

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ УКРАИНЫ  
Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского  
«Харьковский авиационный институт»

П.А. Фомичев, Д.А. Пинчук, Т.С. Бойко

ПРОЧНОСТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ САМОЛЕТОВ  
АВИАЦИИ ОБЩЕГО НАЗНАЧЕНИЯ

Учебное пособие

Харьков «ХАИ» 2013

УДК 629.7.018.4  
Ф76

Описано правила огляду випробувальної лабораторії, наявність гідравлічного й іншого випробувального обладнання. Наведено методики отримання і оброблення результатів статичних випробувань конструкції. Розглянуто питання застосування тензометрії для одержання загального напруженого стану елементів. Докладно викладено порядок оформлення протоколів випробувань, правила складання технічного звіту, роботи з нормативними документами.

Для студентів і науковців, що спеціалізуються в області міцності авіаційних конструкцій.

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. С.А. Бычков,  
канд. техн. наук И.Ю. Трубчанин

**Фомичев, П.А.**

Ф76 Прочностные испытания самолетов авиации общего назначения [Текст]: учеб. пособие / П.А. Фомичев, Д.А. Пинчук, Т.С. Бойко. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т», 2013. – 72 с.

Описаны правила освидетельствования испытательной лаборатории, наличие гидравлического и другого испытательного оборудования. Приведены методики получения и обработки результатов статических испытаний конструкции. Рассмотрен вопрос применения тензометрии для получения общего напряженного состояния элементов. Подробно изложены порядок оформления протоколов испытаний, правила составления технического отчета, работа с нормативными документами.

Для студентов и научных сотрудников, специализирующихся в области прочности авиационных конструкций.

Ил. 32. Табл. 1. Библиогр.: 12 назв.

**УДК 629.7.018.4**

© Фомичев П.А., Пинчук Д.А., Бойко Т.С., 2013  
© Национальный аэрокосмический  
университет им. Н.Е. Жуковского  
«Харьковский авиационный институт», 2013

## ВВЕДЕНИЕ

В связи с расширением производства и эксплуатации в Украине самолетов авиации общего назначения актуальны работы по аккредитации испытательной лаборатории, проведению статических и повторно-статических испытаний элементов, узлов и агрегатов летательных аппаратов, планеров самолетов в целом в целях сертификации типа. В настоящее время нормативно-техническая документация, регламентирующая эти работы, представлена недостаточно, а в некоторых случаях отсутствует полностью.

Цель пособия – создание и систематизация документов, необходимых при аккредитации испытательной лаборатории, формирование методики подготовки и проведения статических и повторно-статических испытаний самолетов авиации общего назначения.

В основу данной работы положены Нормы летной годности гражданских самолетов АПУ-23, JAR-VLA, ВFУ-95 (далее Нормы), методические материалы международного стандарта управления качеством и обеспечения качества (МС ИСО В402:1994, МС НСО 9001) и опыт, накопленный ПНИЛ «Прочность» при проведении статических и повторно-статических испытаний самолетов Ан-2, Як-40, агрегатов и узлов самолетов Ту-134, Ту-144, Ил-86, Су-26, а также сверхлегких самолетов ОКБ «Тайфун» 01-М «Шмель» и ООО «Отто» (авиафирма «Лилиенталь») Х-32 «Бекас».

Пособие включает в себя:

- 1) требования и правила освидетельствования испытательной лаборатории;
- 2) методику подготовки и проведения статических и повторно-статических испытаний самолетов авиации общего назначения с описанием:
  - документов, необходимых при передаче самолета на испытания;
  - основ тензометрии;
  - гидравлического и другого испытательного оборудования;
  - подготовки и проведения статических испытаний, обработки результатов;
  - методики обработки результатов испытаний шасси самолета на сброс;
  - отчетной документации.

Формы, содержание актов, протоколов, таблиц рисунков и др. носят рекомендательный характер.

## **1 НАЗНАЧЕНИЕ ИСПЫТАТЕЛЬНОЙ ЛАБОРАТОРИИ И РЕШАЕМЫЕ ЗАДАЧИ**

Статические, повторно-статические, динамические и другие виды испытаний отдельных частей конструкции самолета (деталей, узлов, агрегатов) и планера в целом проводят лаборатории статических испытаний, аттестованные комиссией Министерства транспорта и связи Украины как испытательные и имеющие решение Государственной авиационной службы Украины (Госавиаслужба) о делегировании испытательной лаборатории права на выполнение сертификационных работ и экспертиз для определения соответствия самолетов требованиям прочности, которые регламентированы авиационными правилами Украины (часть 23, разделы С и Д) и Нормами летной годности JAR-VLA (разделы С и Д).

Лаборатория статических испытаний (при необходимости) должна обеспечивать проведение ресурсных испытаний натуральных авиационных конструкций или их агрегатов и испытаний образцов авиационных материалов и др.

Цель статических испытаний натуральных конструкций самолетов:

- исследование напряженно-деформированного состояния (НДС) конструкции;
- определение жесткостных характеристик конструкции;
- подтверждение соответствия статической прочности конструкции набору нормированных расчетных случаев;
- определение фактической прочности (несущей способности) конструкции.

Цель испытаний на статическую и усталостную прочность авиационных материалов – определение механических и усталостных характеристик.

Для обслуживания испытательных стендов и подготовки к испытаниям лаборатория должна иметь:

- участок метрологического обеспечения испытаний, оснащенный образцовыми средствами измерений для поверки, аттестации и градуировки;
- мастерскую по ремонту электромеханического оборудования, механическую, гидравлическую мастерские, склад материалов и оснастки;
- маслonaсосную станцию;
- фото- и видеоаппаратуру;
- участок физико-технических исследований;
- участок неразрушающего контроля;

- измерительно-информационную систему;
- группу обработки эксперимента;
- бытовые помещения;
- помещения для ИТР;
- силовое оборудование;
- гидравлическое оборудование;
- рабочие средства контроля и измерения;
- оборудование для наклейки и монтажа тензорезисторов;
- слесарный, сварочный, столярный участки;
- грузоподъемное и транспортное оборудование;
- систему связи.

### **1.1 Общие требования к помещениям лаборатории**

Помещения лаборатории должны быть оснащены:

- силовым полом и потолком;
- разборными (переносными) порталами;
- маслонасосной станцией;
- системами освещения, воздухообмена, вентиляции и кондиционирования, обратного водоснабжения.

Силовой пол по своей площади должен выдерживать нагрузку не менее 100 кН (10 тс) в точку с шагом 1 м.

Маслонасосную станцию нужно располагать в отдельном помещении.

Освещенность на уровне рабочего места – не менее 150 лк при лампах накаливания.

Лабораторию необходимо оборудовать информационно-измерительной системой (ИИС):

- индикаторами перемещений;
- тензометрическими станциями;
- самопишущими приборами для регистрации показаний датчиков;
- набором динамометрических приборов с визуальным отсчетом и др.;
- устройствами оперативного контроля за средствами управления.

Относительная погрешность ИИС (без учета погрешности датчиков) не должна превышать 0,5% от диапазона измерения. Образцовые средства измерения должны обеспечивать погрешность измерения не более 0,2%.

## 1.2 Правила приемки лаборатории

Лаборатория должна состоять на учете в Госавиаслужбе. Приемку и периодическое освидетельствование осуществляет комиссия Министерства транспорта и связи Украины. По результатам приемки и освидетельствования оформляют акт.

### 1.3 Акт

УТВЕРЖДАЮ  
Председатель комиссии

« \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 201\_\_ г.

### АКТ освидетельствования лаборатории

\_\_\_\_\_ (наименование лаборатории, местонахождение предприятия)

Комиссия Министерства транспорта и связи Украины в составе \_\_\_\_\_

\_\_\_\_\_ ,  
проводя освидетельствование упомянутой лаборатории в период с \_\_\_\_\_ по \_\_\_\_\_ 201\_\_ г.

в целях \_\_\_\_\_  
(указать цель – постановка лаборатории на учет, проверка соответствия установленным требованиям и т.д.)

установила следующее:

#### **1.3.1 Назначение и краткая характеристика лаборатории**

Указывают все виды проводимых испытаний, максимальные габаритные размеры испытываемых объектов, количество одновременно испытываемых объектов, диапазоны воспроизводимых нагрузок, частот и амплитуд нагружения, температур, количество независимых каналов управления экспериментальными процессами, количество каналов измерения и регистрации.

### **1.3.2 Характеристика помещений лаборатории**

Перечисляют все помещения лаборатории, указывают их площадь, высоту до потолка и подкрановых путей, отмечают наличие силового пола и потолка, отопления, вентиляции, освещенности и др.

### **1.3.3 Экспериментальное оборудование (механическое)**

Указывают общее количество единиц оборудования – стандов, испытательных машин, силовозбудителей, площадь силовых полов и потолков и др., а также диапазон параметров по группам оборудования.

### **1.3.4 Измерительное оборудование**

Указывают общее количество единиц оборудования – измерительных систем, отдельных приборов, а также диапазон измеряемых величин по группам оборудования.

### **1.3.5 Специальные службы (рентгенография, тензометрия, дефектоскопия и др.)**

Указывают назначение, перечисляют оборудование, приводят характеристики оборудования.

### **1.3.6 Подъемно-транспортное оборудование**

Перечисляют все механические средства, предназначенные для перемещения грузов, в том числе испытываемых объектов, указывают грузоподъемность и другие характеристики.

### **1.3.7 Мастерские**

Указывают назначение, перечисляют оборудование, приводят параметры оборудования.

### **1.3.8 Энергетика**

1. Электроснабжение:
  - установленная мощность \_\_\_\_\_ кВт.

2. Воздухоснабжение:
- общий расход \_\_\_\_\_ м<sup>3</sup>/с,
  - давление \_\_\_\_\_ кг/см<sup>2</sup>.
3. Маслоснабжение:
- общий расход \_\_\_\_\_ м<sup>3</sup>/с,
  - давление \_\_\_\_\_ кг/см<sup>2</sup>.
4. Водоснабжение:
- общий расход \_\_\_\_\_ м<sup>3</sup>/с,
  - давление \_\_\_\_\_ кг/см<sup>2</sup>.

### **1.3.9 Штаты**

Указывают количество сотрудников лаборатории с разбивкой по категориям.

### **1.3.10 Выводы комиссии**

Отмечают соответствие либо несоответствие лаборатории, отдельных видов оборудования и методов испытаний предъявляемым требованиям, указывают конкретно, в чем выражается несоответствие, дают точные указания по устранению недостатков и назначают сроки устранения недостатков, фиксируют заключение о возможности дальнейшей эксплуатации лаборатории и отдельных видов оборудования.

Подписи членов  
комиссии

\_\_\_\_\_  
\_\_\_\_\_  
\_\_\_\_\_

Подписи представителей  
предприятия

\_\_\_\_\_  
\_\_\_\_\_  
\_\_\_\_\_

Для получения решения о делегировании лаборатории права на проведение сертификационных работ и экспертиз в области прочности в Госавиаслужбу кроме акта освидетельствования необходимо предоставить «Положение об испытательной лаборатории» и «Паспорт испытательной лаборатории».



## **1.4 Положение об испытательной лаборатории**

Титульный лист включает в себя такие данные:

- сведения об исполнителе работы – юридическом лице (организации);
- грифы утверждения и согласования;
- полное наименование документа;
- подписи ответственных лиц.

Основная часть положения состоит из следующих структурных элементов:

- 1) общие положения;
- 2) организация и управление;
- 3) функции испытательной лаборатории;
- 4) помещения и окружающая среда;
- 5) испытательное оборудование и средства измерения;
- 6) права испытательной лаборатории;
- 7) обязанности испытательной лаборатории:
  - обусловленные статусом лаборатории;
  - по отношению к Министерству;
  - по отношению к заказчику;
  - в отношении передачи части испытаний другой лаборатории;
- 8) ответственность испытательной лаборатории.

Приложение 1 содержит номенклатуру изделий, испытываемых лабораторией, приложение 2 – структуру испытательной лаборатории.

## **1.5 Паспорт испытательной лаборатории**

Титульный лист включает в себя следующие данные:

- гриф утверждения;
- полное наименование лаборатории;
- подпись заведующего лабораторией.

Форма № 1 содержит такие данные:

- полное наименование организации, почтовый адрес;
- полное наименование лаборатории, почтовый адрес;
- имя, фамилию руководителя организации, телефон;
- имя, фамилию заведующего лабораторией, телефон.

Форма № 2 – это перечень номенклатуры изделий, испытываемых лабораторией.

Основная часть паспорта содержит:

1) виды испытаний, проводимых лабораторией, с указанием документации на методы испытаний:

- статические испытания самолетов;
- испытания на выносливость;
- испытания металлов на растяжение;
- испытания на сжатие;
- испытания на изгиб;
- испытания на сдвиг;
- испытания на усталость;

2) характеристику помещений лаборатории, в том числе:

- подъемно-транспортное оборудование;
- метрологическое обеспечение средств измерений и испытаний;
- энергетика.

Форма № 3 – данные об оснащении испытательным оборудованием с указанием наименования оборудования, типа (марки), основных технических характеристик, года ввода в эксплуатацию (стенды, испытательные машины, автоматизированные системы нагрузений, информационные системы, гидравлические насосные станции, гидроцилиндры и др.).

Форма № 4 – данные об оснащении средствами измерений с указанием наименования, типа (марки), технических характеристик и погрешности измерений, года ввода в эксплуатацию.

Форма № 5 – данные об оснащении нормативно-технической и методической документацией (Нормы летной годности, методы определения соответствия, стандарты и др.).

Форма № 6 – кадровый состав специалистов, проводящих испытания в области делегированных полномочий, и штатное расписание лаборатории.

## **2 СОПРОВОДИТЕЛЬНАЯ ДОКУМЕНТАЦИЯ НА САМОЛЕТ, ПЕРЕДАВАЕМЫЙ В ЛАБОРАТОРИЮ НА ИСПЫТАНИЯ**

### **2.1 Документация для экспертизы нагрузок**

Для проведения экспертизы нормирования нагрузок и исследования прочности конструкции самолета изготовитель представляет лаборатории следующие данные:

1) техническое описание самолета:

- чертеж общего вида в трех проекциях;

- геометрические данные крыла и фюзеляжа, горизонтального и вертикального оперений;
- летно-технические характеристики;
- весовые данные;
- аэродинамические данные;

2) общие данные двигателя:

- изготовитель двигателя;
- характеристики конструкции двигателя;
- изготовитель воздушного винта;
- характеристики конструкции воздушного винта;

3) границы допустимых режимов полета;

4) определение аэродинамических нагрузок. Величину аэродинамической нагрузки и ее распределение по различным частям самолета следует определять по материалам испытаний моделей самолета в аэродинамических трубах;

5) определение расчетных нагрузок.

Статическую прочность конструкции самолета и отдельных ее частей проверяют на расчетные нагрузки. В соответствии с приведенными в Нормах случаями нагружения вычисляют эксплуатационные нагрузки  $P^o$ , которые характеризуют предельно возможный в эксплуатации уровень нагружения. Расчетные нагрузки  $P^p$  определяют путем умножения эксплуатационных нагрузок на соответствующий коэффициент безопасности. Если иное не предусмотрено, то коэффициент безопасности должен равняться 1,5. Его нужно умножить на специальный коэффициент безопасности:

- 1) если определение прочности какого-либо элемента затруднено;
- 2) прочность какого-либо элемента конструкции самолета может снижаться в процессе эксплуатации;
- 3) нет точных данных о прочности какого-либо элемента конструкции из-за отсутствия информации о технологических процессах изготовления и методах контроля.

Необходимо устанавливать следующие специальные коэффициенты безопасности для различных элементов:

- 1) литых деталей – 2,0;
- 2) болтовых соединений – 2,0;
- 3) шарниров и узлов навески рулевых поверхностей – 6,7 (кроме подшипников качения);
- 4) накладок – 1,2;
- 5) тросов – 2,0;
- 6) шарниров и жестких проводок управления – 3,3;

- 7) шарниров и гибких проводок управления – 2,0;
- 8) кресел пилотов – 2,0.

## 2.2 Программа испытаний

Статические испытания опытного и серийных самолетов проводят по специальным программам, которые разрабатывает, как правило, проектирующая и изготавливающая самолет организация. Программу подписывает главный конструктор, утверждает руководитель организации и согласовывает Госавиаслужба.

Программа испытаний должна быть одобрена начальником Управления сертификации типа авиационной техники и ее производства.

В общем случае программа испытаний включает в себя:

- 1) общие положения;
- 2) испытания:
  - крыла;
  - оперения;
  - систем управления самолетом;
  - рулевых поверхностей;
  - самолета на сброс (методика испытаний шасси самолета на сброс изложена в разделе 5);
  - шасси;
  - фюзеляжа;
  - топливных баков (крыльевых и фюзеляжных);
  - кресел пилотов и привязных систем;
  - моторамы;
  - крепления спасательной системы;
  - систем управления двигателем;
  - приборной доски;
  - химических баков, трубопроводов и др. (для самолетов сельскохозяйственной комплектации);
- 3) расчетные и испытательные эпюры внутренних усилий;
- 4) последовательность нагружения агрегатов с указанием:
  - расчетных случаев;
  - расчетных и эксплуатационных нагрузок;
  - испытываемого агрегата;
- 5) схемы нагружения и уравнивания самолета.

Для некоторых случаев нагружения в Нормах приведены указания относительно уравнивания самолета. Если таких указаний нет или они недостаточно полны, чтобы однозначно уравновесить самолет, то уравнивание следует проводить с учетом инерционных сил, которые не должны снижать нагрузки на рассматриваемую часть самолета. На действие сил, участвующих в уравнивании какого-либо случая нагружения самолета, необходимо проверить элементы конструкции самолета, для которых эти силы могут оказаться расчетными.

### **2.3 Акты передачи самолета**

Изготовитель передает исполнителю самолет со следующими документами:

а) акт передачи планера самолета для проведения испытаний, в котором отмечено, что самолет изготовлен в соответствии с техническими условиями на поставку, принят отделом контроля, отвечает типовой конструкции;

б) акт приема и передачи планера самолета исполнителю для проведения статических испытаний, где отмечено, что работниками изготовителя выполнены стыковочные и регулировочные работы на самолете в зале статических испытаний испытательной лаборатории, соответствующие техническим условиям на поставку и приемку самолета и принятые ОТК изготовителя;

в) акт результатов осмотра самолета. Необходимо провести тщательный осмотр поверхностей всех частей самолета и отметить имеющиеся дефекты в виде вмятин, складок, неровностей и др., которые могут появиться в результате транспортировки или сборки.

Все акты утверждает руководитель организации изготовителя, а акты приема и осмотра самолета, кроме того, подписывает руководитель испытательной лаборатории (исполнитель).

После получения сопроводительной документации самолет устанавливают в испытательном стенде лаборатории для выполнения работ по монтажу нагружающих систем, подготовке и проведению тензометрии конструкции, измерению перемещений и остаточных деформаций.

Агрегаты самолета испытывают в условиях их естественного закрепления на самолете.

## 3 ТЕНЗОМЕТРИЯ КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТА

### 3.1 Общие положения

Тензометрия широко распространена в области проектирования, изготовления, испытания и эксплуатации самолетов.

Сложность конструктивных форм узлов и деталей самолетов, многообразие действующих на них нагрузок в большинстве случаев не позволяют определить напряженное состояние расчетным путем или моделированием при создании самолетов новых конструкций. Иными словами, новые самолеты не могут быть правильно спроектированы и изготовлены без проведения экспериментальных исследований НДС.

Основные цели тензометрирования:

- изучение условий действительной работы деталей, узлов и агрегатов конструкции самолета для проверки и оптимизации расчетных схем, установления критериев равнопрочности и совершенствования конструктивной формы отдельных узлов и деталей;
- установление фактических внешних нагрузок;
- проверка соответствия НДС расчетным данным;
- изучение влияния технологических операций изготовления деталей, узлов и агрегатов самолета на их прочность и др.

Методы тензометрии базируются на изучении и измерении деформаций, что в большинстве случаев позволяет оценить напряженное состояние.

Измерение деформаций с помощью тензорезисторов основано на свойстве проводника решетки тензорезистора изменять сопротивление вследствие растяжения или сжатия. В практике тензометрирования принято определять относительное изменение электросопротивления приклеенного тензорезистора в зависимости от относительной деформации детали в месте его установки, т.е.

$$\frac{\Delta R}{R} = S\varepsilon, \quad (3.1)$$

где **S** – коэффициент тензочувствительности тензорезистора;  
**R** – сопротивление тензорезистора, приклеенного к детали;

$\Delta R$  – изменение сопротивления тензорезистора при относительной деформации детали  $\varepsilon$  вдоль оси тензорезистора в месте его установки.

Вычислив изменения относительного сопротивления тензорезистора, можно по соотношению (3.1) найти неизвестную деформацию  $\varepsilon$ .

Если известно относительное удлинение элемента, определенное тензометром, то можно вычислить величину механического напряжения, возникающего на данном участке конструкции. Эта зависимость для большинства металлов в области упругих деформаций описана соотношением

$$\sigma = E\varepsilon, \quad (3.2)$$

где  $E$  – величина модуля упругости материала конструкции, кгс/мм<sup>2</sup>;

$\varepsilon$  – относительная деформация;

$\sigma$  – механическое напряжение, кгс/мм<sup>2</sup>.

### 3.2 Тензорезисторы

Тензометры, принцип действия которых базируется на изменении омического сопротивления, называются тензорезисторами.

Для измерения деформаций и усилий на поверхности элементов авиационных конструкций используют тензорезисторы, основанные на изменении геометрических размеров, которые приводят к изменению омического сопротивления тензочувствительного элемента (проволочного или фольгового).

В настоящее время ЗАО «ТЕНЗ» (г. Киев) выпускает две модификации фольговых тензорезисторов (КФ4 и КФ5), предназначенных для измерения деформаций деталей машин и конструкций при статических и динамических нагрузках (КФ4), а также для использования в силоизмерительных тензорезисторных преобразователях и датчиках (КФ5).

Тензорезисторы обеспечивают термокомпенсацию в интервале температур от 10 до 120 °С при наклеивании их на материалы с температурными коэффициентами линейного расширения:

а)  $12 \cdot 10^{-6} \text{ 1/}^\circ\text{C}$  – для стали;

б)  $23 \cdot 10^{-6} \text{ 1/}^\circ\text{C}$  – для дюралюминия.

Тензорезистор представляет собой петлевую решетку (чувствительный элемент) из тонкой константановой фольги, вмонтированную в подложку из термостойкой бумаги, пропитанной фенольным клеем. К концам решетки приваривают выводные проводники (рисунок 3.1).

В зависимости от величины базы и формы чувствительного элемента различают тензорезисторы малобазные – до 5 мм, со средней базой – от 10 до 20 мм и большой базой – свыше 30 мм.

Тензорезисторы предназначены для разовой наклейки.

Пример формирования условного обозначения тензорезистора:

$$\underbrace{\text{КФ5П1}}_1 - \underset{2}{10} - \underset{3}{200} - \underset{4}{A} - \underset{5}{12} ,$$

где **1** – обозначение исполнения (константановый, фольговый, прямоугольный);

**2** – база тензорезистора;

**3** – номинальное сопротивление;

**4** – группа показателей (среднее значение часовой ползучести при максимальных температурах, %);

**5** – температурный коэффициент линейного расширения материала, для которого тензорезистор термокомпенсирован, без множителя  $1 \cdot 10^{-6}$ .

Для измерения одноосного напряженного состояния используют одиночные тензорезисторы, а для определения величины и направления деформаций при сложном напряженно-деформируемом состоянии – трехэлементную розетку тензорезисторов.

### **3.3 Порядок подготовки поверхности и наклейки тензорезисторов**

Для наклейки тензорезисторов на металлы и непористые материалы используют однокомпонентный клей холодного отвердевания (циакрин ЭО) или другие материалы, рекомендуемые производителем тензорезисторов.

Температурный интервал работы – от -60 до +80 °С. Допускается наклейка тензорезисторов клеем БФ-2 с последующей тепловой или естественной полимеризацией.

Предварительно необходимо очистить поверхность детали или участок конструкции, предназначенный для наклейки, от пыли и



грязи, а с помощью ацетона – от жиров, масел и краски. Поверхности доводят до матового оттенка шлифовальной шкуркой, нанося штрихи перпендикулярно направлению решетки тензорезистора.

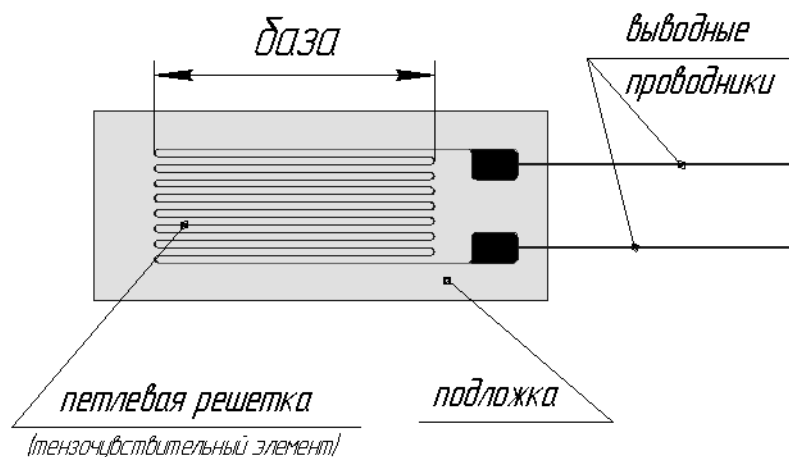


Рисунок 3.1 - Общий вид фольгового тензорезистора, выпускаемого ЗАО «Тенз»

Для ориентации тензорезистора на поверхности детали наносят разметку.

Бязевым тампоном промывают поверхность детали ацетоном, затем спиртом, тампон меняют до тех пор, пока он не будет оставаться совершенно чистым. Сушить промытую поверхность следует 5 - 10 мин.

Нужно осмотреть тензорезисторы. Наличие заломов на площади, занятой решеткой, повреждений выводов и основы недопустимо.

Наклейку тензорезисторов выполняют клеем циакрин ЭО при температуре  $20 \pm 5$  °С и влажности  $65 \pm 15\%$ .

Подготовленный тензорезистор кладут тыльной стороной на зачищенную поверхность по линиям разметки. Липкую ленту приклеивают на противоположный выводам край лицевой стороны тензорезистора и с ее помощью прикрепляют тензорезистор к поверхности объекта. Затем нужно проверить, чтобы при поднятии тензорезистор оставался неподвижным.

Необходимо поднять тензорезистор за выводные проводки и на поверхность нанести слой клея, выравнивая его деревянным стержнем. Затем тензорезистор опускают на поверхность, накрывают его фторопластовой пленкой и прижимают пальцем, выдерживая около одной минуты, потом пленку снимают.

Полная полимеризация клея ЭО происходит в течение 24 часов.

После выполнения всех перечисленных действий проверяют качество наклейки, измеряют величины электрического сопротивления тензорезистора и электрического сопротивления изоляции, которое должно быть для каждого тензорезистора не менее 500 МОм.

При длительной работе тензорезисторов (более суток) в условиях повышенной влажности необходимо предохранять их от воздействия влаги.

### **3.4 Автоматизированная измерительная система СИИТ-3**

Система измерительная тензометрическая СИИТ-3 (в дальнейшем – система), разработанная Краснодарским заводом тензометрических приборов и Харьковским авиационным институтом им. Н.Е. Жуковского, предназначена для измерения выходных сигналов тензорезисторов и представления отсчетов в цифровом виде.

Максимальная электрическая мощность, потребляемая системой, не превышает 160 Вт.

Быстродействие системы не менее 20 измерений в секунду.

Сопротивление применяемых тензорезисторов - от 100 до 400 Ом.

Максимальное количество измерительных каналов, подключенных к блоку дистанционных релейных переключателей (БДРП) при работе системы с одним активным тензорезистором, – 100.

Напряжение питания измерительных схем – разнополярные импульсы прямоугольной формы с частотой 2,5 кГц  $\pm$  20% и амплитудой 4,5 В  $\pm$  20%.

#### **3.4.1 Принцип действия системы**

Структурная схема системы показана на рисунке 3.2.

Тензорезисторы установлены на объекте испытания (на рисунке 3.2 не показаны), соединены со входами БДРП, работой которой управляет блок управления системой 2 (БУ2).

Измерительные выходы БДРП подключены к блоку измерения (БИ) (рисунок 3.3). Измерения выполняют комбинированным методом.

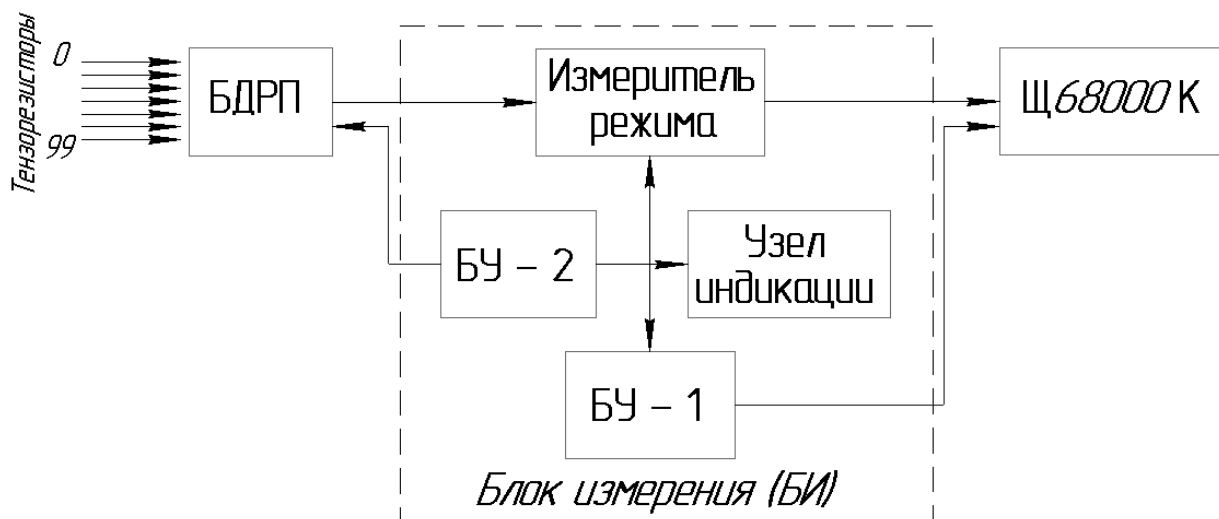


Рисунок 3.2 – Структурная схема системы

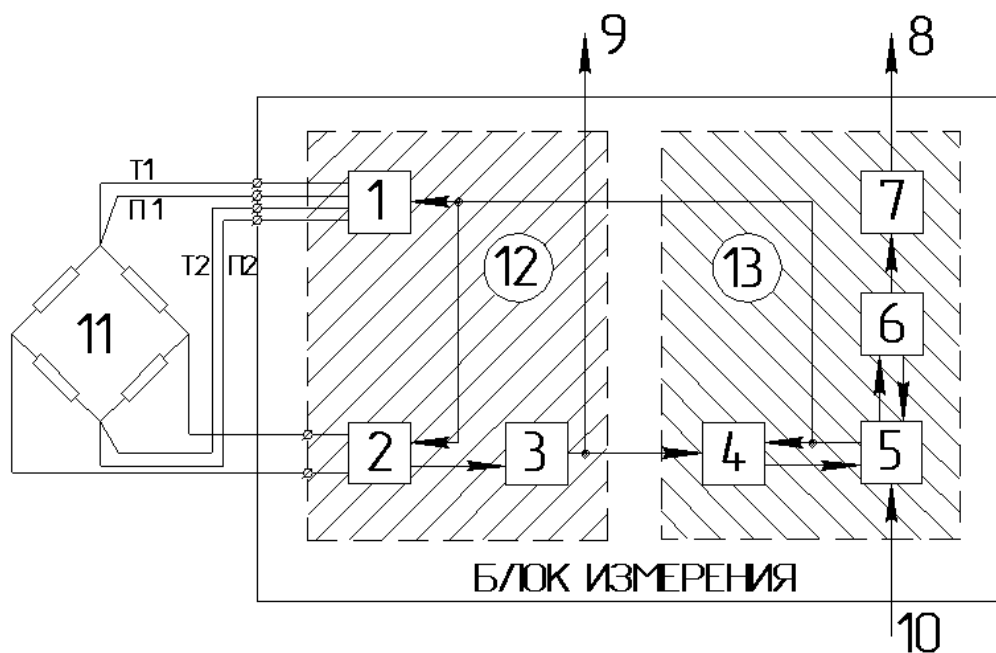


Рисунок 3.3 - Структурная схема блока измерения:

- |   |   |
|---|---|
| 1 – источник питания моста (ИПМ);       | 8 – цифровой выход;                                       |
| 2 – импульсный усилитель (ИУ);          | 9 – аналоговый выход;                                     |
| 3 – синхронный детектор (СД);           | 10 – вход дистанционного управления;                      |
| 4 – интегратор (И);                     | 11 – мостовая измерительная схема;                        |
| 5 – блок управления интегратором (БУИ); | 12 – входной преобразователь;                             |
| 6 – счетчик (Сч);                       | 13 – интегрирующий аналого-цифровой преобразователь (АЦП) |
| 7 – блок индикации (БИ);                |   |

Мостовая измерительная схема в процессе измерения не уравнивается. Напряжение разбаланса – это сигнал, подвергающийся дальнейшей обработке сначала входным преобразователем 12 методом усиления на несущей частоте, а затем интегрирующим АЦП 13.

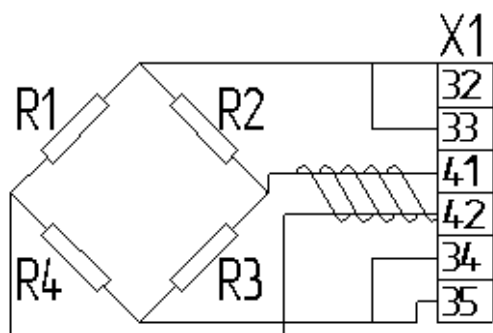
Полезный сигнал с измерительной диагонали мостовой схемы поступает на ИУ. Коэффициент усиления ИУ – 50.

С выхода ИУ полезный сигнал поступает на вход СД, который выделяет полезный сигнал из модулированных колебаний и имеет коэффициент передачи, равный четырем. Таким образом, общее усиление преобразователя равно 200, а выходной сигнал достигает уровня  $\pm 10$  В. Этот аналоговый сигнал поступает на вход интегрирующего АЦП для преобразования в цифровую форму. Двоично-десятичные коды измерения и номер канала поступают на соответствующие индикаторы и блок цифрпечати. Взаимную синхронизацию работы измерителя и накопителя Щ68000К выполняет блок управления системой 1 (БУ1).

### 3.4.2 Измерительные схемы

Система позволяет работать с различной комбинацией мостовых схем.

Одноканальное мостовое измерение можно выполнить без использования БДРП. Для этого необходимо к разъему X1 БИ подсоединить измерительный жгут, предварительно распаяв измерительную схему из четырех активных тензорезисторов (рисунок 3.4).



Линии 41 и 42  
должны быть  
свиты между  
собой

Рисунок 3.4 - Четырехпроводная схема соединения тензорезисторов с БИ при одноканальном измерении

Такую схему распайки применяют в тензодинамометрах и экстензометрах (тензометрических скобках).

При подключении нескольких тензодинамометров или других приборов, использующих одноканальное измерение, распайку мостовых измерительных схем выполняют так, как показано на рисунке 3.5.

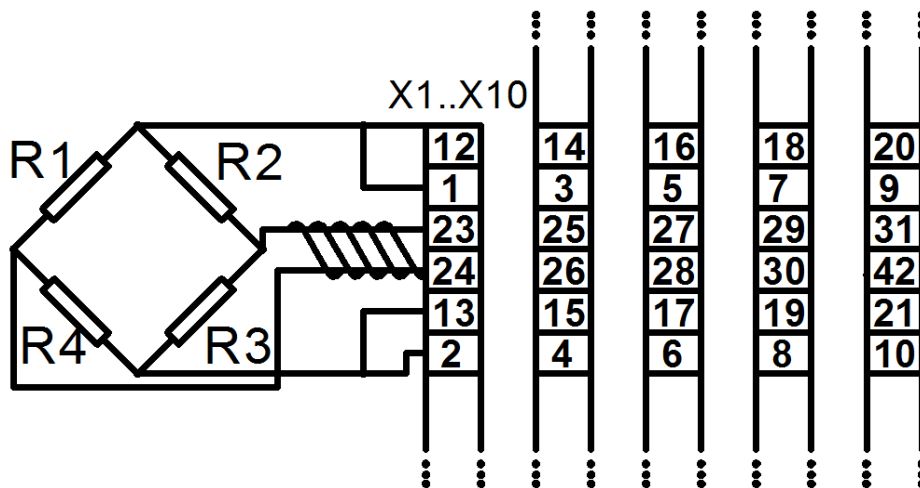


Рисунок 3.5 – Схема соединения пяти мостовых измерительных схем

Измерения с двумя активными тензорезисторами применяют в том случае, когда есть необходимость:

- 1) каждому активному тензорезистору иметь свой компенсационный;
- 2) измерить крутящие моменты;
- 3) использовать в чувствительных элементах различные преобразователи перемещений – арочного, балочного, рамного, кольцевого и др. типов.

Схема соединения с двумя активными тензорезисторами показана на рисунке 3.6.

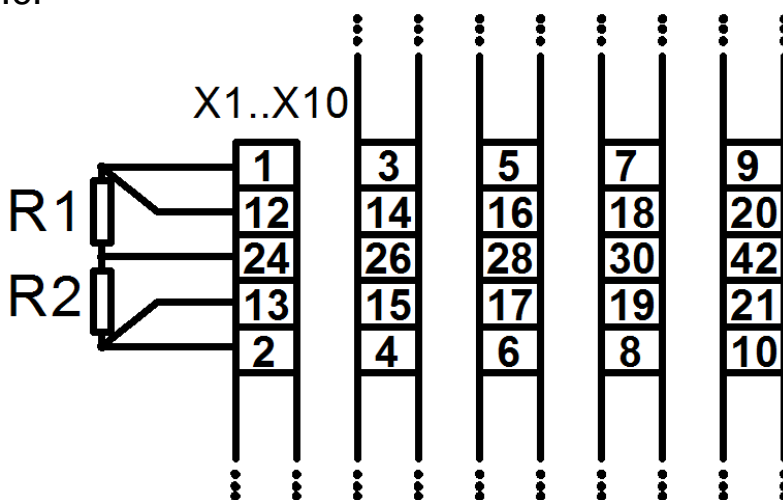


Рисунок 3.6 - Схема соединения с двумя активными тензорезисторами пяти полумостовых измерительных схем

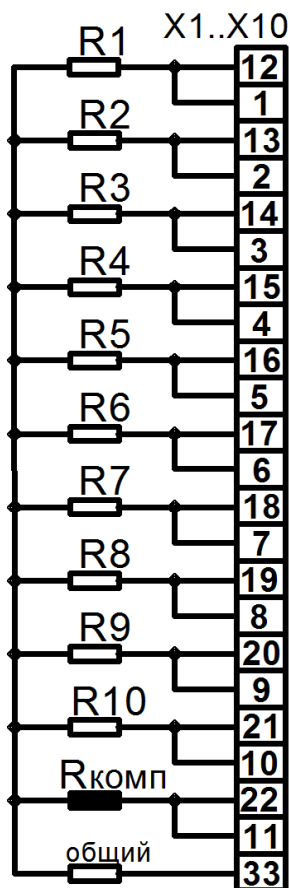


Рисунок 3.7 – Схема соединения одного компенсационного тензорезистора на 10 активных

поставки (рисунок 3.8).

Измерения с одним компенсационным тензорезистором на группу активных применяют при определении НДС авиационных (и других машиностроительных) конструкций (рисунок 3.7), используя одиночные, двойные или трех-четыре элементные розетки тензорезисторов в зависимости от измеряемого поля деформаций.

### 3.4.3 Подготовка к работе

Распаять тензорезисторы согласно выбранной схеме измерения и соединить измерительный жгут с вилками РП10-42ЛП. Площадь поперечного сечения проводов в измерительном жгуте – не менее 0,2 мм<sup>2</sup>.

Измерительные жгуты соединить с БДРП.

БИ, БДРП и цифропечатающее устройство соединить с помощью кабелей, входящих в комплект

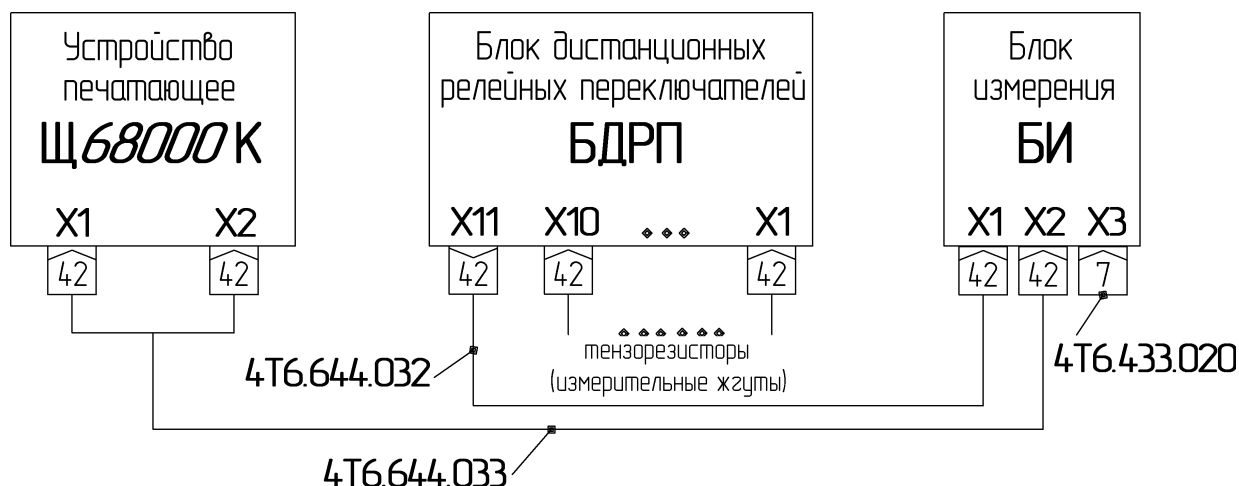


Рисунок 3.8 – Схема соединения БДРП и БИ с цифропечатающим устройством

БИ и цифропечатающее устройство заземлить.

Включить сетевой шнур БИ в сеть и нажать кнопку «Сеть» на лицевой панели БИ.

Подготовить к работе цифропечатающее устройство согласно техническому описанию, входящему в комплект поставки системы.

После включения систему необходимо прогреть не менее 30 мин.

### **3.4.4 Порядок выполнения работы**

Выполнить операции в такой последовательности:

- а) нажать кнопку СБРОС на БИ;
- б) нажать одну из кнопок М, 1/2М, 1/4М в зависимости от того, какие измерительные схемы подсоединены ко входам к БДРП;
- в) нажать кнопки РУЧН, УСКОР и проследить за изменением номера канала по индикатору. Отпустить кнопку УСКОР, когда номер канала будет меньше на три-четыре требуемого начального номера. Нажать кнопку ОДНОКР, установить начальный номер канала;
- г) нажать кнопку НАЧАЛО;
- д) нажать кнопки СБРОС, НАЧАЛО, если начальное значение номера равно нулю;
- е) повторить операции п. в), установив конечный номер канала, и нажать кнопку КОНЕЦ;
- ж) нажать кнопку ПУСК, провести однократное измерение выбранного канала;
- з) нажать кнопку ВНУТР на передней панели цифропечатающего устройства;
- и) нажать кнопки АВТ, ПУСК и автоматически зарегистрировать показания заданного массива тензодатчиков.

### **3.5 Вычисление главных деформаций и напряжений по показаниям тензорезисторов**

Выходной сигнал тензорезистора  $\xi$  при использовании измерительной схемы с одним компенсационным (см. рисунок 3.7) эквивалентен относительному изменению сопротивления тензорезистора:

$$\xi = \frac{\Delta R}{R} \frac{4(N_2 - N_1)}{(1 + 2N_1 \cdot 10^{-6})(1 - 2N_1 \cdot 10^{-6})} \approx 4(N_2 - N_1), \quad (3.3)$$

где  $N_1$  и  $N_2$  – результаты первого и второго наблюдений (показания измеренных значений деформаций  $\varepsilon$  на начальном и конечном этапах нагружения).

В соответствии с формулой (3.1) получим

$$\varepsilon = \frac{4}{S} \left( \begin{matrix} N_2 \\ N_1 \end{matrix} \right) 10^{-6}, \quad (3.4)$$

где  $S$  – коэффициент тензочувствительности тензорезистора (указан в паспорте).

При испытаниях авиаконструкций на прочность наклеивают одиночные тензорезисторы, ось которых совпадает с направлением главных напряжений (при одноосном напряженном состоянии). В этом случае напряжение подсчитывают по выражению (3.2).

Двухэлементную розетку (или Т-образную) наклеивают на элементы конструкции, находящиеся в плосконапряженном состоянии, если направления главных напряжений известны.

Главные напряжения  $\sigma_1$  и  $\sigma_2$  в пределах упругости можно определить по измеренным главным деформациям  $\varepsilon_1$  и  $\varepsilon_2$  расчетным путем:

$$\sigma_1 = \frac{E}{1-\mu^2} (\varepsilon_1 + \mu\varepsilon_2); \quad \sigma_2 = \frac{E}{1-\mu^2} (\varepsilon_2 + \mu\varepsilon_1), \quad (3.5)$$

где  $E$  – модуль упругости;

$\mu$  – коэффициент Пуассона материала конструкции, на которую наклеены тензорезисторы.

Максимальное касательное напряжение

$$\tau_{\max} = \frac{E}{2(1+\mu)} (\varepsilon_1 - \varepsilon_2). \quad (3.6)$$

На элементы конструкции, находящиеся в плосконапряженном состоянии, когда направление главных напряжений неизвестны, наклеивают трех- или четырехэлементные розетки, в которых тензорезисторы расположены под углом  $45^\circ$  (рисунок 3.9).



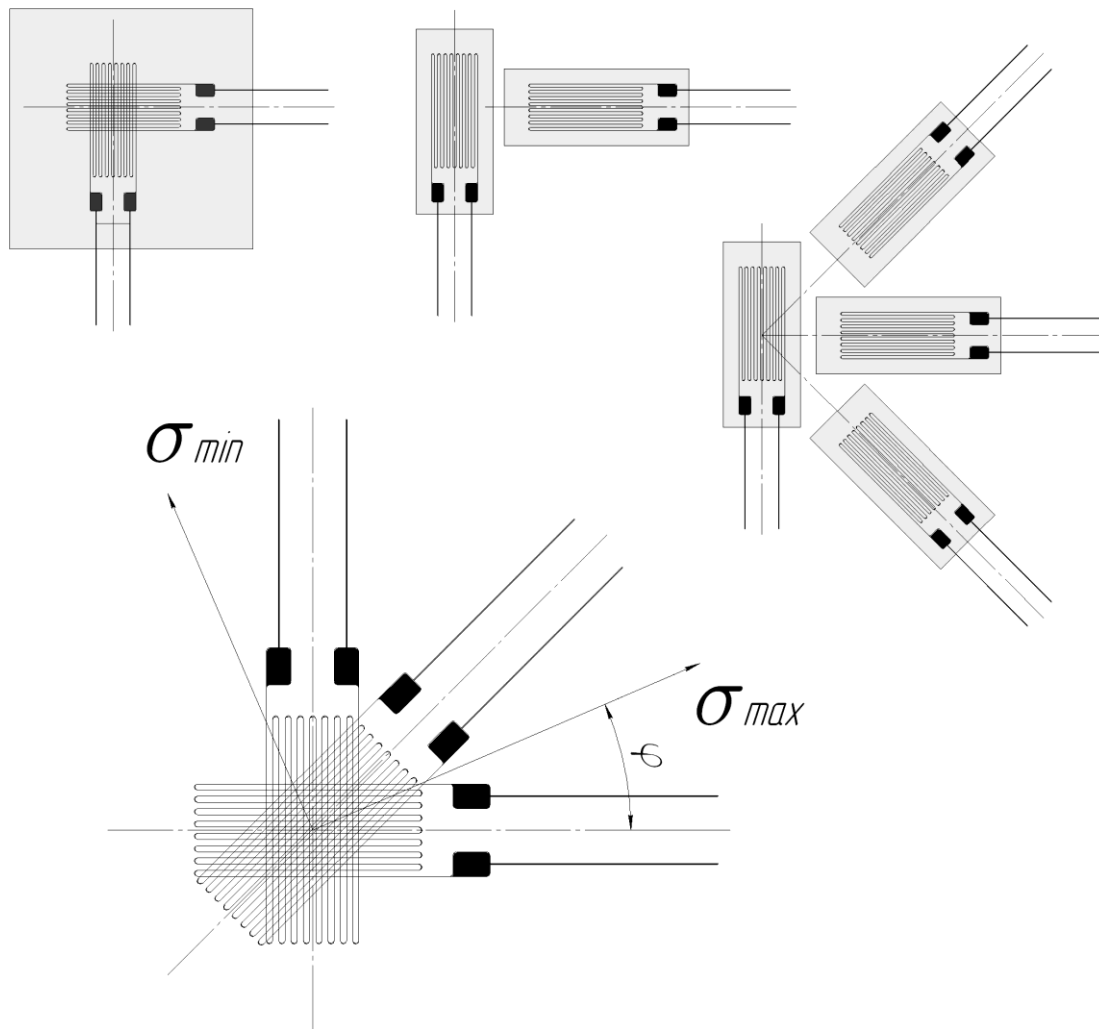


Рисунок 3.9 – Двухэлементные, трехэлементные и четырехэлементные розетки тензорезистора

Такое расположение позволяет контролировать показания тензорезисторов с помощью правила инвариантности  $\varepsilon_1 + \varepsilon_3 = \varepsilon_2 + \varepsilon_4$ , а данные обрабатывать по формулам:

- нормальные напряжения

$$\sigma_{max} = \frac{E}{2} \left\{ \frac{\varepsilon_1 + \varepsilon_3}{1 - \mu} + \frac{1}{1 + \mu} \sqrt{(\varepsilon_1 - \varepsilon_3)^2 + [2 \cdot \varepsilon_2 - (\varepsilon_1 + \varepsilon_3)]^2} \right\}; \quad (3.7)$$

$$\sigma_{min} = \frac{E}{2} \left\{ \frac{\varepsilon_1 + \varepsilon_3}{1 - \mu} - \frac{1}{1 + \mu} \sqrt{(\varepsilon_1 - \varepsilon_3)^2 + [2 \cdot \varepsilon_2 - (\varepsilon_1 + \varepsilon_3)]^2} \right\}; \quad (3.8)$$

- касательные напряжения

$$\tau_{\max} = \frac{E}{2(1+\mu)} \sqrt{(\varepsilon_1 - \varepsilon_3)^2 + [2 \cdot \varepsilon_2 - (\varepsilon_1 + \varepsilon_3)]^2}; \quad (3.9)$$

- угол между  $\sigma_{\max}$  и осью тензорезистора 1

$$\phi = \frac{1}{2} \operatorname{arctg} \left[ \frac{2 \cdot \varepsilon_2 - (\varepsilon_1 + \varepsilon_3)}{\varepsilon_1 - \varepsilon_3} \right]. \quad (3.10)$$

Определение напряженно-деформированного состояния авиационных конструкций с помощью тензометрии имеет преимущества перед остальными методами, так как позволяет автоматизировать процесс сбора, обработки и выдачи информации о напряжениях в локальных местах в процессе проведения эксперимента и тем самым предупредить разрушение конструкции.

#### 4 ИСПЫТАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

В соответствии с требованиями нормативной документации испытательная лаборатория должна быть укомплектована экспериментальным гидравлическим, механическим, измерительным, подъемно-транспортным и другим оборудованием, позволяющим реализовать поставленные цели и задачи при выполнении статических, повторно-статических и т.д. испытаний авиационных конструкций, их агрегатов и материалов.

К экспериментальному оборудованию относятся:

- стенды для статических испытаний;
- стенды для повторно-статических испытаний;
- стенды для статических и повторно-статических испытаний панелей, узлов, деталей, образцов и др;
- универсальные машины для испытаний на растяжение, сжатие, изгиб;
- усталостные испытательные машины;
- силовозбудители (гидроцилиндры);
- гидравлические насосные станции;
- нагружающие рычажные системы;
- автоматизированные системы нагружения испытуемых объектов;
- компрессор и др.

К измерительному оборудованию относятся:

- системы информационно-измерительные тензометрические (например, СИИТ-3, ЛИС 16);
- отдельные приборы, нивелиры, самописцы;
- динамометры (пружинные), электронные крановые весы с цифровой индикацией, тензодинамометры и др.

Подъемно-транспортное оборудование – это механические средства для перемещения грузов, в том числе испытываемых объектов.

Гидравлические системы, расположенные в зале статических испытаний, предназначены для создания рабочих нагрузок (усилий), передаваемых на элементы объекта испытания с помощью нагружающих (рычажных) систем при реализации статического нагружения и в автоматическом режиме нагрузок, регламентируемых программой испытаний, при повторно-статическом нагружении.

Гидравлические системы состоят:

1) из насосных станций:

- ручных передвижных;
  - электрических стационарных;
- 2) испытательных механизмов (гидроцилиндров);
- 3) соединительных дюритовых шлангов высокого давления;
- 4) приборов контроля давлений и усилий (датчиков давления, гидравлических манометров, пружинных и электронных динамометров и т.п.).

В гидравлических системах в качестве рабочей жидкости используют масло авиационное гидравлическое АМГ-10.

Диапазон рабочих давлений – до 120 атм (12 МПа).

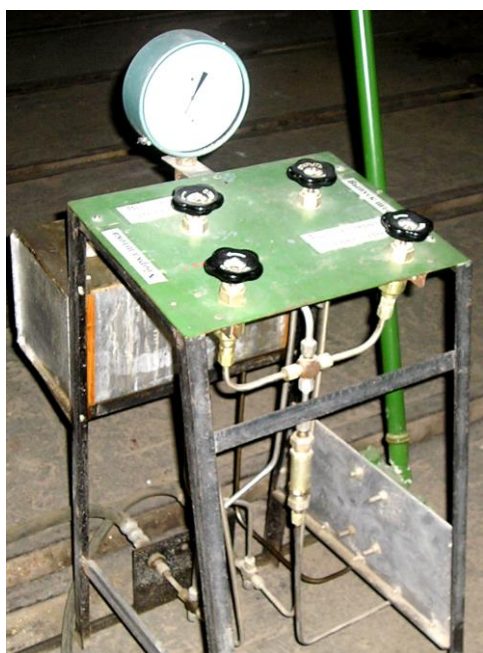
После сборки гидравлические системы должны быть опрессованы давлением 250 атм (25 МПа).

Гидравлические системы, описания которых приведены ниже, спроектированы и изготовлены в ПНИЛ «Прочность» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт".

#### **4.1 Ручная гидравлическая система нагружения**

Ручная гидравлическая система, общий вид которой показан на рисунке 4.1, а схема – на рисунке 4.2, предназначена для статического нагружения одним или несколькими гидроцилиндрами испытываемых деталей, узлов, агрегатов и т.д.

На металлическом каркасе и панели смонтированы:



- ручной гидронасос НР-01;
- бак для гидросмеси вместимостью 16 л;
- обратный клапан;
- манометр – 160...250 атм;
- четыре гидравлических крана 652200 а;
- два штуцера подключения гидроцилиндра;
- соединительные дюритовые шланги;
- гидроцилиндр (на рисунке 4.1 не показан).

Рисунок 4.1 – Общий вид ручной гидравлической системы

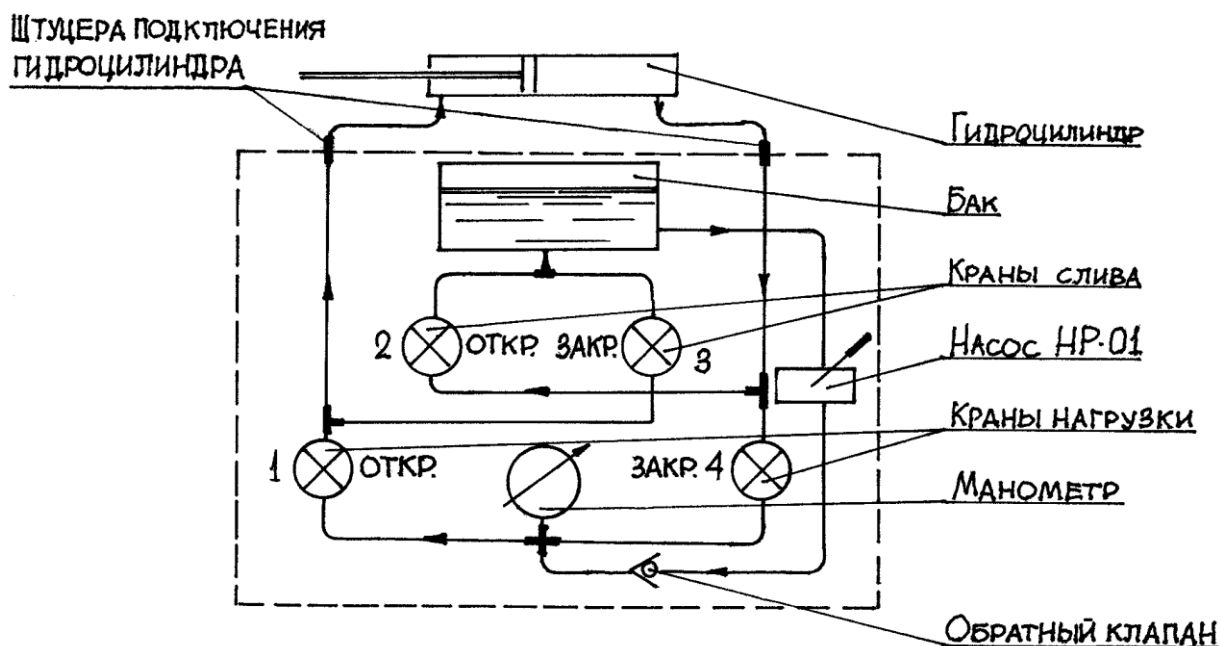


Рисунок 4.2 – Схема ручной гидравлической системы

#### 4.1.1 Работа системы

Исходное положение перед нагрузкой:

- левые два крана открыты (первый и второй);

- правые два крана закрыты (третий и четвертый).

Гидросмесь из бака поступает в гидронасос.

При плавном перемещении рукоятки гидронасоса вперед-назад гидросмесь под давлением через обратный клапан поступает на манометр, кран 1 и в левую полость гидроцилиндра. При этом шток движется вправо, нагружая объект испытания. Гидросмесь из правой полости цилиндра сливается через кран 2 в бак.

Для того, чтобы шток цилиндра выдвинуть, нужно краны 1 и 2 закрыть, а краны 3 и 4 открыть. Гидросмесь из бака через насос, обратный клапан и кран 4 поступит в правую полость цилиндра, а слив гидросмеси из левой полости через кран 3 – в бак.

## **4.2 Автоматическая гидравлическая система повторно-статического нагружения**

Система предназначена для проведения статических и повторно-статических испытаний конструкций и имеет три автономные подсистемы, позволяющие реализовать в автоматическом режиме различные виды нагружений.

Система состоит:

- из электрической гидравлической насосной станции с системой управления;
- трехсекционного пульта управления статическим и повторно-статическим нагружениями;
- исполнительных механизмов (гидроцилиндров);
- датчиков давления, тензодинамометров, магнитоуправляемых контактов (герконов);
- соединительных дюритовых шлангов.

Общая схема автоматизированной гидравлической системы нагружения показана на рисунке 4.3.

### **4.2.1 Электрическая стационарная насосная станция**

Насосная станция, гидравлическая схема которой показана на рисунке 4.4, а общий вид – на рисунке 4.5, состоит:

- из бака для гидросмеси;
- электродвигателя;
- насоса;
- обратного клапана;
- гидроаккумулятора;
- масляного фильтра;

- манометра;
- аварийного сигнализатора давления;
- кранов;
- водяного радиатора.

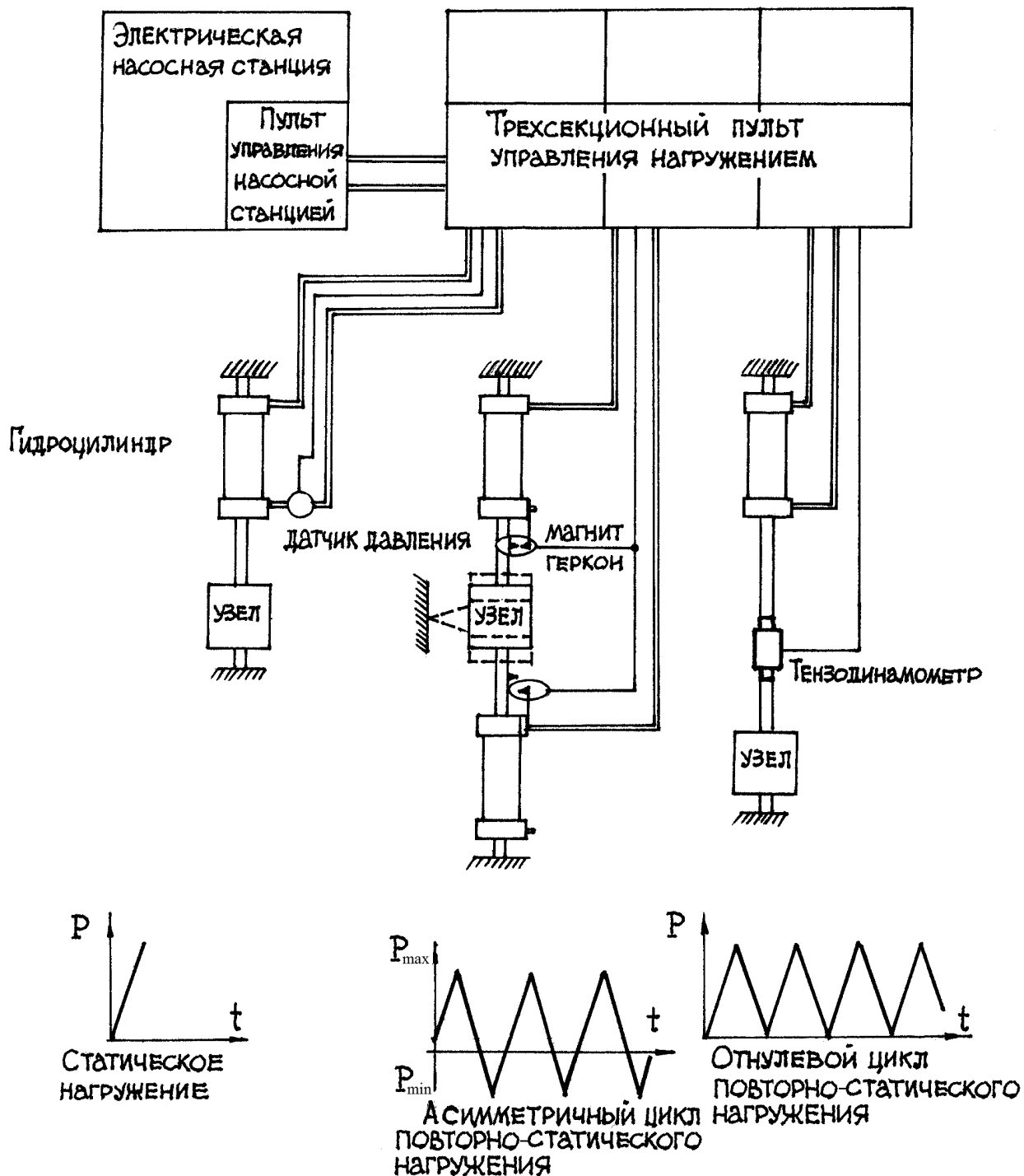


Рисунок 4.3 – Общая схема автоматизированной гидравлической системы нагружения

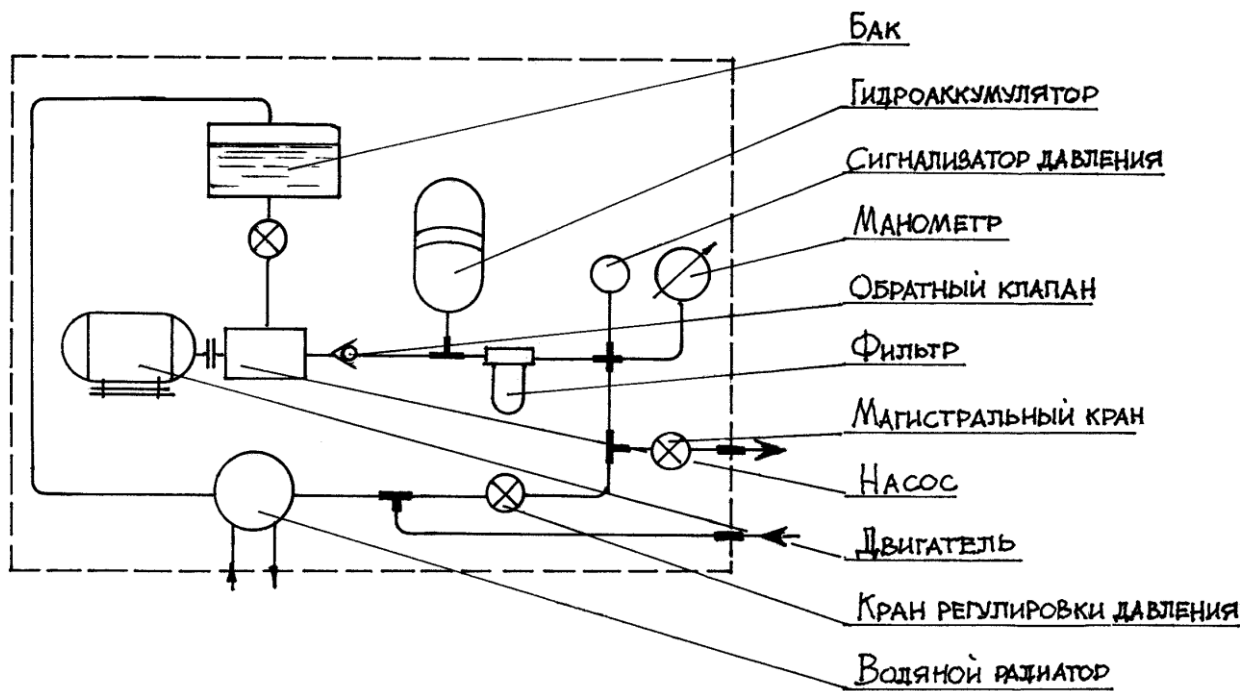


Рисунок 4.4 – Гидравлическая схема электрической насосной станции



Рисунок 4.5 – Общий вид электрической насосной станции

#### **4.2.1.1 Работа станции**

Насосная станция работает следующим образом. Гидросмесь АМГ-10 из бака через перекрывной кран поступает в гидравлический насос коловратного типа, приводимый во вращение через

эластичную муфту электродвигателем мощностью 1,7 кВт. Далее, проходя через обратный клапан, гидросмесь «заряжает» гидроаккумулятор, проходит через фильтр, сигнализатор давления, ограничивающий давление в магистрали до 100 кг/см<sup>2</sup>, к контрольному манометру.

При открытом магистральном кране гидросмесь под давлением, регулируемым краном давления, поступает к пульту управления.

При закрытом магистральном кране и открытом кране регулятора давления гидросмесь «кольцуется», т.е. сливается из магистрали низкого давления через радиатор водяного охлаждения.

#### 4.2.1.2 Пульт управления электрической насосной станцией

На рисунке 4.6 показано расположение органов управления и приборов контроля давления электрической насосной станции.

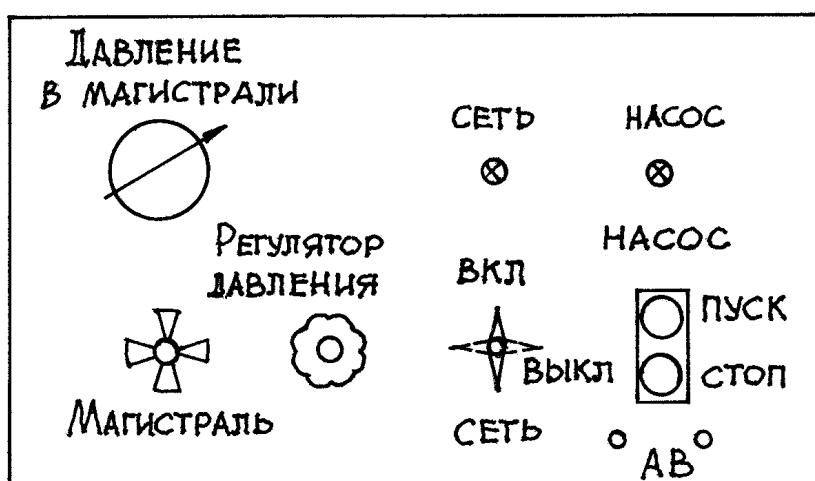


Рисунок 4.6 – Панель пульта управления насосной станцией

Чтобы включить насосную станцию, следует:

- закрыть кран «МАГИСТРАЛЬ»;
- открыть кран «РЕГУЛЯТОР ДАВЛЕНИЯ»;
- переключатель «СЕТЬ» поставить в положение «ВКЛ», при этом загорается сигнальная лампа «СЕТЬ»;
- нажать кнопку «ПУСК»;
- открыть кран «МАГИСТРАЛЬ»;
- установить с помощью крана «РЕГУЛЯТОР ДАВЛЕНИЯ» необходимое давление в магистрали, контролируя его по манометру.



Для остановки насосной станции следует нажать кнопку «СТОП».

На пульте управления находятся две клеммы АВ аварийного отключения насосной станции, к которым подключается концевой выключатель, ограничивающий перемещение штока гидроцилиндра при разрушении испытуемой детали.

#### **4.2.2 Трехсекционный пульт управления**

Пульт управления повторно-статическим нагружением конструкции состоит из трех секций с тремя автономными подсистемами управления, комплекта гидравлического оборудования, общего блока питания подсистем управления выпрямленным напряжением +24 и +10 В и общей подсистемы аварийного отключения насосной станции.

Исполнительные механизмы – электрогидравлический кран ГА-142 и гидроцилиндр.

Автономные системы управления выполнены по одной схеме и включают в себя:

- релейный блок управления (РБУ);
- датчики положения штока гидроцилиндра, в качестве которых использованы магнитоуправляемые контакты (герконы) или датчик давления;
- тензодинамометр;
- соединительные провода между РБУ и датчиками;
- элементы оптической индикации нагрузки и разгрузки;
- счетчик циклов.

Следует отметить, что в случае применения тензодинамометра между ним и РБУ включается микроэлектронный управляющий комплекс (МУК).

На рисунке 4.7 показаны элементы электрической и гидравлической блок-схем секции пульта управления нагружением.

##### **4.2.2.1 Панели трехсекционного пульта управления нагружением**

Общий вид панелей трехсекционного пульта управления нагружением показан на рисунке 4.8, а расположение элементов управления нагружением на панелях секций пульта – на рисунке 4.9.

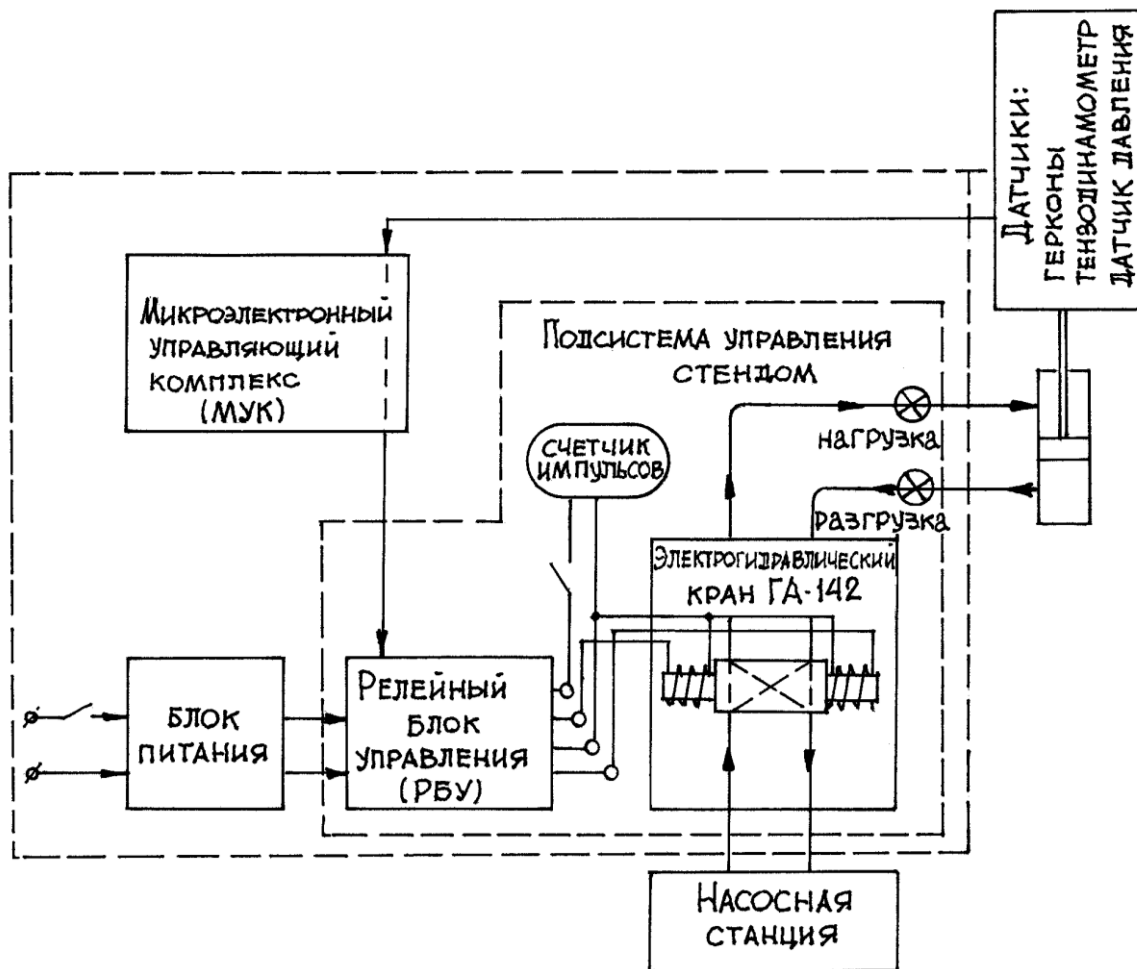


Рисунок 4.7 – Элементы электрической и гидравлической блок-схем секции пульты управления нагружением

На вертикальной панели секции расположены:

- кнопка аварийного отключения насосной станции 1, применяется в случае экстренного отключения насосной станции;
- тумблер «СЕТЬ» 3, 9 включения питания пульты управления и первой секции, над которым расположены две лампы сигнализации 2, 4 подачи напряжения в электрическую систему пульты управления и первой секции;
- манометр или другой прибор контроля давления, напряжения и др. 23, 12;
- два светодиода 6, 7 зеленого и красного цвета, которые сигнализируют о процессе загрузки или разгрузки;
- тумблер счетчика циклов нагружения 5;
- счетчик циклов нагружения 8.

На горизонтальной панели находятся два гидравлических крана: слева – кран слива 21 (открыт) и справа – кран загрузки 22 (закрывает).

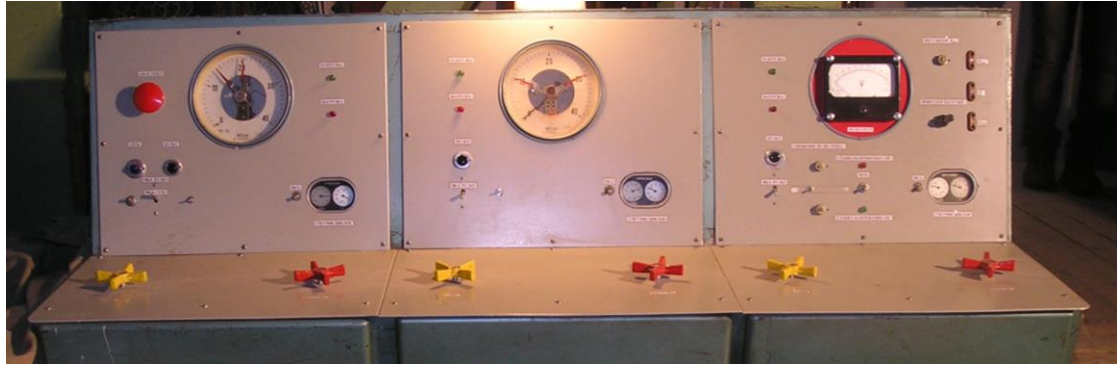


Рисунок 4.8 – Общий вид трехсекционного пульта управления нагрузением

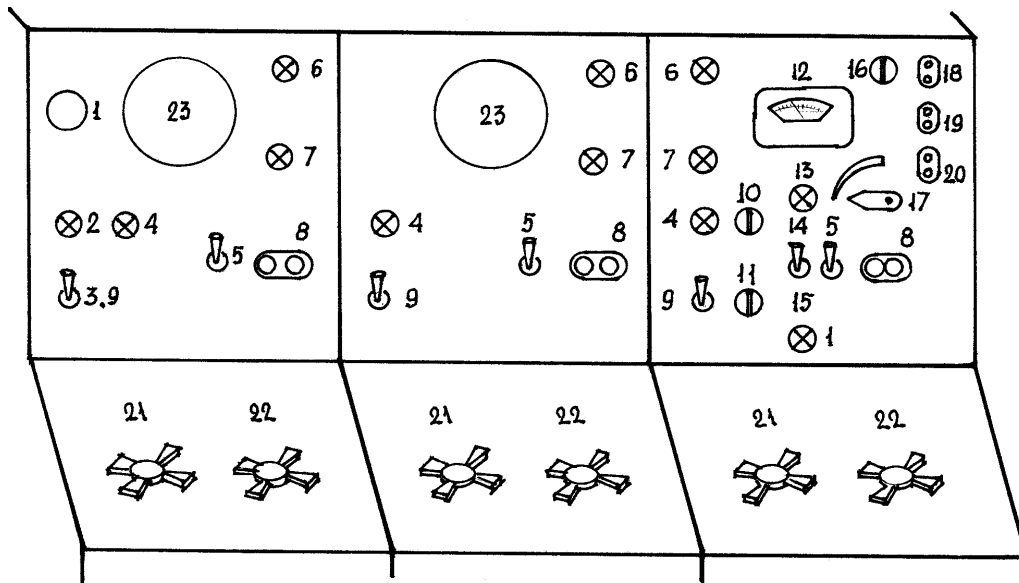


Рисунок 4.9 – Расположение элементов управления нагрузением на панелях секций пульта:

- 1 – кнопка аварийного отключения насосной станции;
- 2, 4 – сигнализация включения питания пульта и секций;
- 3, 9 – тумблеры включения пульта, первой, второй и третьей секций;
- 5 – тумблер включения счетчика циклов;
- 6 – светодиод сигнализации нагрузки;
- 7 – светодиод сигнализации разгрузки;
- 8 – счетчик циклов;
- 10 – потенциометр компенсатора начального смещения «0» тензодинамометра;
- 11 – потенциометр регулятора коэффициента усиления;
- 12 – вольтметр;
- 13, 15 – светодиоды сигнализации работы стабилизатора напряжения  $\pm 12$  В;
- 14 – тумблер включения МУК;
- 16 – потенциометр регулирования  $P_{\text{макс}}$ ;
- 17 – потенциометр имитатора нагрузки;
- 18, 19, 20 – гнезда  $P_{\text{макс}}$ ,  $P(t)$ ,  $P_{\text{мин}}$ ;
- 21 – кран «Слив»;
- 22 – кран «Нагрузка»;
- 23 – манометр

Панель второй секции конструктивно не отличается от первой, за исключением отсутствия кнопки аварийного отключения насосной станции.

В отличие от панелей первой и второй секций на третьей секции дополнительно расположены следующие элементы управления:

- потенциометр компенсатора начального смещения нуля при использовании тензодинамометра 10. При включении секции этим потенциометром выставляют нулевое показание стрелочного вольтметра 12, более точно это можно сделать, подключив цифровой вольтметр к розетке " $P(t)$ " 19;
- потенциометр регулятора коэффициента усиления 11, применяют только при настройке микроэлектронного управляющего комплекса;
- тумблер включения 14 микроэлектронного управляющего комплекса. Верхний светодиод 13 красного цвета и нижний 15 – зеленого, сигнализируют о нормальной работе двухполярного стабилизатора напряжения МУК ( $\pm 12$  В);
- потенциометр регулятора максимальной нагрузки " $P_{\text{макс}}$ " 16. Потенциометры 10, 11, 16 используют исключительно при настройке системы перед испытаниями;
- стрелочный вольтметр 12, показания которого отображают текущую нагрузку; более точно эту нагрузку можно измерить цифровым вольтметром, подключив его к розетке " $P(t)$ " 19;
- розетка минимальной нагрузки " $P_{\text{мин}}$ " 20;
- имитатор нагрузки 17 для тестирования системы нагружения без включения насосной станции (в процессе испытаний потенциометр имитатора должен быть в крайнем левом положении).

#### **4.2.3 Последовательность действий при работе с трехсекционным пультом**

Перед началом испытаний необходимо настроить и отрегулировать датчики положения, давления – для первой и второй секций и датчик тензодинамометра – для третьей секции. Для этого устанавливают в соответствующее положение на штоке гидроцилиндра верхний геркон или регулируют величину зазора в электронном манометре. Для настройки величины максимальной и минимальной нагрузок с применением тензодинамометра (третья секция) используют потенциометры 10, 11, 16 (рисунок 4.9).

Работу всех блоков электрической системы третьей секции можно проверить с помощью имитатора нагрузки 17 и цифрового вольтметра, подключенного к розеткам 18, 19, 20.

В каждом случае нагружения контроль нагрузки при настройке системы осуществляют контрольным динамометром, включенным в цепь гидроцилиндр-динамометр-образец. Динамометр после настройки системы снимают.

Последовательность работы системы управления нагружением на трехсекционном пульте:

1. Включить тумблер «СЕТЬ» 3, 9 на панели первой секции пульта управления. Должны включиться визуальные сигнализаторы сети 2 и первой секции пульта 4, а также индикатор «НАГР» 6.
2. Включить тумблер «СЕКЦИЯ» 9.
3. Включить тумблер «СЧЕТЧИК ЦИКЛОВ НАГРУЖЕНИЯ» 5.
4. Включить тумблер «ВКЛ. МУК» 14 для третьей секции.
5. Проверить, закрыт ли кран «НАГРУЗКА» 22.
6. Проверить, открыт ли кран «СЛИВ» 21.
7. Включить электрическую насосную станцию, нажав кнопку «ПУСК» (см. подраздел 4.2.1.2).
8. Создать давление под поршнем гидроцилиндра, плавно открывая кран 22 «НАГРУЗКА». Вследствие этого шток втягивается, нагрузка возрастает до заданной величины  $P_{\max}$ .

При достижении  $P_{\max}$  включается релейный блок управления электрогидравлическим краном, который переключает магистраль высокого давления на слив, загорается индикатор «РАЗГР.» и выполняет отсчет «СЧЕТЧИК ЦИКЛОВ НАГРУЖЕНИЯ».

При достижении нагрузки  $P_{\min}$  сигнал с релейного блока вновь поступает на электрогидравлический кран, который переключает магистраль «СЛИВ» на высокое давление. Цикл нагружения повторяется.

## **5 ИЗМЕРЕНИЯ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ И УГЛОВ ЗАКРУЧИВАНИЯ КОНСТРУКЦИИ**

### **5.1 Общие положения**

Перемещения и углы закручивания элементов измеряют для определения остаточных деформаций в элементах конструкции и влияния изменения углов закручивания несущих поверхностей на аэродинамические характеристики.

При выборе способа измерения общих перемещений можно представить элементы испытываемой авиаконструкции в виде упругой балки. Уравнение упругой линии балки записывают в виде

$$\frac{d^2 y}{dx^2} = \frac{M(x)}{EJ(x)}, \quad (5.1)$$

где  $y$  – величина прогиба (перемещения);

$M(x)$  – изгибающий момент;

$J(x)$  – момент инерции сечения;

$E$  – модуль упругости материала балки.

Угол наклона касательной к упругой линии

$$\Theta = \frac{dy}{dx} = \int \frac{M(x)}{EJ(x)} dx. \quad (5.2)$$

В соответствии с выражениями (5.1) и (5.2) углы закручивания можно находить тремя способами:

- раздельным измерением прогибов (перемещений) и углов поворота;
- измерением перемещений и вычислением углов закручивания по разности перемещений и расстояния между датчиками прогиба;
- измерением углов поворота и вычислением перемещений посредством интегрирования угла наклона касательной к упругой линии.

При выполнении экспериментальных исследований прочности самолетов чаще всего линейные перемещения элементов конструкции и углы поворота измеряют раздельно.

Под линейными перемещениями понимают перемещения испытываемого объекта как недеформируемого тела.

В настоящее время наиболее распространены следующие способы определения линейных перемещений:

- оптический – с помощью масштабных линеек и нивелиров;
- преобразование перемещения элемента конструкции в аналоговый электрический сигнал;
- преобразование перемещения элемента конструкции в цифровой электрический сигнал.

## 5.2 Оптический способ измерения перемещений

Оптический способ измерения перемещений довольно прост, не требует сложного измерительного оборудования. Основное преимущество этого способа – возможность измерения, когда перемещающаяся часть конструкции не связана с неподвижным основанием.

В качестве датчика перемещений используют мерную линейку, дюралевую трубку или полосу длиной не менее 1000 мм с наклеенной оцифрованной миллиметровкой. Датчик подвешивают на тонкой стальной проволоке в точках конструкции, где необходимо измерять перемещения, например по размаху крыла, в местах пересечений переднего и заднего лонжеронов (пл, зл) с нервюрами, на стабилизаторе, по длине фюзеляжа и т.д. (рисунок 5.1).

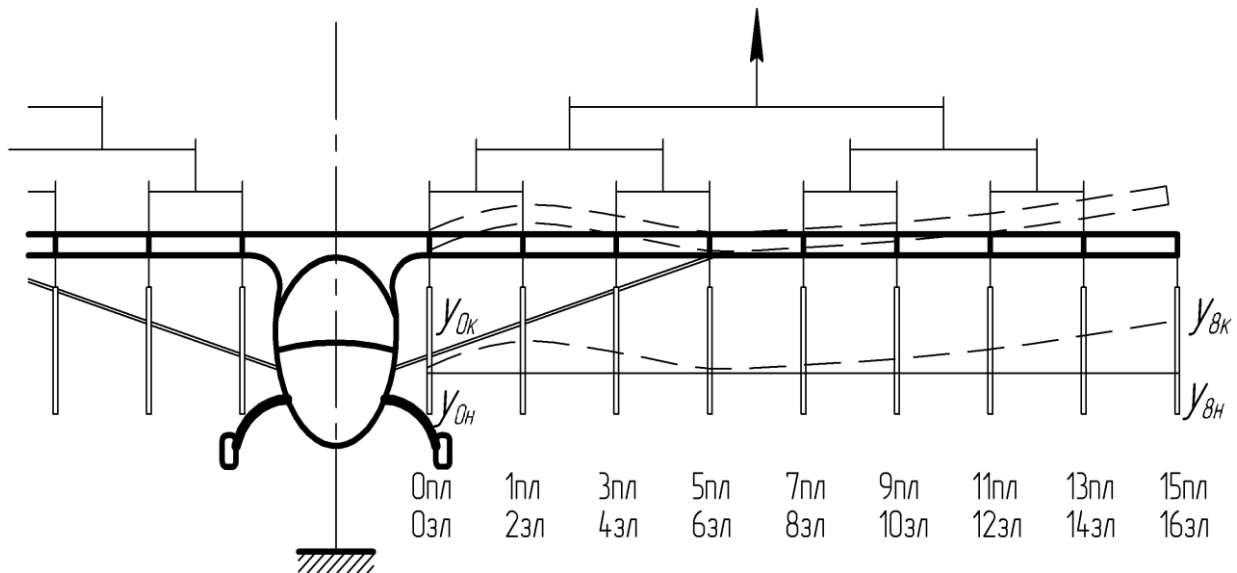


Рисунок 5.1 – Размещение мерных линеек по размаху крыла самолета X-32 «Бекас» для определения перемещений при нагрузке и остаточных деформаций при разгрузке

При измерении перемещений крыла в качестве базовой точки **О** используют узлы крепления крыла к центроплану, допуская, что при нагружении крыла деформации в этих точках равны нулю.

При измерении перемещений стабилизатора базовыми точками могут быть узлы крепления стабилизатора к килю или фюзеляжу.

При измерении перемещений хвостовой балки легкого самолета базовыми точками могут быть узлы крепления крыла к центроплану.

### 5.3 Порядок выполнения работы

Вначале необходимо установить теодолит на неподвижное основание испытательного стенда (силовой пол) так, чтобы при повороте в горизонтальной плоскости были видны деления мерных линеек правой и левой консолей крыла.

Затем нагружают конструкцию до 30...40% расчетной нагрузки. Далее разгружают конструкцию до нуля и при последующем поэтапном нагружении до 67% расчетной нагрузки, что соответствует максимуму эксплуатационной нагрузки, измеряют перемещения и углы закручивания по показаниям мерных линеек.

После разгрузки конструкции до исходного положения записывают показания линеек, оценивают величину остаточной деформации и угол закручивания.

### 5.4 Обработка результатов измерения перемещений

Перемещения в каждой точке определяют как

$$(\Delta y_i)_j = (y_i)_j - (y_i)_{j-1},$$

где  $i$  – номер контрольной точки (сечения),  $i = 0, \dots, 16$ ;

$j$  – номер этапа нагружения,  $j = 1, \dots, n$ ;

$n$  – число этапов нагружения конструкции.

Перемещения контрольных точек относительно базовых на  $j$ -м этапе нагружения находят так:

$$(\Delta y_i)_j - (\Delta y_0)_j = (\delta_i)_j,$$

где  $(\Delta y_i)_j$  – перемещение в  $i$ -й точке на  $j$ -м этапе нагружения;

$(\Delta y_0)_j$  – перемещение базовой точки на  $j$ -м этапе нагружения.

Характер изменения относительных перемещений, построенный по  $(\delta_i)_j$ , должен быть отражен в протоколе измерений перемещений (см. протокол №1Б, прил. 3).

Величину остаточной деформации оценивают путем сравнения величин перемещений до нагружения (исходное положение) и после разгрузки (до исходного положения):



$$(\delta_{ост.i}) = (\delta_i)_{разгр} - (\delta_i)_0,$$

где  $(\delta_i)_{разгр}$  – показания по мерной линейке после разгрузки до исходного положения;

$(\delta_i)_0$  – исходное положение (после обтяжки конструкции).

### 5.5 Определение углов закручивания элементов сечений конструкции по результатам измерения перемещений стабилизатора

Устанавливают парные линейки в базовых точках стабилизатора (рисунок 5.2, точки 10, 11) и в расчетных сечениях (точки 5, 6, 7, 8) по переднему и заднему лонжеронам.

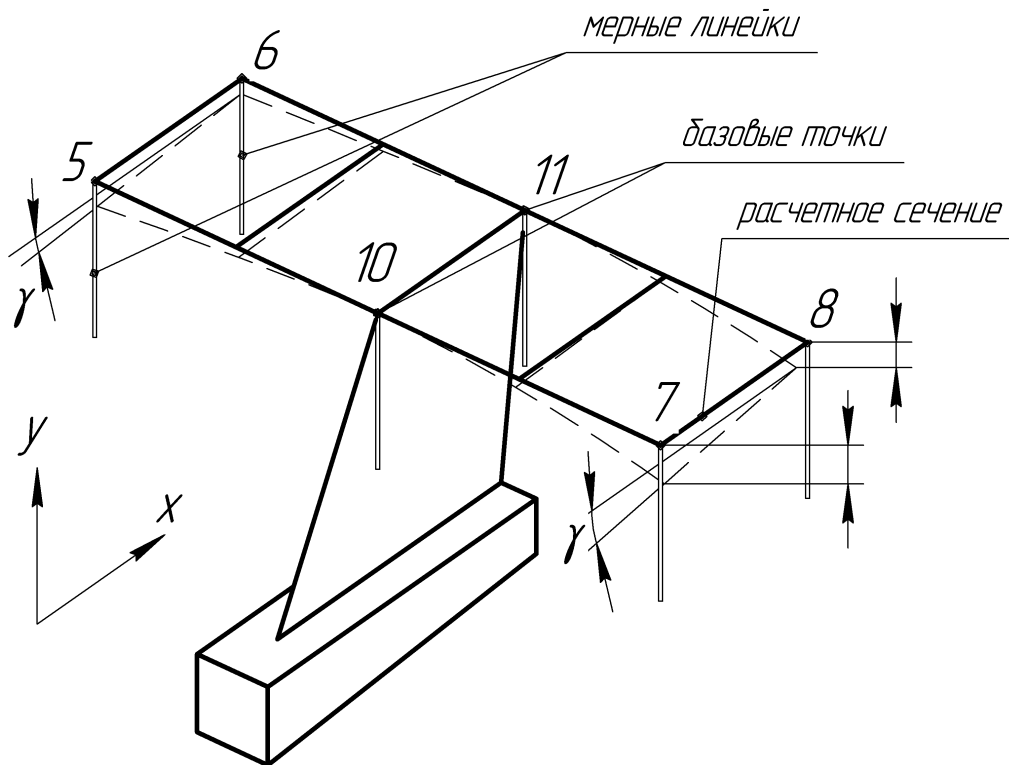


Рисунок 5.2 – Расположение мерных линеек, базовых точек и расчетных сечений на стабилизаторе при нагружении его вниз

Угол закручивания стабилизатора в расчетном сечении определяют как угол, лежащий в плоскости **YX** между двумя линиями, проведенными в базовом (линейки 10, 11) и расчетном сечениях (линейки 5, 6, 7, 8).

Введем локальную систему координат  $\bar{X}, \bar{Y}$ , начало которой расположим в одной из базовых точек, например в точке 10 (рисунок 5.3).

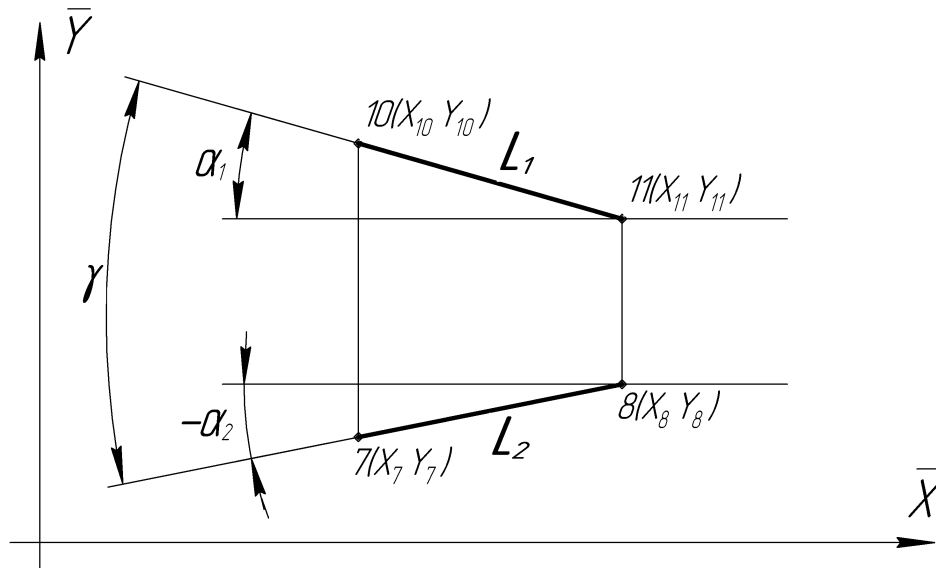


Рисунок 5.3 – Схема расположения контрольных точек в принятой системе координат

Угол закручивания  $\gamma$  в расчетном сечении определяют как приращение угла  $\Delta\gamma$  на каждом  $j$ -м этапе нагружения:

$$\gamma_j = \alpha_1 + \alpha_2,$$

где  $j$  – номер этапа нагружения;

$\alpha_1$  – угол между строительной горизонталью фюзеляжа и хордой стабилизатора (продольное  $V$  стабилизатора или установочный угол, проходящий через базовые точки (10 и 11));

$\alpha_2$  – угол между строительной горизонталью фюзеляжа и хордой стабилизатора в контрольном сечении (точки 5, 6, 7 и 8) при нагрузке.

В нагруженном состоянии  $\gamma_0$  равен установочному углу ( $\alpha_{20} = 0$ ):

$$\gamma_0 = \alpha_{10} - \alpha_{20}.$$

Величины угла  $\alpha_{10}$  и  $\alpha_{20}$  находят так:

$$\alpha_{10} = \arctg \left( \frac{Y_{10} - Y_{11}}{X_{11} - X_{10}} \right)_0 = \arctg \left( \frac{\Delta Y_{10-11}}{\Delta X_{11-10}} \right) = \arctg \left( \frac{\Delta Y_{10-11}}{L_1} \right),$$

$$\alpha_{20} = \operatorname{arctg} \left( \frac{Y_7 - Y_8}{X_8 - X_7} \right)_0 = \operatorname{arctg} \left( \frac{\Delta Y_{7-8}}{\Delta X_{8-7}} \right) = \operatorname{arctg} \left( \frac{\Delta Y_{7-8}}{L_2} \right).$$

Учитывая небольшие значения углов  $\alpha_1$  и  $\alpha_2$ , принимаем  $\Delta X_{11-10} = L_1$ , а  $\Delta X_{8-7} = L_2$ .

Тогда

$$\gamma_0 = (\alpha_1)_0 - (\alpha_2)_0 = \operatorname{arctg} \left( \frac{\Delta Y_{10-11}}{L_1} \right)_0 - \operatorname{arctg} \left( \frac{\Delta Y_{7-8}}{L_2} \right)_0.$$

Угол закручивания на  $j$ -м этапе нагружения

$$\begin{aligned} \Delta \gamma_j &= \gamma_j - \gamma_0 = (\alpha_{1j} - \alpha_{2j}) - (\alpha_{10} - \alpha_{20}) = \\ &= \operatorname{arctg} \left( \frac{\Delta Y_{10-11}}{L_1} \right)_j - \operatorname{arctg} \left( \frac{\Delta Y_{7-8}}{L_2} \right)_j - \operatorname{arctg} \left( \frac{\Delta Y_{10-11}}{L_1} \right)_0 + \operatorname{arctg} \left( \frac{\Delta Y_{7-8}}{L_2} \right)_0 \end{aligned}$$

Угол закручивания на этапе нагружения  $n$ , соответствующем 67% расчетной нагрузке,

$$\Delta \gamma_n = \gamma_n - \gamma_0.$$

Результаты измерений перемещений, остаточных деформаций и углов закручивания при нагружении конструкции на расчетные случаи должны быть отражены в протоколах испытаний (см. прил. 1 и 3).

## 6 МЕТОДИКА ОБРАБОТКИ ИСПЫТАНИЙ ШАССИ САМОЛЕТА НА СБРОС

### 6.1 Требования Норм летной годности

В Нормах летной годности FAR.23, JAR-VLA.473 регламентирована вертикальная скорость снижения при посадке самолета:

$$V_y = 0,51 \left( \frac{mg}{S} \right)^{0,25}, \quad (6.1)$$

где  $m$  – масса самолета;

$S$  – площадь крыла;

$g$  – ускорение свободного падения.

Для проверки энергоемкости амортизационной системы предусмотрена возможность испытаний самолета на сброс. В Нормах (§ 723 «Испытания амортизации») отмечено, что испытания на поглощение энергии не являются обязательными для амортизаторов рессорного типа, диаграмма обжатия которых несущественно зависит от скорости деформирования. Тем не менее в «Процедурах сертификации сверхлегких самолетов» (Германия, 1994 г.) в § 3.2 указано, что основным метод проверки шасси – испытания на сброс.

Принципиально важно требование JAR-VLA.473(a), в котором предписано, что эксплуатационные нагрузки, определенные согласно § 473, не должны быть превышены. Это следует доказать по результатам испытаний шасси самолета на сброс.

Высоту сброса можно найти по известной формуле

$$h = \frac{V_y^2}{2 \cdot g}. \quad (6.2)$$

После подстановки выражения (6.1) в (6.2) получим

$$h = 0,0132 \left( \frac{mg}{S} \right)^{1/2}. \quad (6.3)$$

Зависимость (6.3) совпадает с регламентированной в § 725 "Испытания на сброс при предельных условиях".

Таким образом, высота  $h$ , определенная по (6.3), обеспечивает при сбросе такую же вертикальную скорость, как и при посадке самолета.

При посадке следует учитывать подъемную силу крыла, задаваемую в долях веса самолета:

$$Y = mgL,$$

коэффициент  $L$  согласно § 473 и 725 может быть принят равным  $L = 2/3$ .

При сбросе самолета подъемная сила равна нулю, вследствие чего сброс нужно выполнять с эффективной массой (формула нахождения этой массы приведена в § 725):

$$m_e = m \frac{h + (1 - L) y}{h + y}, \quad (6.4)$$

где  $y$  – обжатие амортизационной системы, включающей в себя амортизатор и пневматик, при посадке.

Формула (6.4) получена из условия равенства энергий вертикального перемещения центра масс самолета, допущения о равенстве вертикальных перемещений и нагрузок на шасси при посадке и сбросе.

В направлении оси  $Z$  в случае сброса самолета с шасси рессорного типа в испытаниях возникают дополнительные усилия, действующие на колеса. Эти усилия есть силы трения, связанные с деформированием рессоры и увеличением колеи шасси. Колеса при сбросе самолета не вращаются.

В случае посадки легкого самолета время раскрутки колеса до совпадения его окружной с посадочной скоростью самолета составляет в среднем 0,04–0,05 с, а время достижения максимального эксплуатационного обжатия равно 0,12–0,15 с. В момент возникновения максимальных эксплуатационных нагрузок колеса полностью раскручены. При увеличении колеи шасси также возникают дополнительные силы в направлении оси  $Z$ , но они не достигают значимой величины, поскольку при деформировании резины пневматика колесо "перекатывается" на увеличенную колею, чего не происходит при сбросе.

Таким образом, как при посадке, так и при сбросе самолета с шасси рессорного типа возникают дополнительные силы в направлении оси  $Z$ , приложенные в точке контакта пневматика с поверхностью земли. При посадке силы, связанные с деформированием контура пневматика, достаточно малы.

При сбросе самолета в испытаниях – это силы трения, величина которых зависит от вертикальной нагрузки на колесо  $P_y$  и коэффициента трения  $k$ . Диапазон изменения коэффициента трения, регламентированный в JAR-VLA при расчете лобовых сил, составляет 0,25...0,8. Первое значение соответствует раскрученным, второе – нераскрученным колесам. Следует ожидать, что коэффициент, необходимый для расчета сил  $P_z$ , должен находиться в указанном диапазоне.

Наличие сил трения невращающихся пневматиков о землю при сбросе самолета с шасси рессорного типа приводит к изменению зависимости перемещения от нагрузки по сравнению с посадкой.

Одной и той же вертикальной нагрузке соответствуют различные перемещения, поэтому добиться одновременно одинаковых значений энергий, нагрузок и перемещений (при сбросе и посадке) невозможно. Но это и не требуется. Согласно § 725 (а) по результатам сброса необходимо доказать, что нагрузки при посадке не превышают эксплуатационные нагрузки, принятые при проектировании и проведении статических прочностных испытаний.

## 6.2 Уравнение баланса энергии

Нагрузки на шасси можно найти из уравнения баланса энергии

$$\frac{mV_y^2}{2} + mg(1-L)y = A_{cm}, \quad (6.5)$$

где  $y$  – смещение центра тяжести самолета при обжатии амортизационной системы;

$A_{cm}$  – работа деформирования амортизационной системы самолета:

$$A_{cm} = A_p + A_{пн}, \quad (6.6)$$

где  $A_p$  – работа деформирования рессоры;

$A_{пн}$  – работа деформирования пневматика.

Указанные работы – интегралы от внешней нагрузки на колесо по соответствующим перемещениям:

$$A_p = \int_0^{y_p} P_y dy; \quad (6.7)$$

$$A_{пн} = \int_0^{\delta_{пн}} P_y d\delta, \quad (6.8)$$

где  $y_p$  – эксплуатационное перемещение точки приложения силы  $P_y$  вследствие деформирования рессоры;

$\delta_{пн}$  – эксплуатационное обжатие пневматика.

Перемещение центра тяжести самолета при эксплуатационных нагрузках и посадке на две точки составит

$$y = y_k + \delta_{пн} , \quad (6.9)$$

где  $y_k$  – вертикальное перемещение нижней точки плоскости симметрии диска колеса, относительно которой происходит обжатие пневматика. Вертикальную нагрузку  $P_y$  считаем приложенной к диску в этой точке. Указанное перемещение превышает вертикальное перемещение конца рессоры пропорционально углу поворота диска как недеформируемого тела.

Перемещение рессоры и обжатие пневматика зависят от силы  $P_y$ , которую можно найти из решения уравнения (6.5).

### 6.3 Зависимость между перегрузками при посадке и сбросе самолета

Получим зависимость между коэффициентами перегрузки при посадке и сбросе самолета в испытаниях. Коэффициент перегрузки определим как отношение реакций земли к массе самолета.

Посадочная энергия вертикального перемещения центра масс самолета есть сумма кинетической энергии и изменения потенциальной энергии, связанной с обжатием амортизационной системы:

$$W_{\text{пос}} = \frac{mV_y^2}{2} + mg(1-L)y . \quad (6.10)$$

При сбросе самолета эффективной массы  $m_e$  подъемная сила равна нулю, перемещение центра тяжести обозначим через  $y^*$ .

Величина энергии

$$W_{\text{сб}} = \frac{m_e V_y^2}{2} + m_e g y^* . \quad (6.11)$$

Кинетическую энергию представим как изменение потенциальной:

$$\frac{mV_y^2}{2} = hmg, \quad \frac{m_e V_y^2}{2} = hm_e g .$$

Формулы (6.10) и (6.11) примут вид

$$W_{\text{пос}} = mg(h + (1-L)y),$$

$$W_{\text{сб}} = m_e g(h + y^*).$$

Как посадочная энергия, так и энергия при сбросе самолета должны быть восприняты амортизационной системой шасси. Работы, совершаемые возникающими вертикальными силами:

$$A_{\text{пос}} = 2 \cdot \eta P_y y,$$

$$A_{\text{сб}} = 2 \cdot \eta P_y^* y^*,$$

где  $A_{\text{пос}}$  и  $A_{\text{сб}}$  – работы при посадке и сбросе;

$P_y$  и  $P_y^*$  – вертикальные нагрузки на одну стойку шасси при посадке и сбросе;

$\eta$  – коэффициент полноты диаграммы обжатия амортизационной системы. Если система линейно деформируемая, то  $\eta = 0,5$ .

В последних формулах учтено, что деформируются обе стойки шасси.

Из уравнения баланса работ для обоих случаев запишем

$$2 \cdot \eta P_y y = mg(h + (1-L)y), \quad (6.12)$$

$$2 \cdot \eta P_y^* y^* = m_e g(h + y^*). \quad (6.13)$$

Коэффициенты перегрузки в центре масс самолета от вертикальных реакций земли при посадке и сбросе составляют

$$n = \left( \frac{2 \cdot P_y}{mg} \right), \quad n^* = \left( \frac{2 \cdot P_y^*}{m_e g} \right).$$

Выразим нагрузки через коэффициенты перегрузки и подставим в выражения (6.12), (6.13), после сокращения получим



$$\eta n y = h + (1 - L) y, \quad (6.14)$$

$$\eta n^* y^* = h + y^*. \quad (6.15)$$

Разделим уравнение (6.14) на (6.15), тогда

$$\frac{n}{n^*} = \frac{h + (1 - L) y}{h + y^*} \frac{y^*}{y}.$$

Домножим и разделим правую часть на  $h + y$  с учетом соотношения (6.4):

$$\frac{n}{n^*} = \frac{m_e}{m} \frac{h + y}{h + y^*} \frac{y^*}{y}.$$

Зависимость для расчета перегрузки при посадке по измеренным в случае сброса значениям перегрузки и перемещения центра тяжести окончательно примет вид

$$n = n^* \frac{m_e}{m} \frac{1 + h/y}{1 + h/y^*}. \quad (6.16)$$

Для стоек шасси, колея которых не зависит от вертикальной нагрузки, перемещение центра тяжести самолета при сбросе и посадке одинаково, так как вертикальные скорости равны, а расчет эффективной массы по формуле (6.4) соответствует равенству энергий при посадке и сбросе. В этом случае зависимость для пересчета перегрузки при посадке по измеренному значению перегрузки при сбросе (6.16) совпадает с формулой, указанной в JAR-VLA.725(e).

Таким образом, уравнение в § 725 (e) есть частный случай зависимости (6.16), которая применима и в случае изменения колеи шасси при обжати.

Для расчета посадочных нагрузок по результатам сброса по выражению (6.16) измеряют не только перегрузку в центре тяжести, но и вертикальное перемещение центра тяжести при обжати амортизационной системы. Выполнение таких измерений при сбросе не представляет сложности.

## 7 СТАТИЧЕСКИЕ ИСПЫТАНИЯ САМОЛЕТА

### 7.1 Подготовка самолета к испытаниям

После того, как самолет принят на испытания, его отдельные агрегаты собирают в единое целое в зале статических испытаний в соответствии с техническими условиями на сборку самолета. Работники организации-изготовителя выполняют все монтажные и регулировочные работы на оборудовании и агрегатах, подлежащих испытаниям. Затем самолет передают испытателю, оформив акт.

Далее проводят монтажные работы по тензометрии и измерению перемещений, установке рычажных и нагружающих систем для рассматриваемого расчетного случая нагружения и уравнивания самолета, оговоренных программой испытаний.

Несущую обшивку и все съемные элементы (например, крышки, створки люков, зализы и др.) нагружают распределенной нагрузкой (лясками, ложементами).

Вся контрольная, силоизмерительная и тензометрическая аппаратура перед установкой на самолет и началом испытаний должна пройти метрологический контроль.

Перед нагружением проводят предварительную обтяжку конструкции и нагружающих систем до 40...50% расчетной нагрузки.

### 7.2 Проведение испытаний

Статические испытания планера самолета в целом или отдельных его агрегатов, как правило, проводят до 100% от расчетных нагрузок или до разрушения.

После предварительной обтяжки (до 40...50%  $P^p$ ) испытываемую конструкцию нагружают до 67% от расчетной нагрузки, а затем разгружают до первоначального состояния.

При поэтапном нагружении конструкции до 67% от расчетной нагрузки проводят тензометрию и замер перемещений в объеме, достаточном для определения напряженного состояния и остаточных деформаций конструкции самолета в местах, указанных программой испытаний.

При эксплуатационной нагрузке для расчетного случая, выбранного изготовителем и отраженного в программе испытаний, системы управления проверяют на отсутствие в них заеданий в процессе функционирования.

После снятия нагрузки, равной 67%  $P^P$ , в силовых элементах конструкции не должно быть видимых остаточных деформаций.

Последующее нагружение конструкции проводят до нагрузок, указанных в программе для данного расчетного случая. При нагружении по меньшей мере до 90% расчетной нагрузки в конструкции не должно быть местных разрушений, которые в полете могут привести к разрушению самолета.

Конструкция должна выдержать расчетную нагрузку в течение трех секунд без разрушения.

При испытании опытных самолетов и первых серийных подробно анализируют все разрушения, имеющиеся в процессе испытаний, и предлагают рекомендации по дополнительным расчетам, доработке конструкции и дальнейшим испытаниям.

Результаты испытаний самолета на каждый расчетный случай заносят в протоколы испытаний.

## 8 ОТЧЕТНАЯ ДОКУМЕНТАЦИЯ

### 8.1 Протоколы испытаний

Результаты испытаний отображают в протоколах (см. прил. 1 – 3), которые содержат:

- полное наименование организации, проводившей испытания;
- наименование испытательной лаборатории;
- номер протокола;
- наименование детали, узла, агрегата;
- случай нагружения;
- фамилию и инициалы присутствующих на испытаниях представителей изготовителя и исполнителя;
- дату проведения испытания (число, месяц, год);
- эксплуатационные нагрузки, кгс;
- расчетные нагрузки, кгс.

В таблице протокола в вертикальных колонках записывают:

- процент расчетной нагрузки (с шагом 10...20%) от 0 до 67%, разгрузку до нуля и повторное нагружение от нуля до 100% расчетной нагрузки;
- величину нагрузки, кгс, соответствующей этапу нагружения.

В колонке «Наблюдения» отмечают величину нагрузки, при которой проведена обтяжка, устойчивость (или изменение) нагрузки при 67%  $P^P$ , функционирование систем управления. После разгрузки до "0" указывают отсутствие (или наличие) остаточных деформаций, при разрушении конструкции – величину нагрузки, место и характер разрушения.

Под таблицей указывают фамилию и инициалы сотрудников, проводивших испытания.

В «Результатах» испытаний записывают:

- функционирование системы управления при эксплуатационных нагрузках;
- отсутствие опасных остаточных деформаций после разгрузки;
- сведения о выдержке в течение трех секунд расчетной нагрузки;
- другие видимые изменения или разрушения конструкции;
- рекомендации по доработке и последующим испытаниям.

В «Заключении» отмечают, что конструкции детали, узла или агрегата удовлетворяют (или не удовлетворяют) требованиям прочности, заданным в программе испытаний при нагружении расчетной нагрузкой, равной  $P$  кгс.

Протокол подписывают руководители испытательной лаборатории и лица, проводившие испытания.

Отдельно составляют протоколы с результатами тензометрии и замеров перемещений. В этих протоколах в таблицах и графически показывают величины напряжений и перемещений в местах конструкции, где установлены тензорезисторы и мерные линейки.

## 8.2 Технический отчет

Помимо требований ГОСТа (ДСТУ 3008-95) к структурным элементам основной части технического отчета рекомендуется такая последовательность расположения документов в отчете и дополнительное содержание отдельных разделов.

Во «Введении» кратко излагают:

- название испытуемого самолета и фирмы-производителя;
- перечень Норм и Правил, в соответствии с которыми проведены испытания;
- наименование испытательной лаборатории, ее принадлежность и перечень документов, регламентирующих её работу.

Далее приводят копии следующих документов:

- акт передачи планера самолета для проведения статических испытаний (акт изготовителя);
- акт приема и передачи планера самолета для проведения статических испытаний (акт изготовителя и исполнителя);
- акт осмотра планера самолета с описанием обнаруженных дефектов.

Суть отчета излагают, разделяя материал на разделы, подразделы, пункты и подпункты.

Раздел *«Оборудование и средства измерения»* состоит из таких подразделов:

- общая характеристика испытательного стенда с изображением общего вида испытательного стенда и установленного в нем самолета (рисунок 8.1);
- описание систем нагружения отдельных агрегатов самолета (фюзеляжа, крыла, хвостового оперения и др.);
- описание систем измерения напряженно-деформированного состояния и перемещений отдельных частей конструкции.

Раздел *«Последовательность нагружения агрегатов при статических испытаниях самолета»* представляет собой таблицу, которая включает в себя:

- расчетные случаи со ссылкой на пункты «Программы испытаний»;
- величины расчетной и эксплуатационной нагрузок;
- наименование испытываемого агрегата.

Этот документ подписывает главный конструктор самолета.

Раздел *«Сводная таблица результатов исследования прочности агрегатов планера самолета»* содержит:

- наименование агрегата;
- номер протокола испытания;
- дату проведения испытаний;
- наименование расчетного случая;
- значения расчетной и эксплуатационной нагрузок;
- характерные общие и остаточные деформации;
- фактическую прочность, % от расчетной нагрузки;
- основные результаты испытаний (разрушение, потеря устойчивости, функционирование систем и др.);
- рекомендации по доработке конструкции и дальнейшим испытаниям.

Пример формы и содержания свободной таблицы приведен в таблице 8.1.

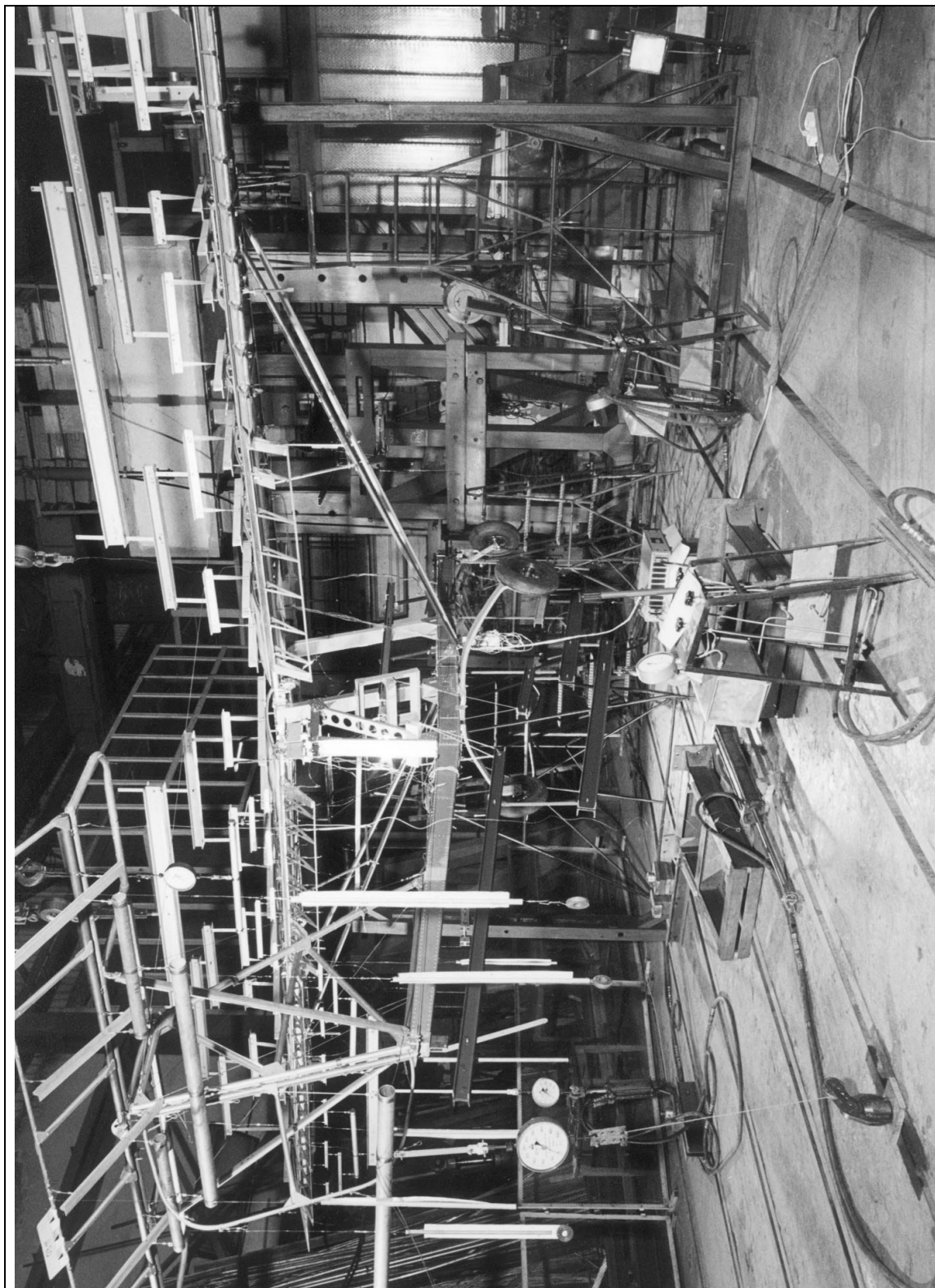


Рисунок 8.1 – Общій вид испытательного стенда с самолетом X-32 «Бекас»

Таблица 8.1 – Сводная таблица результатов исследования статической прочности агрегатов планера самолета Х-32 «Бекас»

№ п/п	1	2	3
Наименование агрегата	Крыло		
Номер протокола	1	52	53
Дата испытания	1.03.01	21.06.01	21.06.01
Наименование расчетного случая	Полет, симметричное нагружение, расчетный случай Е	Полет, симметричное нагружение, расчетный случай А	Полет, симметричное нагружение, расчетный случай Д
Расчетная нагрузка (эксплуатационная нагрузка), кгс	-1034 (-689,7)	2434 (1623) $P^{\ominus} = 4$	2427 (1618) $P^{\ominus} = 4$
Характерные общие и остаточные деформации	После снятия эксплуатационной нагрузки остаточные деформации не обнаружены	После снятия эксплуатационной нагрузки остаточные деформации не обнаружены	После снятия эксплуатационной нагрузки остаточные деформации не обнаружены
Фактическая прочность, процент расчетной нагрузки	100	100	100
Основные результаты	Разрушений нет	Разрушений нет	Разрушений нет
Рекомендации			

В разделе *«Рекомендации»* по результатам статических испытаний отдельных узлов, агрегатов и планера в целом отмечают разрушения и отклонения от норм прочности и рекомендации изготовителю по их устранению. При необходимости рекомендации могут опираться на дополнительные расчеты, которые приводят в приложении.

Раздел *«Заключение по результатам исследования статической прочности планера самолета»* содержит сведения об испытательной лаборатории, периоде проведения испытаний, выявленных слабых местах, доработках конструкции и заключение. Например, «В целом планер самолета Х-32 «Бекас» с основными стойками шасси рессорного типа после проведенных доработок требованиям прочности, предъявляемым программой испытаний при эксплуатационных нагрузках, соответствующих эксплуатационной перегрузке  $n^{\text{э}} = +4,0/-2,0$ , и нагрузках, равных 100% расчетных, удовлетворяет».

Заключение подписывают руководители испытательной лаборатории.

В соответствии с документом *«Последовательность нагружения агрегатов при статических испытаниях самолета»* в разделе *«Результаты испытаний»* описывают каждый расчетный случай.

#### **Пример**

Случай Е, протокол № 1 от 7 марта 2001 года.

Случай отрицательных перегрузок. Наибольшие изгибающие моменты, перерезывающие силы для обоих лонжеронов крыла. Для горизонтального оперения наибольшая нагрузка на передний лонжерон стабилизатора.

Самолет установлен в испытательном стенде в полетном положении случая «Е», угол атаки равен - 8,08°. Расчетные нагрузки на крыло и стабилизатор направлены вниз, нагрузка на двигатель – вперед, уравновешивающие нагрузки на фюзеляже – вверх и назад.

Схемы нагружения аналогичны случаю Е-Д1.

Испытываемые агрегаты:

- крыло;
- фюзеляж;
- оперение.

При нагружении конструкции до 67% расчетной нагрузки проведены тензометрия стабилизатора и хвостовой балки фюзеляжа, а также замер перемещений.



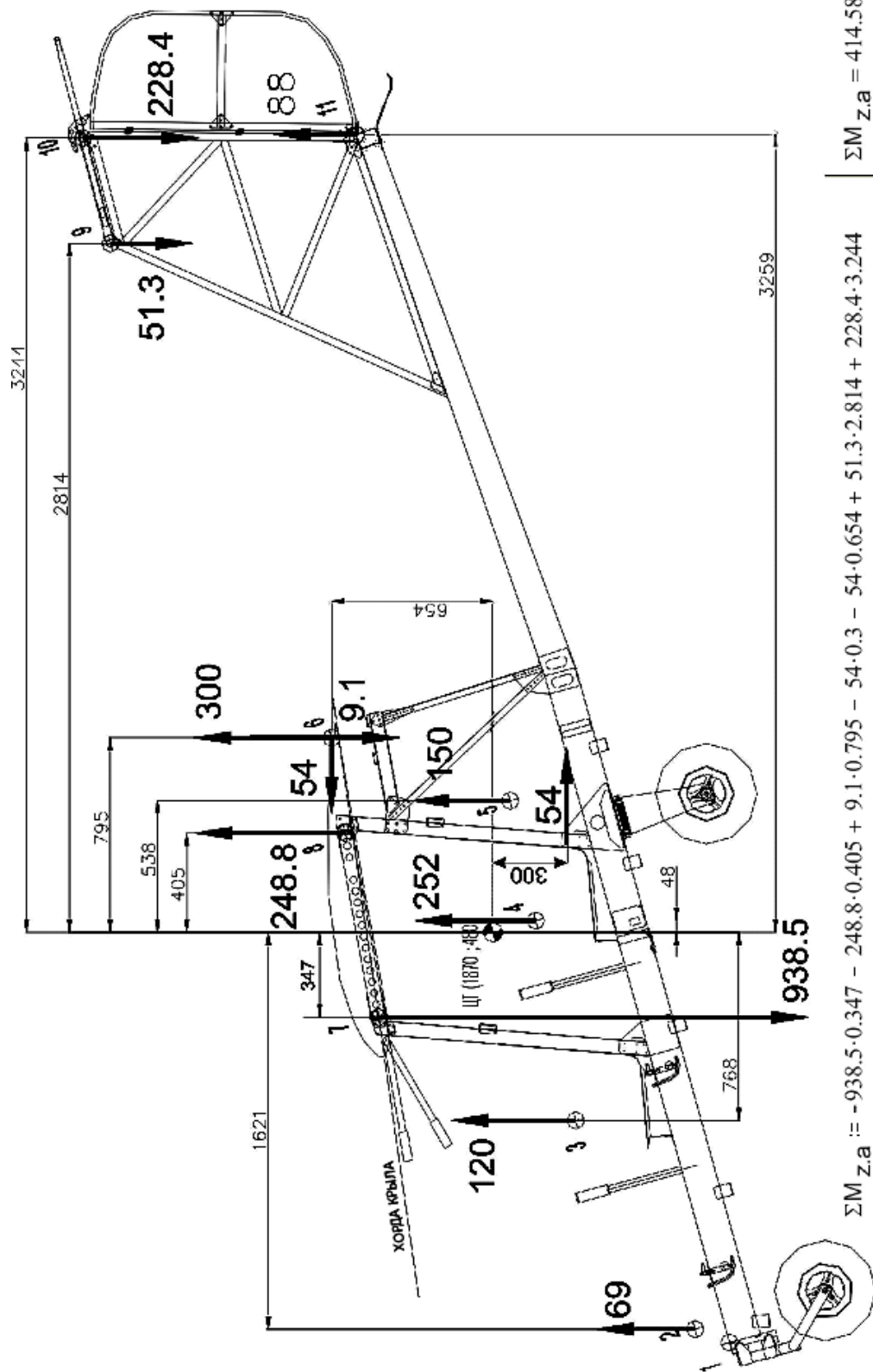
На рисунках, относящихся к данному расчетному случаю, показаны:

- схема активных и уравнивающих сил, действующих на планер самолета;
- схема крепления самолета в испытательном стенде с размерами рычажных систем по крылу, фюзеляжу, оперению;
- схема тензометрии.

Последовательно приведены:

- протокол испытания;
- протокол измерений напряженно-деформированного состояния с результатами обработки;
- протокол измерений перемещений с графиками перемещений в контрольных точках;
- фотографии общих видов самолета в испытательном стенде с рычажными системами данного расчетного случая.

Пример выполнения схем и фотографий расчетного случая Е (Е-Д1) показан на рисунках 8.2 – 8.11, а протоколы испытаний приведены в рекомендуемых прил. 1 – 3.



$$\Sigma M_{z,a} := -938.5 \cdot 0.347 - 248.8 \cdot 0.405 + 9.1 \cdot 0.795 - 54 \cdot 0.3 - 54 \cdot 0.654 + 51.3 \cdot 2.814 + 228.4 \cdot 3.244$$

$$\Sigma M_{z,i} := 69 \cdot 1.621 + 120 \cdot 0.768 - 252 \cdot 0.048 - 150 \cdot 0.538 - 300 \cdot 0.795 - 88 \cdot 3.259$$

$$\Sigma Y_a := -938.5 + 248.8 - 51.3 - 228.4 - 9.1$$

$$\Sigma P_i := 69 + 120 + 252 + 150 + 300 + 88$$

$$\Sigma M_{z,a} = 414.5828$$

$$\Sigma M_{z,i} = -414.079$$

$$\Sigma Y_a = -978.5$$

$$\Sigma P_i = 979$$

Рисунок 8.2 – Случай Е-Д1. Угол атаки - 8.08°

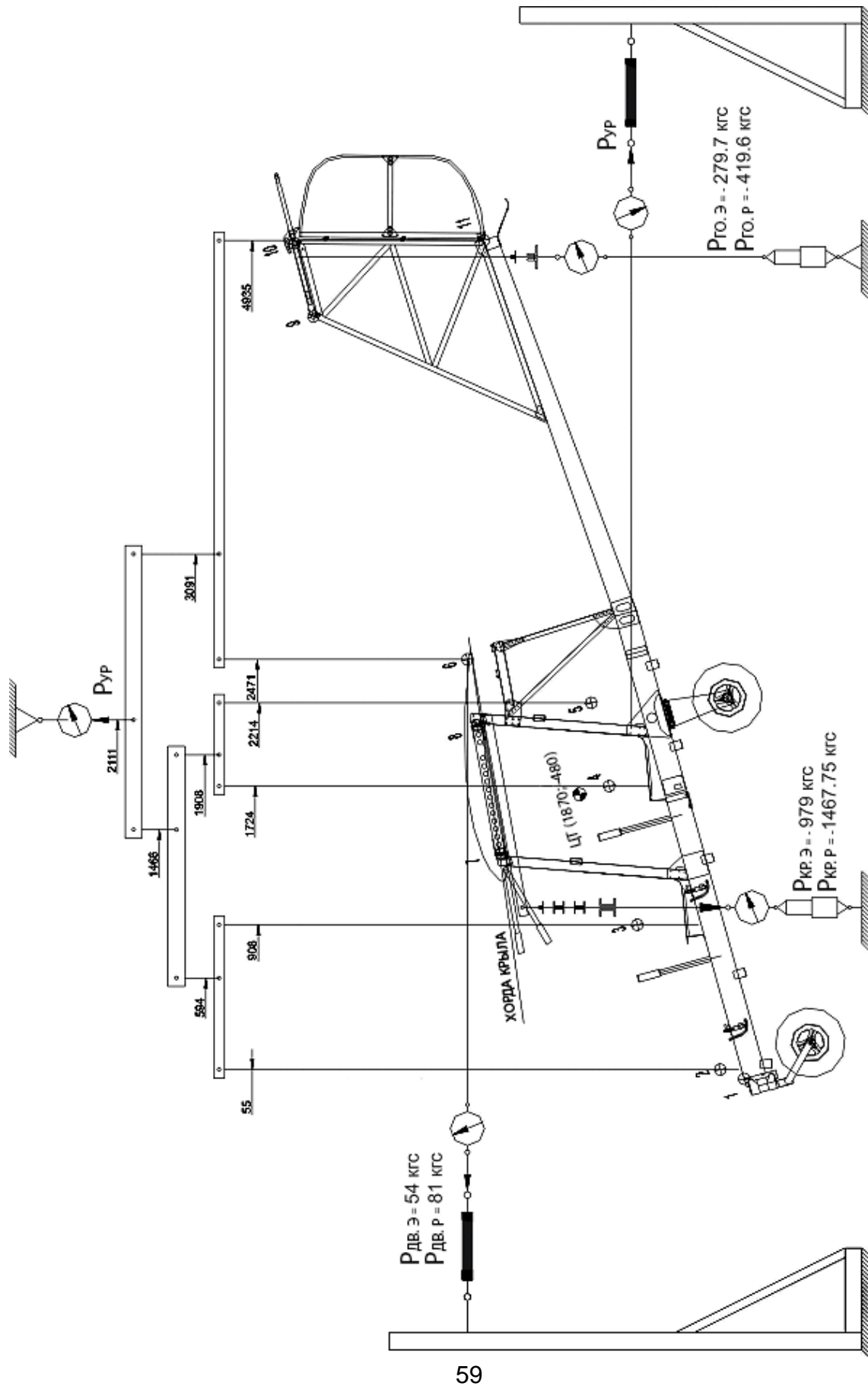


Рисунок 8.3 – Схема закрепления самолета в расчетном случае Е-Д1. Угол атаки - 8.08°

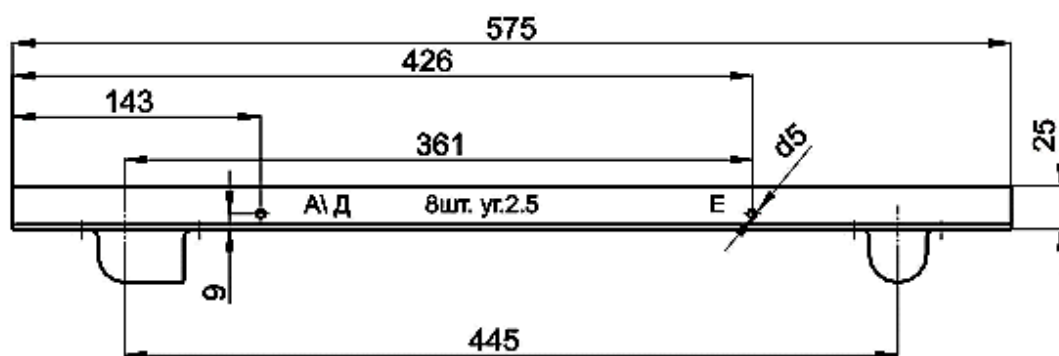
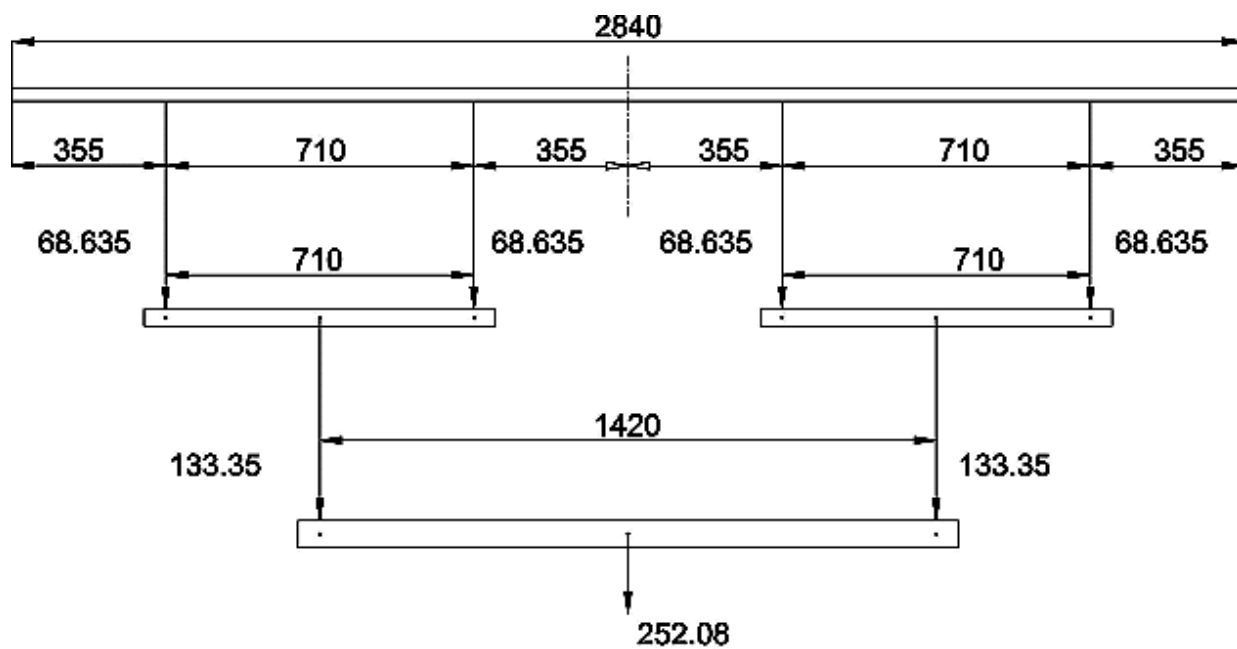


Рисунок 8.4 – Рычажная система стабилизатора. Случай Е

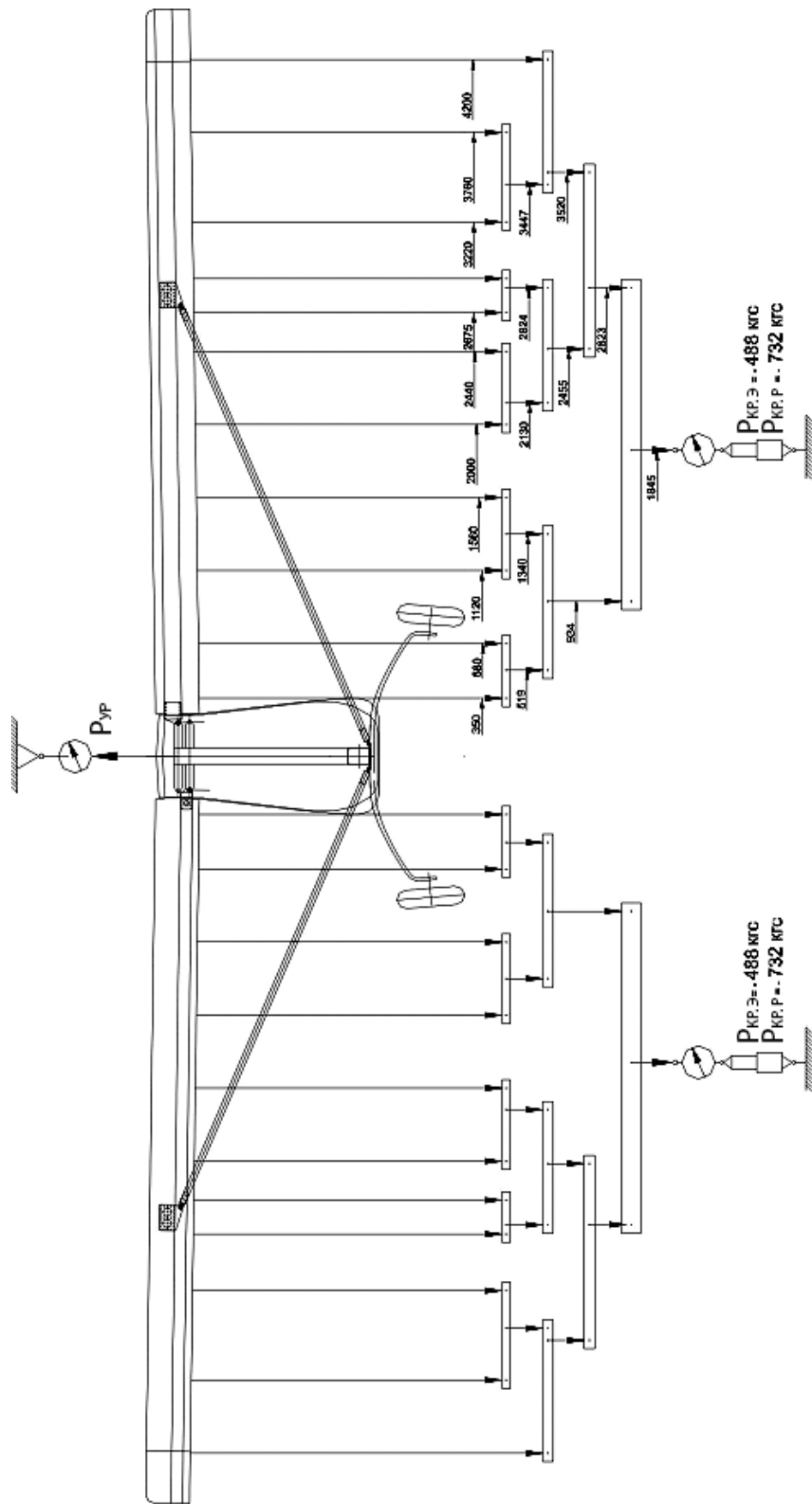


Рисунок 8.5 – Рычажная система крыла. Расчетный случай Е-Д1. Угол атаки - 8.08°

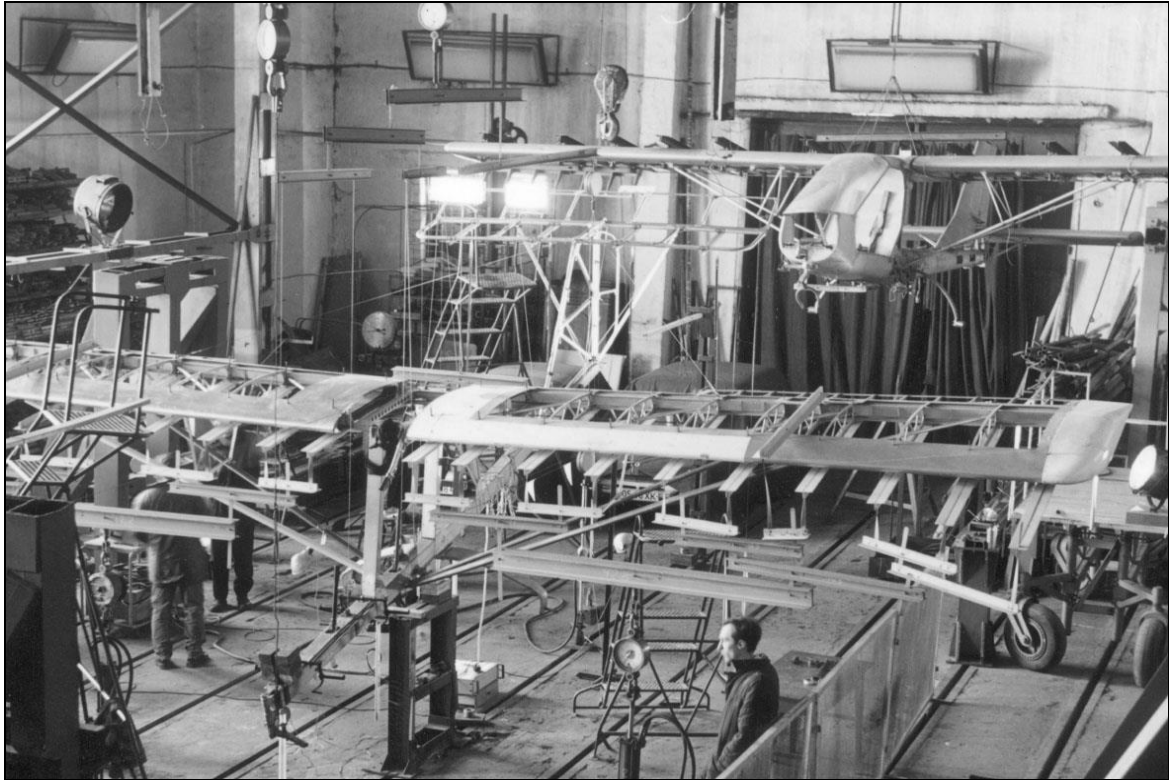


Рисунок 8.6 – Общий вид самолета в испытательном стенде

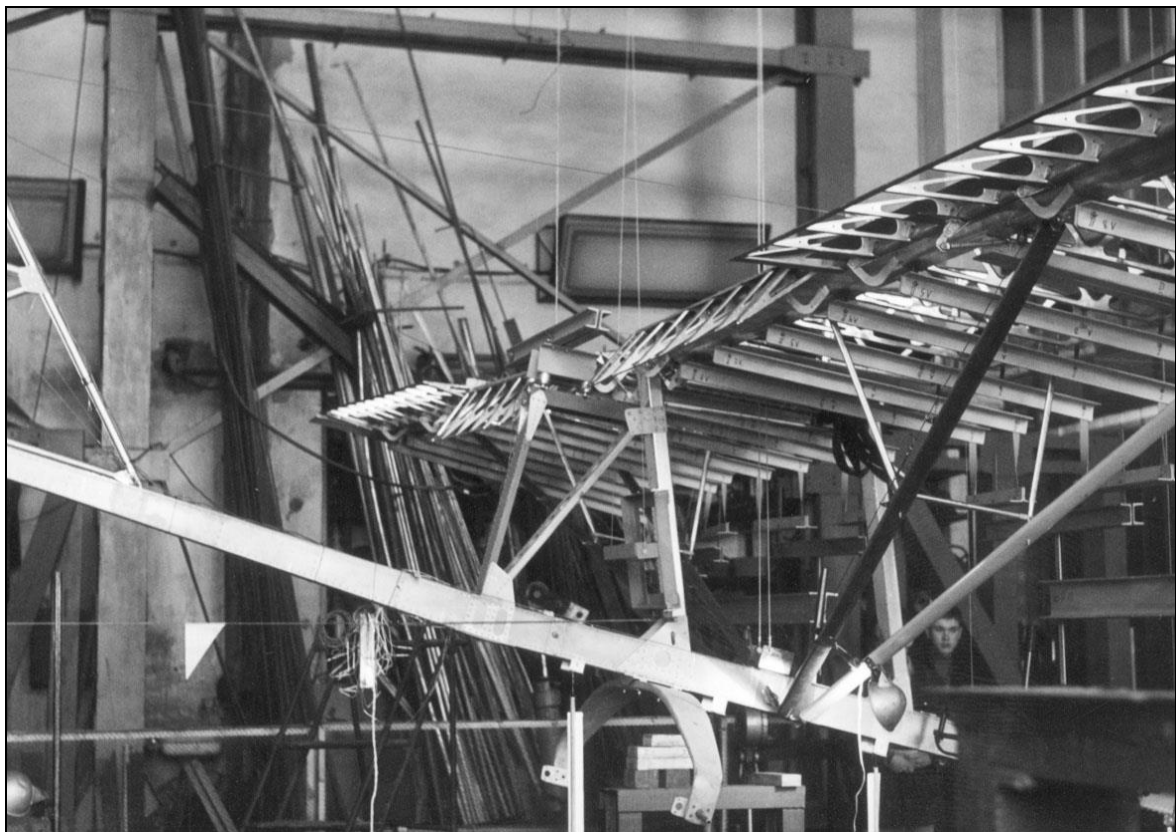


Рисунок 8.7 – Ложементы и рычажная система при нагружении крыла вниз

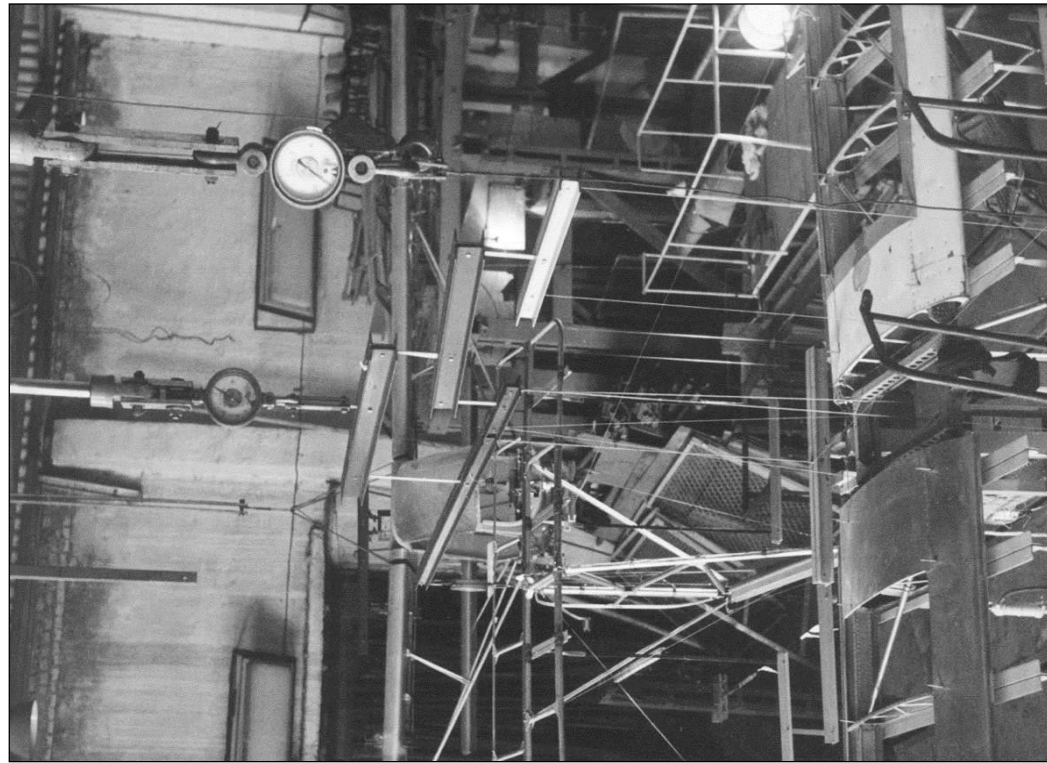


Рисунок 8.8 – Уравновешивающая рычажная система фюзеляжа



Рисунок 8.9 – Рычажная система нагруженного стабилизатора

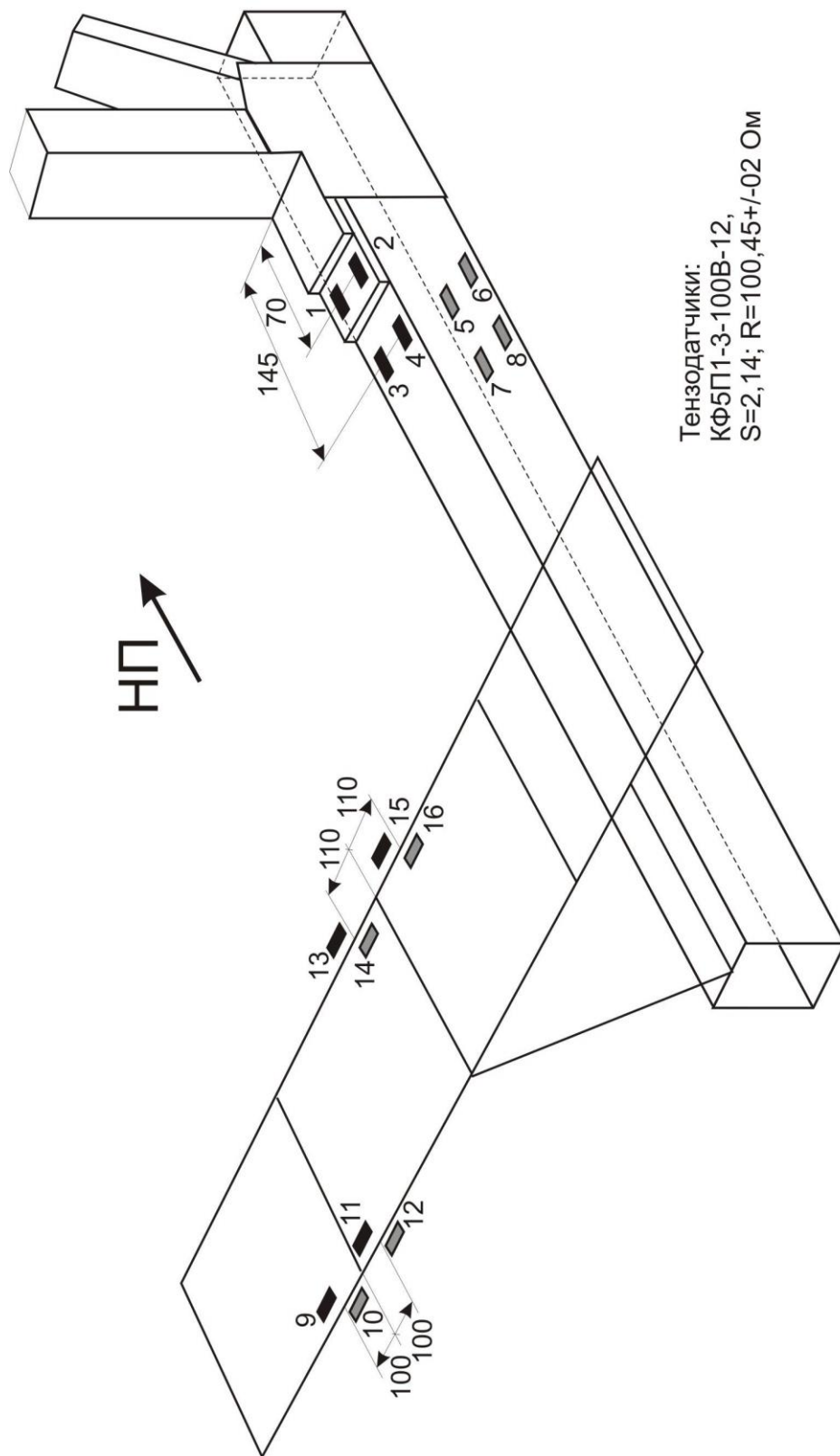


Рисунок 8.10 – Схема тензометрии горизонтального оперения и хвостовой части фюзеляжа.  
 Случаи Е, Е-Д1 и НВП-1



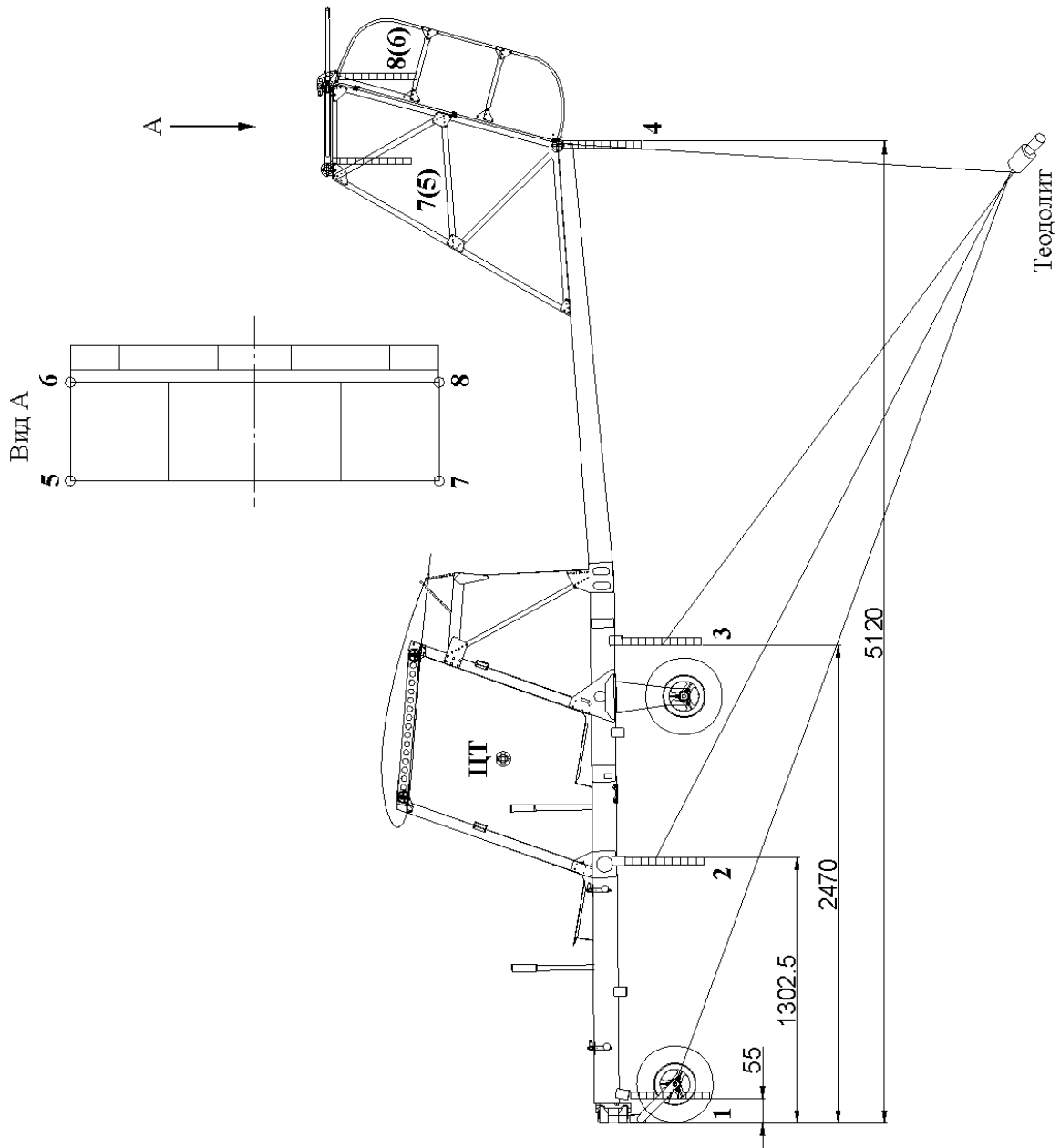


Рисунок 8.11 – Схема контроля деформации фюзеляжа и стабилизатора

### ПРОТОКОЛ № 1

**Испытания:** фюзеляжа, крыла, оперения самолета Х-32 «Бекас»  
**На случай:** Е  
**Присутствовали:** Хованцев А.Г., Меглинский В.В., Фомичев П.А., Пинчук Д.А.,  
Гребенюк Я.В., Кириченко А.В., Чередник А.М., Шпак В.В.  
**Испытано:** 7 марта 2001 года

	<i>P</i> крыла, кгс	<i>P</i> <sub>ГО</sub> , кгс	<i>P</i> двигателя, кгс
<b>Эксплуатационные нагрузки:</b>	- 689,7	- 281,1	- 54,3
<b>Расчетные нагрузки:</b>	- 1034,6	- 419,6	- 81,0

<i>P</i> крыла(консоль)		<i>P</i> <sub>ГО</sub>		<i>P</i> двигателя		Наблюдения
%	кгс	%	кгс	%	кгс	
44%	-450.20	44%	-184.60	44%	-35.64	
48%	-496.60	48%	-201.40	48%	-38.88	Обтяжка
52%	-537.70	52%	-218.20	52%	-42.12	
56%	-579.40	56%	-235.00	56%	-45.36	
60%	-620.80	60%	-252.00	60%	-48.60	
64%	-622.10	64%	-268.50	64%	-51.84	
67%	-693.20	67%	-281.10	67%	-54.27	Нагрузка держится устойчиво
0%	0.00	0%	0.00	0%	0.00	Опасные остаточные деформации не обнаружены
44%	-450.20	44%	-184.60	44%	-35.64	
48%	-496.60	48%	-201.40	48%	-38.88	
52%	-537.70	52%	-218.20	52%	-42.12	
56%	-579.40	56%	-235.00	56%	-45.36	
60%	-620.80	60%	-252.00	60%	-48.60	
64%	-622.10	64%	-268.50	64%	-51.84	
67%	-693.20	67%	-281.10	67%	-54.27	
75%	-776.00	75%	-314.70	75%	-60.75	
100%	-1034.6	100%	-419.6	100%	-81.0	

Испытания проводили: Фомичев П.А., Пинчук Д.А., Гребенюк Я.В., Кириченко А.В., Чередник А.М., Шпак В.В.

- Результаты:**
1. При эксплуатационной нагрузке система управления функционирует НОРМАЛЬНО.
  2. После снятия 67% расчетной нагрузки опасных деформаций не обнаружено.
  3. Расчетная нагрузка выдержана в течение трех секунд.
  4. После снятия 100% расчетной нагрузки обнаружены видимые остаточные деформации обшивки лобика крыла между нервюрами 2 и 3 правой консоли.

**Заключение:** 1. Планер самолета требованиям прочности при нагрузках, данных в программе испытаний на случай Е, УДОВЛЕТВОРЯЕТ.

Научный руководитель лаборатории,  
заведующий кафедрой № 102  
Заведующий лабораторией

П.А. Фомичев  
Д.А. Пинчук

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт»

Отраслевая научно-исследовательская лаборатория прочности и надежности авиационных конструкций

**ПРОТОКОЛ № 1А**

**Испытания:** фюзеляжа, крыла, оперения самолета Х-32 «Бекас»

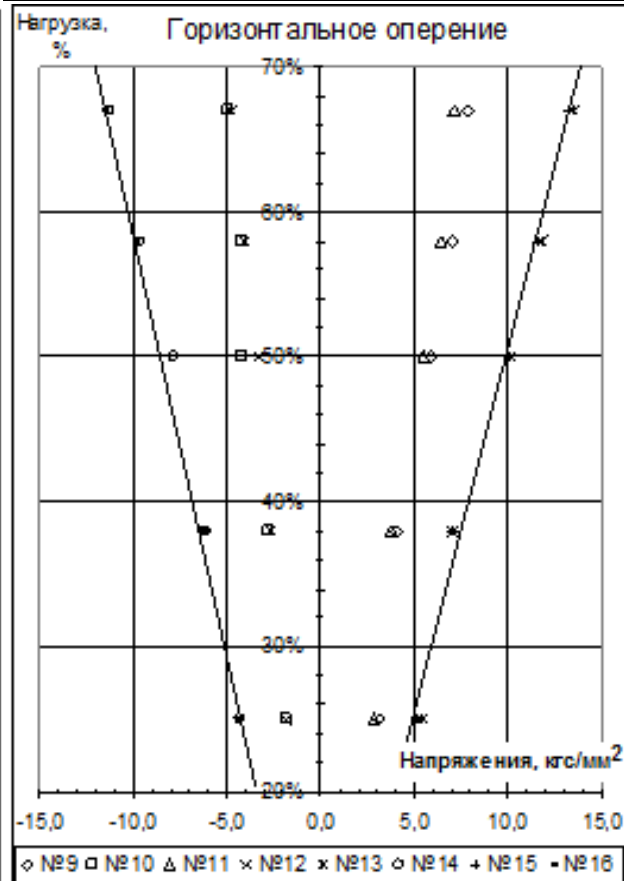
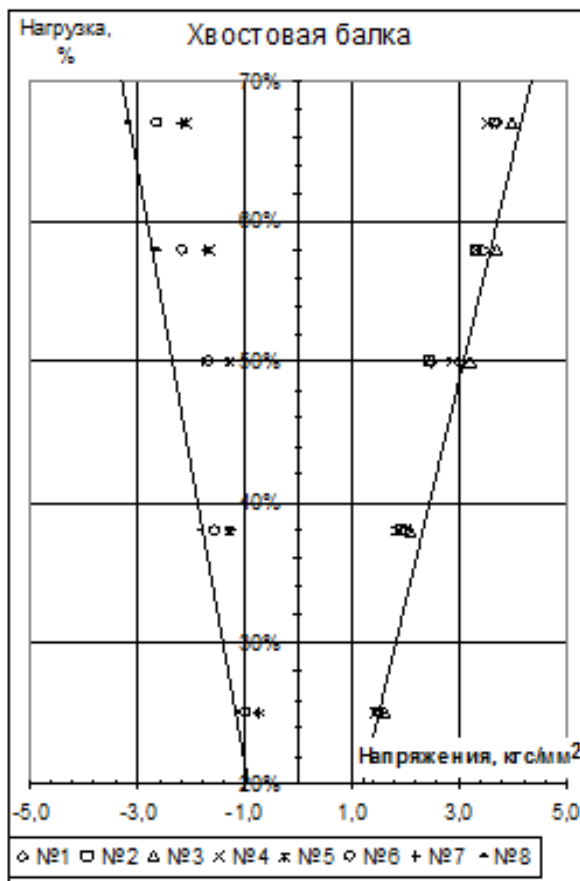
**На случай:** **Е (ТЕНЗОМЕТРИЯ)**

**Присутствовали:** Хованцев А.Г., Меглинский В.В., Фомичев П.А., Пинчук Д.А., Гребенюк Я.В., Кириченко А.В., Чередник А.М., Шпак В.В.

**Испытано:** 7 марта 2001 года

	$P$ крыла, кгс	$P_{ГО}$ , кгс	$P$ двигателя, кгс
<b>Эксплуатационные нагрузки:</b>	- 689,7	- 281,1	- 54,3
<b>Расчетные нагрузки:</b>	- 1034,6	- 419,6	- 81,0

Этапы нагружения, %	Напряжения в контрольных точках, кгс/мм <sup>2</sup>															
	Хвостовая балка								Горизонтальное оперение							
	№ 1	№ 2	№ 3	№ 4	№ 5	№ 6	№ 7	№ 8	№ 9	№ 10	№ 11	№ 12	№ 13	№ 14	№ 15	№ 16
25%	1.5	1.5	1.6	1.4	-0.7	-1.0	-0.8	-1.2	3.2	-1.8	2.9	-1.8	5.4	-4.3	5.2	-4.5
38%	2.0	1.9	2.1	1.8	-1.3	-1.5	-1.3	-1.9	4.1	-2.7	3.8	-2.7	7.1	-6.1	7.1	-6.4
50%	2.5	2.5	3.2	2.9	-1.3	-1.6	-1.8	-2.2	6.0	-4.1	5.5	-3.2	10.1	-7.9	10.0	-8.2
58%	3.4	3.4	3.7	3.3	-1.7	-2.2	-1.7	-2.7	7.0	-4.2	6.4	-4.1	11.8	-9.6	11.6	-10.0
67%	3.7	3.7	4.0	3.5	-2.1	-2.6	-2.2	-3.2	7.9	-4.9	7.2	-4.8	13.5	-11.2	13.2	-11.6



Научный руководитель лаборатории, заведующий кафедрой № 102  
Заведующий лабораторией

П.А. Фомичев  
Д.А. Пинчук

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт»

Отраслевая научно-исследовательская лаборатория прочности и надежности авиационных конструкций

**ПРОТОКОЛ № 1Б**

**Испытания:** фюзеляжа, крыла, оперения самолета Х-32 «Бекас»

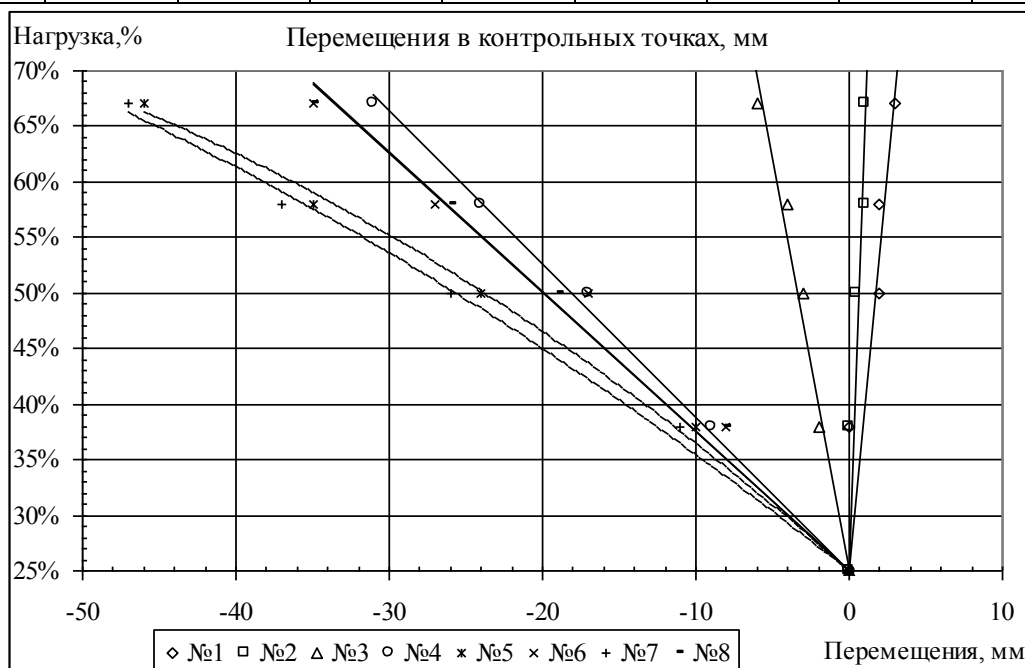
**На случай:** **Е (ПЕРЕМЕЩЕНИЯ)**

**Присутствовали:** Хованцев А.Г., Меглинский В.В., Фомичев П.А., Пинчук Д.А., Гребенюк Я.В., Кириченко А.В., Чередник А.М., Шпак В.В.

**Испытано:** 7 марта 2001 года

	<i>P</i> крыла, кгс	<i>P</i> <sub>ГО</sub> , кгс	<i>P</i> двигателя, кгс
<b>Эксплуатационные нагрузки:</b>	- 689,7	- 281,1	- 54,3
<b>Расчетные нагрузки:</b>	- 1034,6	- 419,6	- 81,0

Этапы нагружения, %	Перемещения в контрольных точках, мм (рис. ...)							
	№ 1	№ 2	№ 3	№ 4	№ 5	№ 6	№ 7	№ 8
25%	0	0	0	0	0	0	0	0
38%	0	0	-2	-9	-10	-8	-11	-8
50%	2	0,5	-3	-17	-24	-17	-26	-19
58%	2	1	-4	-24	-35	-27	-37	-26
67%	3	1	-6	-31	-46	-35	-47	-35
25%	0	0	0	0	0	0	0	0



Проведен замер деформаций в контрольной точке № 4 относительно точек № 1, 2 и 3.

**Результаты:** остаточные результаты в контрольной точке № 4 составили 3,0 мм.

Научный руководитель лаборатории,  
заведующий кафедрой № 102  
Заведующий лабораторией

П.А. Фомичев  
Д.А. Пинчук

## Библиографический список

Серьезнов, А.Н. Измерения при испытаниях авиационных конструкций на прочность [Текст] / А.Н. Серьезнов. – М.: Машиностроение, 1976. – 234 с.

Уйк, Г.К. Тензометрия аппаратов высокого давления [Текст] / Г.К. Уйк. – М.: Машиностроение, 1974. – 190 с.

Тензометрия в машиностроении [Текст]: справ. пособие / под ред. Р.А. Макарова. – М.: Машиностроение, 1975. – 287 с.

Система измерительная тензометрическая СИИТ-3. Руководство по эксплуатации: 4Т2.739.004РЭ / Министерство приборостроения, средств автоматизации и систем управления СССР. – Краснодар: Ротапринт, 1984. – 77 с.

Тензорезисторы КФ-4 КФ5. Техническое описание и инструкция по наклейке: АЖБ2.782.001ТО / Министерство приборостроения, средств автоматизации и систем управления СССР. – К.: Веда, 1988. – 19 с.

ДСТУ 3008-95. Документация. Отчеты в сфере науки и техники. Структура и правила оформления. – Введ. впервые; действ. с 23.02.1995. – К.: Госстандарт Украины, 1995. – 37 с.

Методические материалы: МС ИСО 8402, МС ИСО 9001, МС ИСО 10011 / Международная организация по стандартизации. – М.: Изд-во стандартов, 1994. – 66 с.

JAR-VLA: Very Light Aeroplanes / Joint Aviation Authorities Committee. – USA: Global Engineering Documents, 2007. – 83 с.

Требования к постройке сверхлегких самолетов (Нормы летной годности СЛС) немецкого аэроклуба / Федеральное м-во транспорта Германии. – Брауншвейг: BFU, 1984. – 61 с.

Federal Aviation Regulations Far-25. Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes/ Federal Aviation Administration in the USA. – USA: Global Engineering Documents, 2008. – 441 с.

Авиационные правила / МАК; отв. ред. В.А. Володарский. – М.: Авиаиздат, 1993. – Ч. 23: Нормы летной годности гражданских самолетов. – 145 с.

Инструкция по проведению лабораторных и стендовых испытаний на прочность опытных и серийных самолетов и гидросамолетов / М-во авиац. пром. СССР. – М.: ЦАГИ, 1972. – 18 с.

## ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ .....	3
1 НАЗНАЧЕНИЕ ИСПЫТАТЕЛЬНОЙ ЛАБОРАТОРИИ И РЕШАЕМЫЕ ЗАДАЧИ.....	4
1.1 Общие требования к помещениям лаборатории .....	5
1.2 Правила приемки лаборатории .....	6
1.3 АКТ .....	6
1.3.1 Назначение и краткая характеристика лаборатории .....	6
1.3.2 Характеристика помещений лаборатории .....	7
1.3.3 Экспериментальное оборудование (механическое) .....	7
1.3.4 Измерительное оборудование .....	7
1.3.5 Специальные службы (рентгенография, тензометрия, дефектоскопия и др.) .....	7
1.3.6 Подъемно-транспортное оборудование .....	7
1.3.7 Мастерские .....	7
1.3.8 Энергетика .....	7
1.3.9 Штаты.....	8
1.3.10 Выводы комиссии .....	8
1.4 Положение об испытательной лаборатории .....	9
1.5 Паспорт испытательной лаборатории .....	9
2 СОПРОВОДИТЕЛЬНАЯ ДОКУМЕНТАЦИЯ НА САМОЛЕТ, ПЕРЕДАВАЕМЫЙ В ЛАБОРАТОРИЮ НА ИСПЫТАНИЯ .....	10
2.1 Документация для экспертизы грузов .....	10
2.2 Программа испытаний .....	12
2.3 Акты передачи самолета .....	13
3 ТЕНЗОМЕТРИЯ КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТА.....	14
3.1 Общие положения .....	14
3.2 Тензорезисторы.....	15
3.3 Порядок подготовки поверхности и наклейки тензорезисторов.....	16
3.4 Автоматизированная измерительная система СИИТ-3.....	18
3.4.1 Принцип действия системы .....	18
3.4.2 Измерительные схемы.....	20
3.4.3 Подготовка к работе.....	22
3.4.4 Порядок выполнения работы .....	23
3.5 Вычисление главных деформаций и напряжений по показаниям тензорезисторов.....	23
4 ИСПЫТАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ.....	26
4.1 Ручная гидравлическая система нагружения .....	27
4.1.1 Работа системы.....	28

4.2 Автоматическая гидравлическая система повторно-статического нагружения .....	29
4.2.1 Электрическая стационарная насосная станция .....	29
4.2.1.1 Работа станции .....	31
4.2.1.2 Пульт управления электрической насосной станцией ...	32
4.2.2 Трехсекционный пульт управления.....	33
4.2.2.1 Панели трехсекционного пульта управления нагружением .....	33
4.2.3 Последовательность действий при работе с трехсекционным пультом.....	36
5 ИЗМЕРЕНИЯ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ И УГЛОВ ЗАКРУЧИВАНИЯ КОНСТРУКЦИИ .....	37
5.1 Общие положения .....	37
5.2 Оптический способ измерения перемещений .....	39
5.3 Порядок выполнения работы .....	40
5.4 Обработка результатов измерения перемещений.....	40
5.5 Определение углов закручивания элементов сечений конструкции по результатам измерения перемещений стабилизатора .....	41
6 МЕТОДИКА ОБРАБОТКИ ИСПЫТАНИЙ ШАССИ САМОЛЕТА НА СБРОС .....	43
6.1 Требования Норм летной годности.....	43
6.2 Уравнение баланса энергии .....	46
6.3 Зависимость между перегрузками при посадке и сбросе самолета.....	47
7 СТАТИЧЕСКИЕ ИСПЫТАНИЯ САМОЛЕТА .....	50
7.1 Подготовка самолета к испытаниям .....	50
7.2 Проведение испытаний.....	50
8 ОТЧЕТНАЯ ДОКУМЕНТАЦИЯ .....	51
8.1 Протоколы испытаний.....	51
8.2 Технический отчет.....	52
Приложение 1 .....	66
Приложение 2 .....	67
Приложение 3 .....	68
Библиографический список .....	69

Навчальне видання

**Фомичов Петро Олександрович  
Пінчук Діамар Олександрович  
Бойко Тетяна Сергіївна**

**ВИПРОБУВАННЯ НА МІЦНІСТЬ ЛІТАКІВ  
АВІАЦІЇ ЗАГАЛЬНОГО ПРИЗНАЧЕННЯ**

(Російською мовою)

Редактор В.І. Філатова

Зв. план, 2013

Підписано до видання 20.09.2013

Ум. друк. арк. 4. Обл.-вид. арк. 4,5. Електронний ресурс

---

Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського  
"Харківський авіаційний інститут"  
61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17  
[http:// www.khai.edu](http://www.khai.edu)  
Видавничий центр "ХАІ"  
61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17  
[izdat@khai.edu](mailto:izdat@khai.edu)

Свідоцтво про внесення суб'єкта видавничої справи до Державного  
реєстру видавців, виготовлювачів і розповсюджувачів видавничої  
продукції сер. ДК № 391 від 30.03.2001