



МОСКОВСКИЙ ОРДЕНА ЛЕНИНА
И ОРДЕНА ОКТЯБРЬСКОЙ РЕВОЛЮЦИИ
АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
ИМЕНИ СЕРГО ОРДЖОНИКИДЗЕ

Е.П. ОБОЛЕНСКИЙ,
Р.А. МИХЕЕВ

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ
МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЯ
ПРОЧНОСТИ КОНСТРУКЦИЙ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

А18(075)
0-217

МОСКВА-1982

А18(075)
0-217

МИНИСТЕРСТВО
ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ СССР

МОСКОВСКИЙ
ОРДЕНА ЛЕНИНА И ОРДЕНА ОКТЯБРЬСКОЙ РЕВОЛЮЦИИ
АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ имени СЕРГО ОРДЖОНИКИДЗЕ

Е.П. ОБОЛЕНСКИЙ, Р.А. МИХЕЕВ

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЯ
ПРОЧНОСТИ КОНСТРУКЦИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ
(Общие сведения. Статические испытания.
Автоматизированные испытательные комплексы)

Учебное пособие

Утверждено
на заседании редсовета
26 января 1981 г.

МОСКВА 1982

УДК: 629.7.015.4.023 (075.8)

Пособие написано для студентов специальности "Прочность летательных аппаратов" к курсу лекций "Экспериментальные методы исследования прочности конструкций летательных аппаратов". Его могут использовать студенты авиационных конструкторских специальностей при изучении курсов лекций по прочности различных типов летательных аппаратов (самолетов, вертолетов и пр.), а также при курсовом и дипломном проектировании. Оно может быть полезно инженерам ОКБ и НИИ, занимающимся вопросами проектирования, расчета и испытания конструкций летательных аппаратов.

В пособии даны сведения о характерных особенностях основных видов экспериментальных методов, применяемых при исследовании прочности конструкций различных типов летательных аппаратов, изложены методологические и теоретические основы испытаний конструкций летательных аппаратов при действии статических нагрузок, а также рассмотрены автоматизированные комплексы для таких испытаний.

Главы I и II написаны канд. техн. наук доц. Е.П. Оболенским, глава III - канд. техн. наук доц. Р.А. Михеевым.

© Московский авиационный институт, 1982 г.

А 18 (075)

0-217

ВВЕДЕНИЕ

Современный летательный аппарат (ЛА) представляет собой сложную инженерную систему, работающую в широком диапазоне внешних воздействий. Эффективность такой системы во многом определяется надежностью, т.е. способностью изделия работать без отказов в течение требуемых сроков при заданных условиях. Одной из форм обеспечения безотказной работы ЛА является создание прочной конструкции. При этом ЛА должен обладать хорошими летными качествами при минимальной массе.

В процессе создания современных ЛА проводится комплекс теоретических и экспериментальных исследований прочности. Несмотря на существенное развитие и совершенствование методов расчета, экспериментальные исследования прочности конструкций остаются одним из важнейших этапов создания ЛА. Эти исследования весьма многообразны и часто очень сложны. Существует развитая теория и техника проведения эксперимента. Глубина исследований определяется реальными возможностями изучения условий нагружения и осуществления контроля напряженного состояния конструкции.

Объем испытаний при создании ЛА велик. Кроме проверочных испытаний прочности отдельных узлов конструкции ЛА на стадии проектирования, проводятся большие стендовые и летные испытания опытных образцов ЛА.

Так, например, для испытаний сверхзвукового самолета "Конкорд" было создано оборудование, обеспечивающее одновременное измерение 3000 параметров. Стендовые испытания первого опытного самолета продолжительностью 720 ч длились 2 года, а испытания второго самолета продолжительностью 390 ч - 17 месяцев. Продолжительность летных испытаний первого опытного самолета - 270 ч, второго самолета - 210 ч.

Изучению теоретических и методологических основ экспериментальных методов исследования прочности ЛА и посвящено настоящее учебное пособие.

Основной задачей курса "Экспериментальные методы исследования прочности конструкций летательных аппаратов" является изучение теоретических и методологических вопросов экспериментального определения внешних нагрузок, действующих на ЛА, исследования несущей способности конструкции и особенностей работы элементов конструкции при действии различных нагрузок.

Глава I. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЯХ ПРОЧНОСТИ ЛА

I.1. Основные направления в исследовании прочности конструкции ЛА

Изучать прочность ЛА, не зная, какие внешние нагрузки появляются в полете и при движении на земле и как они действуют на конструкцию, невозможно. Поэтому уже при первых исследованиях прочности авиационных конструкций возникла необходимость изучения внешних нагрузок в различных условиях. В 1911 - 1912 гг. проводились опыты по изучению основных случаев нагружения самолета - воздействия порывов беспокойного воздуха и нагрузок при маневрах. В этот период русский конструктор Д.П. Григорович установил, что наиболее тяжелым случаем нагружения является выход самолета из пикирования, когда перегрузки могут достигать величины 5...8. Им же были введены в России статические испытания частей самолета.

В период 1913 - 1914 гг. в России вопросами внешних нагрузок и методами оценки прочности самолетов занимались Н.Е. Жуковский, Д.П. Григорович, Н.А. Рынин и др. В 1916 г. при аэродинамической лаборатории Московского технического училища по инициативе Н.Е. Жуковского было создано Авиационное расчетно-испытательное бюро, в функции которого входили, в частности, изучение внешних нагрузок и разработка методов расчета и экспериментальной проверки прочности конструкции самолета. В этом же году была создана комиссия по разработке норм прочности. На первом заседании этой комиссии 14-16 ноября 1916 г., в котором участвовали Н.Е. Жуковский, В.П. Ветчинкин, А.Н. Туполев, А.А. Архангельский, были приняты основные требования к прочности самолета и тем самым было положено начало созданию отечественных норм прочности.

В декабре 1918 г. был создан Центральный аэрогидродинамический институт (ЦАГИ). С момента возникновения ЦАГИ занимается вопросами прочности самолетов и является ведущей организацией в развитии науки о прочности ЛА. В Советском Союзе первые нормы прочности были разработаны в 1924 г. - "Временные союзные нормы 1924 г." После их введения началась регулярная и планомерная работа по совершенствованию отечественных норм прочности.

Параллельно с изучением внешних нагрузок, действующих на ЛА, совершенствовались методы расчета на прочность и лабораторных (стендовых) испытаний.

До тридцатых годов основное внимание уделялось изучению статической прочности авиационных конструкций. В дальнейшем с увеличением скоростей полета изменился подход к характеру действия нагрузок на ЛА. Исследование нагрузок на конструкцию с учетом ее упругих деформаций и устойчивости в потоке воздуха составляет теперь самостоятельную область науки о прочности — аэроупругость. В связи со значительным повышением сроков службы авиационных конструкций особенно важное значение имеют вопросы усталостной прочности. С ростом скорости существенное значение приобретают вопросы аэродинамического нагрева, который снижает прочностные свойства материала конструкции и создает дополнительные температурные напряжения. Решение задач прочности сверхзвуковых ЛА значительно усложняется из-за влияния аэродинамического нагрева и связанного с ним явления ползучести.

В настоящее время можно выделить три основных направления в науке о прочности ЛА: аэроупругость, статическую прочность и усталостную прочность. Исследования в этих направлениях проводятся как теоретическими методами, так и экспериментальными. Внедрение современных методов летных исследований, широкие теоретические и лабораторные исследования позволяют развивать нормы прочности с учетом перспектив развития различных типов ЛА.

Благодаря большим теоретическим и экспериментальным исследованиям, проведенным советскими учеными, достигнуты значительные успехи в обеспечении безопасности полета на современных ЛА.

1.2. Содержание экспериментальных исследований ЛА

Процесс создания нового образца ЛА можно разбить на периоды разработки, производства и эксплуатации. Разработка состоит из ряда этапов: технического задания, эскизного проектирования наземной и летной отработки. Иногда первые два этапа называют периодом проектирования конструкции, а последние два — опытной доводкой. После успешной летной отработки устраняют недостатки конструкции, окончательно отлаживают технологический процесс и приступают к серийному производству. В процессе эксплуатации ЛА осуществляют доработку конструкции, создание ее модификаций, а также проводят рег-

ламентные работы, направленные на подтверждение или улучшение характеристик изделия.

В процессе создания ЛА проводятся экспериментальные исследования на образцах, элементах конструкций (узлы, панели, соединения), моделях или опытных отсеках с целью получения исходных данных, необходимых для теоретических расчетов, выбора рациональных силовых схем конструкций, проверки методики расчета, исследования новых проблем и явлений. Затем проводятся контрольные испытания отдельных элементов, отсеков и агрегатов с целью подтверждения, что конструкция может выдержать расчетные нагрузки без разрушения или недопустимых деформаций. Окончательное суждение о прочности ЛА составляется после проведения экспериментальных исследований натурной конструкции по широкой программе, предусматривающей проверку прочности основных агрегатов при различных нагрузениях и тепловых режимах в лабораторных условиях, а также летных испытаний опытного образца. Фактическая прочность конструкции, т.е. степень соответствия ее несущей способности внешним нагрузкам, оценивается только по результатам двух видов испытаний: стендовых и летных.

В ходе опытной отработки ЛА осуществляют большое количество испытаний, отличающихся задачами, объектами и условиями (режимами) проведения. При этом проводятся два вида испытаний: наземные и летные, которые входят в наземную и летную отработку изделия. Наземная отработка включает в себя наземные автономные испытания основных элементов, наземные комплексные испытания летательного аппарата или группы основных агрегатов, наземные (полигонные) испытания всего комплекса, в которые входит и конструкция ЛА. Летная отработка ЛА, как правило, включает два этапа: летно-конструкторские испытания и зачетные летные испытания.

1.2.1. Наземные испытания

Для проведения наземных автономных и комплексных испытаний оборудуются специальные лаборатории и стенды, представляющие собой иногда уникальные дорогостоящие сооружения. Такие испытания часто называют стендовыми испытаниями. Конструкцию ЛА при этом испытывают на действие статических и динамических нагрузок. Задача наземных автономных испытаний – качественная проверка работоспособности и оценка надежности агрегатов и элементов ЛА. Испытания проводят

на натуральных опытных образцах, при этом условия их работы в составе ЛА моделируются не полностью.

Автономные испытания обычно разделяют на конструкторско-доводочные и зачетные. В ходе конструкторско-доводочных испытаний проводят доработку конструкции агрегата или элемента. В этот период, как правило, используют нештатные опытные натурные образцы. После завершения отработки изделия принимают решение о проведении серии зачетных испытаний, которые носят приемно-сдаточный характер. В процессе этих испытаний изменения в конструкцию и технологию не вносят. При этом на испытания допускаются только штатные образцы.

Наземные комплексные испытания ЛА проводят с целью всесторонней проверки совместного действия автономно отработанных агрегатов и систем в условиях, близких к эксплуатационным. Программа этих испытаний во многом определяется назначением ЛА. Наземные испытания позволяют наиболее полно подготовить опытный образец ЛА к самому ответственному, сложному и дорогостоящему этапу опытной отработки - летным испытаниям.

Процесс наземной полигонной отработки заключается в выполнении нескольких циклов подготовки ЛА к полету и имитации полета.

1.2.2. Летные испытания

Летные испытания - наиболее полные и сложные натурные испытания всего комплекса ЛА. В ходе летной отработки проверяют работоспособность комплекса в условиях полигона при подготовке ЛА к полету и в полете.

Задача летных испытаний на прочность состоит в определении предельно допустимых по условиям прочности режимов безопасной эксплуатации ЛА, а также в выявлении особенностей их нагружения и спектра повторяемости нагрузок. Круг задач при определении прочности конструкции ЛА, решаемых в процессе летных испытаний, велик и разнообразен. Это потребовало создания различных методов летных исследований прочности.

При проведении летных испытаний на борту ЛА устанавливают большое количество датчиков для измерения различных величин: температур, давлений, перегрузок, частот и амплитуд колебаний, линейных и угловых перемещений и т.д. Современные методы исследования позволяют регистрировать большой объем информации об особенностях нагружения и работы частей ЛА. На опытных образцах ЛА обычно про-

водят измерения от нескольких сотен до нескольких тысяч параметров. При этом общий объем получаемой информации составляет многие миллионы чисел. Так, например, если на ЛА установлено только 200 датчиков, опрашиваемых 100 раз в секунду, то результаты телеметрических измерений в течение 200 с будут представлены четырьмя миллионами чисел или примерно двадцатью миллионами цифр в десятичной системе. В связи с этим возникла необходимость развития методов автоматической обработки результатов измерений.

При натуральных наземных и в особенности летных испытаниях часто невозможна регистрация измеряемых величин в месте их измерения. Поэтому процесс получения опытной информации включает ряд характерных этапов, разделенных во времени и пространстве: измерение, передачу сигнала, регистрацию и дешифрование измеренных значений (так называемую первичную обработку). Полученную опытную информацию обычно подвергают анализу, который может проводиться автоматизированно. Этот этап часто называют вторичной обработкой испытаний. Для обработки данных и их анализа широко применяют универсальные и специализированные вычислительные машины.

1.3. Методы экспериментального исследования прочности конструкции

Для исследования прочности конструкции ЛА применяются экспериментальные методы, которые по их назначению и задаче делятся на два основных типа:

1. Исследование условий нагружения конструкции ЛА.

2. Исследование несущей способности конструкции ЛА и особенностей ее работы при действии различных нагрузок.

Для выполнения указанной основной задачи экспериментального исследования прочности ЛА осуществляются как лабораторные, так и летные испытания ЛА. Эти задачи тесно связаны между собой, особенно при летных испытаниях.

Определение внешних нагрузок осуществляется при продувках в аэродинамических трубах моделей ЛА и при летных испытаниях ЛА.

Исследование несущей способности и особенностей работы конструкции включает в себя:

– статические испытания полноразмерных конструкций (натурных образцов);

– вибрационные испытания по определению основных динамических характеристик элементов конструкций и аппарата в целом;

- испытания на выносливость и долговечность;
- динамические испытания отдельных агрегатов, а иногда и ЛА в целом на ударные нагрузки;
- тепловые испытания ЛА, конструкции которых существенно нагреваются в полете;
- исследование физических и математических моделей;
- летные испытания по определению характеристик прочности конструкции.

Для экспериментальной оценки фактической прочности конструкции ЛА, т.е. для определения степени соответствия несущей способности конструкции внешним нагрузкам, требуется проведение обоих видов исследований.

Экспериментальные методы исследования прочности конструкции ЛА весьма многообразны и часто очень сложны. Каждый из этих методов имеет свою теорию и соответствующую методику проведения экспериментов. Рассмотрим теоретические и методологические основы экспериментальных методов, наиболее применимых для исследования конструкций. При этом рассмотрим большинство видов лабораторных испытаний как элементов и основных агрегатов конструкций, так и полноразмерных конструкций ЛА в целом, а также основной комплекс летно-прочностных испытаний.

Рассматривая испытания на прочность, необходимо делать различия между механическими испытаниями материалов и испытаниями конструкций.

Материалы испытываются в основном для определения их механических характеристик, таких, как предел текучести, предел прочности, модуль упругости, или для изучения сложных напряженных состояний в различных условиях. Размеры и форма образцов материалов в большинстве случаев стандартизированы и определяются соответствующими ГОСТ. При испытаниях материалов в исследовательских целях берутся иногда образцы, размеры и форма которых варьируются в зависимости от условий испытания и имеющейся измерительной аппаратуры.

Когда говорят об испытании конструкции, то имеется в виду испытание на прочность целой машины, ее отдельных узлов или моделей (рис. 1.1).

При изучении курса "Экспериментальные методы исследования прочности конструкций летательных аппаратов" основное внимание будет уделено испытаниям конструкций ЛА. И только в порядке исключения в некоторых случаях будет обращено внимание на механические испытания материалов.

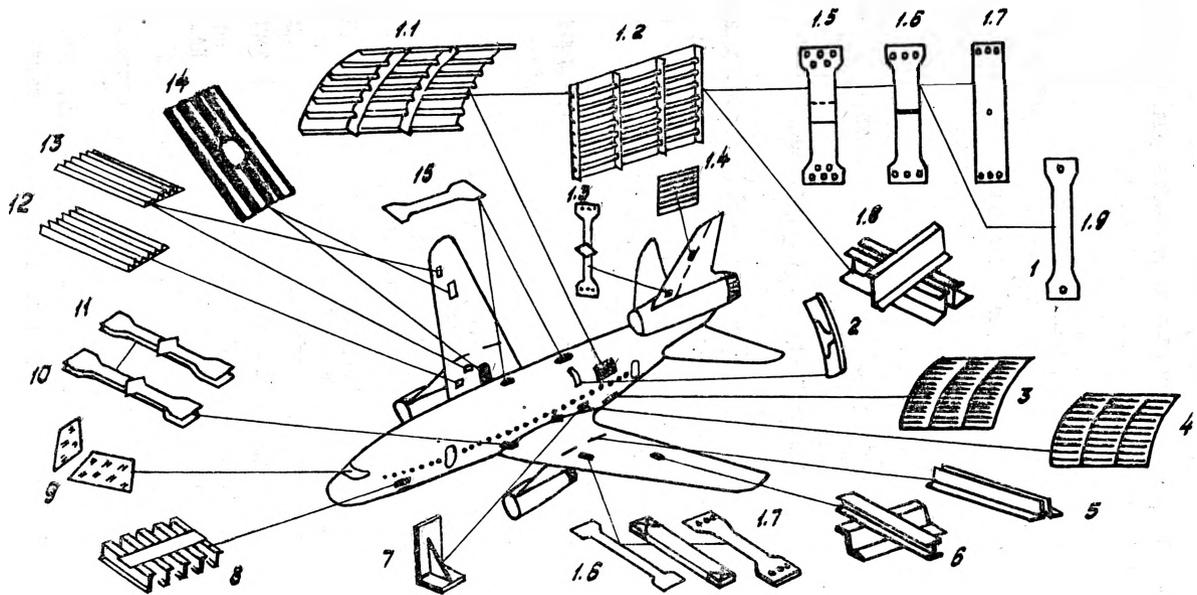


Рис. I.I. Элементы конструкции самолета, испытанные на прочность в процессе разработки конструкции:
 I - распространение трещин и безопасная повреждаемость (I.I - криволинейная панель; I.2 - плоская панель; I.3 - стык полков лонжерона; I.4 - панель вертикального оперения при сдвиге; I.5 - продольный стык обшивки; I.6 - основная конструкция; I.7 - конструкция с концентратором на трещинообразование; I.8 - соединение шпангоута с лонжероном; I.9 - материал на усталость); 2 - стык на шпангоуте на статическую прочность; 3 и 4 - панели на устойчивость при сжатии и сдвиге; 5 - стык полков лонжерона; 6 - соединение нервюры со стрингером; 7 - сочленение крыла с бюзельжем; 8 - пол; 9 - остекление; 10 и 11 - внешний и внутренний стыковые узлы; 12 и 13 - панели крыла на устойчивость и остаточную прочность; 14 - панели на усталость и безопасную повреждаемость; 15 - стык стрингера

1.4. Характерные особенности основных видов прочностных испытаний

Коротко рассмотрим основные особенности некоторых видов прочностных испытаний конструкций ЛА.

1.4.1. Статические испытания

При статических испытаниях нагрузка прикладывается постоянно или при медленном возрастании (убывании). Статическому испытанию могут подвергаться как отдельные элементы конструкции ЛА с простейшими схемами нагружения, так и целые агрегаты вплоть до собранного самолета, вертолета с приложением всех нагрузок, действующих на ЛА в полете или при посадке.

Основными задачами, поставленными перед статическими испытаниями конструкции ЛА, являются:

- 1) определение несущей способности конструкции, т.е. максимальной нагрузки, выдерживаемой ЛА при определенных условиях;
- 2) определение напряженного и деформированного состояния основных элементов конструкции при действии внешних нагрузок и температур и сравнение его с теоретическим расчетом;
- 3) оценка рациональности конструкции с точки зрения прочности, жесткости и устойчивости.

1.4.2. Вибрационные (частотные) испытания

Каждый ЛА подвергают частотным (резонансным) испытаниям при приложении вибрационной нагрузки.

Основными задачами вибрационных испытаний являются:

- 1) определение форм и частот собственных и форм вынужденных колебаний частей ЛА для последующего уточнения расчетов критических скоростей автоколебаний и устранения возможных резонансов;
- 2) изучение способов борьбы с вибрациями конструкции ЛА.

1.4.3. Усталостные испытания

При усталостных испытаниях прикладывается нагрузка, изменяющаяся как по величине, так и по направлению (знаку), также

может изменяться и частота нагружения. Усталостному испытанию подвергаются в основном отдельные элементы конструкции ЛА и некоторые агрегаты (рис. I.2). Основной задачей усталостных испытаний является определение долговечности или срока службы данного агрегата конструкции ЛА при действии заданных нагрузок.

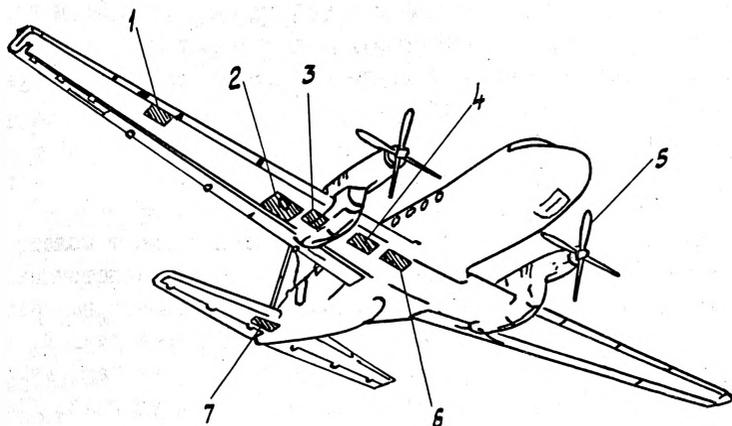


Рис. I.2. Элементы конструкции, подвергавшиеся

усталостным испытаниям:

1 - панель в месте соединения стрингеров у конца бака; 2 - панель со смотровым люком; 3 - панель у нервюры крепления двигателя; 4 - основная панель; 5 - лопасть винта; 6 - панель у корневой нервюры; 7 - панель стабилизатора

В зависимости от частоты приложения внешних нагрузок усталостные испытания подразделяются на несколько классов:

1) испытания на повторно-статические нагрузки, когда частота нагружения очень низкая, порядка $0,2 \dots 1,0$ Гц;

2) собственно усталостные испытания, когда частота нагружения составляет $5 \dots 500$ Гц;

3) испытания на акустическую прочность, когда частота нагружения соответствует частоте звуковых колебаний, т.е. $1000 \dots 6000$ Гц.

К усталостным испытаниям можно отнести испытания на термическую выносливость. При этих испытаниях элемент конструкции ЛА подвергается действию периодически изменяющейся температуры.

1.4.4. Динамические (ударные) испытания

При ударных испытаниях нагрузка возрастает до максимального значения в очень короткий промежуток времени ("мгновенно"). Ударному испытанию подвергаются главным образом шасси самолетов и вертолетов или другие посадочные устройства ЛА, а также узлы крепления оборудования к ЛА. Основной задачей ударных испытаний является проверка прочности конструкции при динамическом (ударном) приложении нагрузки, а также выявление области опасных резонансных и самовозбуждающихся вибраций.

1.4.5. Температурные испытания

В связи с резким возрастанием скоростей и высот полета некоторых типов ЛА проводятся температурные испытания конструкций.

При этом задачей таких испытаний является определение напряжений в элементах конструкций, возникающих в результате изменения температурных условий. Кроме того, исследуются изменения механических характеристик материала конструкций при понижении и повышении температуры, а также изучаются вопросы пластичности и ползучести при длительном действии повышенных температур (рис.1.3).

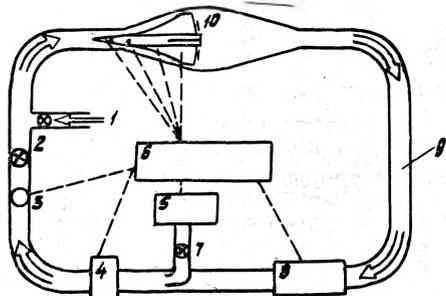


Рис.1.3. Схема системы нагрева и охлаждения:

1 - ввод воздуха; 2 - клапан; 3 - выпуск воздуха; 4 - вентилятор; 5 - подача хладагента; 6 - система автоматического управления температурой потока в основных точках контура; 7 - регулирующий клапан; 8 - подогреватель; 9 - замкнутый воздушный канал; 10 - объект испытаний

Температурные испытания конструкций довольно часто комбинируются с нагружением внешними нагрузками (статическими и динамическими).

1.4.6. Исследование моделей

В первоначальной стадии проектирования новых образцов конструкций широко применяются испытания физических моделей ЛА.

Модели изготавливаются различных видов в зависимости от типа испытаний.

При моделировании основным является получение подобия исследуемого процесса в полете ЛА, воспроизводимого в лаборатории на модели. При этом важно выбрать масштаб моделирования. При изучении внешних нагрузок, действующих на проектируемый ЛА в полете и при посадке, необходимо учитывать влияние упругих деформаций конструкции на перераспределение внешних нагрузок.

Исследование математических моделей ЛА широко применяется для проверки теоретических расчетов и разработки новых методов расчетов в области аэроупругости.

1.4.7. Летные испытания по определению характеристик прочности конструкций

Лабораторные испытания являются основным этапом исследования прочности конструкции ЛА, но такие испытания не являются исчерпывающими. Только на основании специального комплекса летных испытаний и сравнительного анализа результатов лабораторных и летных испытаний может быть дана окончательная оценка прочности современного ЛА.

Летные испытания по исследованию характеристик прочности конструкций включают в себя:

- 1) определение нагрузок, действующих на конструкцию ЛА при основных режимах эксплуатации;
- 2) изучение напряженного и деформированного состояния отдельных силовых частей конструкции в летных условиях;
- 3) определение общих деформаций конструкции в полете;
- 4) выяснение распределения поля температур по элементам конструкции ЛА в полете;
- 5) изучение условий возникновения и природы автоколебаний;
- 6) определение параметров колебаний (вибраций) конструкции.

ЛИТЕРАТУРА

И. Блистинова К.Н., Васильева Т.Г., Корчемкин Н.Н. и др. Теоретические и экспериментальные основы норм прочности самолетов/Под ред. А.И. Макаревского. - М.: ЦАГИ, 1969 . .

2. Волков Л.И., Шихевич А.М. Надежность летательных аппаратов. - М.: Высшая школа, 1975.

3. Шенк Х. Теория инженерного эксперимента. - М.: Мир, 1972.

4. Прочность самолета. Методы нормирования расчетных условий прочности самолета/Под ред. А.И. Макаревского. - М.: Машиностроение, 1975.

5. Развитие авиационной науки и техники в СССР. - М.: Наука, 1980.

Глава П. ИСПЫТАНИЯ КОНСТРУКЦИЙ ЛА ПРИ СТАТИЧЕСКИХ НАГРУЗКАХ

2.1. Роль и задачи статических испытаний

Этот вид испытаний был внедрен в практику самолетостроения в 1910–1912 гг. Статические испытания являются одним из основных средств контроля прочности конструкций ЛА.

Обеспечение прочности конструкций при их минимальной массе значительно усложняется из-за разнообразных условий нагружения, характерных для ЛА в полете и при посадке, на которые должны быть рассчитаны элементы конструкций. Поскольку на основании только теоретических расчетов нельзя получить надежную оценку прочности конструкций, необходимо экспериментальное подтверждение того факта, что конструкция способна выдержать расчетные нагрузки.

Одной из особенностей исследования прочности конструкций ЛА является большой объем экспериментальных работ как на стадии проектирования, так и на стадии завершения его создания при оценке эксплуатационных характеристик. На разных стадиях создания ЛА проводятся широкие лабораторные испытания, которые по целенаправленности можно подразделить на три основных этапа:

1. Выбор конструкционного материала, получение необходимых данных о свойствах материалов элементов конструкций. Причем эти испытания должны предшествовать началу работ над проектом ЛА.

2. Опытные экспериментальные исследования прочности конструктивных образцов, панелей, узлов, опытных отсеков, исследование на масштабных моделях и т.д., целью которых является:

- а) выбор рациональных схем и компоновок;
- б) проверка методики расчета;
- в) получение экспериментальных кривых и эмпирических зависимостей для приближенных расчетов;
- г) исследование новых явлений;
- д) оценка технологических процессов и методов контроля с точки зрения влияния их на прочность;
- е) отработка методики и техники экспериментальных исследований.

3. Статические испытания, при которых воспроизводятся величина и распределение нагрузки, действующей на ЛА в различных условиях эксплуатации.

Объем исследований по каждому этапу может быть различным в зависимости от степени изученности применяемых материалов, конструктивных схем, силовой компоновки аппарата в целом и т.п. Однако во всех случаях статические испытания как метод экспериментальной проверки фактической прочности конструкции получили широкое распространение.

Основными задачами статических испытаний являются:

определение величины максимальных нагрузок, выдерживаемых элементами конструкции без разрушения;

оценка жесткости конструкции;

изучение картины распределения напряжений как по отдельным элементам конструкции, так и в сечениях этих элементов;

заклучение о соответствии экспериментальных данных теоретическим расчетам;

оценка рациональности конструкции с точки зрения прочности.

Новые задачи, появляющиеся в связи с созданием сверхзвуковых и гиперзвуковых летательных аппаратов, определяются дополнительно в каждом отдельном конкретном случае.

2.2. Основные принципы исследования деформаций и напряжений в конструкции при статических испытаниях

На ЛА при его эксплуатации действуют нагрузки различных типов, которые вызываются внешними воздействиями. Для оценки прочности конструкции необходимо провести всестороннее исследование особенностей работы конструкции в различных условиях. В общем случае на агрегат конструкции могут действовать шесть основных компонентов нагрузок: $P_x, P_y, P_z, M_x, M_y, M_z$ (три компонента силы и три компонента момента соответственно по осям x, y, z). При выводе основных соотношений для краткости обозначим эти компоненты соответственно $Q_1, \dots, Q_j, \dots, Q_6$.

Как уже указывалось, одной из основных задач статических испытаний является исследование напряженного и деформированного состояния элементов конструкции и определение ее предельной несущей способности. С этой целью во многих местах конструкции производится измерение относительной деформации. По полученным величинам можно судить о характере напряженного состояния отдельных элементов конструкции (отклонения от линейной зависимости напряжений и внешних нагрузок, потери устойчивости тонкостенных элементов, дос

тижения предельной несущей способности в отдельных элементах и пр.). Эти же данные позволяют найти наиболее нагруженные элементы и сечения, определяющие несущую способность конструкции в целом; элементы, которые нуждаются в усилении, а также элементы с излишней прочностью, которые можно ослабить для экономии массы конструкции, и т.п.

При действии на тело внешних сил в любом сечении тела возникают внутренние силы упругости, уравнивающие внешнюю нагрузку этой части тела. Мера интенсивности внутренних сил упругости, т.е. контактного взаимодействия отдельных частей тела, на которые оно может быть мысленно разделено сечениями, называется напряжением. Как показано в теории упругости (или ранее в курсах сопротивления материалов), по граням элементарного прямоугольного параллелепипеда, выделенного соответствующими сечениями из тела (или из элемента конструкции), действует девять составляющих полных напряжений. Совокупность этих девяти составляющих обычно называется тензором напряжений, обозначается T_{σ} и записывается в следующем виде:

$$T_{\sigma} = \begin{vmatrix} \sigma_x & \tau_{xy} & \tau_{xz} \\ \tau_{yx} & \sigma_y & \tau_{yz} \\ \tau_{zx} & \tau_{zy} & \sigma_z \end{vmatrix}. \quad (2.1)$$

Составляющие тензора напряжений называются компонентами тензора напряжений или просто напряжениями. В теории упругости доказано, что между компонентами тензора напряжений всегда существуют зависимости:

$$\tau_{xy} = \tau_{yx}; \quad \tau_{yz} = \tau_{zy}; \quad \tau_{xz} = \tau_{zx}, \quad (2.2)$$

т.е. что тензор напряжений является симметричным. Следовательно, число независимых компонентов тензора напряжений сокращается с учетом (2.2) до шести.

В результате взаимодействия внешних сил и температурных полей происходит деформация тел, т.е. изменение их формы и размеров. При этом линейная деформация элемента, параллельного до деформации осям x, y, z , обозначается соответственно буквами $\epsilon_x, \epsilon_y, \epsilon_z$, а угловая деформация между элементами, параллельными до деформации осям x и y , y и z , z и x , — соответственно буквами $\gamma_{xy}, \gamma_{yz}, \gamma_{zx}$.

Эти шесть величин полностью характеризуют деформированное состояние в точке тела. Они образуют тензор деформации T_{ϵ} , который записывается следующим образом:

$$T_{\epsilon} = \begin{vmatrix} \epsilon_x & \frac{1}{2} f_{xy} & \frac{1}{2} f_{xz} \\ \frac{1}{2} f_{yx} & \epsilon_y & \frac{1}{2} f_{yz} \\ \frac{1}{2} f_{zx} & \frac{1}{2} f_{zy} & \epsilon_z \end{vmatrix}. \quad (2.3)$$

При записи тензора деформаций (2.3) полное значение угловой деформации подразделяется на два равных значения и каждое записывается симметрично относительно главной диагонали. Этот формальный прием приводит к аналогии в записях тензоров деформаций и напряжений, что упрощает некоторые выкладки. Составляющие тензора деформаций называются также компонентами тензора деформаций или просто деформациями.

В общем случае напряженное состояние различных точек тела (конструкции) неодинаково, и компоненты тензоров деформаций и напряжений меняют свою величину в зависимости от координат рассматриваемой точки. Поэтому, чтобы определить напряженное и деформированное состояние тела (всей конструкции), необходимо знать значения напряжений и деформаций для всего бесконечного множества его точек, т.е. представить эти компоненты как некоторые функции координат точек тела:

$$T_{\sigma}(x, y, z) = \begin{vmatrix} \sigma_x(x, y, z) & \tau_{xy}(x, y, z) & \tau_{xz}(x, y, z) \\ \tau_{yx}(x, y, z) & \sigma_y(x, y, z) & \tau_{yz}(x, y, z) \\ \tau_{zx}(x, y, z) & \tau_{zy}(x, y, z) & \sigma_z(x, y, z) \end{vmatrix}; \quad (2.4)$$

$$T_{\epsilon}(x, y, z) = \begin{vmatrix} \epsilon_x(x, y, z) & \frac{1}{2} f_{xy}(x, y, z) & \frac{1}{2} f_{xz}(x, y, z) \\ \frac{1}{2} f_{yx}(x, y, z) & \epsilon_y(x, y, z) & \frac{1}{2} f_{yz}(x, y, z) \\ \frac{1}{2} f_{zx}(x, y, z) & \frac{1}{2} f_{zy}(x, y, z) & \epsilon_z(x, y, z) \end{vmatrix}. \quad (2.5)$$

Величины, характеризующие нагрузку, размеры и формы тела, его упругие свойства должны, очевидно, входить в функции $\sigma_x(x, y, z)$, $\tau_{xy}(x, y, z)$, ..., $\sigma_z(x, y, z)$ или $\epsilon_x(x, y, z)$, $f_{xy}(x, y, z)$, ... $\epsilon_z(x, y, z)$ в качестве параметров.

Для идеально упругого тела между деформациями и напряжениями существует линейная зависимость. Эта зависимость позволяет однозначно определять по заданному тензору деформаций $T_{\epsilon}(x, y, z)$ тензор напряжений $T_{\sigma}(x, y, z)$ и наоборот.

Зависимость между напряжениями и деформациями для различных тел (элементов конструкции) как в качественном, так и в количественном отношении может быть установлена только экспериментально. Для физически линейных тел эта зависимость записывается следующим образом:

$$\left. \begin{aligned} \varepsilon_x &= C_{11} \sigma_x + C_{12} \sigma_y + C_{13} \sigma_z + C_{14} \tau_{xy} + C_{15} \tau_{yx} + C_{16} \tau_{zx} ; \\ \varepsilon_y &= C_{21} \sigma_x + \dots \dots \dots + C_{26} \tau_{zx} ; \\ \varepsilon_z &= C_{31} \sigma_x + \dots \dots \dots + C_{36} \tau_{zx} ; \\ \gamma_{xy} &= C_{41} \sigma_x + \dots \dots \dots + C_{46} \tau_{zx} ; \\ \gamma_{yz} &= C_{51} \sigma_x + \dots \dots \dots + C_{56} \tau_{zx} ; \\ \gamma_{zx} &= C_{61} \sigma_x + C_{62} \sigma_y + C_{63} \sigma_z + C_{64} \tau_{xy} + C_{65} \tau_{yx} + C_{66} \tau_{zx} . \end{aligned} \right\} (2.6)$$

Система уравнений (2.6) называется обобщенным законом Гука, а коэффициенты C_{ij} , характеризующие упругие свойства материала тела, — упругими постоянными.

Из линейной зависимости следует, что для данной точки тела и для данного направления осей координат коэффициенты C_{ij} в выражении (2.6) должны сохранять постоянные значения независимо от вида напряженного состояния, т.е. от соотношения между величинами компонентов напряжений. Деформации зависят только от величины напряжений, действующих в рассматриваемый момент, и совершенно не зависят от того, какие напряженные состояния возникали в теле ранее. Если указанное постоянство коэффициентов C_{ij} нарушается, что происходит при увеличении напряжений выше некоторого уровня, свойственного каждому материалу, то зависимость между напряжениями и деформациями перестает быть линейной.

Следствием линейности уравнений (2.6) является и так называемый принцип независимости действия напряжений: компоненты деформаций, вызванные совместным действием некоторой совокупности компонентов напряжений, равны по величине сумме компонентов деформаций, вызванных действием каждого компонента напряжений.

Используя закон сохранения энергии, можно доказать, что всегда выполняется условие симметрии $C_{ij} = C_{ji}$. Следовательно, в общем случае упругие свойства физически линейного тела определяются не более чем двадцатью одной упругой постоянной.

Для идеального упругого тела, обладающего наряду со свойствами физической линейности, еще рядом других свойств, зависимости (2.6) существенно упрощаются. Их можно получить, если использовать

известные соотношения сопротивления материалов, относящиеся к простейшим видам деформации – растяжению (сжатию) и чистому сдвигу. Принимая во внимание отмеченные выше свойства независимости коэффициентов C_{ij} от вида напряженного состояния, для однородного изотропного материала можно установить, что

$$\left. \begin{aligned} C_{11} = C_{22} = C_{33} &= \frac{1}{E}; \\ C_{12} = C_{21} = C_{13} = C_{31} = C_{23} = C_{32} &= -\frac{\mu}{E}; \\ C_{44} = C_{55} = C_{66} &= \frac{1}{G}; \\ C_{14} = C_{41} = C_{15} = C_{51} = C_{16} = C_{61} = C_{24} = C_{42} = C_{25} = \\ &= -C_{52} = C_{26} = C_{62} = C_{34} = C_{43} = C_{35} = C_{53} = C_{36} = \\ &= -C_{63} = C_{45} = C_{54} = C_{46} = C_{64} = C_{56} = C_{65} = 0. \end{aligned} \right\} \quad (2.7)$$

В выражениях (2.7) коэффициенты: E – модуль продольной упругости, или модуль Юнга, G – модуль сдвига, или модуль упругости второго рода, μ – коэффициент поперечной деформации, или коэффициент Пуассона, называются техническими упругими постоянными.

Эти постоянные связаны зависимостью

$$G = \frac{E}{2(1+\mu)}. \quad (2.8)$$

Следовательно, упругие свойства идеально упругого изотропного тела характеризуются всего двумя независимыми упругими постоянными E и G , или E и μ , или G и μ , которые не зависят ни от координат точки тела (однородность), ни от выбора направления координатных осей (изотропность).

С учетом полученных выше результатов обобщенный закон Гука (2.5) для идеально упругого изотропного тела можно записать так:

$$\left. \begin{aligned} \varepsilon_x = \frac{1}{E} [\sigma_x - \mu(\sigma_y + \sigma_z)]; \varepsilon_y = \frac{1}{E} [\sigma_y - \mu(\sigma_x + \sigma_z)]; \varepsilon_z = \frac{1}{E} [\sigma_z - \mu(\sigma_x + \sigma_y)]; \\ \tau_{xy} = \frac{1}{G} \tau_{yx}; \tau_{yz} = \frac{1}{G} \tau_{zy}; \tau_{zx} = \frac{1}{G} \tau_{xz}. \end{aligned} \right\} \quad (2.9)$$

Разрешая систему (2.9) относительно компонентов напряжений, получаем выражения закона Гука в другой форме:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_x = 2G \left[\varepsilon_x + \frac{\mu}{1-2\mu} (\varepsilon_x + \varepsilon_y + \varepsilon_z) \right]; \sigma_y = 2G \left[\varepsilon_y + \frac{\mu}{1-2\mu} (\varepsilon_x + \varepsilon_y + \varepsilon_z) \right]; \\ \sigma_z = 2G \left[\varepsilon_z + \frac{\mu}{1-2\mu} (\varepsilon_x + \varepsilon_y + \varepsilon_z) \right]; \end{aligned} \right\} \quad (2.10)$$

$$\tau_{xy} = G \tau_{yx}; \tau_{yz} = G \tau_{zy}; \tau_{zx} = G \tau_{xz}. \quad (2.11)$$

Шесть уравнений закона Гука (2.9) или (2.10) позволяют по известному для некоторой точки тела или для тела в целом тензору деформаций $T_{\varepsilon}(x, y, z)$ определить соответствующий тензор напряжений $T_{\sigma}(x, y, z)$ и наоборот. Таким образом, определив при статических испытаниях конструкции компоненты деформации, можно считать определенными и напряжения.

Для более глубокого понимания вопроса исследования напряженного и деформированного состояния конструкции рассмотрим характер изменения зависимости между напряжениями и деформациями для тел (элементов конструкции), не обладающих теми или иными свойствами идеального упругого тела.

Свойство относительной жесткости не использовалось в явном виде при выводе уравнений (2.9) и (2.10). Однако при больших деформациях происходит существенное изменение площадей и ориентация граней элементарного параллелепипеда. Учет этого обстоятельства приводит к нелинейной зависимости между напряжениями и деформациями. Следовательно, тела (или конструкции), не обладающие в достаточной степени свойствами относительной жесткости, не могут в полной мере обладать и свойством физической линейности. Поэтому закон Гука (2.9) или (2.10) для них не вполне справедлив.

Для элементов конструкции, обладающих всеми свойствами идеального упругого тела, за исключением однородности, зависимости (2.9) и (2.10) справедливы, но упругие постоянные E , G и μ становятся функциями координат точек тела. Если, кроме того, тело теряет свойство изотропии (анизотропное тело), то зависимость приобретает вид (2.6), где упругие постоянные $c_{ij} = c_{ji}$ будут функциями как координат точек тела, так и направлений координатных осей. Для анизотропного, но однородного тела упругие постоянные $c_{ij} = c_{ji}$ в (2.6) — только функции направлений координатных осей.

Для совершенно упругих тел (или элементов конструкций), имеющих нелинейную зависимость между напряжениями и деформациями, формально можно пользоваться зависимостями (2.6), но коэффициенты c_{ij} в этом случае становятся функциями самих напряжений $c_{ij}(\sigma_x, \sigma_y, \dots, \sigma_z)$ или деформаций $c_{ij}(\varepsilon_x, \dots, \varepsilon_{xx})$. Если для рассматриваемого упругого тела определить данные функции, что возможно лишь с использованием экспериментальных данных, и подставить их в правые части уравнений (2.6), то получим нелинейные относительно компонентов напряжений выражения. Структура этих выражений может быть сколь угодно сложной, а число входящих в них постоянных коэффициентов (упругих постоянных) — сколь угодно большим.

Если тело теряет свойство совершенной упругости и становится упруго-пластическим, то функции $c_{ij}(\sigma_x, \sigma_{xy}, \dots, \sigma_x)$ в выражениях (2.6) будут изменяться в зависимости от того, какие напряженные состояния в теле предшествовали рассматриваемому, т.е. будут зависеть от истории нагружения тела.

Эти сведения показывают, в сколь значительной степени усложняются зависимости между деформациями и напряжениями в общем случае. Следовательно, это приводит к чрезмерной трудности решения задач исследования напряженного и деформированного состояния конструкции, когда приходится отходить от гипотезы идеальной упругости и прибегать к нелинейной теории упругости и ползучести.

При статических испытаниях конструкций ЛА для экспериментального определения деформаций часто применяются электрические датчики омического сопротивления — тензорезисторы. При этом обычно используют гипотезу стационарности, согласно которой при повторных нагружениях конструкции связь деформаций от нагрузок сохраняется постоянной и не зависит от характера изменения нагрузки по времени.

При исследовании напряженного состояния конструкции для определения деформации в данном сечении агрегата следует наклеить несколько тензорезисторов.

В каждом случае испытания тонкостенной конструкции ЛА определяется конкретное количество тензорезисторов.

2.3. Оборудование лабораторий статических испытаний

Статические испытания проводят обычно в специальных лабораториях, имеющих мощный железобетонный пол с прогонами, на котором монтируются специальные колонны (индивидуальные или объединенные в арки), мостовые краны, силовозбудители и измерительная аппаратура.

Габариты лаборатории определяются в первую очередь размерами объекта исследования, а также возможным числом и характером одновременно действующих установок по статическим испытаниям. До второй мировой войны заводские и центральные исследовательские лаборатории во многих странах были небольших размеров. Во время войны в период с 1940 до 1945 г. опыт массовой эксплуатации самолетов показал необходимость организации более широких и более совершенных испытаний на прочность.

Одной из крупных лабораторий по исследованию прочности самолетов в капиталистических странах была лаборатория НИИ ВВС США (WMAC) в Райт-Филде, штат Огайо, построенная в 1945 г. Лаборатория имела силовой железобетонный пол размером 76×52 м, что составляет площадь около 4000 м^2 . Высота здания - 40 м. Общая площадь лаборатории с подсобным помещением - 6000 м^2 .

Зал статических испытаний во французском научно-исследовательском центре в Тулузе, в котором проводились статические испытания планера самолета "Конкорд", имеет длину 68 м, ширину 50 м, высоту 30 м. Силовой пол толщиной 80 см может выдерживать нагрузку до 160 т. В зале имеются два мостовых крана грузоподъемностью по 20 т.

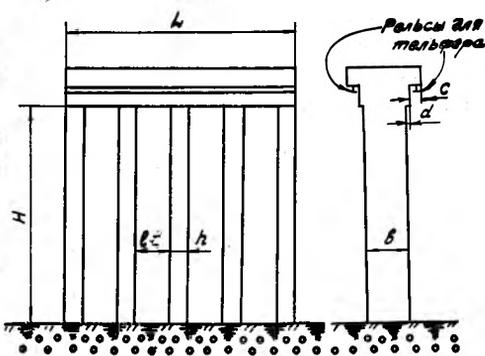


Рис. 2.1. Типичная арка для крепления агрегатов ЛА при статических испытаниях

Размеры H и L (рис. 2.1) определяются габаритами агрегата и приемлемыми методами нагружения, h и b - расчетом на прочность и жесткость, l - удобством монтажных работ, выступ c предназначен для укрепления на нем тали и выступ d - для восприятия (с помощью распора) силы, направленной снизу вверх. Число колонн в арке колеблется от 3 до 5; число арок в лаборатории определяется производственной программой и габаритами помещений. Кроме стационарных колонн применяются также переносные колонны, составленные из швеллерных профилей.

Пол лаборатории представляет собой железобетонную плиту, армированную специальными прогонами, предназначенными в основном для восприятия вертикальных усилий, возникающих в конструкциях при испытаниях, а также для крепления силовозбудителей и приспособлений (рис. 2.2). Прогоны располагаются вдоль лаборатории на расстоя-

Для крепления конструкции при испытаниях лаборатория должна иметь специальное оборудование в виде арок и колонн (рис. 2.1). Колонны и арки обычно выполняются железобетонными или стальными. Каждая колонна арки рассчитывается на максимальную нагрузку, действующую при испытании отдельного агрегата. Упругие деформации самой арки должны быть достаточно малы, чтобы не влиять на распределение усилий в испытываемой конструкции.

нии 1 м друг от друга. Каждый прогон рассчитывается на приложенную к нему в любой точке отрывающую силу в 80...100 кН или несколько таких сил на расстоянии 1 м друг от друга. Для крепления к силовому полу монтажных балок или другого силового оборудования применяются специальные якоря (рис. 2.3).

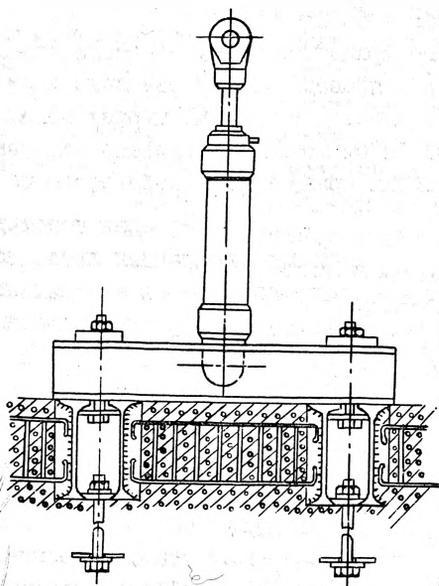


Рис.2.2. Типичные прогоны в силовом полу статических лабораторий и крепление к ним гидравлического силового возбуждателя.

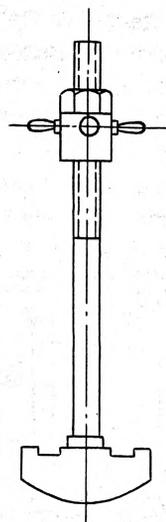


Рис.2.3. Вариант якоря для крепления приспособлений к силовому полу

Лаборатория имеет мостовые электрические краны, служащие как для перемещения деталей и подъема их при монтаже конструкции, так и для крепления на них силовых возбуждателей при испытаниях. Число кранов определяется программой лаборатории. Краны оборудуются тельферами. Скорость передвижения моста и тельфера – порядка 15 м/мин, скорость подъема – 6 м/мин.

В последние годы в ряде стран, в том числе и в СССР, при креплении исследуемых объектов стали применяться комбинации стальных полов и фиксированных рам. Некоторые специалисты считают, что наиболее перспективным типом силового оборудования статических лабораторий является "силовое перекрытие". Оно состоит из сборных рам и ферм, которые составляют совместно с полом

замкнутую силовую конструкцию. Основное преимущество такого испытательного стенда в том, что форма и размеры исследуемого объекта могут изменяться в широком диапазоне. Такой стенд легко приспособить для испытания любого вида ЛА. Кроме того, стенд обеспечивает легкую доступность к испытываемой конструкции, а также при этом можно наилучшим образом использовать площадь лаборатории.

При статических испытаниях в целом ЛА находится в подвешенном состоянии под действием взаимно уравновешенных нагрузок. Отдельные части ЛА при испытаниях могут крепиться к стендам или силовым колоннам. Для примера на рис. 2.4 показана схема системы нагружения при статических испытаниях, которая состоит из тросов, на которых крепится самолет, лямок, приклеиваемых к наружной поверхности корпуса и служащих для передачи внешних усилий, и силовозбудителей, нагружающих конструкцию самолета. Основным элементом системы нагружения конструкции ЛА являются силовозбудители (или домкраты).

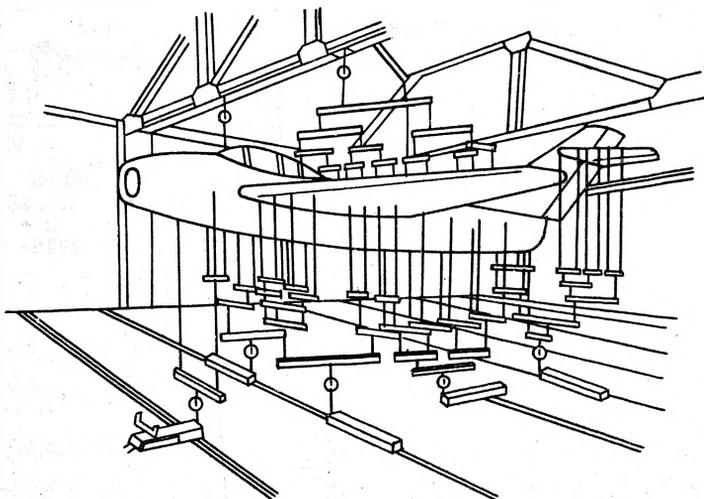


Рис.2.4. Нагружение самолета при статических испытаниях

К силовозбудительному оборудованию, применяемому при статических испытаниях конструкции, обычно предъявляются следующие требования:

- возможность передачи на испытываемую конструкцию растягивающих и сжимающих усилий;
- удобство крепления к прогонам пола и силовым фермам в вертикальном и горизонтальном положениях;

- плавность нагружения;
- достаточная грузоподъемность с большим рабочим ходом при сравнительно небольшой собственной массе;
- возможность перехода на автоматическое дистанционное управление.

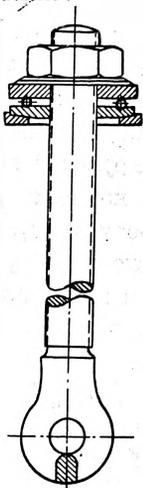


Рис. 2.5.
Простейший
грузовой винт

возможность дистанционно управлять нагружением конструкции и, кроме этого, позволяют автоматизировать систему.

Для замера усилий, передаваемых при испытании на конструкции служат динамометры. Они подразделяются на пружинные, гидравлические и электрические.

Пружинный динамометр - прибор, принцип действия которого основан на деформации пружины под действием нагрузки. В зависимости от формы пружины они подразделяются на динамометры с плоской пружиной и динамометры с цилиндрической пружиной (рис. 2.7, а).

В гидравлических динамометрах силовое звено заполнено жидкостью. При работе гидравлического динамометра измеряемая сила преобразуется в гидростатическое давление, которое отсчитывается по манометру или регистрируется самопишущим прибором, установленным на расстоянии. Гидравлические динамометры бывают двух типов: поршневые и мембранные.

Наиболее простым оборудованием при нагружении конструкций в статических испытаниях являются грузовые винты (рис. 2.5) или механические домкраты. При этом нагрузка к конструкции прикладывается в нескольких точках. В ряде случаев при передаче усилий с домкрата на конструкцию употребляется передаточное звено в виде блока. Блок устанавливается на пакетах которые крепятся к прогонам пола или к силовым фермам. Усилие в этом случае передается через трос. Для соединения концов троса употребляются специальные зажимы.

В последнее время работающие вручную силовозбудители заменяются гидравлическими цилиндрами (рис. 2.6). Они дают

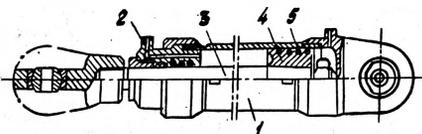


Рис. 2.6. Гидравлический силовозбудитель:
1 - корпус; 2 - штуцер; 3 - шток;
4 - поршень; 5 - манжета

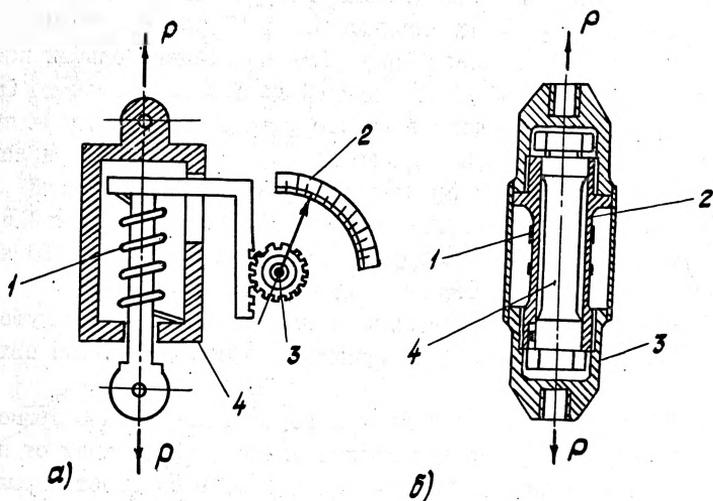


Рис.2.7. Динамометры:

а - пружинный:

I - упругий элемент; 2 - шкала измерительная; 3 - стрелка; 4 - корпус

б - тензометрический:

I - тензорезистор; 2 - упругий элемент; 3 - корпус; 4 - страховочный захват

Электрические динамометры (рис.2.7,б) имеют встроенные в силовое звено чувствительные элементы, которые преобразуют деформации в электрические сигналы. В качестве таких измерительных элементов часто применяют электрические тензодатчики омического сопротивления, наклеенные на силовое стальное тяговое звено и соединенные в мостовую схему. При этом измеряемые усилия регистрируются посредством магнитоэлектрического осциллографа или с помощью самопишущего гальванометра. Динамометры с тензорезисторами в основном предназначаются для дистанционных измерений усилий.

Для того чтобы получать надежные результаты измерений, необходимо периодически тарировать динамометры. Сравнить результаты статических испытаний конструкций можно только при наличии показаний проверенной аппаратуры.

Статические испытания небольших узлов и отдельных силовых элементов конструкций ЛА можно производить на универсальных испытательных машинах, которые чаще всего устанавливаются в специальных машинных залах. Испытание деталей конструкции ЛА на универсальных испытательных машинах обеспечивается двумя группами машин.

Первая группа – тяжелые машины, которые дают возможность при испытании создавать нагрузку порядка 3...5 МН, даже до 10 МН, а кручение – порядка до 65 кНм и проводить испытания больших по габаритам конструкций шириной до 2м, длиной до 10м и высотой до 6м.

Вторая группа – средние и легкие машины для испытания средних по габаритам (ширина до 0,5м, длина до 3м, высота до 3м) и нагрузкам (до 2 МН) конструкций, простейших элементов конструкций (заклепочных, болтовых, сварных соединений, стоек, профилей и т.д.) вплоть до мелких машин (на нагрузки от 1000 кН и ниже до 10 кН), мелких деталей и неметаллических изделий.

Целые конструкции могут быть испытаны только в замкнутой схеме машины. Приложение к конструкции внешних для машины сил не допускается.

При испытаниях целого ряда конструкций необходимо применять специальные приспособления для предохранения конструкции от потери устойчивости в заданной плоскости (например, в плоскости крыла при испытании изолированного лонжерона). Причем конструкция приспособлений должна быть такой, чтобы она не влияла на усилие и деформацию испытываемой детали.

2.4. Воспроизведение нагрузок на конструкции в лабораторных условиях

Основной задачей статических испытаний является выявление истинных запасов прочности конструкции ЛА и определение напряжен в силовых элементах. Эта задача может быть успешно решена только при высокой точности проведения эксперимента.

Оптимальным является воспроизведение в лабораторных условиях внешних нагрузок, соответствующих эксплуатационным. Но этого добиться не удается. Поэтому внешние нагрузки, особенно аэродинамические в лабораториях заменяются условными (рис. 2.8).

На основании лабораторных, летных и теоретических исследований, обобщения опыта проектирования и эксплуатации летательных аппаратов разработаны нормы прочности ЛА, по которым вырабатываются требования по выбору основных данных для определения внешних нагрузок, принимаемых за расчетные и воспроизводимых в лабораторных условиях.

Основные требования к системам воспроизведения внешних нагрузок, действующих на конструкцию ЛА в лабораторных условиях, следующие:

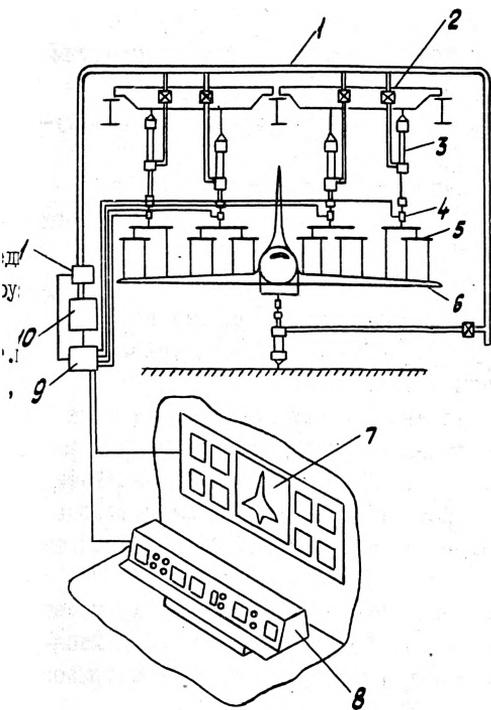


Рис.2.8. Схема системы нагружения при статических испытаниях: I - трубопровод гидросистемы; 2 - редуктор давления; 3 - гидравлический силовозбудитель; 4 - динамометр; 5 - рычажная система; 6 - испытываемое крыло; 7 - табло и другие средства индикации на пульте ведущего инженера; 8 - пульт ведущего инженера; 9 - устройства управления нагружением; 10 - насосная станция; 11 - распределительное устройство.

3) последовательности приложения нагрузок в различных узлах и плоскостях;

4) характера нагружения (нагрузки сосредоточенные, распределенные, комбинированные);

5) соответствия экспериментальных связей, заменяющих действительные.

1. Система нагружения должна воспроизводить $M_{изг}$, $M_{кр}$, Q и N по основным силовым элементам конструкции так, как это происходит в условиях эксплуатации ЛА или задано в нормах прочности.

2. Система нагружения не должна приводить к нарушению местной прочности.

3. Устройства для приложения нагрузок к конструкции не должны изменять прочностные, жесткостные и тепловые характеристики конструкции.

Каждому статическому испытанию должен предшествовать тщательный выбор и анализ силовой схемы в соответствии с действительными условиями работы детали ЛА.

Надежность эксперимента в этом случае обуславливается в основном правильным выбором следующих факторов:

1) количества и упругости опор, на которых конструкция должна быть закреплена;

2) расположения точек приложенных нагрузок и направлений создаваемых усилий с учетом деформаций конструкций;

В целом ряде случаев приходится прибегать к так называемым "производным" схемам нагружения, из которых главнейшей является замена нагрузки, распределенной по любому закону, нагрузками ступенчатыми и сосредоточенными.

Существующие методы статических испытаний конструкции ЛА основаны, как правило, на замене непрерывно распределенных поверхностных и массовых сил (аэродинамические нагрузки, инерционные силы и т.п.) системой сосредоточенных сил. Ввиду чрезвычайной сложности воспроизведения при эксперименте массовых сил они заменяются эквивалентными поверхностными силами, имеющими ту же равнодействующую, что и массовые (инерционные) силы.

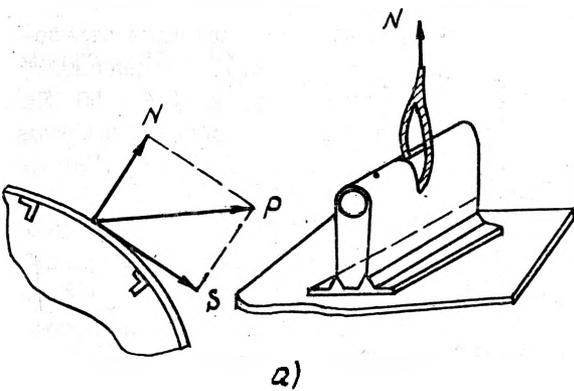
Первым этапом в разработке установки для статических испытаний является определение нагрузок на испытываемый агрегат и разбивка этих нагрузок на "элементарные силы", которые в дальнейшем объединяются при помощи рычажной системы. Нахождение элементарных сил для различных агрегатов ЛА имеет особенности для различных типов ЛА.

Поверхностная нагрузка P , действующая на агрегат ЛА, может быть разложена на два компонента (рис.2.9): нормальный N и касательный S . При эксперименте они могут прикладываться к поверхности агрегата при помощи лямок (рис.2.10).

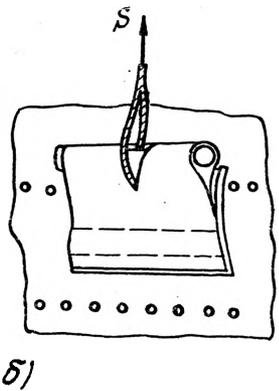
Сосредоточенные нагрузки, действующие на агрегат, обычно при эксперименте прикладываются к узлам или основным жестким элементам конструкции.

Рассмотрим методику нагружения крыла самолета при статических испытаниях. Аэродинамические нагрузки (рис.2.11), действующие на верхней и нижней поверхности крыла, а также суммируемые с ней инерционные силы разбиваются на элементарные силы, каждая из которых при эксперименте передается на крыло через парусиновые лямки (рис.2.12), приклеенные к крылу. Кроме парусиновых лямок, применяются еще упругие элементы, состоящие из металлических пластин (стальных или алюминиевых) и мягкой (сырой) резины (рис.2.13) или пластмассы, которые присасываются к поверхности. Такие присосы характеризуются хорошей сцепляемостью, а также хорошей эластичностью.

При подготовке к испытаниям распределенные нагрузки (аэродинамические и инерционные) разбиваются на отдельные участки (полосы), образующиеся в результате сечения крыла вертикальными плоскостями, параллельными направлению полета (рис.2.14) или перпенди-



а)



б)

Рис. 2.9. Разложение поверхностной силы на два компонента

Рис. 2.10. Приложение нормальной (а) и касательной (б) составляющих нагрузки к поверхности агрегата

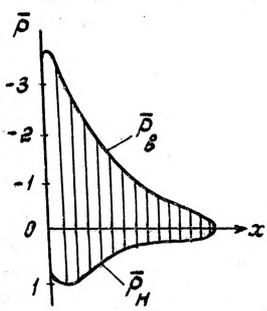


Рис. 2.11. Распределение давления по хорде крыла (p_v и p_n — коэффициенты давления на верхней и нижней поверхности крыла)

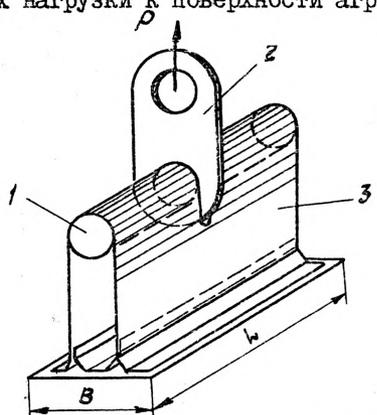
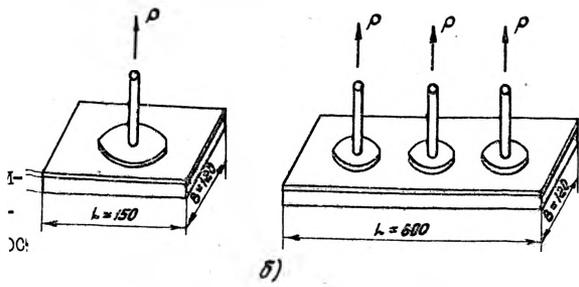


Рис. 2.12. Лямка для приложения нагрузки к поверхности крыла



б)

Рис. 2.13. Резиновые присоски для приложения к поверхности агрегата одной (а) или нескольких (б) сил

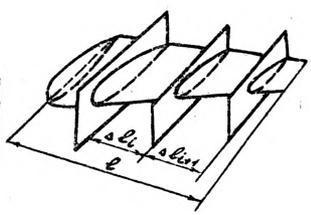


Рис. 2.14. Разбивка крыла на отсеки.

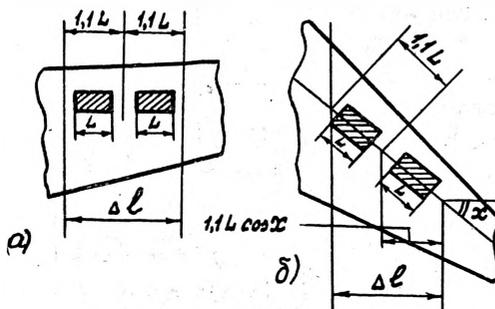


Рис.2.15. К определению длины отсека для прямого (а) и стреловидного (б) крыла.

Рис.2.15. К определению длины отсека для прямого (а) и стреловидного (б) крыла (рис.2.15,б), где L - длина подошвы лямки (см. рис.2.12), а γ - угол стреловидности для данного сечения.

При определении элементарных сил для различных расчетных случаев нагружения крыло рекомендуют разбивать на одни и те же площадки. Это упрощает монтажные работы при переходе от одного случая нагружения к другому.

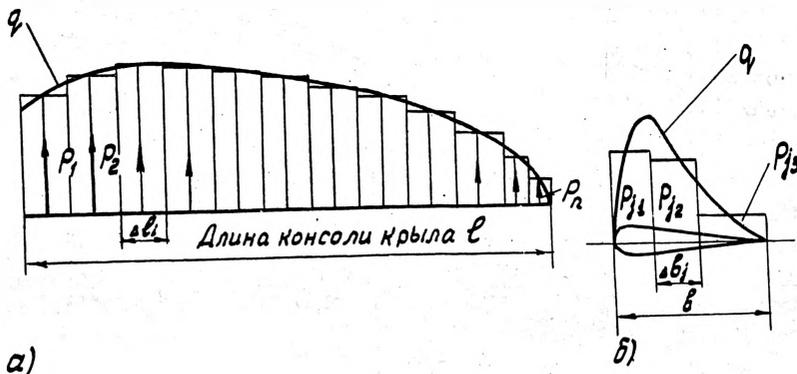


Рис.2.16. Замена истинной распределенной нагрузки ступенчатой: а - по размаху крыла; б - по хорде крыла

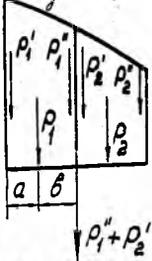
Непрерывная распределенная удельная нагрузка по размаху и хорде крыла заменяется ступенчатой (рис.2.16). Для перехода к сосредоточенным нагрузкам заданная эпюра спрямляется (рис.2.16,а) по отсекам с условием сохранения величины и положения равнодействующей. При этом нагрузка на полосу

$$p_i \approx q_i \Delta l_i, \quad (2.12)$$

нагрузка на отдельные площадки

$$P_i \approx p_i \Delta b_j, \quad (2.13)$$

где Δb_j - размер площадки по хорде (рис.2.16,б).



Найденная равнодействующая на отсеке заменяется двумя составляющими силами, приложенными по границам отсеков, как это показано на рис.2.17.

Эпюры инерционных нагрузок разбиваются на те же участки Δl_i и Δb_j , что и эпюры аэродинамических нагрузок.

Лямки на каждой из площадок рекомендуется наклеивать вдоль образующей поверхности крыла (рис.2.18). Не следует наклеивать ламки только по нервюрам (рис.2.19,б), так как искажается нагрузка на панели крыла. Размер ламки (см. рис.2.12) выбирается в зависимости от особенностей испытываемой конструкции: толщины обшивки, величины ожидаемых касательных напряжений, размеров свободных участков обшивки (между нервюрами и стрингерами), кривизны поверхности и т.п.

Рис.2.17. Схема перехода от распределенной нагрузки к сосредоточенной

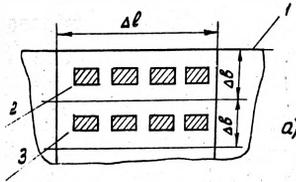


Рис.2.18. Расположение лямки по расчетным площадкам крыла: 1 - носок крыла; 2 - первая площадка; 3 - вторая площадка

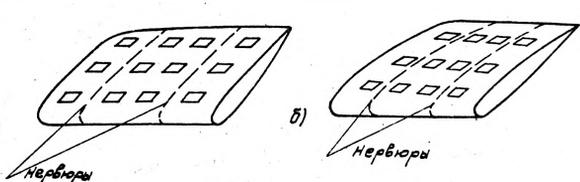


Рис.2.19. Наклейка лямки относительно нервюр крыла: а - правильная; б - неправильная

При выборе лямки можно руководствоваться следующими общими соображениями:

лямки больших размеров с подошвой 210x90 мм выгодно применять на плоских и цилиндрических поверхностях при толстой обшивке ($\delta > 2$ мм); в тех случаях, когда можно ожидать сильного коробления обшивки (тонкая обшивка и высокие касательные напряжения), а также на поверхностях большой двойной кривизны нужно наклеивать ламки меньших размеров с подошвой 160x80 мм или даже 110x80 мм, подошва большой лямки будет неравномерно нагружаться по длине (рис.2.20).

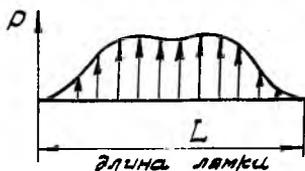


Рис. 2.20. Распределение нагрузки по длине подошвы ляжки

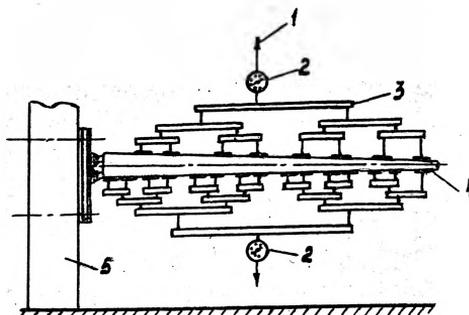


Рис. 2.21. Схема нагружения крыла при статических испытаниях: 1 - внешняя сила; 2 - динамометр; 3 - рычажная система; 4 - крыло; 5 - колесо

Прочность сцепления ляжки с поверхностью составляет 1,0... 1,5 МПа, но обычно используется только 0,1 этой сцепляемости. Это обусловлено тем, что могут возникнуть слишком большие местные нагрузки, на которые не рассчитаны обшивка и заклепки. Кроме того, прочность соединений сильно понижается, если в обшивке появляются складки или выпуклости. Допустимую нагрузку на ляжки, работающие в хороших условиях, т.е. при малом короблении обшивки на цилиндрической поверхности, можно принимать равной 10 Н на 1 мм длины подошвы ляжки. После выбора размера ляжки и допустимой нагрузки на нее нужно определить число лямок, наклеиваемых на одну элементарную площадку (см. рис. 2.18):

$$K \geq \frac{P_i}{T_{доп}}, \quad (2.14)$$

где K - число лямок на площадке;

$T_{доп}$ - допустимая нагрузка на ляжку.

Отдельные элементарные силы, передаваемые через ляжки на конструкцию, соединяются через рычажную систему в группы, которые в свою очередь, соединяются для принятия усилий от силовозбудителей (рис. 2.21).

Аналогично рассмотренному нагружению крыла самолета осуществляется нагружение фюзеляжей и хвостовых оперений самолета и вертолета (рис. 2.22), а также других типов ЛА в случае приложения поперечных аэродинамических нагрузок.

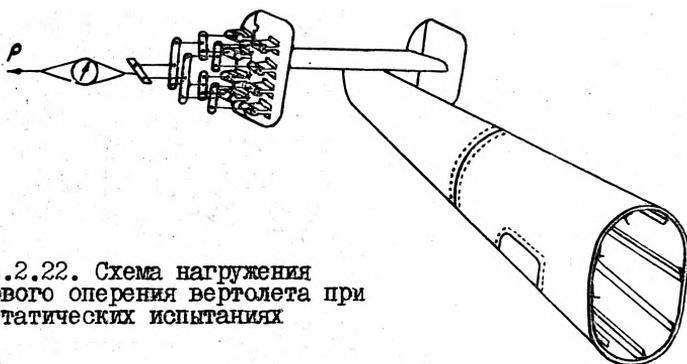


Рис.2.22. Схема нагружения хвостового оперения вертолета при статических испытаниях

При использовании в качестве силовозбудителей гидроцилиндров (см. рис.2.6) удобно при статических испытаниях применять гидравлическое управление системой нагружения, принципиальная схема которого изображена на рис.2.23. Она состоит из пульта управления и нескольких гидравлических силовозбудителей. Каждый гидроцилиндр снабжен редуктором с двумя поршнями одинакового диаметра. Под левым поршнем возникает на всех участках одинаковое исходное давление, регулируемое с центрального пульта вручную. Под правым поршнем действует рабочее давление, создаваемое в отдельных силовозбудителях (гидроцилиндрах). Действующие на поршни редуктора усилия передаются на рычаг, точка вращения которого устанавливается до испытания. Каждое отклонение от равновесия вызывает движение рычага, и давление уравнивается посредством правого поршня. Выбор точки вращения рычага дает возможность установить для каждого гидравлического силовозбудителя определенное соотношение между исходным давлением и давлением в гидроцилиндре. Точку вращения рычага можно сдвигать таким образом, что рабочее давление в цилиндре было в пределах $0,66 \dots 1,6$ от исходного. Собственные массы силовозбудителей уравниваются на рычаге редуктора. Благодаря этому технология статических испытаний становится значительно проще, чем при обычном использовании противовесов.

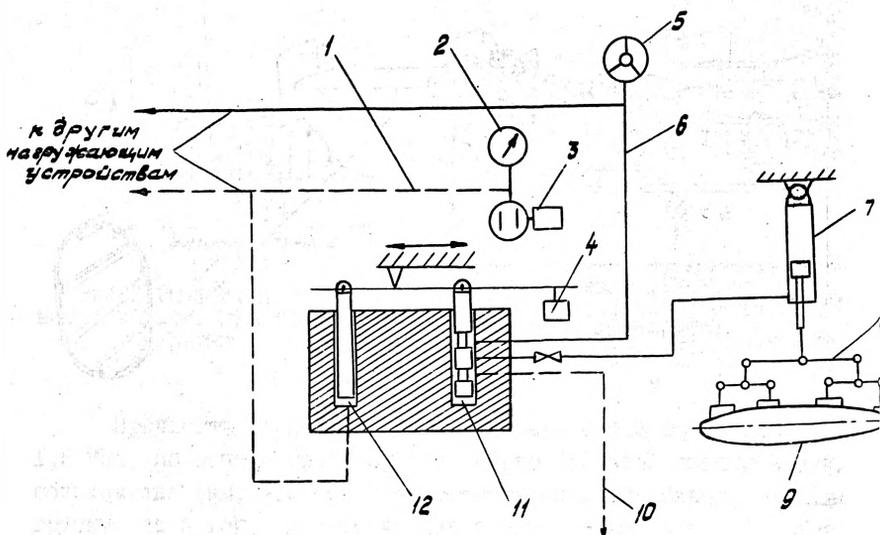


Рис. 2.23. Принципиальная схема регулирования усилий, создаваемых гидравлическими силовозбудителями при статических испытаниях:

I - измеряемое давление; 2 - измеритель; 3 - регулируемый насос; 4 - подвижный противовес; 5 - насос, создающий давление в рабочей магистрали; 6 - рабочая магистраль (трубопровод гидросистемы); 7 - гидравлический силовозбудитель; 8 - рычажная система; 9 - сечение испытываемого крыла; 10 - сливная магистраль; II - золотник рабочей магистрали; 12 - гидроцилиндр измеряемого давления

В качестве примера проведения испытаний натурной конструкции рис. 2.8 дана схема установки статического нагружения самолета. Нагружение осуществляется рычажными системами, прикрепленными с одной стороны к испытываемой конструкции, а с другой стороны при помощи тросов к загрузочным устройствам, находящимся на специальных тележках с электрическим приводом, которые перемещаются на основных силовых мостах. На каждом загрузочном устройстве может быть создана своя нагрузка за счет изменения плеча домкрата. Это позволяет адаптировать гидравлическую систему для всех точек нагружения. На каждом из силовых мостов может быть установлено до трех загрузочных устройств. Общий пульт нагружения объединяет в себе системы управления и контроля нагружением по всем загрузочным устройствам. До начала основных испытаний обязательно следует провести тарировку системы нагружения посредством нагружения специально изготовленной стальной конструкции балочного типа.

2.5. Особенности нагружения конструкции ЛА осевыми усилиями и перепадом давления

Осевые нагрузки на конструкцию ЛА передаются через комуты, которые крепятся к силовым элементам, при помощи тросов и силовозбудителей. Часто такие испытания проводятся по отсекам, при этом осевые нагрузки прикладываются через соседние отсеки или специальные приспособления, имитирующие жесткость этих отсеков. Нагрузка создается прессом или с помощью гидравлических силовозбудителей и металлических тяг (рис.2.24). Таких тяг по окружности устанавливают 6...12. При одинаковой работе тяг получается чистое сжатие отсека, а при различной работе тяг можно имитировать совместное действие сжатия и изгиба.

При испытаниях можно создать граничные условия, близкие к реальным. Значительно сложнее создавать неравномерно распределенные внешние и внутренние нагрузки. Такие нагрузки, как правило, имитируются приближенно. Например, передняя часть ЛА нагружается аэродинамическими силами по закону

$$p = p_0 \cos^2 \varphi, \quad (2.15)$$

где φ — угол между нормалью к поверхности оболочки и осью вращения. Такая нагрузка приближенно имитируется путем прижатия передней части ЛА прессом к сухому песку, покрытому брезентом.

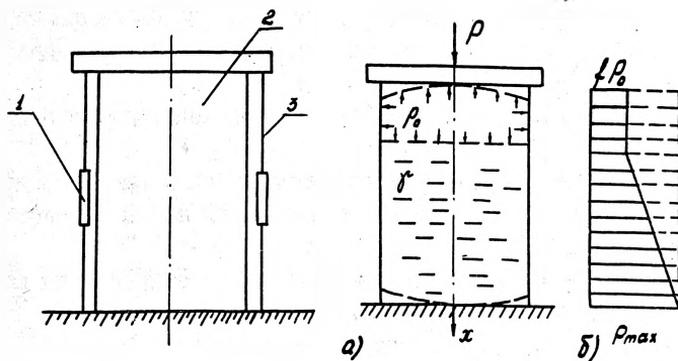


Рис.2.24. Схема нагружения отсека осевыми нагрузками:
1 — силовозбудитель; 2 — отсек;
3 — тяга

Рис. 2.25. Нагружение бакового отсека:
а — схема; б — распределение давления на высоте отсека

При испытании баковых отсеков гидростатическая нагрузка создается при помощи избыточного давления жидкости в отсеке (рис.2.25) При этом создается максимально возможное расчетное давление в отсеке

$$p_{max} = f(p_0 + \gamma h n_x), \quad (2.16)$$

где p_0 - давление наддува;
 γ - удельный вес жидкости;
 h - наибольшая высота столба жидкости в отсеке;
 n_x - максимальная осевая перегрузка;
 f - коэффициент безопасности.

Чтобы проверить устойчивость крупногабаритных тонкостенных конструкций при воздействии равномерно распределенного внешнего давления, их помещают в специальные гидравлические бассейны. Если критическое давление не превышает внешнего, то нагрузка создается откачной вакуумным насосом воздуха из внутренней полости испытуемого объекта. При необходимости создается герметизация специальными днащими.

2.6. Методика проведения испытаний при статическом нагружении

Прежде чем перейти к испытаниям, необходимо определить: цель испытания, требования, предъявляемые к испытанию, характеристики объекта, время, отведенное на испытание, метод обработки его результатов и анализа.

Перед проведением испытаний агрегата или конструкции в целом необходимо:

- 1) произвести тщательный осмотр конструкции и записать дефекты, установить основные размеры и подготовить места для постановки приборов;
- 2) проверить приспособления и установки до закрепления на них испытываемой конструкции;
- 3) проверить приборы, измеряющие деформации;
- 4) проверить нуль силоизмерителя, тем самым устранив влияние массы конструкции и массы установленных приспособлений на показания силоизмерителя;
- 5) установить ограждения, предохраняющие окружающие объекты от повреждений в момент разрушения конструкции, и принять меры,

устраняющие возможность несчастных случаев.

Перед контрольным (зачетным) испытанием проверяют систему на нагрузку, равную 30...40% расчетной. При этом производят пробную запись показаний приборов. После снятия показаний приборов проводят поэтапное (через 10% расчетной нагрузки) нагружение. Для равномерного нагружения конструкции могут применяться автоматические программные устройства управления силовозбудителями.

Первый отсчет по приборам следует брать при небольшой нагрузке (равной 5...10% от расчетной). Нагрузка должна повышаться плавно. Перед каждым отсчетом по приборам для ряда конструкций рекомендуется давать выдержку от 0,5 до 3 мин. Испытание сопровождается подробной записью в журнале наблюдений всех явлений, замеченных при эксперименте (треск, шум, удары, волнообразование и т.д.).

На каждом шаге измеряют напряжения и деформации. При появлении напряжений, значительно превышающих напряжения, соответствующие расчетным для данного этапа нагружения, испытания прекращают и выясняют причину их появления. При испытаниях тщательно проверяют, нет ли остаточных деформаций, местной потери устойчивости обшивки и элементов конструкции и т.п. При значительных деформациях испытания прерывают, выясняют причину возникновения этих деформаций и усиливают конструкцию.

Если нагрузка достигла $2/3$ расчетной, конструкцию разгружают до первоначального состояния. При этом тщательно проверяют состояние конструкции, подробно обследуют остаточные деформации. Если местные и общие остаточные деформации не превышают допустимых, то статические испытания продолжают до достижения расчетной нагрузки. Установка во время эксперимента (в наиболее важные моменты), общая картина разрушения, а также детали разрушения фотографируются.

В качестве примера можно привести программу испытаний транспортного самолета С-160 "Трансаль". Программой предусматривают статические испытания для II летных и посадочных случаев. Для получения представлений о величине нагрузок при этих испытаниях следует упомянуть, что при полетной эксплуатационной массе, равной 42 т, в максимально допустимом коэффициенте перегрузки $n^3 = 3$ следует приложить распределенную нагрузку в 1260 кН. Так как для этих случаев коэффициент безопасности $f = 1,5$, то общая нагрузка будет около 900 кН.

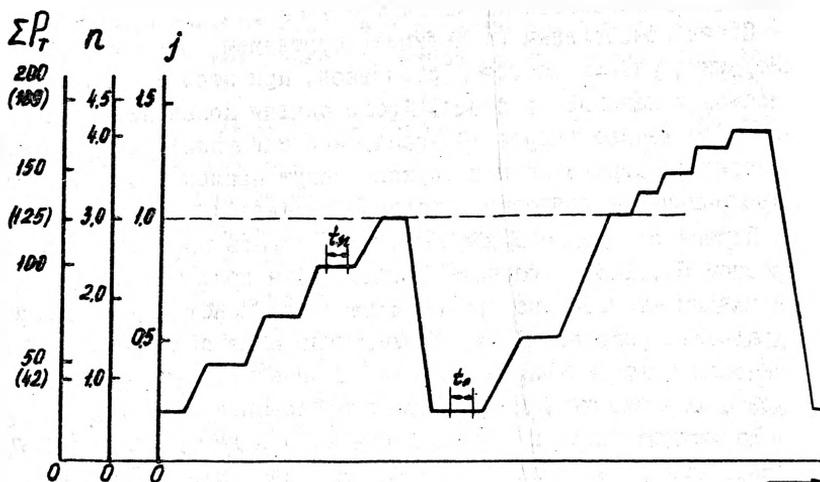


Рис.2.26. Примерная программа нагружения самолета при статических испытаниях:
 t_n - время выполнения измерений; t_o - время осмотра конструкции; ΣP_T - суммарная нагрузка; n - перегрузка; t - время

Распределение нагрузки для каждого расчетного случая различно. Нагружение осуществляется ступенями. График нагружения изображен на рис.2.26, где j обозначает отношение нагружающего усилия эксплуатационной нагрузке. Таким образом, $j = 1,5$ означает требуемую разрушающую нагрузку. Описанная методика испытаний предусматривает крепление к крылу самолета около 1200 ямок, которые одновременно не используются, а предназначены для нагружения крыла в различных расчетных случаях.

2.7. Методы замера и анализа экспериментальных данных

Одновременно с выявлением несущей способности конструкции при проведении статических испытаний производится определение напряжений в различных силовых элементах, ее жесткости и устойчивости тонкостенных оболочек.

Замер больших прогибов конструкций (типа прогибов крыла) производится нивелировкой по специальным круглым рейкам (рис.2.27) подвешиваемым к отдельным точкам конструкции или при помощи так называемой доски деформаций. При построении упругих линий должны быть произведены поправки на перемещения стыковых (опорных

узлов (рис.2.27,б). Для консольных конструкций вертикальные смещения узлов крепления вычитаются из перемещений всех точек для данной ступени нагрузки, а по горизонтальным смещениям узлов определяется угол поворота корневой части (рис.2.27,в), величина которого и определяет вторую поправку.

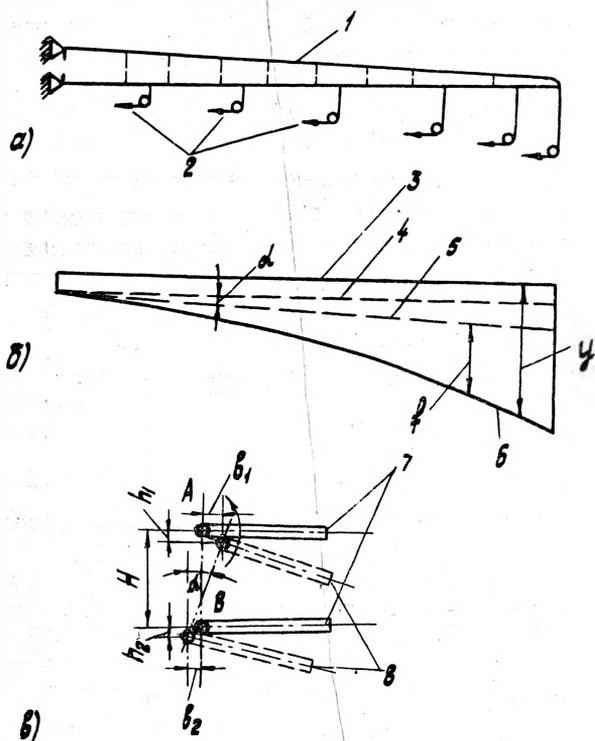


Рис.2.27. Определение прогибов крыла:
 а - схема замера прогибов; б - определение истинного прогиба; в -
 схема учета упругости опор;
 1 - крыло; 2 - линии замера перемещений; 3 - нулевой замер; 4 - по-
 правка на проседание опор; 5 - поправка на поворот корневое сече-
 ния α ; 6 - линия прогибов; 7 - положение поясов лонжеронов до
 нагружения; 8 - положение поясов после нагружения;
 f - линия замера прогибов; f - стрела истинного прогиба. Просе-
 дание корневое сечения h определяется $h = \frac{1}{2} (h_1 + h_2)$. Угол пово-
 рота корневое сечения определяется $\tan \alpha = \frac{f}{H} (b_1 + b_2)$.

Для замера малых перемещений применяются индикаторы, рабочий ход большинства из них составляет 10, 50 или 100 мм, а точность отсчета соответственно 0,01; 0,05 или 0,1 мм.

Замер деформаций для определения напряжений в силовых элементах конструкции производится с помощью электрических тензометров различного типа. В настоящее время чаще всего используются электрические тензометры сопротивлений (тензорезисторы) - проволочные (рис.2.28,а) или фольговые (рис.2.28,б).

Использование тензорезисторов основано на том, что для большинства металлов в пределах действия закона Гука относительное изменение сопротивления $\frac{\Delta R}{R}$ тензорезистора линейно зависит от деформации ϵ детали:

$$\frac{\Delta R}{R} = k \epsilon, \quad (2.17)$$

где k - коэффициент чувствительности тензорезистора.

Большинство регистрирующей аппаратуры воспринимает сигнал от тензорезистора через мостовую схему включения (рис.2.29)

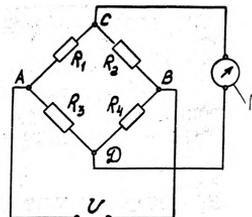
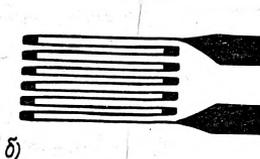
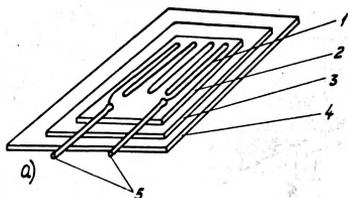


Рис.2.28. Тензорезисторы:
а - проволочный; б - фольговый;
1 - чувствительная решетка (проволока); 2 - связующее (клей); 3 - подложка (бумага, пленка); 4 - клей на объекте; 5 - выводные провода

Рис.2.29. Мостовая схема включения тензорезисторов
 R_1, R_2, R_3, R_4 - тензорезисторы или другие сопротивления; U - источник питания; G - прибор-регистратор

Обычно один тензорезистор моста является рабочим (R_1), по которому определяется относительная деформация элемента конструкции, другой (R_2) служит для температурной компенсации изменения сопротивления датчиков вследствие нагревания. Два других (R_3 и R_4) служат для балансировки моста и находятся внутри измерительного прибора. В отдельных случаях количество рабочих датчиков может возрасти до четырех.

Элементы и агрегаты ЛА в большинстве случаев представляют собой тонкостенные конструкции, находящиеся в плоском напряженном состоянии. В связи с этим общей формулы напряженного и деформированного состояния твердого изотропного тела [см. формулы (2.1) - (2.10)] упрощаются. Тензор напряжений (2.1) для плоского напряженного состояния представится в виде

$$T_{\sigma} = \begin{vmatrix} \sigma_x & \tau_{xy} & 0 \\ \tau_{yx} & \sigma_y & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{vmatrix}, \quad (2.18)$$

а тензор деформаций (2.3) соответственно можно выразить следующим образом:

$$T_{\epsilon} = \begin{vmatrix} \epsilon_x & \frac{1}{2} \gamma_{xy} & 0 \\ \frac{1}{2} \gamma_{yx} & \epsilon_y & 0 \\ 0 & 0 & \epsilon_z \end{vmatrix}, \quad (2.19)$$

где деформацию в направлении от координат z (обычно по толщине тонкостенной конструкции) можно всегда определить из закона Гука (2.9), приняв $\sigma_z = 0$, т.е.

$$\epsilon_z = -\frac{\mu}{E} (\sigma_x + \sigma_y). \quad (2.20)$$

Выражение для определения напряженного состояния принимает

вид

$$\left. \begin{aligned} \sigma_x &= \frac{E}{1-\mu^2} (\epsilon_x + \mu \epsilon_y); \\ \sigma_y &= \frac{E}{1-\mu^2} (\epsilon_y + \mu \epsilon_x); \\ \tau_{xy} &= G \gamma_{xy}. \end{aligned} \right\} \quad (2.21)$$

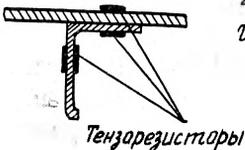


Рис. 2.30. Схема наклейки тензорезисторов на подкрепляющий элемент

Напряженное состояние конструкций ЛА при одноосном поле напряжений (например, в стрингерах) определяется по показаниям одиночного тензорезистора, наклеенного вдоль действия силы (рис.2.30). Если деформация не превышает значения, соответствующего пределу пропорциональности $\sigma_{пч}$, то напряжение вычисляется по формуле

$$\sigma = E \cdot \epsilon, \quad (2.22)$$

а при деформации, превышающей значение пределов пропорциональности $\sigma_{пч}$, для определения напряжения приходится использовать диаграмму σ - ϵ для данного материала.

На поверхности конструкции (например, в обшивке) при двухосном напряженном состоянии, согласно выражению (2.19) следует измерить деформации не менее чем тремя тензорезисторами (рис.2.31).

Тензорезистор измеряет деформацию ϵ_{φ} , выраженную следующим соотношением:

$$\epsilon_{\varphi} = \frac{1}{2} (\epsilon_x + \epsilon_y) + \frac{1}{2} (\epsilon_x - \epsilon_y) \cos 2\varphi + \frac{1}{2} \gamma_{xy} \sin 2\varphi, \quad (2.23)$$

где φ - угол между осью x и продольной осью датчика.

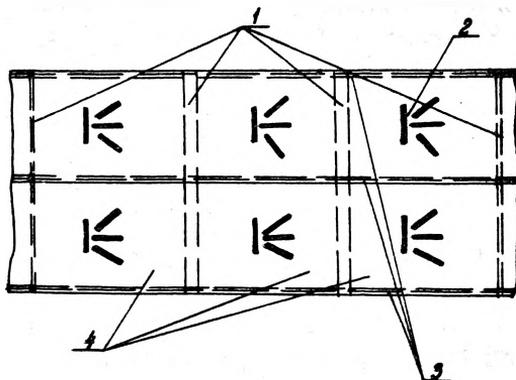


Рис.2.31. Схема наклейки тензорезисторов, образующих розетки, на обшивку: 1 - шпангоуты; 2 - тензорезисторы; 3 - стрингеры; 4 - обшивка. Тензорезисторы 2 условно показаны в увеличенном масштабе по сравнению с размером клетки, образующей панели

Практически установлено, что измерение деформаций при небольших углах между направлениями датчиков приводит к большим ошибкам при вычислении главных деформаций. С другой стороны, определенный выбор углов значительно упрощает решение системы уравнений типа (2.23). В авиационной технике при экспериментальном определении напряженного и деформированного состояния конструкций ЛА наибольшее распространение получили розетки из трех или четырех датчиков с углом между ними, равным 45° . Три датчика с углами по отношению к первому (0, 45 и 90°) получили название прямоугольной розетки (рис.2.32), а четыре датчика с углами 0, 45 , 90 и 135° называются веерной розеткой.

Наличие в розетке четырех тензодатчиков позволяет оценить ошибку измерения. Нумерация тензодатчиков обычно производится от продольного датчика.

При использовании розеток тензодатчиков все вычисления удобно производить по общим формулам:

направление главных деформаций

$$\operatorname{tg} 2\varphi_0 = \frac{C}{D}, \quad (2.24)$$

Для определения трех неизвестных деформаций ε_x , ε_y и γ_{xy} необходимо иметь показания трех тензодатчиков, расположенных под углами φ_1 , φ_2 и φ_3 к какому-то направлению, принимаемому за ось x . Решение системы уравнений типа (2.23) $\varepsilon_1(\varphi_1)$, $\varepsilon_2(\varphi_2)$ и $\varepsilon_3(\varphi_3)$ дает возможность определить не только деформации по направлению осей x и y , но и положение φ_0 и величины главных деформаций ε_{\max} и ε_{\min} или через выражения типа (2.21) - величины главных напряжений σ_{\max} и σ_{\min} .

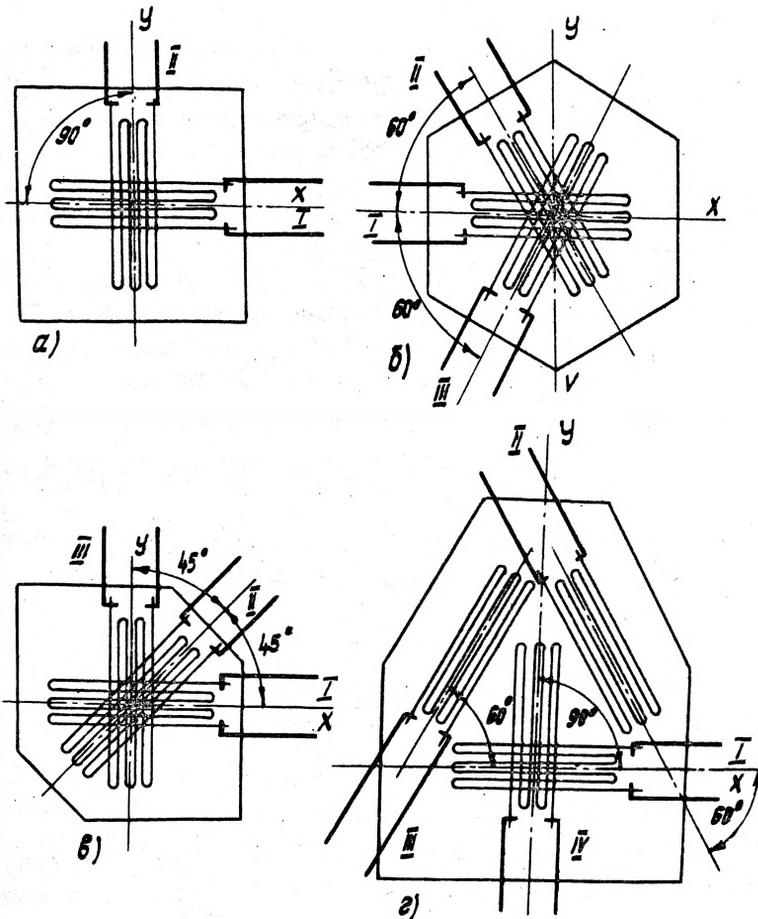


Рис.2.32. Розетки тензорезисторов, отличающиеся числом и взаимным положением осей резисторов: а - Т-розетка; б - Δ -розетка; в - прямоугольная розетка; г - Т- Δ -розетка;

I, II, III, IV - тензорезисторы

величины главных деформаций

$$\varepsilon_{\max} = A+B; \quad \varepsilon_{\min} = A-B. \quad (2.25)$$

Величина наибольшей угловой деформации (максимальный относительный сдвиг)

$$f_{\max} = 2B, \quad (2.26)$$

величины главных напряжений

$$\sigma_{max} = A' + B'; \quad \sigma_{min} = A' - B', \quad (2.27)$$

величина наибольшего касательного напряжения

$$\tau_{max} = B'. \quad (2.28)$$

Между некоторыми из величин A, B, C, D, A' и B' существует взаимная связь:

$$B = \sqrt{D^2 + C^2}; \quad A' = A \frac{E}{1 - \mu}; \quad B' = B \frac{E}{1 + \mu}. \quad (2.29)$$

Если есть необходимость определить напряжения на какой-либо площадке под некоторым углом α с направлением главного (максимального) напряжения, то используют известные формулы:

$$\sigma_{\alpha} = \sigma_{max} \cos^2 \alpha + \sigma_{min} \sin^2 \alpha; \quad \tau_{\alpha} = \tau_{max} \sin 2\alpha. \quad (2.30)$$

При применении прямоугольной розетки значения величин A, C и D подсчитывают по формулам

$$A = \frac{1}{2} (\epsilon_0 + \epsilon_{90}); \quad C = \epsilon_{45} - A; \quad D = \epsilon_0 - A. \quad (2.31)$$

В верной розетке необходимо проверить инвариантность деформаций

$$\frac{1}{2} (\epsilon_0 + \epsilon_{90}) = \frac{1}{2} (\epsilon_{45} + \epsilon_{135}).$$

Подсчет значений величин A, C и D при использовании верной розетки осуществляется по следующим равенствам:

$$A = \frac{1}{4} (\epsilon_0 + \epsilon_{45} + \epsilon_{90} + \epsilon_{135}); \quad D = \epsilon_0 - A - \epsilon_{90}; \quad C = \epsilon_{45} - A = A - \epsilon_{135}. \quad (2.32)$$

В связи с необходимостью замера во многих точках конструкции регистрирующая аппаратура часто применяется с автоматическим переключением 100 и более датчиков, а также с автоматической записью данных в виде таблиц или графиков. В последнее время стали применять устройства, позволяющие непосредственно вводить сигналы от тензодатчиков в электронные вычислительные машины.

Расположение экспериментальных точек на испытываемом объекте должно отвечать следующим требованиям:

1. Независимо от числа участков число точек в каждом участке должно быть достаточно велико, чтобы получить надежные результаты.

2. Расположение точек должно допускать постановку тензоре-зисторов с двух сторон (см. рис.2.30).

На элементах конструкции, в которых имеется явно выраженное одноосное поле напряжений (стрингеры, пояса лонжеронов и т.п.), тензорезисторы ставятся вдоль оси нагружения элемента. На всех остальных элементах конструкции (обшивка, стенки лонжеронов и пр.) тензорезисторы ставятся по 3-4 различным направлениям в виде розеток: вдоль оси конструкции, поперек и под углом к ней (рис.2.3I).

Применение большого числа тензорезисторов (для замера напряжений в силовых элементах фюзеляжа самолета необходимо наклеить около 2000 тензорезисторов) требует хорошо продуманной организации обработки данных. В таких случаях все измеряемые параметры следует направлять в "память" обрабатывающего устройства, где они подвергаются соответствующей математической обработке и предварительному анализу.

В память обрабатывающего устройства передаются и усилки, приходящиеся на нагрузочные элементы (тяги), которые там сравниваются с требуемыми значениями. Такая оценка ошибки в нагрузках при испытаниях производится на каждой ступени нагружения.

В памяти вычислительной машины имеется достаточно информации для сравнения получаемых экспериментальных результатов с расчетными, выдаваемой по мере надобности. Для наглядности в наиболее характерных точках конструкции показания тензорезисторов выводятся на графическое устройство. Довольно часто применяется установка, которая позволяет получать графическое изображение в 10 точках, при этом по оси x откладывается нагрузка P , а по оси y - деформация ϵ или напряжение σ . Благодаря этому для каждой точки замера получается маркированная линия, прямая - в начале графика и переходящая в кривую - при отклонении значений деформаций от линейного закона, т.е. при переходе из зоны упругих деформаций, где действует закон Гука, в зону пластических деформаций.

При анализе напряженного состояния конструкций иногда желательно рассматривать напряжения отдельно от действия осевых сил и изгибающих моментов. При наличии сложных нагрузок, напряжение от осевых сил вычисляется как алгебраическая полусумма напряжений, определенных по показаниям тензометров в диаметрально противоположных точках сечения, а напряжения от изгибающих моментов - как полуразность тех же напряжений. Подсчет нормальных напряжений в стрингерах, поясах и т.п. элементах конструкции от осевых сил производится по формуле

$$\sigma_0 = E \frac{\epsilon_1 + \epsilon_2}{2}, \quad (2.33)$$

а нормальные напряжения от изгиба в этих же элементах конструкции можно подсчитать по формуле

$$\bar{\sigma}_y = E \frac{\varepsilon_1 - \varepsilon_2}{2}, \quad (2.34)$$

где E - модуль упругости материала;

ε_1 и ε_2 - относительные удлинения с одной и другой стороны стрингера.

Для определения жесткости изгиба в пределах пропорциональности в данном сечении можно использовать замеры местных деформаций (удлинений). Предварительно по этим деформациям вычисляются напряжения жестких элементов сечения (поясов лонжеронов, сильных стрингеров и т.п.). Жесткость изгиба определяется по формуле

$$EJ = \frac{Mh}{\bar{\sigma}_g + \bar{\sigma}_n} E,$$

где h - высота сечения элемента;

$\bar{\sigma}_n$ и $\bar{\sigma}_g$ - напряжения в нижнем и верхнем элементах;

M - изгибающий момент в данном сечении;

E - модуль упругости.

В результате статических испытаний дается заключение о прочности конструкции и о расчете ее на прочность, в том числе:

- 1) анализ результатов испытаний путем сравнения их с данными расчета, объяснение расхождений и получение новых выводов, корректирующих расчет или создающих предпосылки для разработки нового;
- 2) рекомендации о прочности, жесткости конструкции;
- 3) сравнительная оценка конструкции с другими по условным обобщенным показателям, разрабатываемым на основе статистического материала.

ЛИТЕРАТУРА

1. Баранов А.Н., Белозеров Л.Г., Ильин И.К., Кутыинов В.Ф. Статические испытания на прочность сверхзвуковых самолетов. - М.: Машиностроение, 1974.

2. Теоретические и экспериментальные основы норм прочности самолетов. Под ред. А.И. Макаревича. - М.: ЦАГИ, 1969.

3. Тензометрия в машиностроении. - Справочное пособие - М.: Машиностроение, 1975.

4. Серьезнов А.Н. Измерения при испытаниях авиационных конструкций на прочность. - М.: Машиностроение, 1976.

5. Горяинов А.А., Кузьмин Н.Г. Нормы прочности самолетов и статиспытаний. - Науч. тр. ЦАГИ, 1926, вып.25.

Глава 3. АВТОМАТИЗИРОВАННЫЕ КОМПЛЕКСЫ СТАТИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ ЛА

3.1. Место и значение автоматизированных комплексов. Основные принципы их создания и эксплуатации.

Повышение требований к авиационной технике, расширение сферы и объема применения самолетов и вертолетов в народном хозяйстве ставят перед наукой, в том числе и перед прочностью, новые проблемы. Усложняется содержание традиционных задач. Их успешное решение невозможно без развития экспериментальных работ углубленного характера. Важнейшей составной частью экспериментальной базы являются автоматизированные испытательные комплексы (АИК), обеспечивающие управление экспериментом, сбор измерительных данных и их анализ и позволяющие получить всесторонний, своевременный и исчерпывающий результат для сложного объекта или явления в целом.

АИК для статических испытаний авиационных конструкций дает возможность получить более полную информацию для глубокого проникновения в существо изучаемого явления. С помощью АИК можно оперативно создавать управляющие сигналы, обеспечивая тем самым внешнее воздействие на конструкцию, адекватное воздействию в реальных условиях эксплуатации. При этом появляется возможность воспроизводить распределение нагрузок, прикладывать к конструкции различные комбинации нагрузок в большом числе вариантов, согласовывать по времени разнородные воздействия, выполнять измерения в большом объеме, ускорить и углубить обработку материалов испытаний.

Однако все эти преимущества АИК могут быть реализованы только на основе эффективного использования достижений электроники, вычислительной математики, метрологии, теории подобия, математической статистики, теории информации, теории массового обслуживания, теории автоматического регулирования и других наук. АИК включает в себя многочисленные вещественные элементы и функциональные образования, которые находятся в неразрывном единстве и взаимодействуют друг с другом в процессе эксперимента. Отказ или неправильное функционирование любого из них может привести к выходу из строя всего комплекса или к получению неверных результатов. По этим причинам проектирование, разработка, организация и использование испытательных комплексов невозможны без применения основных

принципов системного подхода как методологии исследования сложных динамических систем.

Основными чертами системного подхода являются:

- определение целей функционирования данной системы с позиции более общей системы, частью которой они являются;
- целостность в изучении системы, анализ ее структуры, взаимосвязей и взаимодействия элементов и образований и определение на его основе системных требований к ним;
- выявление системных качеств, т.е. качеств, возникающих как результат взаимодействия всех элементов;
- изучение характера изменений, происходящих в системе под влиянием отдельных элементов и внешних условий, и выработка на его основе мер по исключению отклонений в работе, препятствующих выполнению системой своей основной задачи;
- определение условий оптимального функционирования системы и мероприятий по его обеспечению.

В большинстве случаев эксперимент является лишь одним из составных элементов системы обеспечения прочности. Планируя эксперимент, разрабатывая программу и методику испытаний и обработки материалов, всегда необходимо учитывать связи между данным экспериментом и другими составными частями комплекса, чтобы обеспечить их эффективное применение. Только комплексный (системный) подход, основанный на использовании всех видов исследований в их взаимной связи, может обеспечить получение правильного технического решения.

Создание и применение АИК требует учета как природы исследуемого явления, методов и понятий, принятых в данной отрасли науки и вытекающих из них особенностей испытаний, так и возможностей и особенностей измерительных, управляющих, вычислительных и других устройств. Для успешного проведения экспериментальных исследований необходимо правильно выбрать методику эксперимента, измерительные средства и методы анализа результатов. Методика эксперимента определяется физическими особенностями изучаемого явления, известными из теории и ранее проведенных экспериментов, с учетом цели испытаний и других факторов. Измерительные средства должны обеспечивать получение качественной информации в достаточном для правильных выводов объеме и в такой форме, чтобы ее можно было практически обрабатывать и проанализировать. Наконец, методы анализа должны не только соответствовать цели испытаний, но и учитывать особенности измерительных средств и измеряемых параметров. Должно быть

обеспечено получение данных в достаточном объеме и с точностью, необходимой для достоверного ответа, а также наличие средств контроля за соблюдением точности.

АИК следует рассматривать как подсистему общей системы. По отношению к рассматриваемому автоматизированному комплексу статических испытаний более общей является принятая в авиационной промышленности система обеспечения прочности ЛА. Комплекс должен функционировать в соответствии с задачей, целями и требованиями, определенными этой системой. В свою очередь, АИК позволяет расширить круг задач, решаемых в испытаниях, и углубить решение традиционных задач. В соответствии с этим задачами статических испытаний, выявляющими структуру и требования к АИК, являются:

1. Определение предельной несущей способности (фактической прочности) ЛА при распределении нагрузок, соответствующем каждому расчетному случаю нормы летной годности [7], [8], с целью получения заключения о прочности испытываемого объекта.

2. Выявление элементов конструкции, недостаточная прочность которых может явиться первопричиной разрушения конструкции в целом, для выработки конструктивных мер по повышению прочности при минимальном утяжелении конструкции.

3. Экспериментальная доводка конструкции - подбор параметров отдельных узлов конструкции, напряженное состояние которых недостаточно выявляется расчетными методами.

4. Проверка принятых в расчетах гипотез путем сравнения расчетных и экспериментальных распределений напряжений для прогнозирования поведения конструкции под нагрузкой, выявления слабых ее мест, уточнения теоретических методов исследования прочности.

5. Определение относительных перемещений элементов конструкции, ее жесткостных характеристик.

При этом к испытаниям как части системы обеспечения прочности ЛА предъявляются определяемые их местом и связями в системе следующие требования:

- надежность и достоверность данных испытаний;
- достаточный объем информации, необходимой для весового совершенствования конструкции, оценки достоверности расчетных методов, а в случае необходимости и их корректировки.

Наилучшим образом отвечали бы поставленным задачам испытания, при которых система внешних нагрузок изменялась бы по времени так же, как и в полете, распределение нагрузок в каждый момент времени -

подобно полетному или задаваемому нормами летной годности, а численность и размещение тензорезисторов позволяет описывать напряженное состояние любого узла конструкции, обеспечивает измерения в достаточно полном объеме.

Однако при этом возникают известные ограничения. Как правило требуется провести испытания на несколько случаев нагружения, причем серьезные разрушения конструкции допустимы только на заключительном этапе, и то только по одному на каждый агрегат. В противном случае значительные затраты времени на промежуточный ремонт могут существенно увеличить общее время на создание ЛА.

В реальных условиях полета, соответствующих большим нагрузкам (при выполнении горок, при полете в турбулентной атмосфере и посадке), время нарастания нагрузок до максимальных величин измеряется несколькими секундами.

Воспроизведение нагружения в таком же темпе в сочетании с большим полем измерений и необходимостью анализа их результатов в реальном времени требует особо высокого быстродействия ряда подсистем, обеспечение которого вызывает практические трудности. Таким образом, возникает задача поиска отвечающей всем требованиям структуры комплекса с учетом реального наличия технической базы.

Существенными являются также требования экономической обоснованности комплекса. Практически важно обеспечить высокие эксплуатационные характеристики комплекса, включая надежность и устойчивость его работы, простоту переналадки в соответствии с текущей задачей, гибкость математического и метрологического обеспечения при умеренной трудоемкости подготовки испытаний. Эти соображения, а также опыт создания и эксплуатации АИК [3, 4, 5] определяют структуру и организацию их эксплуатации.

3.2. Состав автоматизированного испытательного комплекса. Факторы, определяющие его структуру

Современный АИК представляет собой сложную систему, обеспечивающую создание внешних воздействий, измерения, управление всем процессом испытаний. Он состоит из ориентированных на решение этих задач вещественной (экстенсивной) и функциональной (интенсивной) частей. В вещественную часть входят средства для создания внешних воздействий (силовозбудители, нагреватели и др.), средства крепления испытуемого объекта, средства измерений (первичные и промежу-

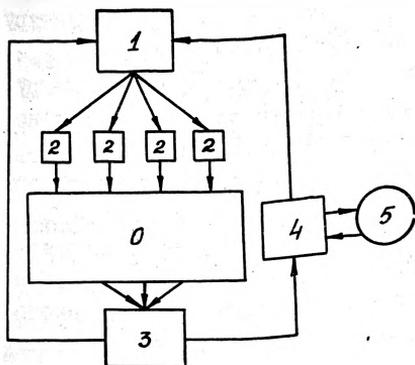


Рис.3.1. Состав АИК (схема):
 1 - система управления внешними воздействиями; 2 - устройства, создающие внешние воздействия; 3 - измерительная система; 4 - пульт управления; 5 - ведущий инженер

испытаний, набора характеристик и правил обращения с отдельными элементами АИК, приемов их подготовки и поддержания в рабочем состоянии.

В соответствии с общими принципами системного подхода элементы и образования вещественной и функциональной частей АИК должны удовлетворять системным требованиям. К их числу относятся, например, возможность сопряжения отдельных элементов (согласованность по входу и выходу), надежность, способность реагировать на управляющие воздействия, быстродействие (способность воспринять или переработать в заданный промежуток времени определенный объем информации) и ряд других. Эти требования представляют интерес прежде всего для разработчика АИК. Наряду с ними существуют требования, определяющие важные для экспериментатора - специалиста по прочности-особенности АИК, которые позволяют использовать его для решения той или иной задачи. К таким особенностям могут быть отнесены, например, число силовозбудителей, их максимальные силы, число измерительных каналов системы измерений, точность работы, возможности использования средств воздействия различных видов, измерительных преобразователей различных типов, возможности получения результатов в удобной форме (графики, таблицы, сводки данных). Несколько подробнее эти свойства будут рассмотрены ниже.

точные преобразователи, регистраторы и устройства ввода информации в ЭЦВМ), средства управления (устройства связи с ЭЦВМ, автономные устройства управления, пульт управления), средства представления данных (табло, графопостроители, алфавитно-цифровые печатающие устройства, дисплеи) и центральный процессор - ЭЦВМ (рис.3.1).

Функциональная часть обеспечивает нормальную работу вещественной части по программе, обусловленной целью и содержанием испытаний, и состоит из математического обеспечения (комплекс программ для ЭЦВМ), методики работ на АИК, охватывающей все этапы

Одним из главных факторов, определяющих конкретную структуру АИК, является обработка большого потока информации в реальном времени (т.е. без заметного запаздывания относительно процесса нагружения конструкции). Это необходимо для своевременного и правильного принятия решений по дальнейшему ходу испытаний. Однако технические возможности отдельных элементов системы обычно ограничивают объем и характер действий в реальном времени. Поэтому действия, выполняемые АИК, делят на происходящие до эксперимента, в процессе эксперимента и после его окончания. Первый и третий – подготовительный и заключительный этапы обусловлены техническими и экономическими соображениями. Функционирование всего АИК нецелесообразно на этих этапах, решающих задачи, непосредственно не связанные с нагружением конструкции. Стремление сократить время пребывания конструкции под действием больших нагрузок, близких к разрушающим, определяемое в значительной мере объемом операций в реальном времени на заключительных ступенях нагружения, приводит к соответствующей дифференциации внутри самого этапа испытаний, переносу возможно большей части подготовительных операций на начальные этапы эксперимента. Эти положения отражаются в общей программе испытаний, в структуре АИК – построении его по многоконтурному принципу [3], в выборе алгоритмов обработки для каждой стадии эксперимента.

Такой подход отражен в АИК МАИ [3], представляющем собой типичный комплекс статических испытаний ЛА.

Прежде чем перейти к описанию структуры, рассмотрим отдельные элементы комплекса. При этом отметим лишь их особенности, определяемые местом в АИК, помня, что во многом эти элементы описаны в гл.2 пособия.

3.3. Состав вещественной части АИК

Устройства, создающие внешние воздействия, должны воспринимать а также быстро и точно отслеживать управляющие сигналы. Поэтому потеряли свое значение ручные силовозбудители (домкраты) и ряд других ранее применявшихся устройств. Их место занимают электрогидравлические силовозбудители, состоящие из гидравлического цилиндра с золотниковым устройством, управляемым электрически, нагреватели с малой инерцией и др. Для воспроизведения распределения нагрузки по испытываемому объекту взамен промежуточной распределительной рычажной системы, спроектированной для одного случая, применяются

универсальные системы нагружения с большим числом ($\sim 100 \dots 200$) непосредственно воздействующих на объект силовозбудителей, управляемых автоматическими устройствами.

Устройства крепления объекта могут быть отнесены к устройствам создания внешних воздействий. Они могут быть пассивными, неуправляемыми, например узлы жесткого крепления испытываемого крыла к колоннам зала статических испытаний (см. рис. 2.4 и 2.2Г), и активными. Последние представляют собой гидроцилиндры, управляемые в значительной мере так же, как и система нагружения. Несколько условно можно считать, что, в основном, на эти устройства возлагается (дополнительно) и функция сохранения пространственного положения испытываемого объекта в допустимых пределах. Так, например, при испытаниях самолета в целом нельзя допускать его перемещений, при которых он коснется пола или стен зала. При испытаниях крепление отдельных агрегатов осуществляется при соблюдении граничных условий.

Средства управления внешним воздействием служат для выработки сигналов, непосредственно управляющих устройствами внешних воздействий. Они могут быть в меньшей или большей степени автономными. Так, существуют средства, функцией которых является только преобразование сигналов, приходящих от ЭЦВМ или с пульта управления, в форму, воспринимаемую устройствами внешних воздействий (согласование по входу этих устройств). В других сигналы управления вырабатываются на основе программы, заложенной в самом устройстве, а команды от ЭЦВМ или с пульта управления служат для запуска процесса выполнения программы или его корректировки в зависимости от хода испытаний.

Измерительная система (рис. 3.2) является неотъемлемой и очень важной частью АИК. Помимо получения целевых данных в автоматизированных комплексах ее назначение определяется также и требованием получения информации, необходимой непосредственно для управления экспериментом.

Главным видом измерений является тензометрия, что определяется самим характером задачи. При испытаниях с температурным воздействием производится измерение температур. Измерение перемещений отдельных точек объекта дает не только материалы целевого назначения, но и служит для контроля за пространственным положением объекта.

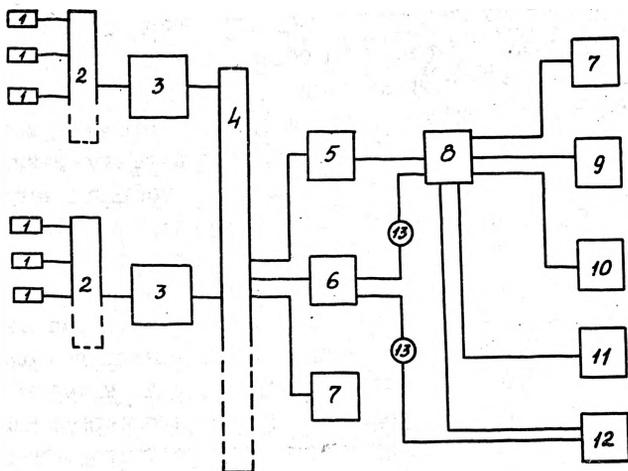


Рис.3.2. Измерительная система:

1 - тензорезисторы (и другие датчики); 2 - коммутаторы; 3 - цифровые мосты (аналогоцифровые преобразователи); 4 - групповой коммутатор; 5 - согласующее устройство (устройство ввода в ЭЦВМ); 6 - магнитограф; 7 - АЦПУ; 8 - ЭЦВМ; 9 - графопостроитель; 10 - пульт управления; 11 - вход в систему управления внешними воздействиями; 12 - ЭЦВМ, предназначенная для анализа данных на заключительном этапе эксперимента; 13 - вход для обработки результатов после окончания эксперимента

В состав АИК могут входить устройства для промежуточного накопления данных измерений. Их наличие определяется как системными требованиями, так и стремлением обеспечить возможность проведения в более простых случаях испытаний без выхода на ЭЦВМ в реальном времени эксперимента. Во многих АИК результаты измерений вводятся непосредственно в память ЭВМ без промежуточного накопления. Для этого служит устройство ввода. Если результаты измерений представлены в форме непрерывного процесса по времени, то в устройстве ввода должен быть аналогоцифровой преобразователь (АЦП), осуществляющий опрос измерительного канала с заданной частотой и преобразование сигнала в цифровую форму. Важными для экспериментатора параметрами являются число каналов устройства ввода, диапазон частот опроса и число разрядов цифрового кода АЦП. В состав измерительной системы входят также усилители и измерительные мосты, в последнее время главным образом цифровые, преобразующие электрические сигналы в форму, подходящую для устройств накопления или ввода в ЭЦВМ.

Важной составной частью измерительной системы являются коммутаторы, позволяющие по определенной программе опрашивать различ-

ные первичные преобразователи (например, тензорезисторы), поочередно включая их на вход одного измерительного канала, т.е. связанных друг с другом устройств, последовательно преобразующих информацию от первичного преобразователя до входа в ЭЦВМ в соответствии с принятой методикой измерений. В противном случае при большом числе тензорезисторов система должна была бы иметь очень большое число измерительных каналов, что совершенно нерационально.

Устройства представления данных служат для выдачи информации как в процессе эксперимента (для управления им), так и специалистам по прочности после его окончания. Существуют многочисленные устройства различных типов, обеспечивающие выдачу информации в разной форме. Для управления удобны сигнализирующие устройства, например, набор цветных лампочек, загорание которых в зависимости от цвета может указать определенный уровень напряжений в известных местах объекта. Оперативная информация может высвечиваться на экране электронно-лучевой трубки. Удобны знаковые индицирующие устройства. С такими и рядом других устройств можно ознакомиться в [4, 5].

Для получения документации, содержащей результаты испытаний с целью их дальнейшего использования, применяются обыкновенные алфавитно-цифровые печатающие устройства (АЦПУ) и графопостроители, позволяющие по заданной программе автоматически строить графики [4]. Например, могут быть получены графики распределения напряжений по сечению испытываемого крыла, зависимости напряжений от величины внешней нагрузки и т.д. Очень удобны различные виды дисплеев, особенно если они снабжены приспособлениями для фиксации изображения на специальной бумаге.

Управление экспериментом осуществляет ведущий инженер. На пульт управления выводят необходимую информацию — размещают на нем экраны и табло средств представления информации. Пульт снабжен средствами общения с ЭЦВМ, ключами и другими органами управления АИК. В современных АИК обеспечивается интерактивный режим, т.е. возможность оперативного диалогового общения экспериментатора с ЭЦВМ.

АИК содержит одну или несколько ЭЦВМ, роль которых очевидна из изложенного выше. ЭЦВМ являются, по существу, основой АИК. Отсутствие подробного описания их в данном учебном пособии объясняется наличием обширной литературы по ЭЦВМ и ни в коей мере не может быть понято как недооценка роли ЭЦВМ в АИК.

В состав АИК входит также технологическое оборудование: электроподстанции, насосные станции, питающие гидроцилиндры, средства контроля и проверки основных устройств.

3.4. Автоматизированный испытательный комплекс МАИ

АИК МАИ основан на применении измерительной системы К-732 (включающей коммутирующие устройства и цифровой мост), двух ЭЦВМ М-6000 и ЭЦВМ класса ЕС. Функциональная структура комплекса - трех-контурная (рис.3.3). Внешний контур выполняет целевую функцию испытаний: получение объективной оценки прочности конструкции.

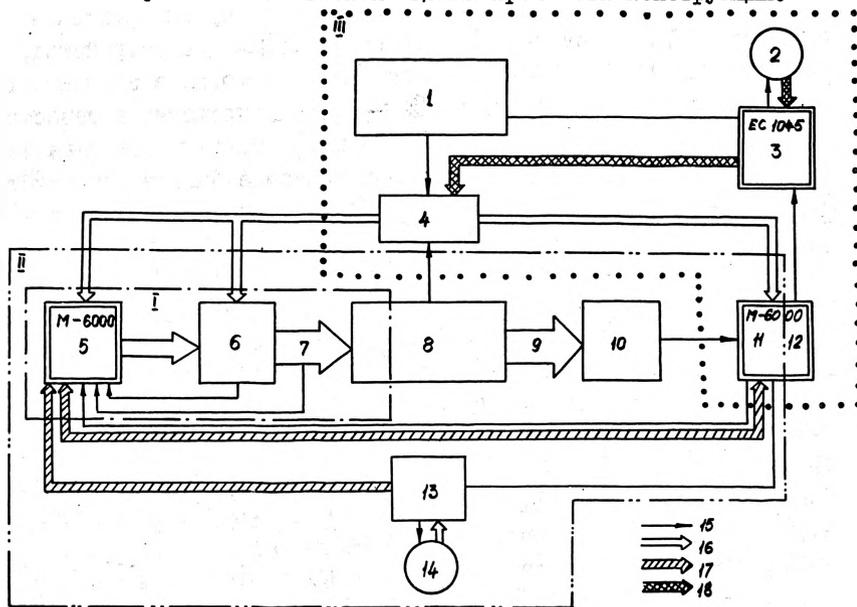


Рис.3.3. Структуры АИК МАИ: I, II, III - контуры АИК: I - результаты расчета на прочность; 2 - специалист по прочности; 3 - ЭЦВМ серии ЕС; 4 - программа испытаний; 5 - управление внешними воздействиями; 6 - средства внешних воздействий; 7 - внешние воздействия; 8 - объект испытаний; 9 - реакции объекта на внешние воздействия; 10 - измерительная система; II - оперативная обработка измерительной информации; 12 - обработка измерительной информации и ее хранение после эксперимента; 13 - пульт управления; 14 - ведущий инженер; 15 - передача информации; 16 - управление до эксперимента; 17 - управление в реальном времени эксперимента; 18 - управление после эксперимента

Внутренний контур выполняет функции управления внешними воздействиями на конструкцию и связан в реальном времени со средним кон-

туром, обеспечивающим управление всем процессом испытаний. Таким образом, системно увязаны три основных компонента испытаний:

- задание и управление непосредственно внешними воздействиями на конструкцию в автоматическом режиме;
- управление процессом испытаний на основе получения контрольных параметров, характеризующих напряженно-деформированное состояние конструкции как реакцию на внешние воздействия, выполнение заданной программы системами нагружения и работу технологического оборудования;
- получение объективных оценок прочности на основе обработки всей информации и сравнения с расчетной моделью конструкции.

Функциональная структура обеспечивает проведение испытаний как натуральных конструкций, так и их агрегатов, узлов и образцов, а также и научный эксперимент, поставленный для подтверждения теоретических разработок. При создании комплекса определены границы действий, происходящих в реальном времени эксперимента и после его окончания, и соответственно выработаны требования к техническим средствам, контрольным параметрам, предъявляемым оператору, ведущему эксперимент, к их качественным и количественным характеристикам, средствам визуализации, средствам и математическим методам регистрации и получения объективной оценки прочности, средствам представления информации и общения экспериментатора с комплексом. Эти качества позволяют обеспечить интерактивный режим работы.

Количественное и качественное описание потоков, управляющих воздействий, массивов информационных характеристик, алгоритмов обработки и функционирования систем, а также принятая методика и последовательность испытаний определяют такие требования, как точность и быстродействие аналоговых и дискретных управляющих систем, точность, быстродействие и объемы измерительных систем, производительность ЭЦМ, объемы оперативной памяти и внешних устройств, надежность и резервирование технических средств, первичных преобразователей (датчиков).

Знание поведения конструкции при нагрузках ниже эксплуатационных позволяет смягчить требования к техническим средствам при замедленном темпе нагружения в этом диапазоне. На этих этапах наряду с текущей обработкой производится обработка информации, имеющая своей целью подготовку опорных данных за время роста нагрузки до эксплуатационной или близкой к ней. На более высоких уровнях нагрузки, при которых поведение конструкции неизвестно, на основе

быстрых оценок, не требующих больших затрат времени на счет и связанных с опорными данными, в реальном времени эксперимента получают сведения о поведении конструкции, необходимые для управления процессом испытаний и прекращения испытаний в случае появления нештатной ситуации.

Первый контур обеспечивает воспроизведение поля сил и стабилизацию заданного пространственного положения конструкции. Поле сил задается с помощью гидравлических силовозбудителей с аналоговым управлением. Общее число силовозбудителей иногда доходит до 60. Точность воспроизведения сил – порядка 1%. На ЭВМ М-6000 возложена задача контроля за выполнением программы нагружения и стабилизации объекта и выдачи сигналов перехода на следующую ступень нагружения. Измерительная система используется для получения значений параметров, характеризующих процесс нагружения и работу систем нагружения.

Во втором контуре обеспечивается сбор и обработка данных о напряженном состоянии конструкции. Общее число тензоизмерительных каналов – до 2500. Основная цель обработки – получение контрольных и критических параметров по напряженно-деформированному состоянию и работе технологического оборудования. Они предъявляются ведущему эксперимент инженеру в удобном для него виде.

Третий контур служит для полного анализа экспериментальных данных, сопоставления с результатами расчета, получения обобщенных сведений о напряженных состояниях, документирования испытаний. Основной является передаваемая после проведения этапа испытаний измерительная информация, накопленная на магнитной ленте во втором контуре.

3.5. Технология испытаний

Особая ответственность испытаний дорогостоящего объекта и сжатые сроки для их проведения приводят к необходимости выделения трех этапов: подготовительного, собственно испытаний и заключительного. Подготовительный этап включает в себя составление программы испытаний, препарировку объекта (наклейка тензорезисторов, установка других датчиков, монтаж соединительных проводов), подготовку системы нагружения, проверку и отладку всех элементов АИК в отдельности, общую проверку АИК, ввод в ЭЦВМ и периферийные устройства исходных данных, компиляцию комплекса программ для ЭЦВМ. Цель и содержание части этих действий описаны в гл.2. Другие этапы присущи только эксперименту на

АИК. Для того чтобы испытания прошли успешно, без отказов, необходимо обеспечить строгую проверку каждого элемента АИК в отдельности, а затем всей системы в целом. Проверка выполняется на основе специальных инструкций для каждого элемента и тестовых программ для ЭЦВМ. Общую проверку, включая вещественную и функциональную части АИК, удобно выполнять с помощью стенда, заменяющего испытываемый объект хотя бы по частям. При этом имитируется весь процесс испытаний. Для выполнения программы испытаний и контроля за их ходом требуются в соответствующем объеме исходные данные, которые вводятся в память ЭЦВМ. Для системы нагружения это величины сил, создаваемых на каждом этапе нагружения. Для измерений это градуировочные коэффициенты (для перевода непосредственно измеряемых сигналов в величины деформаций и напряжений) и набор контрольных критических значений параметров, по которым принимается решение об остановке нагружения. Ввод в ЭЦВМ этих данных также выполняется на начальном этапе испытаний.

Этап собственно испытаний во многом аналогичен описанному в гл.2. Однако возможности и специфика АИК вносят определенные дополнения: более сложная программа нагружения, больший объем информации, интерактивный режим, на основе которого производится оперативное управление экспериментом. Ведущий испытания специалист должен контролировать воспроизведения нагрузок, исправную работу технологического оборудования и измерительной системы и характеристики напряженно-деформированного состояния. Из-за большого объема этих задач приходится разгружать оператора, возложив максимальную долю работы по контролю на ЭЦВМ. Для этого применяются контрольные параметры, анализируемые ЭЦВМ, и сигналы по результатам анализа, выдаваемые автоматически на пульт управления экспериментом.

Для контроля за нагрузками служат измеренные непосредственно или определенные косвенно (например, по давлению в гидроцилиндре) их величины, которые в ЭЦВМ сопоставляются с заданными программой испытаний. Если расхождение тех и других значений превышает определенную величину, появляется сигнал, выдаваемый на пульт управления. Исправность измерительной системы оценивают по эталонным тензорезисторам. Такие тензорезисторы наклеивают не на испытательный объект, а на некоторую меру - устройство, предназначенное для воспроизведения эталонных значений физических величин, в данном случае - деформаций. В качестве мер используют, например, работающие на изгиб балочки, нагруженные известной нагрузкой. Показания этих

тензорезисторов измеряют в процессе эксперимента. Совпадения результатов измерений с заранее известными значениями деформаций, воспроизводимых мерой, свидетельствуют о правильной работе измерительной системы. Расхождения измеренных и эталонных значений деформаций порождают соответствующие сигналы на пульте управления.

Чтобы избежать больших разрушений конструкции, данные о величинах деформаций (напряжений) сопоставляют (в ЭЦМ) с некоторыми критериями. По результатам сопоставления принимают решения о дальнейшем ходе испытаний. В качестве критериев используются предельно допустимые величины напряжений, устанавливаемые из теоретических соображений, по опыту испытаний аналогичных конструкций, по результатам предварительных испытаний отдельных конструктивных элементов или на основании прочностных характеристик материалов конструкции. Так, для сжатой панели критерием может быть критическое напряжение потери устойчивости, определенное соответствующим расчетным методом или по данным предварительных испытаний отдельной панели. Другой тип критерия — интенсивность роста напряжений с увеличением нагрузки.

Заключительный этап по цели выполняемых операций разделяется на три части.

Одна часть — метрологическая — состоит в полной повторной проверке всех элементов измерительной системы АИК отдельно и в целом. Это необходимо для оценки достоверности измерений. Возможен выход из строя какого-либо элемента измерительной системы в процессе испытаний. Заключительный контроль позволит выявить вызванные такими отказами ошибки измерений.

Вторая часть этапа — полная обработка материалов испытаний с получением документации. Она осуществляется на основе информации накопленной в памяти ЭЦМ, комплекса программ для ЭЦМ, запросов специалистов по прочности.

Третья часть — общий анализ результатов испытаний — неразрывно связан с общими представлениями о прочности испытываемого объекта. Его постановка и проведение — предмет курса прочности летательных аппаратов.

Технология эксперимента, приемы подготовки и поддержания в рабочем состоянии элементов АИК формулируются в требованиях методически правильного проведения испытаний, учитывающих факторы методического и метрологического характера.

Строгое соблюдение этих требований и приемов работы, а также контроль за состоянием АМК до, во время и после эксперимента необходимы для обеспечения качественной работы АМК. Одна из важнейших функций ведущего эксперимент инженера-прочниста - проверка выполнения технологии испытаний на всех этапах.

3.6. Математическое обеспечение

Как видим, проведение испытаний требует обширного математического обеспечения (МО). Для того чтобы представить себе его состав, методику создания и особенности, программы следует классифицировать по двум различным признакам,

Одна из форм классификации позволяет выявить объем работ по созданию МО и возможности его сокращения.

МО разделяется на системное и прикладное. Системное МО - это операционная система, комплекс программ которой обеспечивает, с одной стороны, организацию вычислительного процесса, регулярное и аварийное обслуживание устройств, входящих в систему, а с другой стороны, средства автоматизации программирования, отладку и сборку программ (компиляторы, ассемблеры, программы ведения библиотек стандартных программ, редакторы связи программ и пр.). Прикладное МО делится на общее и специальное. В общее МО входят библиотеки и пакеты прикладных программ (ППП), ориентированные на решение того или иного класса общих задач (численного анализа, линейной алгебры, управления базами данных, документирования результатов и др.). Состав прикладного МО общего назначения варьируется в зависимости от типа ЭВМ, выбранной в качестве центрального процессора АМК. Специальное прикладное МО - это программы и программные комплексы, которые создаются для решения конкретных задач испытаний (разумеется, с использованием пригодных для этого прикладных программ общего назначения).

Создание системного МО - функция системных программистов. Для пользователей АМК - специалистов по прочности - важно наличие такого МО и его возможности, особенно средств автоматизирования программирования. В процессе работ на АМК, по мере развития представлений о прочности конструкций, появляется необходимость осуществления каких-либо новых алгоритмов обработки или анализа. Очевидно, что трудоемкость в значительной мере определяется указанными возможностями.

Прикладное МО общего назначения создается обычно централизованным путем совместно с ЭЦМ. Для пользователя это источник готовых блоков, облегчающий развитие системы МО. Все элементы МО используются так, чтобы до конца испытаний была обеспечена сохранность исходных массивов информации, полученных непосредственно при измерениях.

Другая форма классификации определяет конкретное содержание и теоретические основы программ по их месту в процессе испытаний. По этому признаку можно выделить программы подготовительного этапа: собственно испытаний и соответствующих частей заключительного этапа.

Цель программ подготовительного этапа – ввод исходных данных, настройка управляющих программ и обеспечение проверки элементов АИК. Ввод данных – распространенная процедура при работе с ЭЦМ. Для настройки управляющих программ вводятся параметры, которые размещаются в соответствующих местах управляющих программ. Это тоже одна из стандартных процедур.

Для проверки элементов АИК создаются специальные тестовые программы. Их цель не только запуск и управление работой соответствующего элемента АИК, но и ввод тестового материала – определенных данных, имитирующих реальный поток информации при испытаниях. Результаты обработки тестов позволяют судить о правильной работе того или иного блока.

На этапе собственно испытаний осуществляется экспресс-анализ информации.

Система МО для экспресс-анализа должна позволять анализировать результаты измерений, оценивать их по определенным критериям в реальном времени и оперативно управлять экспериментом. Большой объем информации, подлежащей обработке, при известных возможностях ЭЦМ приводит к необходимости выбора алгоритмов, требующих наименьших затрат машинного времени. При этом применяется замена вычислительных операций заранее рассчитанными константами, выполнение операций машинных кодах (в основном, сравнение или сложение) и др. Более продолжительные операции, как, например, умножение (деление), нежелательны.

Теоретической основой МО этого этапа является математическая статистика, что объясняется наличием в результатах измерений существенных случайных составляющих (наложений). Они появляются из-за погрешностей систем нагружения и измерения (погрешности

измерений и погрешности воспроизведения нагрузок). Однако статическая обработка связана со значительными затратами машинного времени и памяти ЭЦМ. Поэтому применяются, как правило, так называемые "быстрые процедуры" [2].

Так, используются порядковые статистики [2] - случайные величины, расположенные в порядке их возрастания и в соответствии с этим порядком пронумерованные, например, крайние члены выборки, медиана или простые функции от них - размах, максимальное отклонение и др. Существуют также быстрые процедуры прогноза (для зависимости деформаций от нагрузки).

На каждом этапе нагружения в результате измерений для каждого тензорезистора получаются последовательности значений измеряемой деформации, состоящие из отличающихся друг от друга по отмеченным выше случайным причинам отсчетов. Для их хранения требуются чрезмерно большие объемы памяти ЭЦМ. Поэтому применяются способы сжатия информации, основанные на оценке отклонений отдельных отсчетов друг от друга, с сохранением для дальнейшего анализа только тех из них, для которых эти отклонения велики. Полезно сглаживание "шумов" (случайных наложений) по методу скользящего среднего [1].

Эффективным, но требующим сравнительно больших затрат по времени является метод наименьших квадратов [1, 6], позволяющий установить, например, отклонения зависимости деформаций по нагрузкам от линейной.

МО оформляется в виде отдельных блоков, решающих одну из задач обработки. Управление работой всех блоков осуществляет организующая программа.

К числу входящих в состав МО этого этапа в соответствии с его содержанием относятся блоки сжатия информации, отбраковки результатов измерений и опроса (вызванных отказами элементов измерительной системы), пересчета двоичных кодов в физические величины (деформации, напряжения), статических оценок определяемых в испытаниях величин, прогнозирования, определения зависимости деформаций от нагрузок, проверки условий равновесия, группового контроля тензорезисторов, сравнения с установленными критериями и др.

Блочная структура МО позволяет с наименьшими затратами труда корректировать и наращивать МО по мере углубления представлений о методах обработки и анализа материалов эксперимента.

Для метрологической части заключительного этапа могут быть использованы соответствующие программы МО подготовительного этапа. Кроме того, необходимы программы, фиксирующие состояние элементов АМК после испытаний, сведения о фактической программе, по которой выполнен эксперимент, о величинах заданных параметров, характеристиках состояния регулируемых элементов АМК. Все эти данные служат для оценки достоверности результатов испытаний и при их дальнейшем анализе.

Часть заключительного этапа, связанная с получением документации, требует программ выдачи материалов на печать или на графики.

Большой объем выходной информации приводит к затруднениям при ее обзоре и анализе. Поэтому необходимо заранее продумать алгоритмы обзора и анализа и в соответствии с этим определить наиболее подходящую форму представления выходных данных (формы таблиц и расположения в них отдельных величин, состав, содержание и масштабы графиков, расположение вспомогательных надписей и т.п.).

МО третьей части заключительного этапа испытаний должно обеспечивать интерактивный режим для специалиста по прочности (вызов материалов измерений на дисплей, печать или графопостроитель по признакам, таким, как номера тензорезисторов, ступеней нагружения, статистический анализ в полном объеме (оценки математических ожиданий, дисперсий, регрессионные характеристики), оценку ненаблюдаемых характеристик прочности (главные напряжения по розеткам тензорезисторов и т.п.), сопоставление показаний групп тензорезисторов (объединяемых по принадлежности к единому образцу, например сечению крыла). Содержание и процесс анализа в основном определяются общими представлениями о прочности испытываемого объекта. Наиболее эффективным является анализ испытаний совместно с использованием банка расчетных данных по исследуемому ЛА. Однако эта задача выходит за пределы данного пособия. Отметим только, что одним из решающих условий успеха такого анализа является наличие обобщающих материалы эксперимента программы, облегчающих освоение того большого по объему материала, который может быть получен с помощью АМК.

ЛИТЕРАТУРА

И. В е н т ц е л ь Е.С. Теория вероятностей. - М.: Наука,

2. Дэйвид Г. Порядковые статистики. - М.: Наука, 1979.

3. Образцов И.Ф., Дворников А.Г., Лебедев Г.Н. и др. Общие принципы построения автоматизированного комплекса по испытанию натуральных конструкций на прочность в МАИ. - Труды МАИ, 1980.

4. Серьезнов А.Н. Измерения при испытаниях авиационных конструкций на прочность. - М.: Машиностроение, 1976.

5. Баранов А.Н., Белозеров Л.Г., Ильин Ю.С., Кутьинов В.Ф. Статические испытания на прочность сверхзвуковых самолетов. - М.: Машиностроение, 1974.

6. Худсон Д. Статистика для физиков. - 2-е изд. - М.: Мир, 1970.

7. Нормы летной годности гражданских вертолетов СССР. - М.: МАП СССР, МГА СССР, 1974.

8. Нормы летной годности гражданских самолетов СССР. - 2-е изд. - М.: Межведомственная комиссия по нормам летной годности самолетов и вертолетов СССР, 1974.