

Проведение комплекса мероприятий, обеспечивающих увеличение ресурсных показателей парка самолетов повышенной боевой готовности типа Су-25

Федоров Д.С. (ФГУП «ЦАГИ»)

Воронков Р.В. (ФГУП «ЦАГИ»)

Зайцев М.Д. (ФГУП «ЦАГИ»)

Марченко В.В. (ООО НПК «Штурмовики Сухого»)

Панина Е.С. (ООО НПК «Штурмовики Сухого»)

Штурмовик Су-25, созданный в ОКБ Сухого в 70-х годах, является основным самолетом фронтовой авиации, предназначенным для поддержки сухопутных войск на поле боя. По итогам применения самолета в локальных конфликтах он подвергся значительной модернизации, обеспечивающей всепогодное и круглосуточное применение штурмовиков с использованием высокоточного оружия, а также увеличение ресурса конструкции и срока службы не менее чем в три раза.

Для экспериментального подтверждения возможности доведения ресурса парка самолетов-штурмовиков повышенной боевой готовности типа Су-25 был проведен комплекс мероприятий, длившийся 8-м лет и закончившийся в конце 2019 года.

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 долговечности восстановительных ремонтов.

Разработана программа испытаний самолета Су-25 имитирующая нагружение планера самолета при различных режимах эксплуатации.

Полетный блок моделирует нагружение конструкции планера нагрузками в двух конфигурациях механизации ОЧК:

- полетная конфигурация (ПК) - δ предкрылка = 0° ; δ закрылка = 0° ;
- маневренная конфигурация (МК) - δ предкрылка = 6° ; δ закрылка = 10° .

Максимальная эксплуатационная вертикальная перегрузка $n_{y_{max}}^{\vartheta} = 6,5$ в центре тяжести (ц. т.) самолета при убранной механизации – в полетной конфигурации (ПК).

Максимальная эксплуатационная вертикальная перегрузка $n_{y_{max}}^{\vartheta} = 6,5$ в ц.т. самолета с выпущенной механизацией ($\delta_{закр.} = 10^{\circ}$, $\delta_{предкр.} = 6^{\circ}$) – в маневренной конфигурации (МК).

Выпуск и уборка механизации крыла и перекладка стабилизатора в положение «Маневренная конфигурация» (МК) производится при перегрузки $n_{\vartheta} \leq 3,5$ и числе $M \leq 0,65$ на следующих режимах:

$$H = 0 \text{ км} \quad V_{пр} = 1000 \text{ км/ч}$$

$$H = 7 \text{ км} \quad V_{пр} = 660 \text{ км/ч}$$

Максимальная и минимальная перегрузка в центре тяжести объекта для взлётно-посадочной конфигурации (ВПК):

$$n_{\vartheta} \text{ max} = 3,5$$

$$n_{\vartheta} \text{ min} = -1,0$$

При моделировании нагрузок на узлы навески шасси использованы результаты обработки замеров на элементах опор шасси самолетов Су-25, проведенных в строевых частях ВВС России и при ЛКИ.

Нагружение имитирует режимы: выруливание, взлет, посадка, руление.

На основании нагрузок заданных программой испытаний была разработана «Стендовая программа нагружения планера самолета – штурмовика Су – 25 при усталостных испытаниях полетным блоком переменных нагрузок» для проведения усталостных испытаний в системе планера крыла, фюзеляжа, закрылков, предкрылков, узлов навески двигателей, горизонтального оперения полетным блоком переменных нагрузок.

В результате разработки стендовой программы выполнены следующие работы:

– разработана расчетная модель для формирования системы сосредоточенных усилий для нагружения самолета в стендовых условиях;

– сформированы системы самоуравновешенных сил, которые обеспечивают нагружение планера в полетных и маневренных конфигурациях;

– выполнен расчет изгибающих и крутящих моментов, а также секущих сил в сечениях крыла и фюзеляжа в стендовых условиях при моделировании нагрузок на самолет в полетных и маневренных конфигурациях;

– выбрано оптимальное количество каналов нагружения агрегатов планера и его конструкции.

Для экспериментального подтверждения возможности доведения ресурса самолета-штурмовика Су-25 до необходимой наработки проведен комплекс испытаний на усталость и функционирование стоек шасси натурной конструкции самолета, который включал:

- полетными нагрузками, в объеме 15 734 полетных циклов (125 872 циклов);
- взлетно-посадочными нагрузками – 64 000 циклов;
- наземными нагрузками – 1 683 360 циклов.
- главных и передней опор шасси нагрузками, возникающими при их уборке и выпуске – 28 000 циклов.

Испытаниям подвергалась конструкция самолета-штурмовика Су-25К (коммерческий) №10568 изготовленного Тбилисским авиационно-промышленным объединением в 1992 году.

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

ИСПЫТАТЕЛЬНЫЙ КОМПЛЕКС РЕСУРСНЫХ ИСПЫТАНИЙ САМОЛЕТА-ШТУРМОВИКА



Рисунок 1

В состав испытательного комплекса входят следующие основные системы и устройства:

- устройства нагружения планера самолета;
- 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, стоек шасси, замка тормозного парашюта и стабилизатора. Переменное нагружение осуществляется одновременно с функционированием закрылков и предкрылков. Для контроля переменной нагруженности в процессе усталостных испытаний на 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 (рис. 2). Одновременно измерялись показания динамометров и по их показаниям вычислялись изгибающие и крутящие моменты в тех сечениях крыла, в которых были смонтированы тензомосты. Сравнение показаний тензомостов и вычисленных моментов позволило судить о величине погрешности.

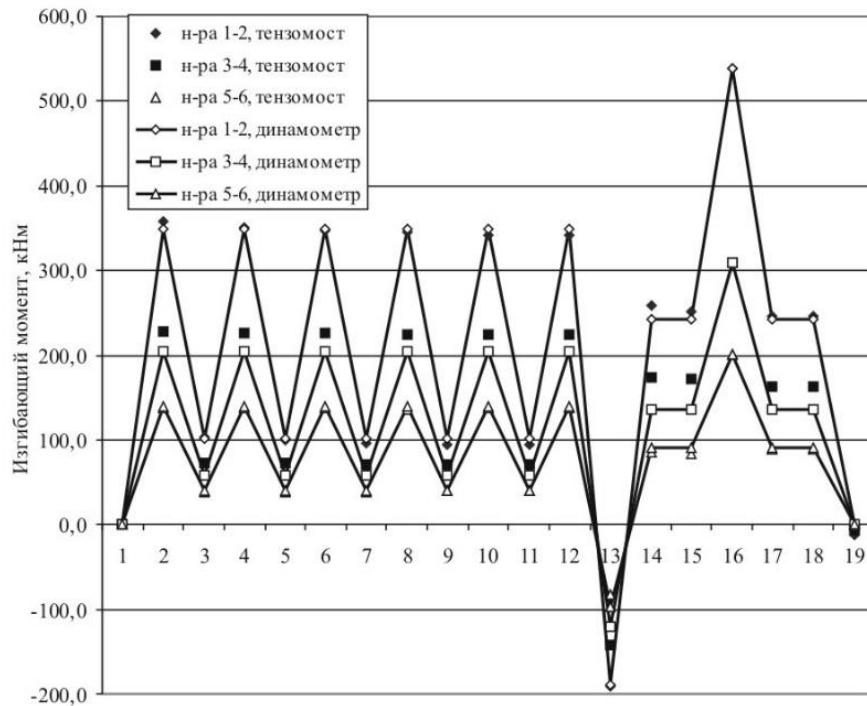


Рисунок 2

В процессе испытаний периодически выполнялись осмотры значимых по условиям усталости зон конструкции. Обнаружение усталостных повреждений осуществлялось несколькими способами.

1. Визуальный осмотр зон конструкции планера с использованием лупы с увеличением *2,5.

2. Визуально-оптический контроль труднодоступных мест с использованием видеоэндоскопа Snake Eye.

3. Вихретоковый контроль наружной поверхности ребер стыковых профилей ОЧК и центроплана на верхней и нижней поверхности крыла, а также других зон, требующих уточнения результатов визуального осмотра, с помощью вихретокового дефектоскопа ВД-82НМ.

4. Вихретоковый контроль наружной поверхности ребер стыковых профилей ОЧК и центроплана на верхней и нижней поверхности крыла, а также других зон, требующих уточнения результатов визуального осмотра, с помощью вихретокового дефектоскопа ВД-1.

На этапе усталостных испытаний полетными нагрузками переменное нагружение осуществлялось программным блоком полетных циклов, который соответствовал 100 летным часам или 150 полетам. Блок состоял из 5-ти типов полетных циклов (А, В, С, D, Е, F, G), которые чередовались в заданной последовательности (рис.3).

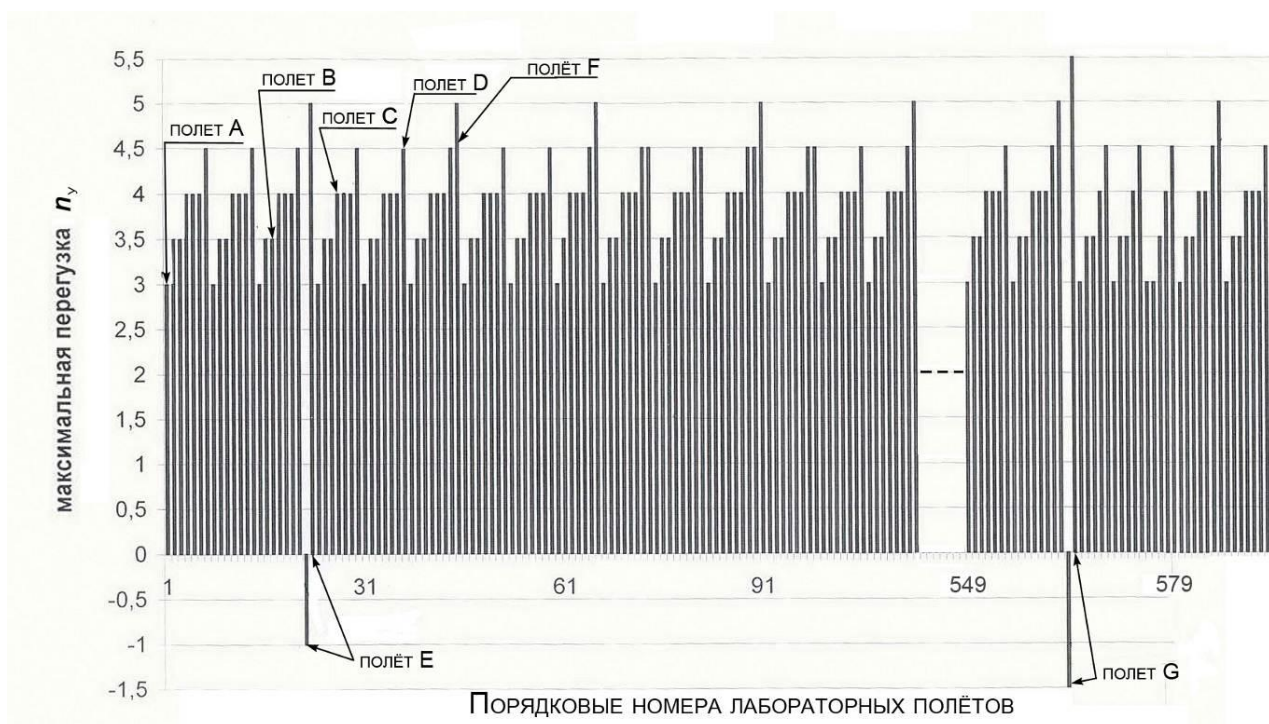


Рисунок 3

Воспроизводились основные режимы полета в маневренной и полетной конфигурациях:

- $n_y=5,5$, маневренная конфигурация ($\delta_{\text{предкрылка}}=6^\circ$, $\delta_{\text{закрылка}}=10^\circ$)
- $n_y=5$, маневренная конфигурация ($\delta_{\text{предкрылка}}=6^\circ$, $\delta_{\text{закрылка}}=10^\circ$)
- $n_y=4,5$, маневренная конфигурация ($\delta_{\text{предкрылка}}=6^\circ$, $\delta_{\text{закрылка}}=10^\circ$)
- $n_y=4$, маневренная конфигурация ($\delta_{\text{предкрылка}}=6^\circ$, $\delta_{\text{закрылка}}=10^\circ$)
- $n_y=3,5$, маневренная конфигурация ($\delta_{\text{предкрылка}}=6^\circ$, $\delta_{\text{закрылка}}=10^\circ$)
- $n_y=3,0$, маневренная конфигурация ($\delta_{\text{предкрылка}}=6^\circ$, $\delta_{\text{закрылка}}=10^\circ$)

- $n_y=3,0$, полетная конфигурация ($\delta_{\text{предкрылка}}=0^\circ$, $\delta_{\text{закрылка}}=0^\circ$)
- $n_y=2.5$, маневренная конфигурация ($\delta_{\text{предкрылка}}=0^\circ$, $\delta_{\text{закрылка}}=0^\circ$)
- $n_y=1$, полетная конфигурация ($\delta_{\text{предкрылка}}=0^\circ$, $\delta_{\text{закрылка}}=0^\circ$)
- $n_y=-1$, случай D ($\delta_{\text{предкрылка}}=0^\circ$, $\delta_{\text{закрылка}}=0^\circ$)
- $n_y=-1.5$, случай D ($\delta_{\text{предкрылка}}=0^\circ$, $\delta_{\text{закрылка}}=0^\circ$)
- стояночное состояние ($\delta_{\text{предкрылка}}=0^\circ$, $\delta_{\text{закрылка}}=0^\circ$)

Усталостные испытания конструкции самолета на основной полетный случай проведены в объеме 15 734 полетных цикла, или 10 489 летных часов.

Критическим по условиям усталости элементом конструкции крыла самолета-штурмовика Су-25 является стыковая гребенка отъемной части крыла к центроплану. Долговечность гребенки в значительной степени зависит от условий затяжки стыковых болтов, поэтому возникла необходимость выбора рациональной затяжки с целью равномерного распределения напряжений в перемычках колодцев.

Для определения напряженно – деформированного состояния (НДС) в наиболее нагруженной зоне конструкции, на ребрах стыковой гребенки отъемной части крыла к центроплану, смонтированы тензодатчики. Схема тензодатчиков проведена на рисунке 4.

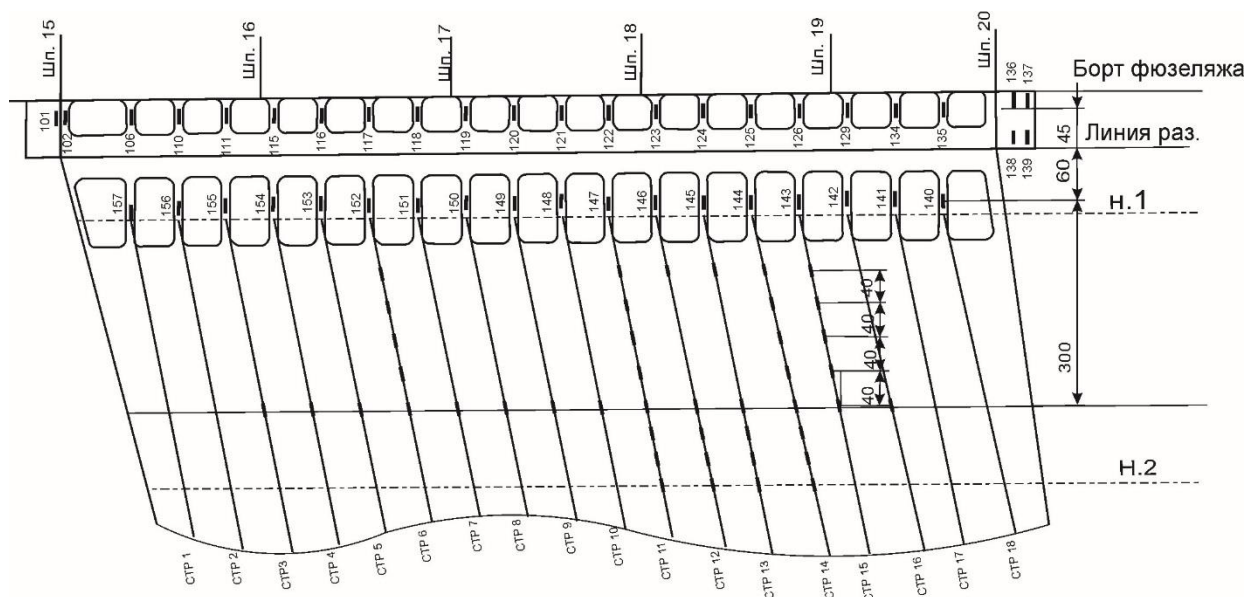


Рисунок 4.

Исследования проводились в три этапа с нагружением на каждом нагружении, возникающими при перегрузке $n_y = 5,5$ с выпущенной механизацией крыла ($\delta_{\text{предкрылка}}=6^\circ$, $\delta_{\text{закрылка}}=10^\circ$).

Первый этап – стыковые болты нормативно затянуты по левому и правому бортам.

Второй этап – 2 гайки стыковых болтов вперед и назад от ребра по оси шпангоута № 18 отвернуты на 1/4 оборота и следующие 2 гайки по одной спереди и сзади от предыдущих ослабленных гаек отвернуты на 1/8 оборота от нормативной затяжки, по левому и правому бортам.

Третий этап – 4 гайки стыковых болтов вперед и назад от ребра по оси шпангоута № 18 отвернуты на 1/4 оборота и следующие 2 гайки по одной спереди и сзади от предыдущих ослабленных гаек отвернуты на 1/8 оборота от нормативной затяжки, по левому и правому бортам.

Эпюры напряжений в ребрах фитингового стыка приведены на рисунке 5.

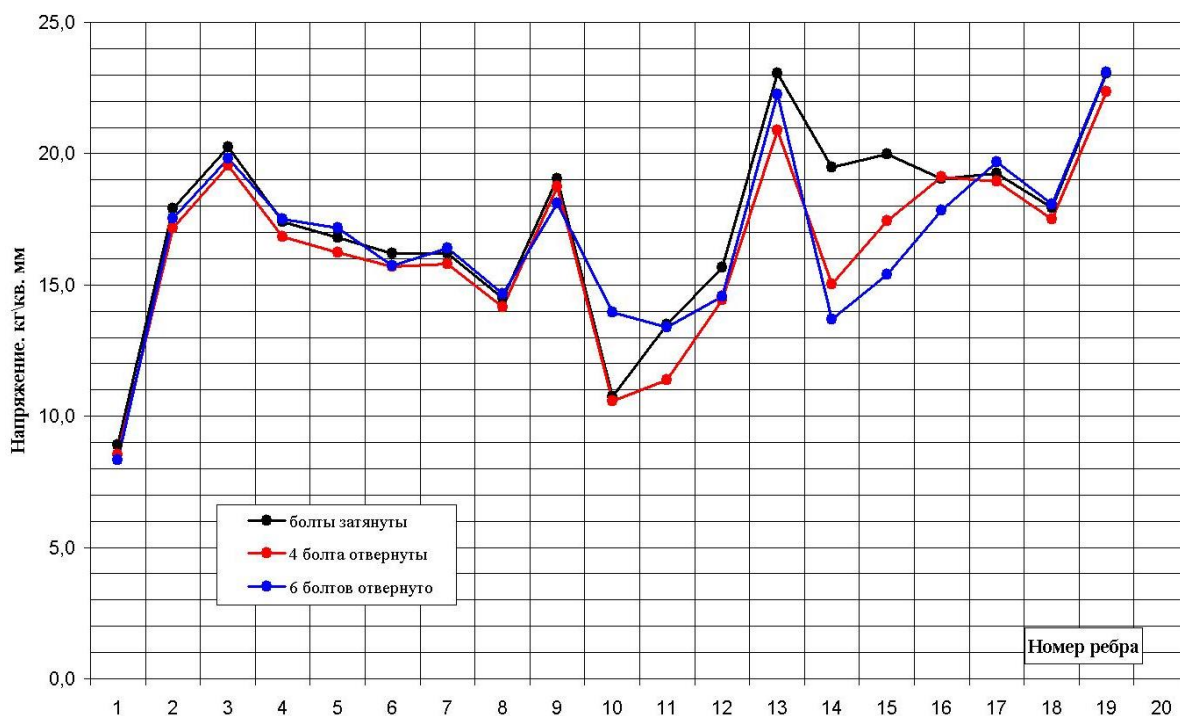


Рисунок 5

Из эпюр замера напряжений в рёбрах центроплана видно, что на 2-м этапе (когда была ослаблена затяжка 4-х болтов) получено максимальное снижение напряжений в 13-х ребрах нижних стыковых гребёнок, расположенных в зоне 18 шпангоута: напряжения снижены с 23 кг/мм² до 21 кг/мм². Полученная разгрузка критической зоны конструкции позволяет увеличить долговечность гребенки не

менее чем в 1,4 раза. При испытаниях самолёта Су-25 разрушения ребер 13 нижних стыковых гребёнок центроплана не произошло.

Полученные результаты испытаний позволили рекомендовать выполнение данных мероприятий по ослаблению 4-х болтов в зоне 18 шпангоута на нижних гребёнках центроплана на всех самолётах типа Су-25 в строевых частях ВКС и на авиаремонтных заводах (АРЗ).

В результате испытаний было выявлено разрушения нижней панели левой отъемной части крыла (ОЧК). Для фрактографического исследования был вырезан элемент стыковой гребенки нижней панели левой ОЧК после обнаружения в ней трещины. Вид на место образования трещины (укрупнён) представлен на рисунке 6.



Рисунок 6

На рисунке 7 показан общий вид и схема исследуемого излома. Исходя из особенностей строения рельефа излома, трещина является усталостной. Характер трещины – многоочаговый. Место зарождения трещины в стыковой гребёнке находится на её нижней (внешней) поверхности на радиусном переходе толщин профиля.

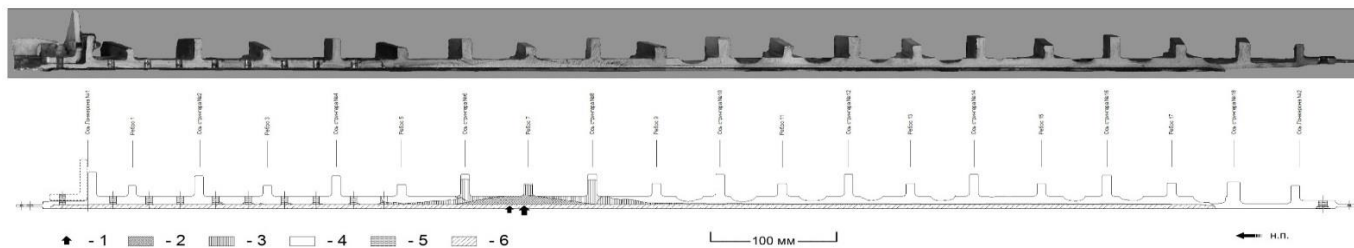


Рисунок 7

Участок излома для вырезки образца, используемого для микрофрактографического исследования, выбрали, как характерное место излома, соответствующее наиболее раннему моменту образования сквозной трещины в стыковой гребёнке нижней панели. Место выреза образца показано на рисунке 8. Цифрой 2 на рисунке 8 обозначена видимая линия фронта усталостной трещины перегрузочного характера. Предположительно, она образовалась вследствие реализации наиболее «тяжёлого» полёта G. Указанная линия чётко очерчивает зону медленного роста трещины, и отделяет её от остальной поверхности излома, которая более характерна для быстрого роста трещины или статического излома. Длина зоны медленного роста трещины вдоль галтельного перехода по нижней поверхности панели составляет 120 мм.

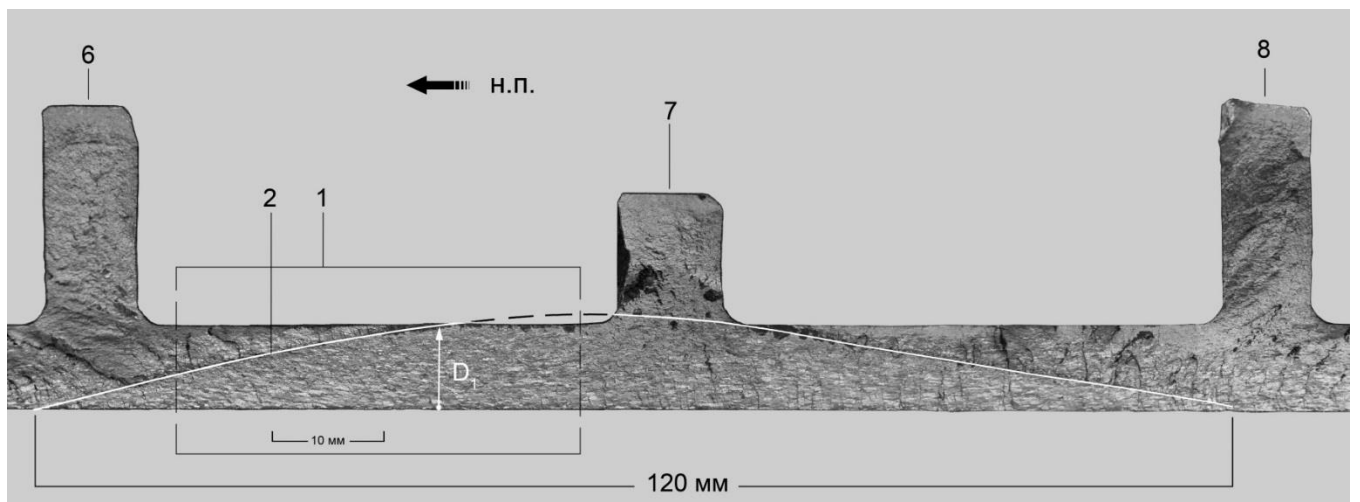


Рисунок 8

Согласно результатам исследования, длительность распространения трещины по толщине нижней панели от минимально анализируемой длины 0.04 мм до конечного размера этой трещины на верхней (внутренней) поверхности панели в районе ребра №7 составляет 10 370 полетных цикла. Общая наработка на момент демонтажа разрушенной стыковой гребенки панели нижней левой ОЧК планера самолета Су-25 № 10568, полученной при стендовых испытаниях на ресурс, составляет 15 734 полетных цикла., откуда следует, что момент образования трещины на нижней (внешней) поверхности стыковой гребенки длиной 0.04 мм относится к значению наработки примерно 5 364 п.ц.

На этапе усталостных испытаний взлетно-посадочными нагрузками в системе планера подверглись следующие агрегаты и узлы:

- конструкция предкрылков и закрылков;
- крыло;
- фюзеляж;
- горизонтальное оперение;
- узлы крепления двигателей;
- узел крепления замка тормозного парашюта.

Переменное нагружение, моделирующее режим “взлет-посадка”, осуществлялось блоком переменных нагрузок, который включал два независимых распределения нагрузок:

- $n_y=2$ – взлетно-посадочная конфигурация ($\delta_{\text{предкрылка}}=9^\circ$, $\delta_{\text{закрылка}}=40^\circ (35^\circ)$);
- $n_y=2$ – взлетно-посадочная конфигурация ($\delta_{\text{предкрылка}}=0^\circ$, $\delta_{\text{закрылка}}=0^\circ$)

Для определения напряженного состояния проведена тензометрия рельсовых нервюр навески закрылков. Анализ результатов тензометрии показал, что максимальные напряжения возникают в нижних полках рельсов закрылков и достигают 17,4 кг/мм². Напряжения в верхних полках - сжимающие и достигают - 10,5 кг/мм².

Усталостные испытания были проведены в объеме 64 000 циклов. В результате испытаний повреждений не обнаружено.

На этапе усталостных испытаний 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.

Переменное нагружение, имитирующее режимы: выруливание, взлет, посадку, руление и торможение, осуществлялось наземными блоками нагружения и нагрузками подблоков руление-торможение. Переменное нагружение осуществлялось основными блоками нагрузок, каждый из которых включал 60

циклов. Через 50 основных блоков (3 000 циклов) прикладывался подблок «руление-торможение», который включал 6 циклов. На переднюю стойку шасси прикладывались усилия P_x , P_y и 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 определения напряженного состояния проведена тензометрия. Анализ результатов тензометрии показал, что максимальные напряжения возникают в районе изгиба рычага колеса и достигают $\approx 30,0$ кг/мм², а также в проушине крепления тяги-отвала к оси соединения кардана-стойки с рычагом колеса и равны ≈ 30 кг/мм².

Усталостные испытания проведены до наработки 28 000 основных блоков (1 680 000 циклов) и 560 подблоков «руление-торможение» (3 360 циклов). В результате испытаний выявлены не значительные усталостные повреждения.

При испытаниях главных и передней опор шасси нагрузками, возникающими при их уборке и выпуске, выявлялись критичные зоны по условиям усталости конструкции планера самолета и узлов их навески.

При испытаниях на уборку-выпуск шасси использовалась штатная (вторая) гидросистема и разработанный сотрудниками ФГУП «ЦАГИ» блок автомата переменных нагрузок с помощью которых задавался и снимался сигнал при уборке, а затем и выпуска стоек шасси. Главные и передняя опоры шасси испытывались одновременно. Створки шасси были сняты, для чего тяги управления были отсоединены. Гидропитание осуществлялись от внешней маслонасосной станции, которая обеспечивала подачу масла давлением 210 атм. и расходом 200 литров/ минуту

В соответствии с Программой усталостных испытаний необходимо воспроизводить аэродинамические нагрузки, которые прикладывались к оси

колеса. Величины заданных аэродинамических нагрузок и координаты центров давления принимались равными усилиям, указанные в Программе.

Для моделирования аэродинамических нагрузок на главные и переднюю опоры шасси смонтированы нагружающие устройства, которые включали бандаж, который крепился на колесе, трос, стойку с роликами и груз в «корзинах».

При выпущенном главном шасси груз весом 466 кг лежал на полу и не нагружал стойку шасси. При уборке шасси груз отрывался от пола и через трос нагружал шасси.

Схема нагружения главного шасси приведена на рисунке 9.

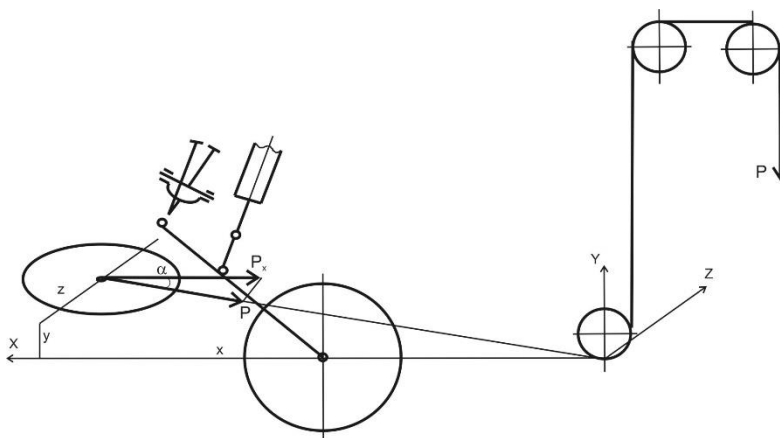


Рисунок 9

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

График изменения аэродинамической силы в зависимости от угла θ при уборке-выпуске основного шасси приведен на рисунке 10.

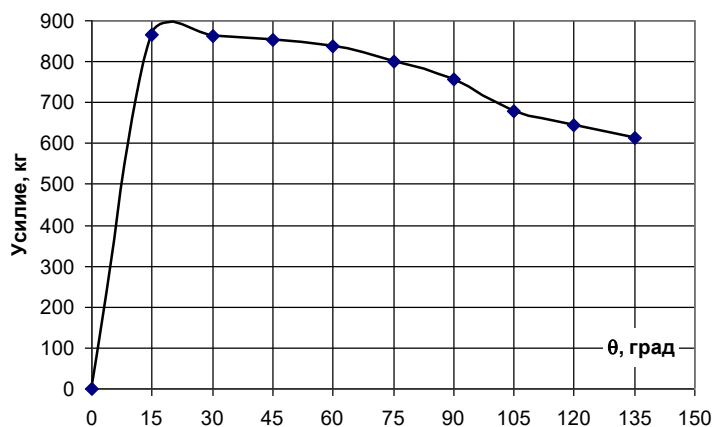


Рисунок 10

При выпущенном переднем шасси груз весом 458 кг был поднят и нагружал шасси. При убранном шасси груз ложился на пол и не нагружал шасси. Схема нагружения шасси приведена на рисунке 11

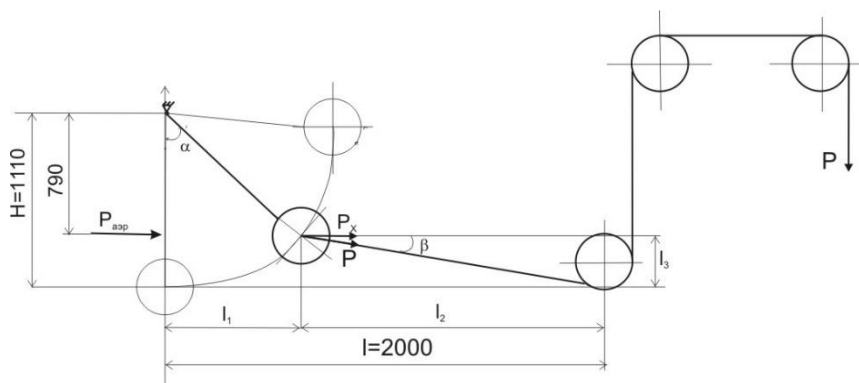


Рисунок 11

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

График изменения аэродинамической силы в зависимости от угла α при уборке-выпуске переднего шасси приведен на рисунке 12.

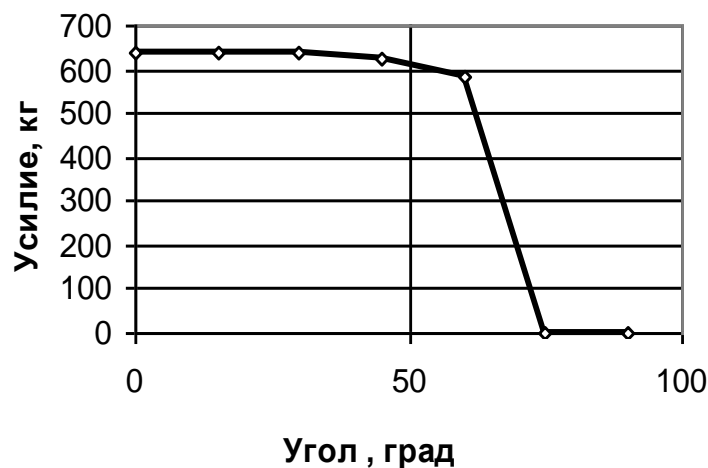


Рисунок 12

В процессе испытаний были выявлены не значительные повреждения, которые были устранены.

Наработка на наземном случае нагружения составила 1 680 000 циклов основного блока нагружения и 3 360 циклов подблока руление-торможение и 28 000 циклов нагрузками от уборки-выпуска.

На основании проведенных усталостных испытаний элементов конструкции самолета Су-25 № 10568, а также анализа результатов усталостных испытаний самолетов Су-25 №№ 02010, 05041 и Су-25УБ №0311 и №10146, по условиям усталостной прочности конструкции планера и его механических систем самолетам типа Су-25 установлен назначенный ресурс:

- самолетам Су-25 после 10-й серии - 3500 летных часов;
- самолетам Су-25 до 10-й серии - 3000 летных часов;
- самолетам Су-25УБ - 3500 летных часов при индивидуальном продлении;
- самолетам Су-25 - 7000 взлет-посадок (в пределах назначенного ресурса в летных часах установленного для каждого типа самолетов), в том числе Су-25, Су-25К, Су-25СМ, Су-25СМ3, Су-25БМ, Су-25УБ, Су-25УБМ, Су-25УБК.

Согласованы и утверждены Заключение ФГУП «ЦАГИ» об установлении самолетам типа Су-25 указанных показателей ресурса. Оформлены бюллетени об установлении указанных показателей ресурса.

Продление ресурса на основании настоящих усталостных испытаний позволило увеличить назначенный ресурс самолетов типа Су-25 почти на 40%, что

значительно продлевает период эксплуатации парка из более чем 200 самолетов и позволит длительное время поддерживать боеготовность ВКС РФ.

Полученные в процессе усталостных испытаний разрушения дали основание для разработки бюллетеней по усилению конструкции планера самолетов типа Су-25, что позволит, в свою очередь, безопасно эксплуатировать самолеты данного типа в рамках установленного назначенного ресурса.

Зоны разрушений конструкции, выявленные при проведении усталостных испытаний, включены в Уточненную «Методику №Су-25/Су-25УБ-53-170-06 исследования технического состояния самолетов типа Су-25». В соответствии с данной Методикой специалисты НПК «Штурмовики Сухого» выполняют контроль технического состояния всех эксплуатирующихся самолетов типа Су-25 с периодичностью 100 летных часов, но не реже 1 раза в год. Данный вид контроля, выполняемого высококвалифицированными специалистами, позволяет выявлять возможные разрушения конструкции самолетов на ранней стадии, что позволяет своевременно устранять их, не дожидаясь развития дефектов до критических размеров.

Разработанный на основании проведенных усталостных испытаний комплекс мер, включающий в себя усиление конструкции и периодический контроль состояния всех эксплуатируемых самолетов типа Су-25, позволит безопасно эксплуатировать их в рамках установленного ресурса.