Э.М. Карташов. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Высш. шк., 2007.
2. Гидравлические и пневматические системы: Учеб. / А.Г. Схиртладзе, В.И. Иванов, В.Н. Кареев; Под ред. Ю.М. Соломенцева. – М.: Высш. шк., 2006.
3. Стесин С.П., Артемьев Т.В. Гидравлика, гидромашины, гидропневмопривод. – М.: «ACADEMIA», 2007.
4. Свешников В.К. Гидрооборудование. Номенклатура, параметры, размеры, взаимозаменяемость. В 4-х книгах. Международный справочник. – М.: Издательство «ИЦ Техинформ», 2001.
5. Машиностроение. Энциклопедия/Ред. совет: К.В. Фролов (ред.) и др.–М.: Машиностроение. Измерения, контроль, испытания и диагностика. Т. III-7 / Под общ. ред. В.В. Ключева. 1996;
6. Углов Б.А. Испытание летательных аппаратов и двигателей (общие вопросы наземной подготовки): Учебное пособие. – Куйбышев: КуАИ, 1987.
7. Александровская Л.И., Круглов В.И. Кузнецов А.Г. Теоретические основы испытаний и экспериментальная отработка сложных технических систем: Учебное пособие. – М., Логос, 2003. (гриф Минобразования России).
8. Испытания авиационных двигателей: Учебник для вузов / под общ. Ред. В.А. Григорьева и А.С. Гишварова. – М.: Машиностроение, 2009.
9. Летные испытания самолетов и обработка результатов испытаний: Учебное пособие для студентов авиационных специальностей ВУЗов. Пашковский И.М., Леонов В.А., Поплавский Б.К. – М.: Машиностроение, 1985.
10. Самолет Ту-154. Конструкция и техническое обслуживание. Волошин Ф.А., Кузнецов А.Н. и др. – М.: Машиностроение, 2005.
11. Системы оборудования летательных аппаратов. Под редакцией Акопов М.Г., Бекасова В.И., Долгушев В.Г. – М.: Машиностроение, 2006.
12. Высотное оборудование пассажирских самолетов. Быков Л.Т., Ивлентьев В.С., Кузнецов В.И. – М.: Машиностроение, 1972.
13. Канунников И.П., Макаровский И.М. Техническое обслуживание системы кондиционирования воздуха самолета Ту-154. Методические указания. – Самара, Изд-во СГАУ, 2002.
14. Летные испытания самолетов: под ред. Васильченко К.К. – М.: Машиностроение, 1996г.
15. Чернышев А.В. Технология монтажа и испытаний бортовых систем самолета – М.: Машиностроение, 1976.
16. Шейнин В.М., Козловский В.И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов – М.: Машиностроение, 1977.

Учебное электронное издание

***Загорский Владимир Алексеевич
Киселев Денис Юрьевич
Санчугов Валерий Иванович***

**ИСПЫТАНИЯ
ВОЗДУШНЫХ СУДОВ**

Электронное учебное пособие

Редактор И.И. Спиридонова
Довёрстка И.И. Спиридонова

Арт. 30/2014.

Самарский государственный
аэрокосмический университет.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

Изд-во Самарского государственного
аэрокосмического университета.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

