

Комплекс стендовых ресурсных испытаний натурной конструкции самолета-штурмовика.

Федоров Д. С., Буданов С. А.

*Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н. Е. Жуковского
(ЦАГИ)*

ул. Жуковского, 1, г. Жуковский, Московская область, 140180, Россия

e-mail: denis.fedorov@tsagi.ru

Аннотация

В работе представлена методика стендовых ресурсных испытаний агрегатов, узлов, систем и натурной конструкции самолета – штурмовика, включающие испытания:

- нагрузками возникающими на основном полетном, «взлетно – посадочном» и наземном случаях нагружения;
- на остаточную прочность;
- створок и замков убранного положения шасси;
- узлов навески шасси при их функционировании;
- проводок управления рулями высоты и направления, элеронами.

По результатам проведенных испытаний выявлены значимые по условиям усталости элементы и узлы конструкции планера и шасси при воспроизведении эксплуатационного спектра переменных нагрузок. Определена длительность развития усталостных трещин и остаточная прочность поврежденной конструкции.

Проведенные испытания экспериментально подтвердили долговечность и остаточную прочность поврежденной конструкции самолета-штурмовика, что

результаты испытаний позволили обеспечить парку самолетов безопасную эксплуатацию.

Ключевые слова: дефектоскопия, дифрактометр, нагружающее устройство, напряжение, объект испытаний, переменное нагружение, ресурсный стенд, тензометрия, усталость, фрактография.

Основными целями ресурсных испытаний натурной конструкции самолета - штурмовика являлись:

- экспериментальное подтверждение ресурса конструкции планера и шасси;
- выявление значимых по условиям усталости элементов и узлов конструкции планера и шасси при воспроизведении эксплуатационного спектра переменных нагрузок;
- определение длительности развития усталостных трещин и остаточной прочности поврежденной конструкции планера;
- определение долговечности восстановительных ремонтов.

Для достижения этих целей разработана методика, обеспечивающая проведения требуемого комплекса испытаний.

Методика испытаний на основной полетный, «взлетно-посадочный» и наземный случаи нагружения

Испытаниям подвергалась полноразмерная конструкция серийного самолета-штурмовика. Для приложения нагрузок были установлены макетные двигатели и макетные колеса шасси. Планер самолета цельнометаллический, с высоко расположенным крылом малой стреловидности, переставным стабилизатором, килем и нерегулируемыми воздухозаборниками. Внешний вид самолета представлен на рисунке 1.

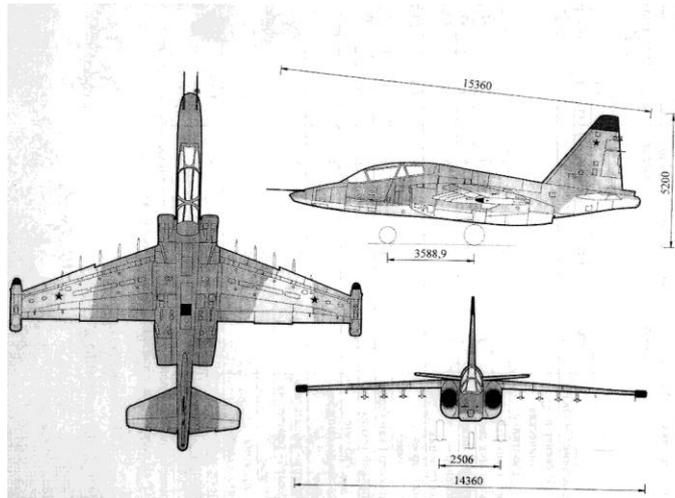


Рис. 1 - Схема учебно-боевого самолета-штурмовика

Одновременным усталостным испытаниям *на основной полетный случай нагружения* в системе планера подверглись крыло с предкрылками и закрылками, фюзеляж, горизонтальное оперение, рули высоты, узлы крепления двигателей, узел крепления замка тормозного парашюта. Схема каналов нагружения планера приведена на рисунке 2.



Рис. 2 - Схема каналов нагружения на основной полетный случай нагружения

Переменное нагружение осуществлялось программным блоком полетных циклов, который соответствовал 100 летным часам или 90 полетам. Одновременно

с переменным нагружением в топливных баках крыла и фюзеляжа создавалось избыточное давление $\Delta p=0,2$ бар. Блок состоял из 5-ти типов полетных циклов, которые отличались максимальной и минимальной перегрузками в маневренной конфигурации. В каждом полетном цикле различались два режима нагружения: режим полетной (ПК) и режим маневренной (МК) конфигурации. Нагружение на режиме МК выполнялось при выпущенной механизации крыла ($\delta_{\text{предкр}}=9^\circ$, $\delta_{\text{закр}}=20^\circ$). Выпуск и уборка механизации производилась при достижении нагрузок, соответствующих перегрузке $n_y=2,5$. В режиме ПК механизация была убрана и нагружалась как часть крыла. Уравновешивание горизонтальных усилий осуществлялось усилиями на замок тормозного парашюта и на основные стойки шасси. Циклограмма наиболее нагруженного полетного цикла приведена на рисунке 3. На циклограмме приведена перегрузка в центре тяжести самолета, которая определяет нагружение крыла и фюзеляжа, суммарные усилия на закрылки и предкрылки и углы их отклонения, суммарные усилия на стабилизатор и рули высоты, тяга двигателя и избыточное давление в топливных баках.

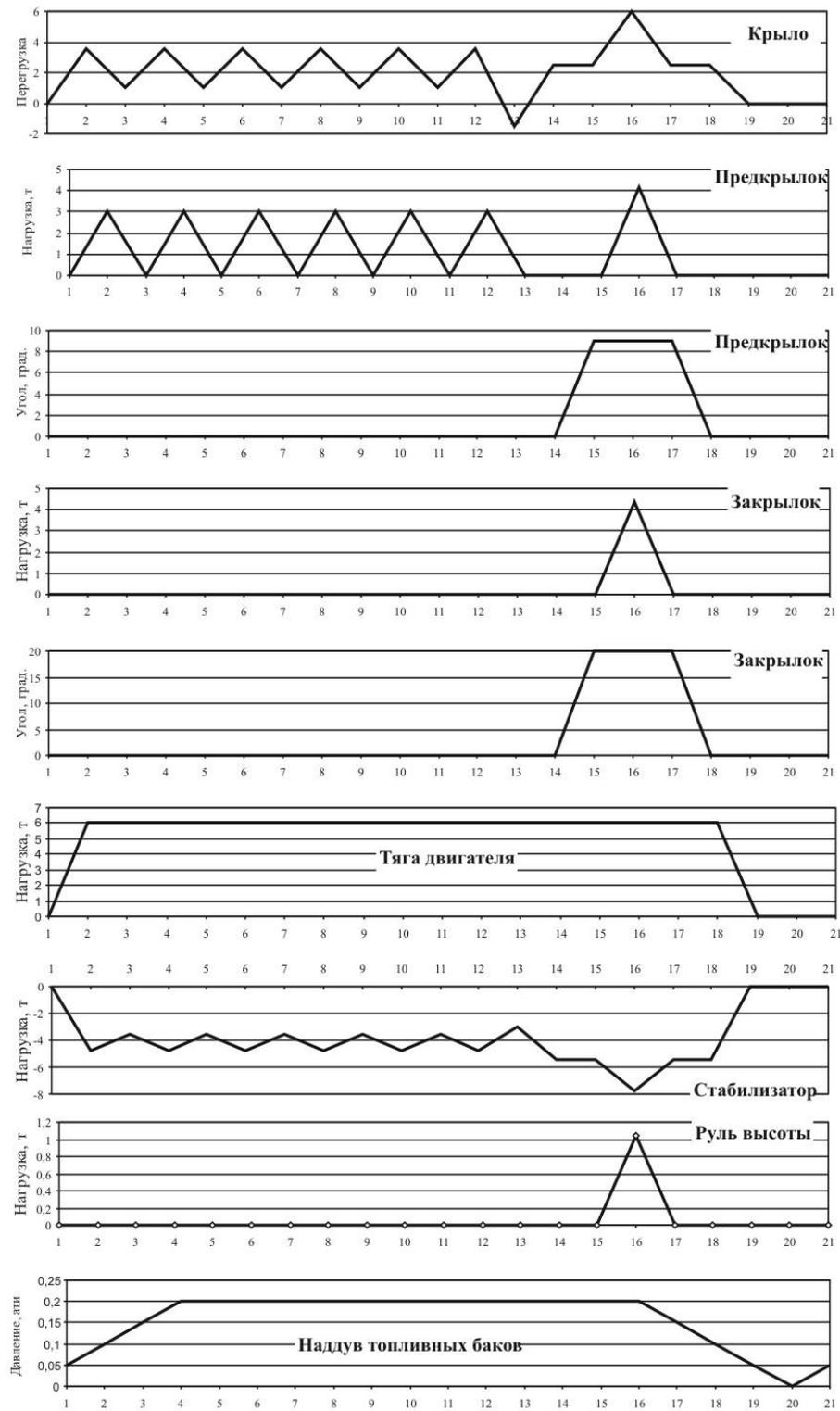


Рис. 3 - Циклограмма полетного цикла

Переменное нагружение «взлетно-посадочными» нагрузками

осуществлялось циклически блоком переменных нагрузок, который включал два

независимых распределения (сегмента). Нагружение осуществлялось с выпущенными закрылками и предкрылками ($\delta_{\text{закр}} = 40^\circ(35^\circ)$; $\delta_{\text{предкр}} = 12^\circ$).

Нагрузки на крыло, фюзеляж, стабилизатор и макет двигателя поддерживались постоянными. Схема каналов нагружения представлена на рисунке 4.

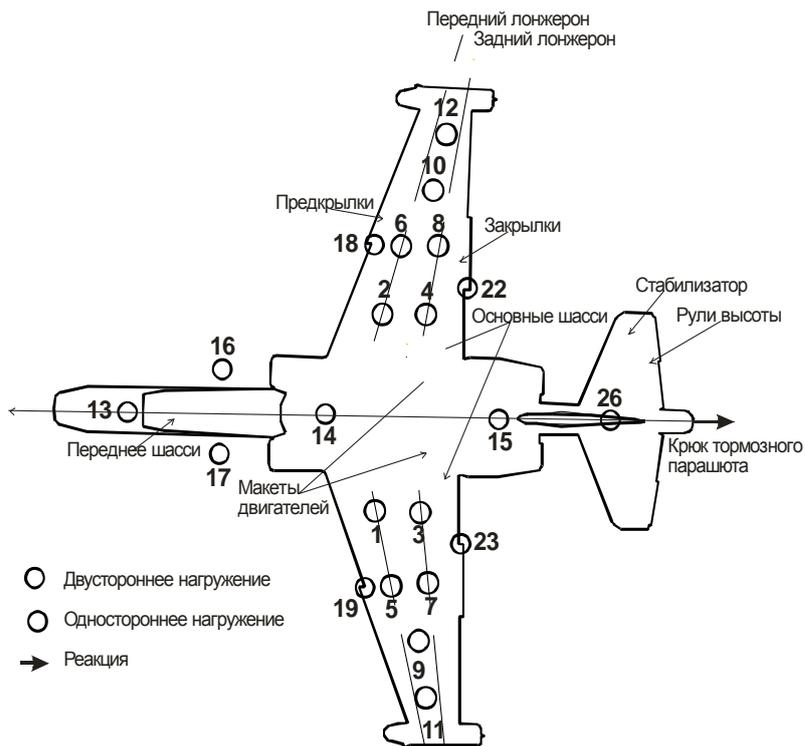


Рис. 4 – Схема каналов нагружения при нагружении «взлетно-посадочными» нагрузками

Одновременным испытаниям **наземными нагрузками** в системе планера подверглись следующие агрегаты и узлы:

- узлы навески основных стоек шасси;
- основные стойки шасси;
- узлы навески передней стойки шасси;
- передняя стойка шасси;

Схема каналов нагружения представлена на рисунке 5.

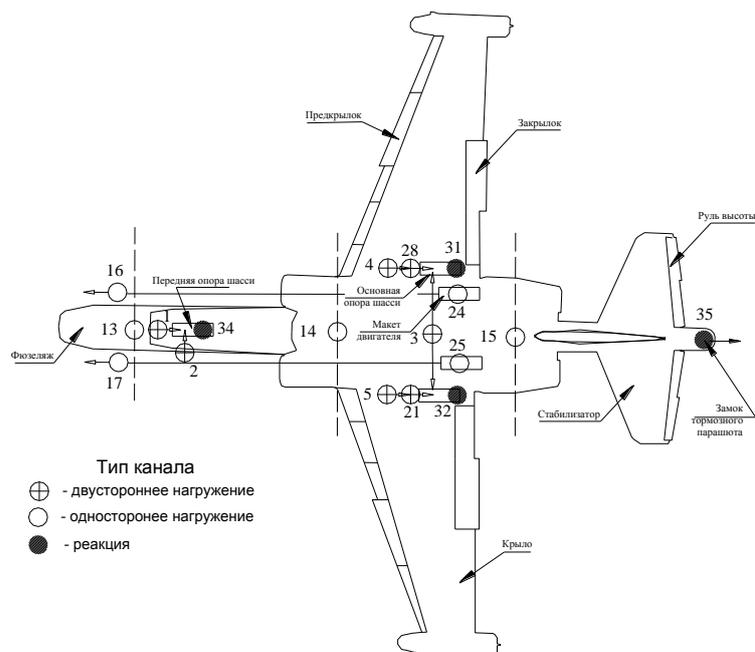


Рис. 5 – Схема каналов нагружения при нагружении наземными нагрузками

Переменное нагружение имитировало режимы: выруливание, взлет, посадку, руление и торможение, осуществлялось наземными блоками нагружения и нагрузками подблоков руление-торможение. Нагружение осуществлялось основными блоками нагрузок, в котором также прикладывался подблок «руление-торможение».

На переднюю стойку шасси прикладывались усилия P_x , P_y , P_z . Усилие P_x прикладывалось к оси макетного колеса, а усилие P_z на 80 мм. выше обода колеса. Усилие P_y воспроизводилась реактивно при нагружении фюзеляжа.

К основным стойкам шасси прикладывались усилия P_x , P_z , P_y , и $P_{x\text{торм}}$. Усилие P_x прикладывались к осям колес, а P_z и $P_{x\text{торм}}$ на 90 мм. выше обода колеса. Усилие P_y воспроизводилась реактивно при нагружении фюзеляжа.

Для равновесия конструкции использовались каналы нагружения крыла, фюзеляжа, двигателя (тяги и инерции) и замка тормозного парашюта.

Стендовый комплекс

Для проведения необходимого объема испытаний был создан специальный испытательный комплекс (рис 1).

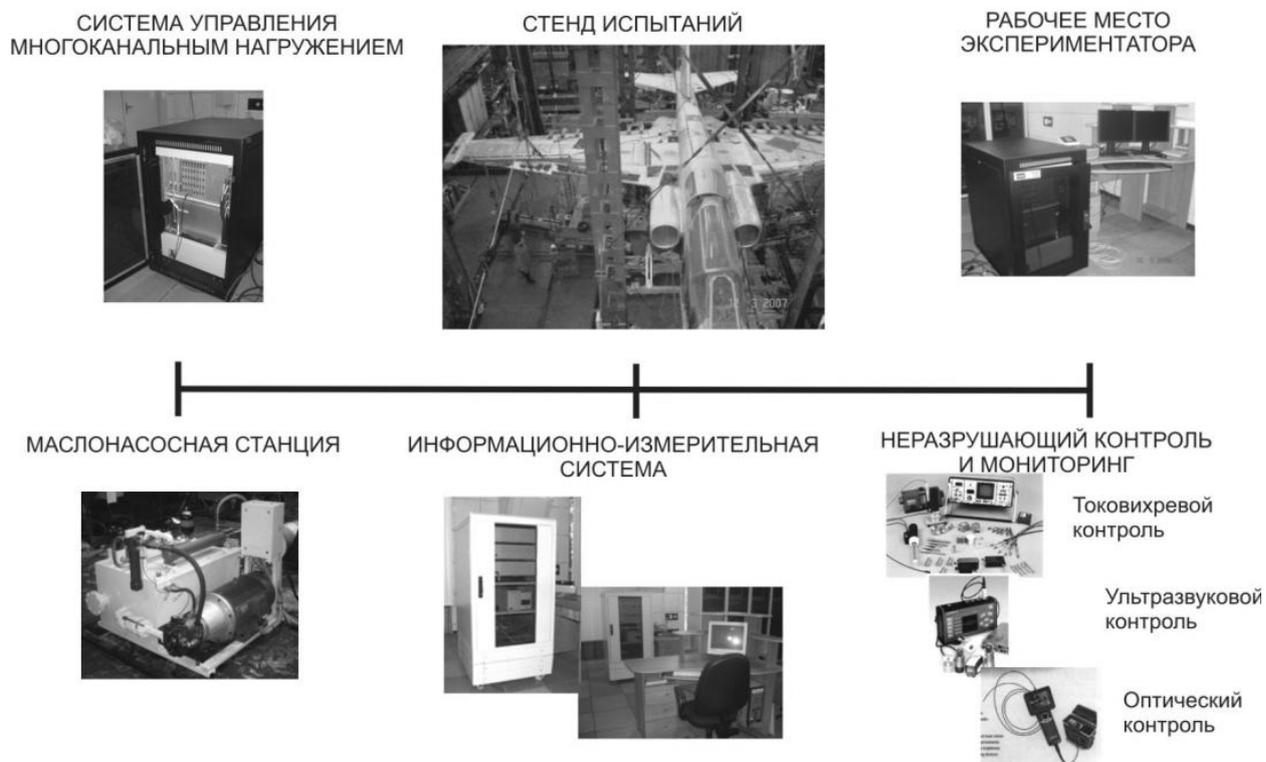


Рис. 6 – Испытательный комплекс ресурсных испытаний самолета - штурмовика

В состав испытательного комплекса входят следующие основные системы и устройства:

- устройства нагружения планера самолета;
- система наддува топливных баков;
- гидравлическая система и маслонасосная станция;
- автоматизированная система многоканального электрогидравлического нагружения;
- информационно-измерительная система;
- система мониторинга состояния конструкции и неразрушающего контроля.

Испытательный комплекс обеспечивает одновременное переменное нагружение в системе планера крыла, закрылков, предкрылков, фюзеляжа, подвески двигателей, замка тормозного парашюта и стабилизатора с рулем высоты. Переменное нагружение осуществляется одновременно с функционированием закрылков и предкрылков. Одновременно с переменным нагружением в топливных баках крыла и фюзеляжа создается избыточное давление.

Стенд располагался в испытательном зале, оснащенный силовым полом и порталами, которые являлись основными реактивными опорами всех силовых связей стенда. Нагружение каждой консоли крыла осуществлялось шестью типовыми каналами нагружения двухстороннего действия. Для нагружения фюзеляжа 3 канала размещались по оси самолета. Усилия каждого из каналов раздавали при помощи рычажных систем на левый и правый борта фюзеляжа. Нагружение секций закрылков на каждой из консолей крыла осуществлялось парой каналов установленных под углом друг к другу. Один канал нагружал закрылки в убранном, а другой в выпущенном положениях. Усилие всегда действовала нормально к хорде закрылка. Передача усилий на конструкцию закрылка осуществлялось через сосредоточенные загрузочные устройства (ложементы) размещенные равномерно вдоль секций, и по линии центров давления. Рычажная система сочленялась с загрузочными устройствами и объединяла обе секции закрылка в один канал нагружения. Нагружение предкрылков на каждой из консолей также осуществлялось парой каналов. Одним каналом воспроизводили заданное усилие, а другим перемещали точку крепления

нагружающего гидроцилиндра таким образом, чтобы сохранялась нормаль усилия к строительной горизонтали предкрылков, как в убранном, так и в выпущенном положениях. Усилия передавались на конструкцию посредством парусиновых лямок и рычажной системы. Для уборки и выпуска механизации крыла использовались штатные гидроцилиндры и самолетная гидросистема, в которую подавалась рабочая жидкость от локальной МНС. Управление процессом уборки-выпуска осуществлялось бортовой системой, которой подавались сигналы имитирующие действия пилота. Нагружение стабилизатора осуществлялось одним каналом тянущим усилием вниз. Усилие передавалось на конструкцию стабилизатора рычажной системой и парусиновыми лямками. Нагружение рулей высоты осуществлялось толкающей рычажной системой. Горизонтальные уравнивающие усилия прикладывались к основным стойкам шасси, на которых монтировались макетными колесами с узлами для приложения нагрузок. Для этого монтировались два канала, которые нагружали шасси толкающими усилиями. Каждый из двигателей нагружался двумя каналами нагружения. Один канал воспроизводил тягу двигателя, а другой инерционные нагрузки. Усилия прикладывались к узлам макетного двигателя. Горизонтальное усилие на узел крепления тормозного парашюта прикладывалось реактивно к штатному замку.

Результаты исследований

Для контроля переменной нагруженности в процессе усталостных испытаний *основным полетным блоком нагружения* на правой консоли крыла монтировались тензомосты по схеме, которая была реализована при летных измерениях нагрузок. Тензомосты тарировались при ступенчатом приложении

нагрузки, а затем производилась запись их показаний при воспроизведении циклического нагружения. Одновременно измерялись показания динамометров и по их показаниям вычислялись изгибающие моменты в тех сечениях крыла, в которых были смонтированы тензомосты. Сравнение показаний тензомостов и вычисленных моментов позволило судить о величине погрешности. Циклограммы изгибающих моментов в трех сечениях крыла показаны на рисунке 7. Рассмотрение этих циклограмм показывает удовлетворительную сходимость изгибающих моментов вычисленных по показаниям динамометров и измеренных тарированными тензомостами.

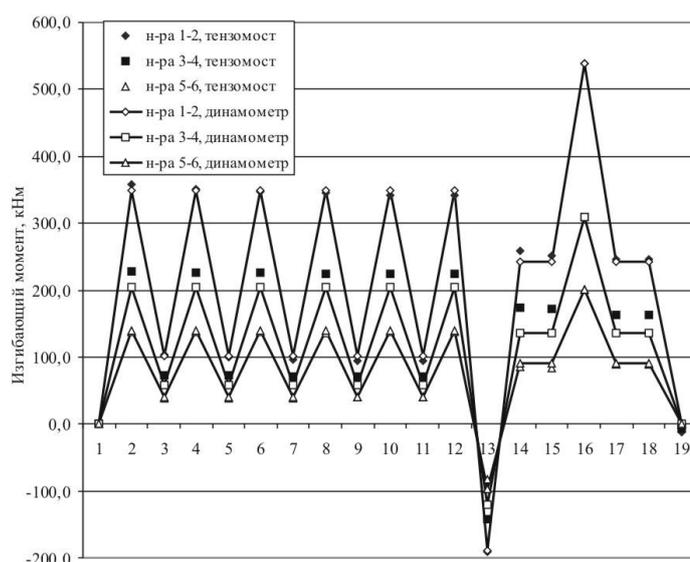


Рис. 7 – Циклограммы изгибающих моментов в сечениях крыла в полетном цикле

В процессе усталостных испытаний выявлены зоны конструкции, которые ограничивают долговечность конструкции крыла.

Для выявленных повреждений проводились результаты которых позволили определить очаг усталостной трещины и длительность ее развития.

Для критической по условиям усталости зоны конструкции болтового поперечного стыка крыла с центропланом проведены исследования напряженного состояния в зависимости от усилий затяжки болтов. Распределение напряжений в ребрах нижней стыковой панели центроплана приведено на рисунке 10.

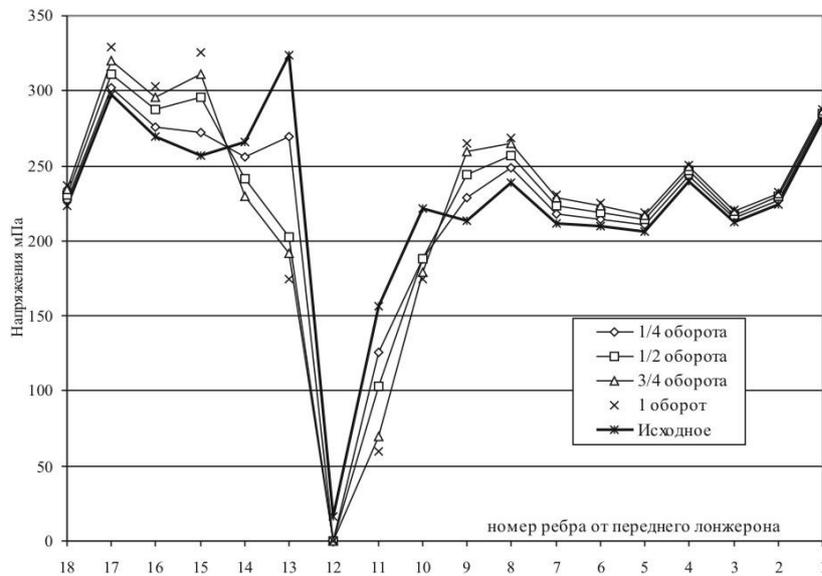


Рис. 10 – Напряжения в ребрах нижней стыковой панели центроплана при нагружении в маневренной конфигурации с $n_y=6$

Как видно из рисунка при ослаблении затяжки в соседних ребрах напряжения снижались, но одновременно увеличивались напряжения в более отдаленных ребрах. Очевидно, наиболее приемлемым является ослабление затяжки на 1/4 оборота. Принятые мероприятия позволили существенно повысить долговечность поперечного стыка нижних панелей центроплана и отъемной части крыла.

Так же были проведены замеры остаточных напряжений в ребрах стыковой гребенки нижней панели центроплана с использованием портативного рентгеновского дифрактометра «ДРП-РИКОР» (рис. 11).

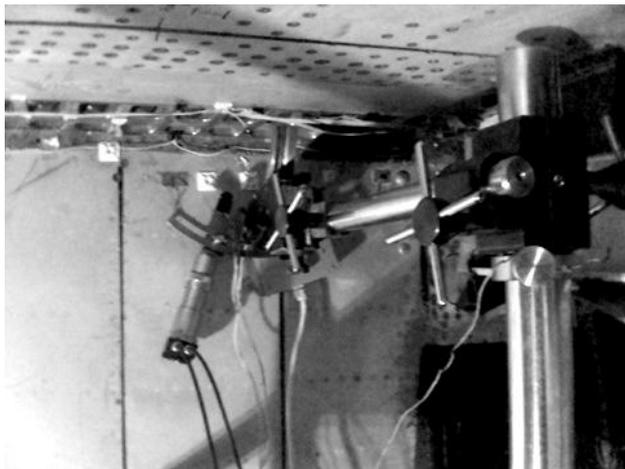


Рис. 11 – Портативный рентгеновский дифрактометр «ДРП-РИКОР»

Измерениями определялись напряжения в заданных направлениях (метод “синус квадрат пси”), а также сумму главных напряжений в поверхностном слое ребра.

Для определения напряженного состояния при испытаниях на *«взлетно-посадочный» случай нагружения*, была проведена тензометрия рельсовых нервюр навески закрылков. По результатам тензометрии выявлены наиболее напряженные зоны.

На этапе усталостных испытаний испытаниям *наземными нагрузками*, для определения напряженного состояния основных стоек шасси, была проведена тензометрия. Анализ результатов тензометрии показал, что максимальные напряжения возникают в районе изгиба рычага колеса, а также в проушине крепления тяги-отвала к оси соединения кардана-стойки с рычагом колеса.

После завершения усталостных испытаний проведены *испытания на остаточную прочность*.

Конструкция крыла была повреждена усталостными трещинами, которые возникли в процессе усталостных испытаний. К конструкции планера прикладывались нагрузки, соответствующие маневренному случаю нагружения с перегрузке $n_y=6,5$.

Для предотвращения преждевременных разрушений около поврежденной зоны с левого борта были установлены датчики акустической эмиссии, позволяющие контролировать и регистрировать подрастание трещин. В этой же зоне были смонтированы сигнализаторы трещин и тензорезисторы (рис. 12).

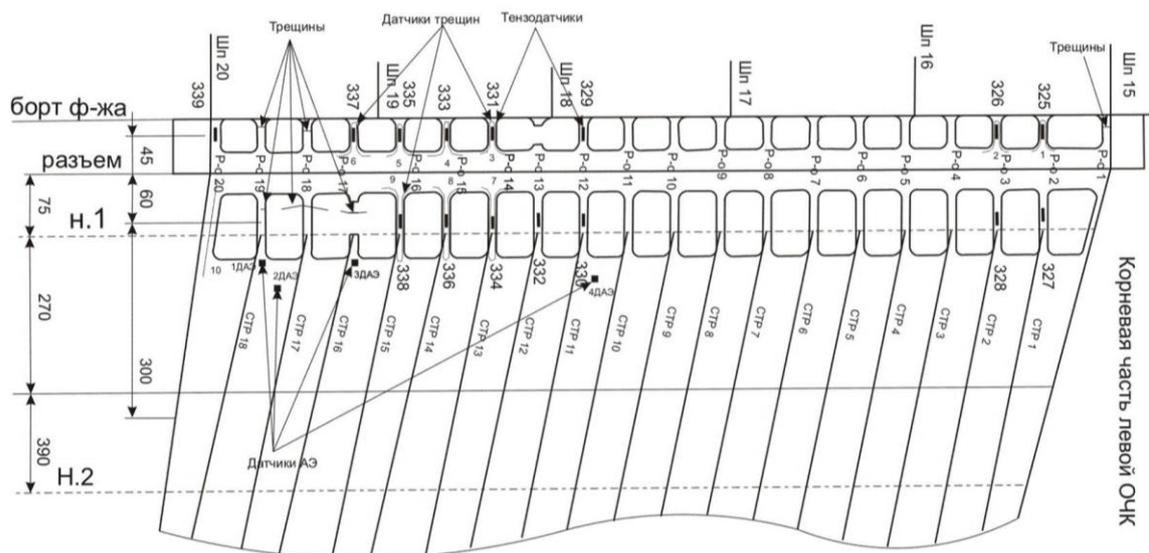


Рис. 12 – Зоны повреждений и расположение сигнализаторов трещин и тензорезисторов

Усталостные испытания створок шасси

При усталостных испытаниях створок основной опоры шасси циклическая нагрузка прикладывалась ко всем створкам одновременно. Створки находились в закрытом положении. Нагружающие устройства передней, задней и боковой створок основной опоры приведены на рисунке 13.

Нагружающие устройства включали гидроцилиндры 1, рычажные системы 2, лямки 5, грузы 3, роликовую опору 4.

Нагрузка на переднюю и заднюю створки прикладывалась вертикально вниз. Для нагружения створок по сигналу от аппарата повторных нагрузок (АПН) гидроцилиндр поднимал груз. Вес груза передавался через рычажную систему и лямки, наклеенные на створках. По сигналу концевого выключателя груз опускался и створка разгружалась, Затем цикл многократно повторялся.

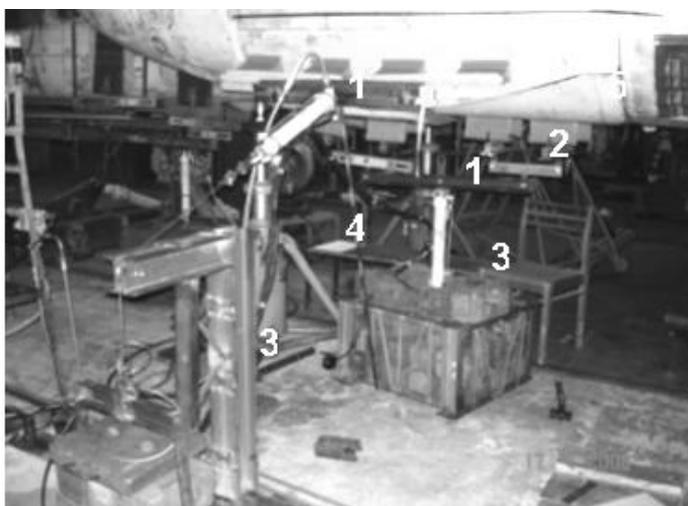


Рис. 13 – Нагружающие устройства створок основной опоры шасси

Нагрузка на боковую створку прикладывалась по нормали к ее поверхности. Для нагружения створок по сигналу от АПН гидроцилиндр поднимал груз, усилие от которого передавалось на створку. По сигналу концевого выключателя груз опускался, и створка разгружалась, Затем цикл многократно повторялся.

При усталостных испытаниях створок передней опоры шасси циклическая нагрузка прикладывалась к обеим створкам одновременно. Створки находились в закрытом положении. Нагружающие устройства передней и задней створок передней опоры приведены на рисунке 14.

Нагружение створок передней опоры шасси происходило аналогично нагружению створок основных шасси.



Рис. 14 – Нагружающее устройство передней опоры шасси

Усталостные испытания замков убранного положения шасси

При испытании замков убранного положения шасси опоры были установлены на замки. Створки шасси были открыты. Самолет фиксировался на подъемниках. Циклическая нагрузка прикладывалась в центре тяжести шасси вертикально вниз на все опоры одновременно. Нагружение осуществлялось пульсирующим циклом. Максимальное усилие цикла $P_{исп} = 0,5 P_p$.

Нагружающее устройство основной опоры приведено на рисунке 15, а носовой опоры на рисунке 16. Нагружающее устройство включало гидроцилиндр 1, груз 2, тягу 3, хомут 4.

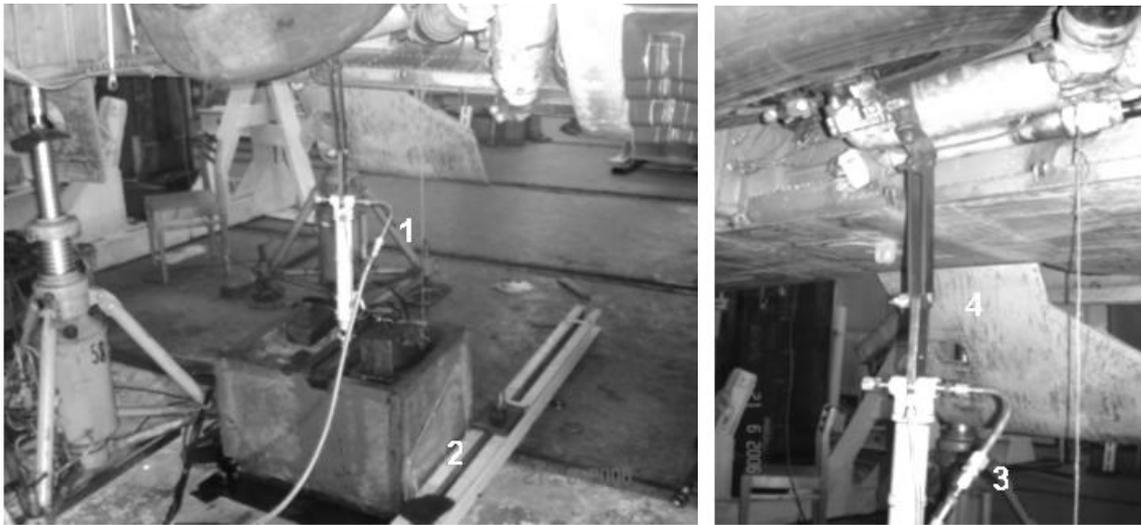


Рис. 15 – Нагружающее устройство левой основной опоры шасси

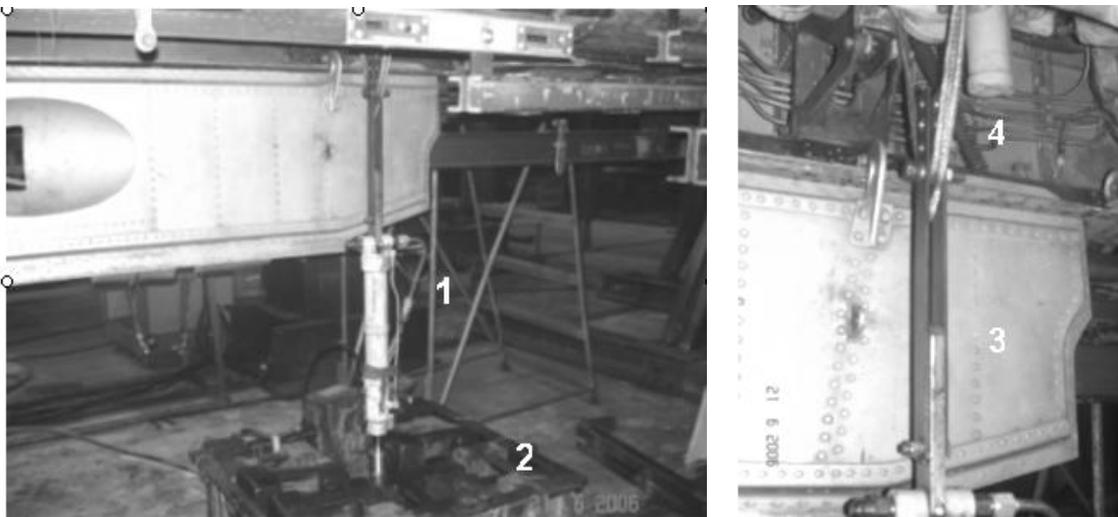


Рис. 16 – Нагружающее устройство передней опоры шасси

Для нагружения замков по сигналу от АПН гидроцилиндры поднимали груза. Вес груза передавался через хомут на опоры шасси. По сигналу концевого выключателя груза то поднимались, то опускались, нагружая замки. Циклы многократно повторялись.

Усталостные испытания узлов навески шасси при их функционировании

Основные и передняя опоры шасси испытывались одновременно. Створки шасси были открыты, для чего тяги управления были отсоединены. Уборка и выпуск шасси осуществлялся бортовой второй гидросистемой (2ГС) самолета.

Гидропитание осуществлялось от внешней маслонасосной станции, которая обеспечивала подачу масла давлением 210 атм. и расходом 200 литров/ минуту.

Электропитание осуществлялось от внешнего источника. Выпуск и уборка шасси осуществлялись по сигналам АПН.

Для моделирования аэродинамических нагрузок на основные опоры шасси были смонтированы нагружающие устройства (рис. 17), которые включали бандаж 1, который крепился на колесе, трос 2, стойку с роликами 3, груз 4.

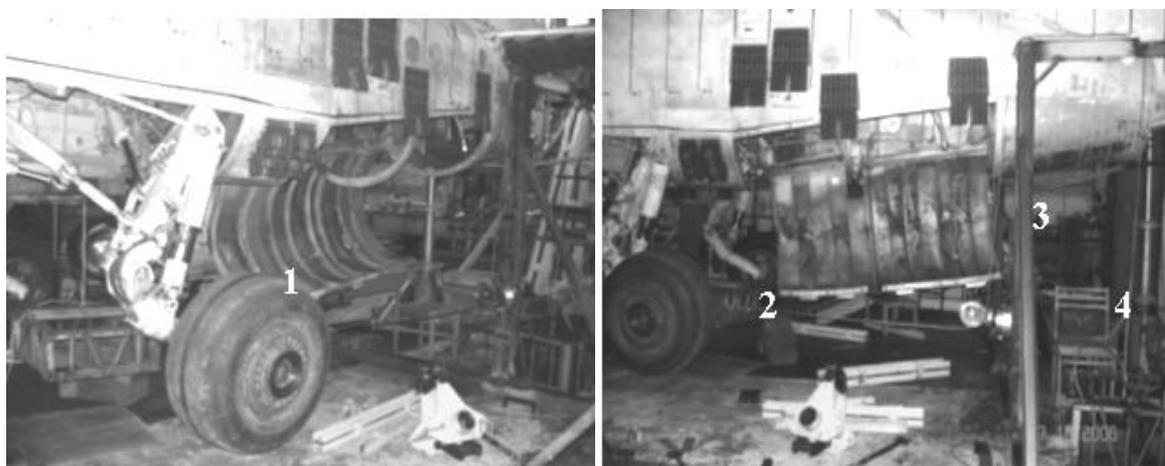


Рис. 17 – Устройство нагружения для моделирования аэродинамических нагрузок на основные опоры шасси

При выпущенном шасси груз лежал на полу и не нагружал шасси. При уборке шасси груз отрывался от пола и через трос нагружал шасси (рис. 18).

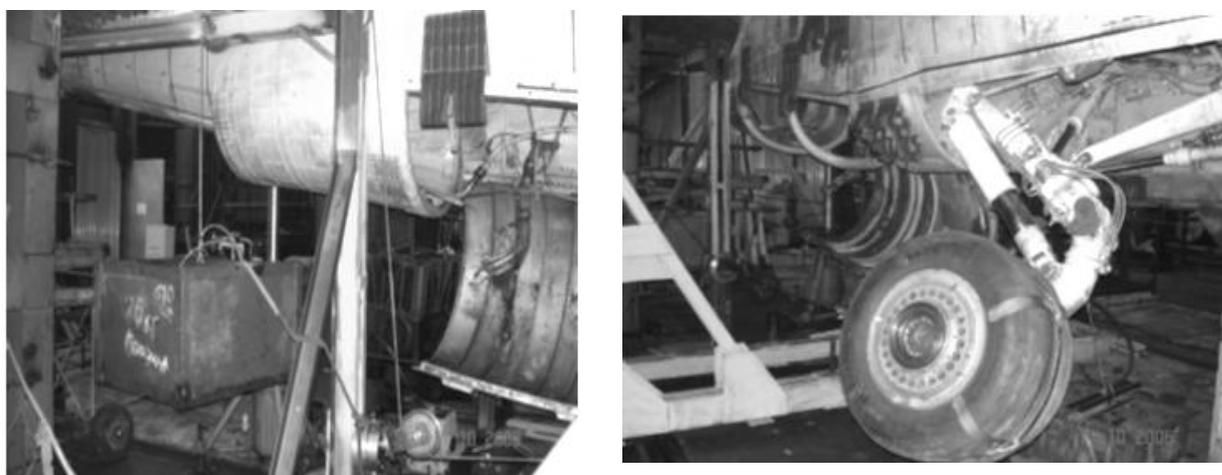


Рис. 18 – Принцип работы при испытании на функционирование основных стоек шасси

Для нагружения передней опоры шасси монтировалось нагружающее устройство (рис. 19), включающее бандаж 1, который крепился к ободу колеса, трос 2, стойку с роликами 3, груз 4.

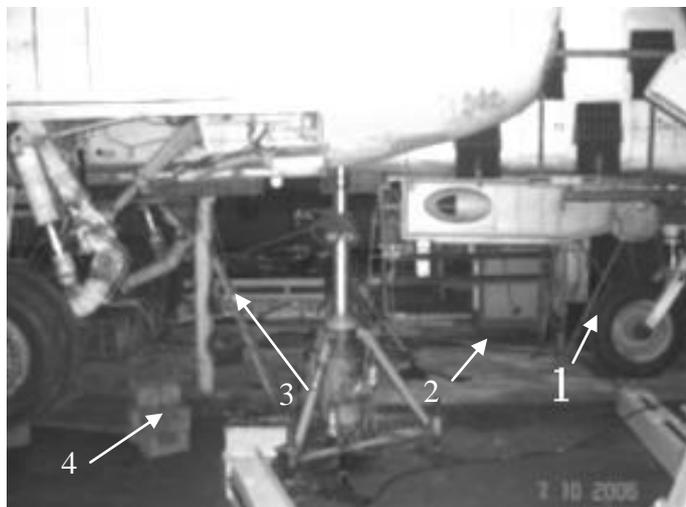


Рис. 19 – Устройство нагружения для моделирования аэродинамических нагрузок на переднюю опору шасси

При выпущенном шасси груз был поднят и нагружал шасси. При убранном шасси груз ложился на пол и не нагружал шасси.

Схемы нагружения приведены на рисунках 20 и 21.

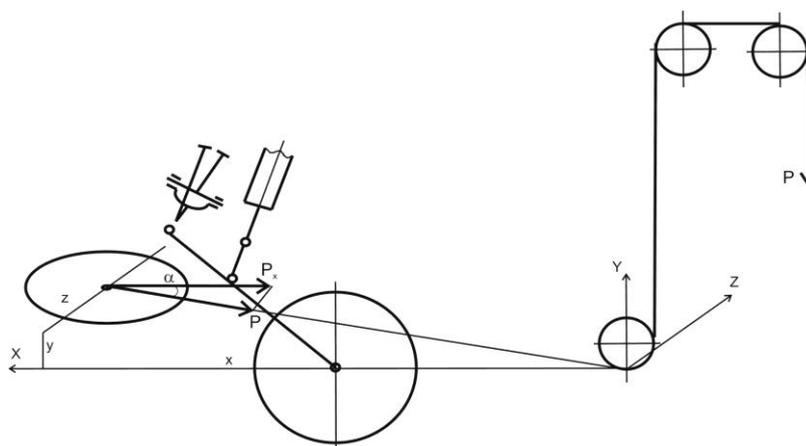


Рис. 20 – Схема нагружения основной опоры шасси

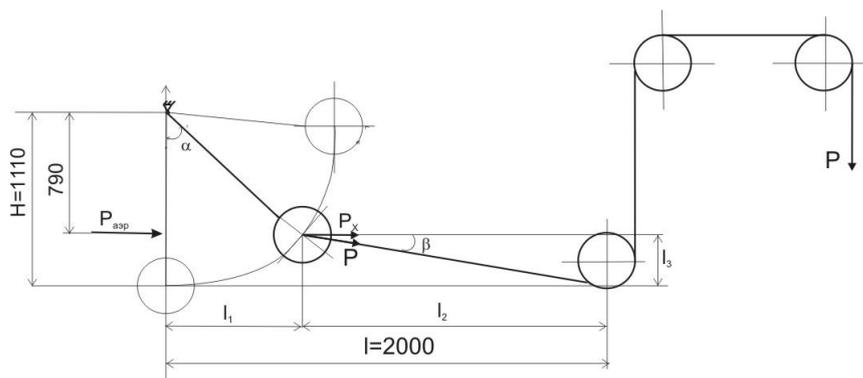


Рис. 21 – Схема нагружения основной опоры шасси

Для того чтобы учесть, что усилие прикладывалось к оси колеса, а не в центре давления, как задано программой, величину прикладываемой силы определяли из условия равенства шарнирных моментов по оси вращения шасси при испытаниях и по программе.

Графики изменения аэродинамической силы в зависимости от углов θ и α при уборке-выпуске основного и переднего шасси приведены на рисунках 22 и 23.

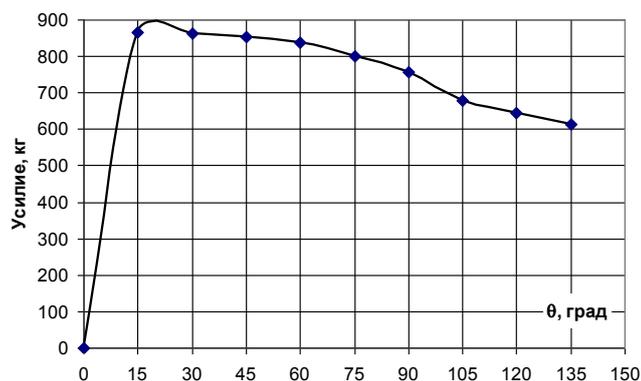


Рис. 22 – График изменения аэродинамической силы в зависимости от угла θ при уборке-выпуске основного шасси

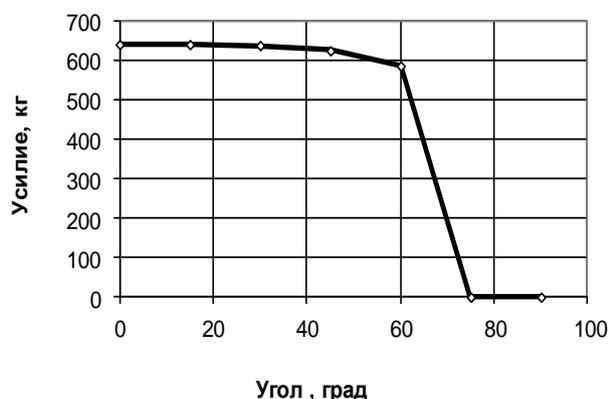


Рис. 23 – График изменения аэродинамической силы в зависимости от угла α при уборке-выпуске переднего шасси

Испытания проводок управления рулями высоты и направления, элеронами

Усталостные испытания проводок управления рулями высоты и направления, элеронами проводились в несколько этапов, поочередно нагружая их на нескольких участках.

Циклическое нагружение педалей «вперед-назад», ручки управления «от себя - на себя» и «влево-вправо» осуществлялось при помощи специальной системы, которая включала два нагружающих устройства, пневмопульт, автомат повторного нагружения, компрессорную установку. Нагружающие устройства монтировались в кабине пилотов.

Нагружающее устройство (рис. 24 и 25) включало силовую сварную раму 3, которая крепилась к рельсам катапультируемого кресла. На раме крепились два пневматических силовозбудителя 2 для нагружения ручки толкающими и тянущими усилиями. Усилие от силовозбудителей передавались через рычаг 5 на ручку 4 или педали. Между рычагом и ручкой монтировалась тензовставка 1 для измерения усилий передаваемых от силовозбудителей на ручку.

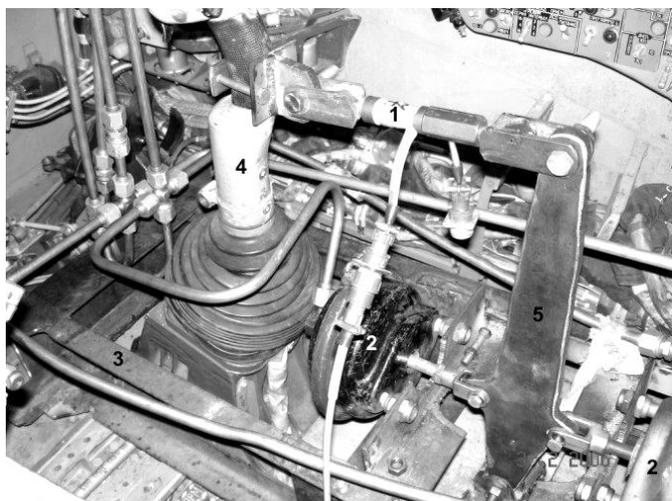


Рис. 24 – Нагружающее устройства проводки управления рулем высоты

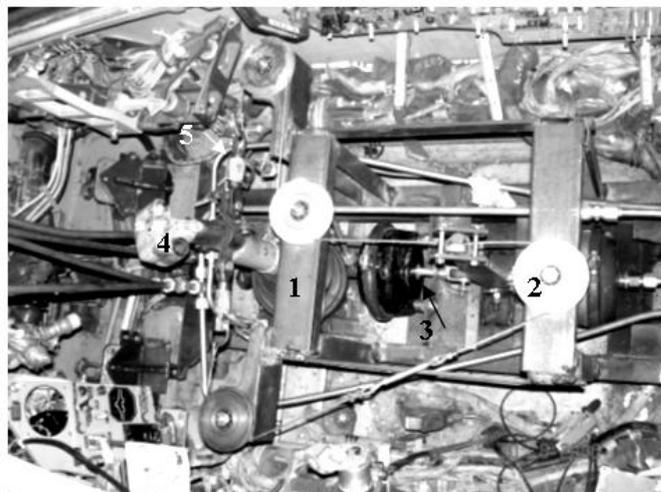


Рис. 25 – Нагружающее устройства проводки управления элеронами

Пневмопульт включал электрические пневмоклапаны, электроконтактные манометры и редуктор. АПН осуществлял управление процессом циклического нагружения, световую сигнализацию, аварийную защиту от превышения заданной нагрузки и подсчет числа циклов нагружения.

В процессе усталостных испытаний периодически проводились измерения усилий на педали педальных механизмов и ручку управления.

При испытаниях рули высоты и направления фиксировались в нейтральном положении относительно стабилизатора и киля.

Результаты проведенных испытаний позволили обеспечить безопасную эксплуатацию парка самолетов – штурмовиков сверх проектного ресурса.

Библиографический список

1.К. С. Щербань. "Ресурсные испытания натурной конструкции самолетов", Москва, Физматлит, 2009 г., стр. 236.