УДК 629.735.33.015.075

ПЕРЕМЕННОЕ НАГРУЖЕНИЕ САМОЛЕТА В ЭКСПЛУАТАЦИИ И ВОЗМОЖНОСТИ УВЕЛИЧЕНИЯ РЕСУРСА ПО УСЛОВИЯМ УСТАЛОСТНОЙ ПРОЧНОСТИ

© 2014 К.А. Митенков, Т.И. Орлова, В.И. Цымбалюк

НПЦ ФГУП «ЦАГИ», г. Жуковский

Поступила в редакцию 08.09.2014

Опыт расчетно-экспериментальных работ при проектировании и сертификации современного самолета по условиям усталостной прочности показывает наличие на самолете «паразитных» нагрузок, существенно влияющих на ресурсные характеристики силовой конструкции планера и шасси. Их надо учитывать при проектировании под заданный ресурс (и соответственно утяжелять конструкцию) или пытаться устранить. Разработаны предложения по минимизации их влияния на ресурсные характеристики.

Ключевые слова: *переменное нагружение, усталостная повреждаемость, системы автоматического управления, демпфирование колебаний, оптимизация*

Влияние срывных обтеканий при отклонении механизации крыла. Основным агрегатом, определяющим ресурс самолета по условиям усталостной прочности, является, как правило, нижняя панель крыла, основной нагрузкой – изгибающий момент. Снижение переменных нагрузок на крыло от воздействия атмосферной турбулентности (демпфирование колебаний), как правило, приводит к их снижению и на другие агрегаты, снижаются перегрузки на фюзеляже (улучшается комфорт). При разработке активных систем снижения переменных нагрузок важно знать вклад различных режимов полета в усталостную повреждаемость. Необходимо выбрать тип управляющего сигнала (например, вертикальную перегрузку), место на конструкции, где должен быть установлен датчик, коррелированность этого сигнала с той нагрузкой, которая минимизируется, частотный диапазон работы активной системы автоматического управления (САУ). Необходимо знать амплитудно-фазовые частотные характеристики нагрузки по сигналу датчика, нагрузки и сигнала датчика по углу отклонения управляющей поверхности (элерона, руля высоты). Оптимальный закон управления активной САУ должен максимально снижать нагрузки, а его амплитудно-фазовая частотная характеристика от сигнала датчика к углу отклонения управляющей поверхности должна обеспечивать необходимые запасы аэроупругой устойчивости.

Имеется опыт разработки алгоритмов и законов управления активных каналов САУ для снижения переменных нагрузок на крыло при полете в атмосферной турбулентности, имеются соответствующие методы и программные средства исследования нагрузок. Имеющиеся результаты тензометрии при летных испытаниях показывают, что из-за срывных обтеканий при отклонении интерцепторов и механизации в воздухе и при движении по земле (а здесь дополнительно отклоняются тормозные щитки и включается реверс тяги двигателя – на пробеге) возбуждаются колебания конструкции, и эти режимы вносят существенный вклад в усталостную повреждаемость крыла. Так, на рис. 1 приведен пример временной реализации изгибающего момента в сечении крыла, близком к бортовому, а также осредненные по нескольким полетам (режимам) повреждаемости от действия изгибающего момента в этом сечении. Соответствующие расчетные методы исследования переменной нагруженности при срывных обтеканиях отсутствуют.

Цель исследований: попытка установить закономерности переменного нагружения на основании экспериментальных материалов и возможности демпфирования колебаний конструкции.

Рассматриваются изгибающий момент в бортовом сечении крыла и вертикальная перегрузка в районе центра тяжести самолета для режима торможения интерцепторами при убранных предкрылках и закрылках. На рис. 2 показаны спектральные плотности нагрузок. Видно, что существенный вклад в нагрузки, а, следовательно, и в усталостную повреждаемость дают низкие частоты (до 1,5-3 Гц). Функция когерентности (рис. 3) показывает, что до частоты 3 Гц изгибающий момент практически линейно связан с перегрузкой. На рис. 4 приведены модуль частотной характеристики от перегрузки к изгибающему моменту и фазовый сдвиг между ними. Аналогичные закономерности нагружения были определены и для ряда других режимов, определяющих усталостную повреждаемость крыла: все они оказались практически одинаковыми.

Митенков Кирилл Алексеевич, младший научный сотрудник. E_mail: kmitenkov@gmail.com
Орлова Татьяна Ильинична, кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник. E-mail: t_orlova@progtech.ru
Цымбалюк Владимир Иванович, доктор технических наук, начальник отдела.
E-mail: v.i.tsimbalyuk@yandex.ru

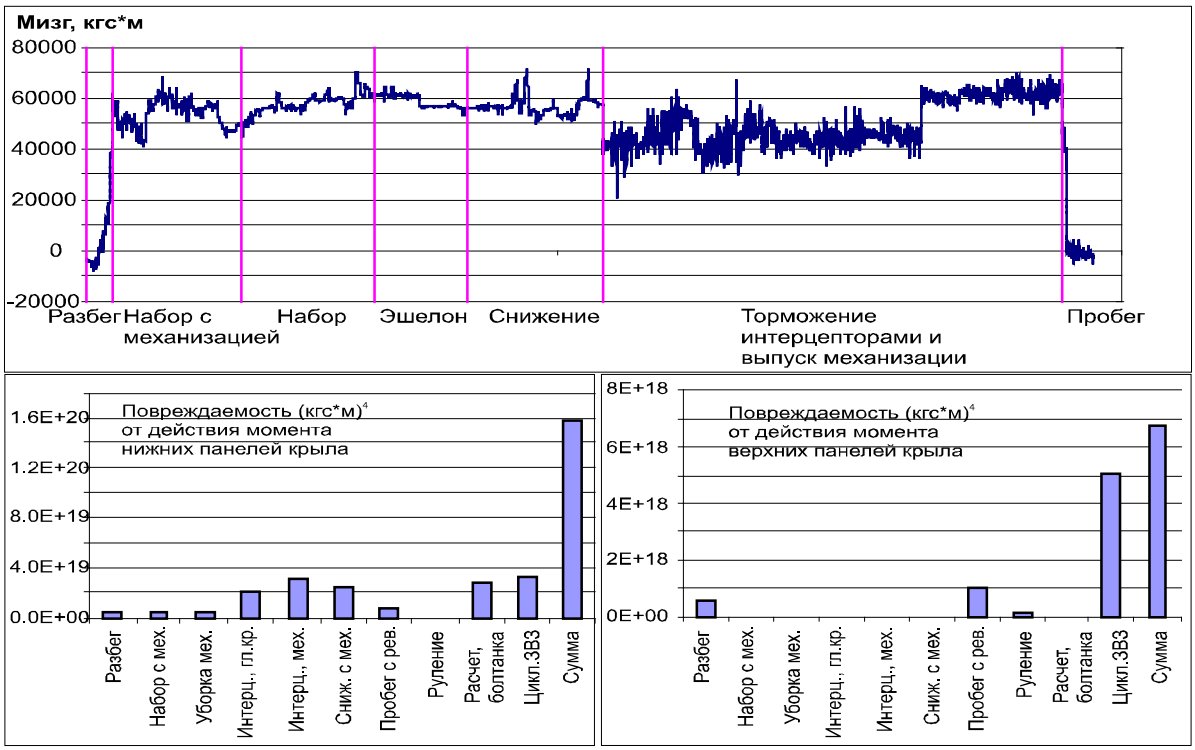


Рис. 1. Пример временной реализации изгибающего момента в сечении крыла, близком к бортовому, и осредненные по нескольким полетам (режимам) повреждаемости от действия изгибающего момента в этом сечении

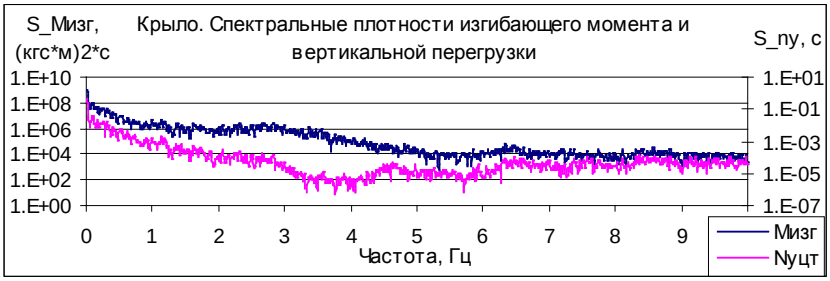


Рис. 2. Спектральные плотности нагрузок

Рис. 3. Функции когерентности

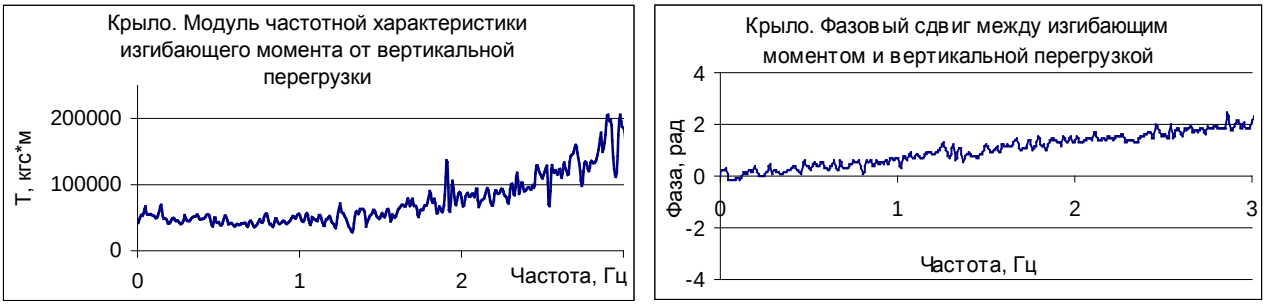


Рис. 4. Модуль частотной характеристики и фазовые сдвиги

На рис. 5 показана аналогичная информация по нагружению вертикального оперения. Как видно из временной реализации изгибающего момента в одном из полетов, здесь также, как и для крыла, наибольший вклад в повреждаемость дают режимы торможения интерцепторами и воздушные режимы с выпущенными предкрылками и закрылками, а также режим пробега. Показаны связи между изгибающим моментом и боковой перегрузкой для режима торможения интерцепторами; для остальных режимов связи аналогичные.

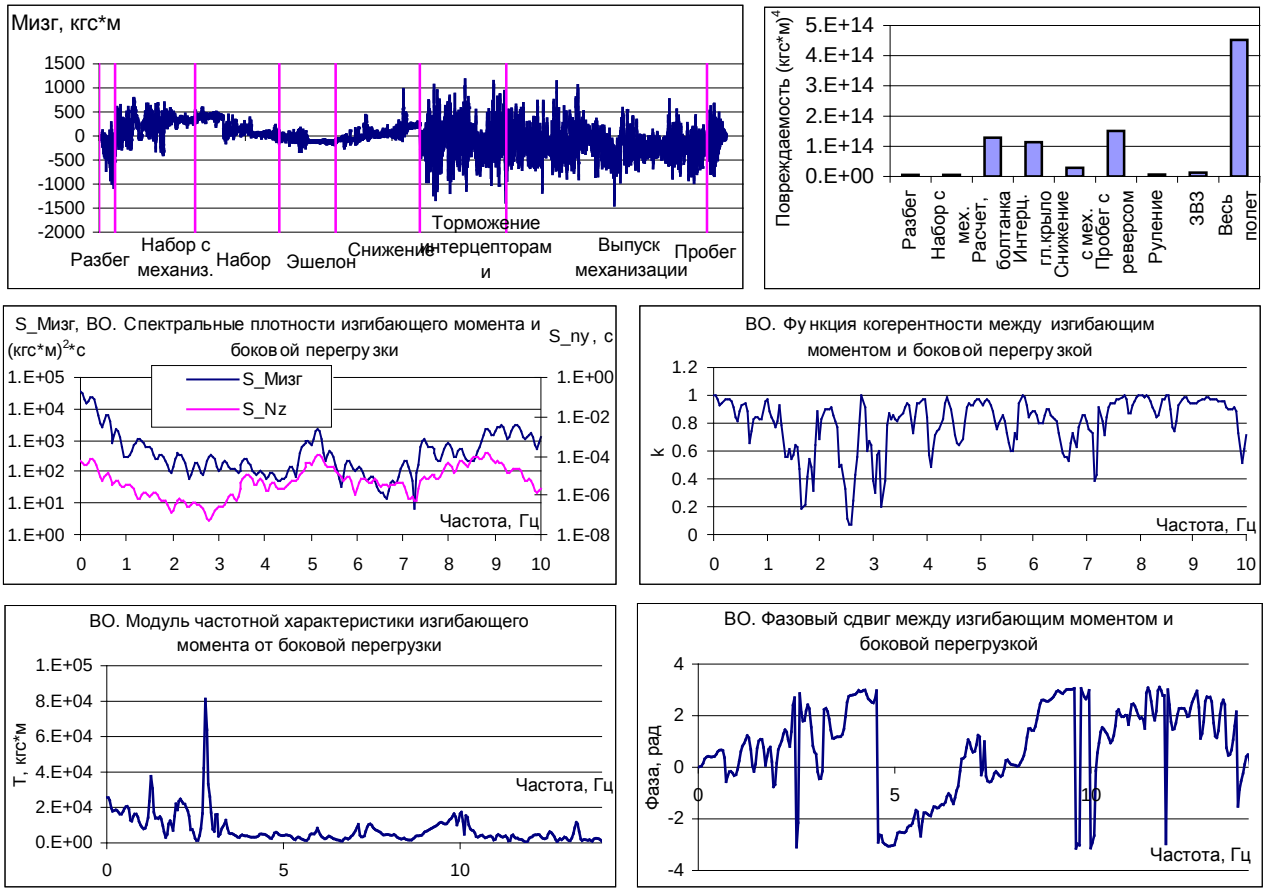


Рис. 5. Характеристики по нагружению вертикального оперения

Из анализа рассмотренных материалов следует:

- основной вклад в усталостную повреждаемость вносят частоты колебаний нагрузок от нуля до 1,5-3,0 Гц;
- при срывном обтекании реализуются несимметричные возмущения;
- в указанном частотном диапазоне нагрузки коррелированы с вертикальной и боковой перегрузками в центре масс самолета;
- на основе этих управляющих сигналов возможен выбор законов управления активных каналов САУ для демпфирования колебаний при воздействии болтанки, который будет эффективным и при срывных обтеканиях крыла (отклонении интерцепторов и механизации) в воздухе. Частотный диапазон продольного канала f=0-3 Гц: управляющим сигналом является вертикальная перегрузка – демпфирование осуществляется симметричным отклонением элеронов (руля высоты – для балансировки). Поперечный канал f=0-1 Гц: боковая перегрузка – отклонение руля направления (антисимметричное отклонение элеронов);
- предварительные оценки эффективности активных каналов САУ показывают возможность снижения усталостной повреждаемости нижней панели крыла для металлических конструкций до 4 раз за полет в целом (при углах отклонения рулевых поверхностей в несколько градусов и штатных скоростных характеристиках приводов; требования по отказобезопасности минимальные). Для композитной конструкции эффективность такой системы будет в десятки-сотни раз выше.

Внедрение активной системы демпфирования колебаний, помимо кардинального решения проблем усталостной прочности и ресурса (и существенной экономии средств при их обеспечении), позволит улучшить комфорт пассажиров и экипажа.

Влияние современной комплексной системы управления (КСУ) на повторяемость переменных нагрузок. Ограниченный объем статьи не позволяет остановиться на всех аспектах рассматриваемой проблемы. Рассмотрим влияние резервирования приводов.

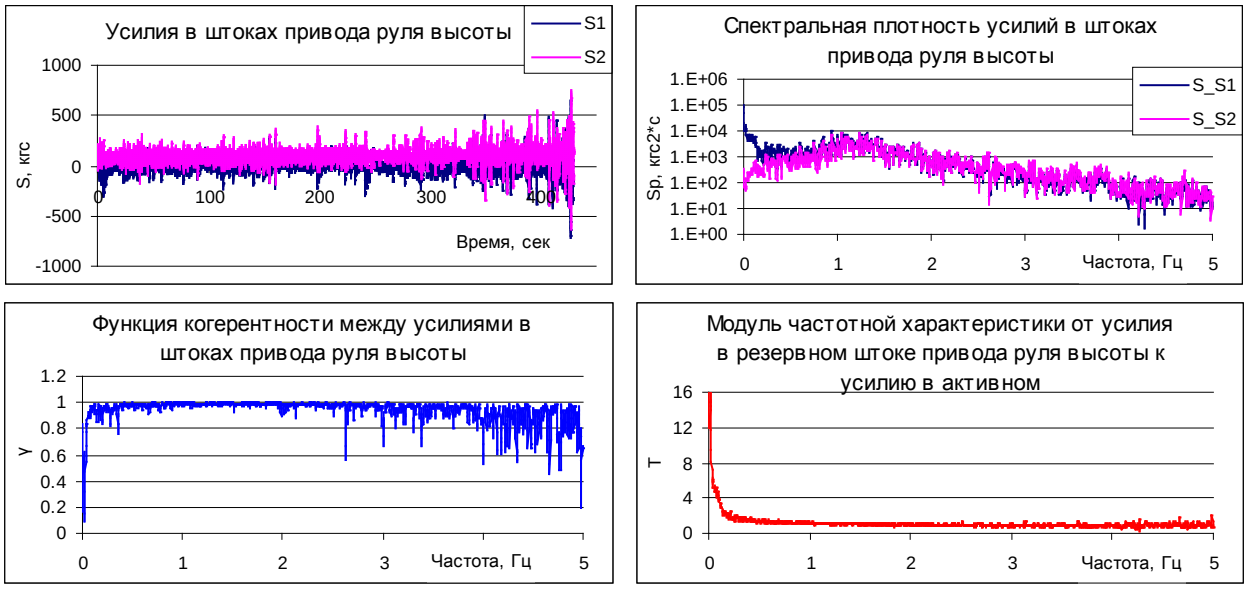


Рис. 6. Характеристики нагружения в штоках привода руля высоты

Все аэродинамические рулевые поверхности имеют 2 или 3 привода. В каждый конкретный момент времени, как правило, работает один привод, остальные находятся в «демпферном» режиме. Ниже, для примера, приведена некоторая информация по нагрузкам на два привода руля высоты на режиме снижения с выпущенной механизацией. На рис. 6 приведены реализации по времени усилий *S* в штоках двух приводов. Привод 1 являлся активным, а привод 2 – резервным. Далее даны спектральные плотности усилий в приводах, функция когерентности между усилиями, и модуль частотной характеристики, связывающей нагрузки между двумя приводами. Из приведенной информации следует:

- до частоты 0,2 Гц нагрузки ведущего привода заметно превышают резервный, на больших частотах они практически одинаковые и «жестко» коррелированны;
- наблюдается резонансная частота усилий в районе 1,3 Гц, дающая основной вклад в усталостную повреждаемость и отсутствующая в спектре частот самолета (тангажные колебания самолета, как твердого тела происходят на частотах 0,2-0,3 Гц, а низшая частота упругих колебаний примерно равна 3 Гц). Эта резонансная частота вызвана работой КСУ;
- резервный привод вдвое догружает ведущий, а усталостная повреждаемость приводов, узлов их крепления и «межбустерной» части конструкции горизонтального оперения и руля высоты увеличивается более, чем в 10 раз;
- необходимо уменьшить силу гидравлического сопротивления привода, работающего в демпферном режиме, и оптимизировать законы управления КСУ с позиций минимизации переменных нагрузок.

Возможности активных систем демпфирования колебаний. На рис. 7 приведены результаты обработки реализаций изгибающего момента в одном из сечений крыла самолета Ил-86 при пролете зон турбулентности с включением и выключением активной системы снижения нагрузок. Видно существенное снижение амплитуд колебаний на частотах твердого тела и первых упругих тонов (точно такие же результаты дает и расчет).

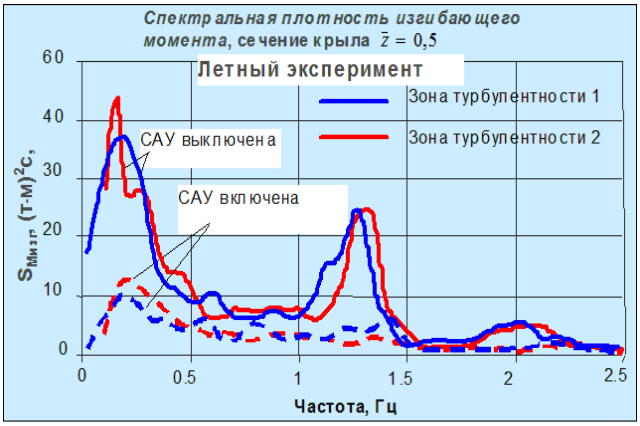


Рис. 7. Изгибающий момент в сечении крыла самолета Ил-86

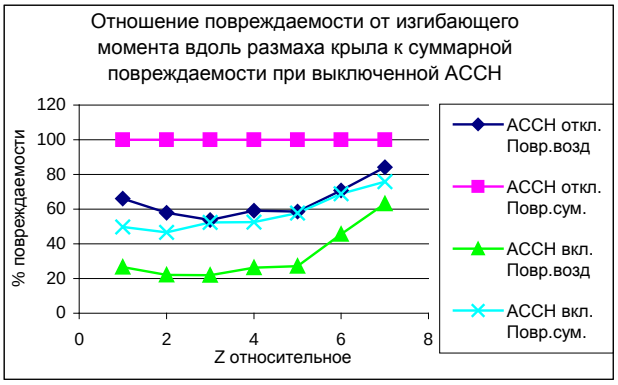


Рис. 8. Эффективность АССН по снижению усталостной повреждаемости нижний панели крыла самолета

Для современного самолета определены рациональная структура и законы управления активной системы снижения нагрузок (АССН). Эффективность такой системы по снижению усталостной повреждаемости нижней панели крыла от воздействия изгибающего момента демонстрируется на рис. 8, где «повр. возд.» – повреждаемость от воздействия многомерной атмосферной турбулентности по трассе полета, «повр. сум.» – за полет в целом с учетом наземных режимов движения. Видно, что для корневых сечений крыла работа системы приводит к пятикратному снижению повреждаемости от воздействия турбулентности и к двукратному за полет в целом (в отличие от вышеизложенного здесь не рассматривается влияние срывных обтеканий).

Отмеченное выше влияние активных и штатных САУ на усталостную повреждаемость относится к металлическим конструкциям с показателем степени кривой выносливости $m \approx 4$. Из анализа эффективности активных систем следует, что расчетные значения изгибающих моментов по крылу при маневрировании, воздействии дискретного порыва и непрерывной турбулентности уменьшаются на 10-20%. Следует иметь в виду, что и требования к остаточной прочности поврежденной конструкции снижаются на 10-20%.

Ниже приведено более подробное сравнение повреждаемостей за режим снижения типового полета от действия изгибающего момента в корне крыла при среднем значении момента ~ 50 тс·м. На рис. 9 показаны повторяемости приращения изгибающего момента в бортовом сечении крыла при отключенных и работающих системах снижения нагрузок и стабилизации при полете в турбулентной атмосфере. Проведена оценка влияния на композиционные материалы с учетом сегодняшнего понимания физики накопления усталостной повреждаемости, свойств композитов и их несущей способности. Критичной для усталости является не нижняя (как для металла), а верхняя панель крыла. На рис. 10 приведено сравнение вклада в повреждаемость приращений напряжений при среднем напряжении -6,47 кг/мм^2. Повреждаемости получены на основе данных, представленных на рис. 9, с использованием метода пиков и пересчета одноосного напряженного состояния с самолета МС-21-300. Видно, что повреждаемость определяется редко встречающимися большими нагрузками от одного раза за 100 полетов (режимов) до одного раза за ресурс. Активная САУ снижает повреждаемость композита в 1680 раз.

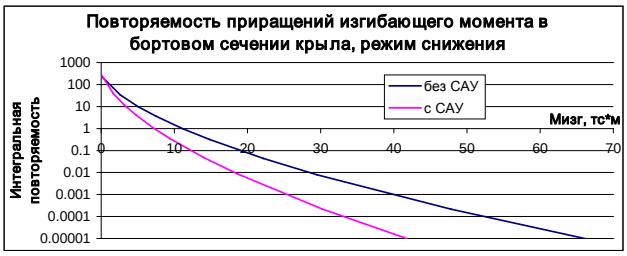
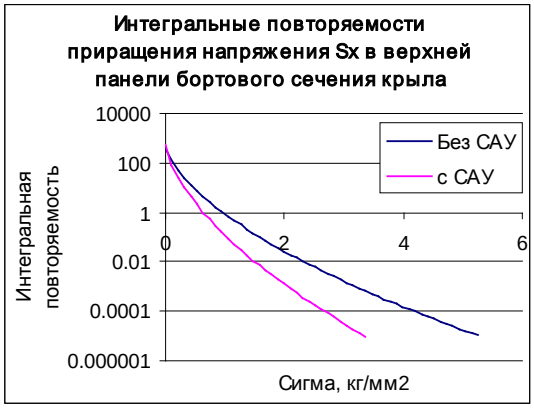


Рис. 9. Повторяемость приращений изгибающего момента в бортовом сечении крыла

Дополнительные возможности управления нагружением (увеличения ресурса). Возможность снижения усталостной повреждаемости (увеличения ресурсных характеристик) может быть связана, например, с решением следующих задач:

– Использованием перекачки топлива с целью минимизации нагрузок функционирования в полете и улучшения ресурсных характеристик крыла. Топливо должно максимально разгружать крыло (на стоянке оно должно быть залито в корневые баки, а в полете – в концевые, с учетом допустимых центровок). Исключение дополнительных циклов изгибающего момента обеспечивается симметричным отклонением элеронов.



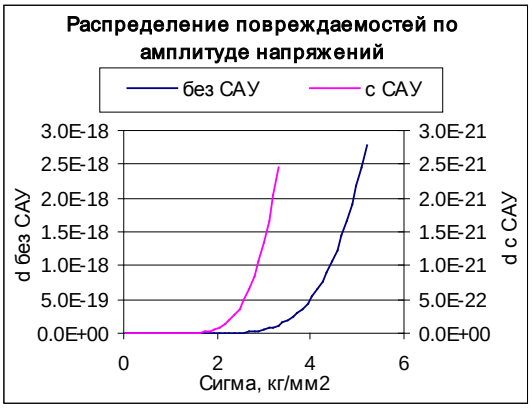


Рис. 10. Вклад в повреждаемость приращения напряжений

– Организацией «грамотной» по ресурсу эксплуатации самолета: анализ опыта эксплуатации последних десятилетий показывает наличие существенного избытка топлива по сравнению с требуемым его количеством для каждой трассы, что приводит, во-первых, к повышенному расходованию ресурсных характеристик, во-вторых, к дополнительному расходу топлива на перевозку самого себя.

– Оптимизацией характеристик набора высоты и снижения с целью снижения повторяемости нагрузок от воздействия турбулентности. Учитывая, что вероятность встреч с зонами турбулентности резко уменьшается с ростом высоты полета,

желательно до высот ~ 5 км иметь максимальную скороподъемность при минимальной поступательной скорости, что позволит существенно уменьшить повторяемость нагрузок от турбулентности.

С целью определения эффективности этих предложений разработан метод оценки переменной нагруженности и накопленной усталостной повреждаемости каждого экземпляра самолета в каждом полете на основе использования информации, регистрируемой в группах объективного контроля (ГрОК) эксплуатирующих организаций. Иллюстрация метода проводится применительно к самолету Ан-124-100 при эксплуатации в конкретной авиакомпании и той информации по самолету и эксплуатации, которая имелась на момент выполнения этой работы. Обработана информация для 7-ми самолетов за 8000 полетов. Получены распределения абсолютных и относительных повреждаемостей (эквивалентов усталостной повреждаемости к условиям эксплуатации, заложенным в соответствующие заключения по ресурсу) для каждого борта и для всего парка самолетов за различные периоды эксплуатации. В частности, в среднем по парку нижние панели крыла эксплуатируются примерно в 1,5 раза легче по повреждаемости, чем заложено в заключениях по ресурсу. Анализ полученных материалов показывает, что повреждаемости от полета к полету могут отличаться в десятки раз, что говорит о необходимости контроля индивидуальной нагруженности.

С использованием разработанной методики определения индивидуальной нагруженности в каждом полете и реальных характеристик полетов проведена оценка влияния на усталостную повреждаемость сделанных выше предложений, если бы они были реализованы для данного самолета и данных конкретных полетов. Дополнительно на базе всей статистики по реальным полетам определены расходы топлива в единицу времени в зависимости от массы самолета и режимов полета.

На рис. 11 для нижней и верхней панелей крыла приведены величины снижения усталостной повреждаемости от воздействия изгибающего момента в среднем за полет на базе фактической эксплуатации в объеме 7270 полетов – при реализации каждого из сделанных выше предложений:

– Снижение повреждаемости к повреждаемости фактической эксплуатации при максимальной массе топлива при посадке, равной 10 т, 20 т и 30 т соответственно. Для каждого реального полета, если масса топлива при посадке выше указанных величин, взлетная масса топлива определяется с учетом заданной массы топлива при посадке, здесь же указана экономия топлива за 7270 полетов.

– Снижение повреждаемости к повреждаемости фактической эксплуатации, если бы топливо при стоянке самолета на земле было залито в корневые баки, с учетом их емкости, а в воздухе после перекачки соответствовало фактической заправке.

Снижение повреждаемости к повреждаемости фактической эксплуатации при более «крутых» траекториях набора высоты и снижения, при которых время набора высоты равно 10 минутам, снижения – 8,3 минуты. Эти времена соответствуют вертикальной скорости набора высоты ~ 15 м/с и скорости снижения ~ 21 м/с, которые являются максимальными скоростями для рассмотренных 20 полетов при максимальной массе самолета на взлете 390 т.

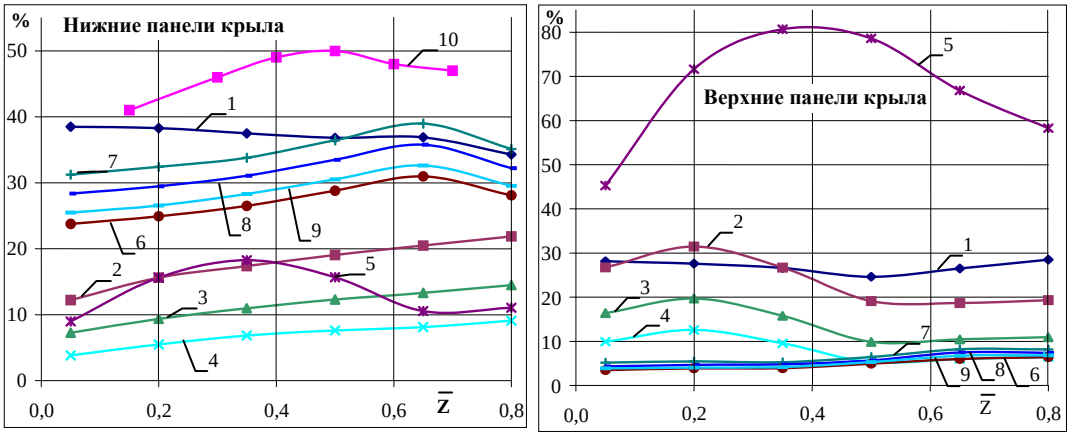


Рис. 11. Снижение усталостной повреждаемости от воздействия изгибающего момента:
1 – снижение повреждаемости фактической эксплуатации к прогнозируемым условиям; 2, 3, 4 – максимальный вес посадочного топлива, соответственно 10, 20 и 30 тонн; 5 – стояночное топливо в корневых баках. При фиксированных вертикальных скоростях набора (15 м/с) и снижения (15 м/с): 6 – Vприб. фактическое; 7 – Vприб.=350 км/ч; 8 – Vприб.=400 км/ч; 9 – Vприб.=450 км/ч. 10 – Ил-96-300, влияние САД

– Для «крутых» траекторий набора высоты и снижения рассмотрены также различные горизонтальные составляющие скорости полета. Видно, что повышение скороподъемности оказывает более существенное влияние на снижение повреждаемости, чем уменьшение горизонтальной скорости самолета. Там же приведено отношение разности прогнозируемой и фактической повреждаемостей к прогнозируемой повреждаемости, определенной по условиям, оговоренным в заключениях по установлению ресурсов. На рис. 11 для нижней панели крыла показана также эффективность активной

системы «САД» самолета Ил-96-300 для принятого за расчетный на начало эксплуатации 5-и часовой полет.

Для нижней панели крыла:

– полет с «крутыми» траекториях набора высоты и снижения позволяет снизить усталостную повреждаемость на 25-30%;
– уменьшение горизонтальной скорости при наборе высоты и снижении – на 7-8%;
– перекачка топлива из корневых баков в концевые – на 10-18%;
– уменьшение запаса топлива при посадке до 10 т – на 12-22%.

Для верхней панели крыла:

– полет с «крутыми» траекториях набора высоты и снижения позволяет снизить усталостную повреждаемость на 4-7%;
– уменьшение горизонтальной скорости при наборе высоты и снижении – на 1-2%;
– перекачка топлива из корневых баков в концевые – на 45-80%;
– уменьшение запаса топлива при посадке до 10 т – на 18-32%.

При уменьшении запаса топлива при посадке до 10 т, 20 т и 30 т экономия топлива за 7270 полетов составляет соответственно 13691 т, 6902 т и 4423 т.

Возможности снижения повторяемости нагрузок на самолет на наземных режимах эксплуатации. Учитывая ограниченные возможности аэродинамического демпфирования колебаний на взлетно-посадочных режимах (рулевые поверхности эффективны на больших скоростях), для снижения повторяемости нагрузок при движении по аэродрому необходимо основное внимание уделять оптимизации амортизационных характеристик стоек шасси.

Результаты измерения нагрузок на планер и шасси при наземных режимах движения (в первую очередь на режиме руления) рассматриваемого современного самолета показывают необходимость оптимизации параметров шасси (например, снижение сил гидравлического сопротивления при стояночных обжатиях) для минимизации повторяемости переменных нагрузок и улучшения ресурсных характеристик планера и шасси. Так, из тензометрии было получено, что повторяемость вертикальных перегрузок на этом самолете на наземных режимах движения в 10 раз выше, чем на самолете Як-42 и почти в 100 раз выше, чем на самолетах B767 и A320. Шасси очень жесткие, гидравлика практически не работает, переменные обжатия минимальные. Иллюстрации этого тезиса приведены на рис. 12, 13.

Сила гидравлического сопротивления $P_г = \sigma \cdot \dot{S} \cdot |\dot{S}|$ пропорциональна квадрату скорости обжатия амортизации, а коэффициент пропорциональности σ увеличивается при увеличении обжатия на прямом ходе, например, для главной стойки в 40 раз. При 400 мм полного хода амортизатора на стоянке уже 320 мм (80%) с выходом на максимальные силы гидравлического сопротивления (в «Справочнике авиаконструктора, том 3, прочность самолета», ЦАГИ, 1939 г. рекомендуется стояночное обжатие 10% от полного хода).

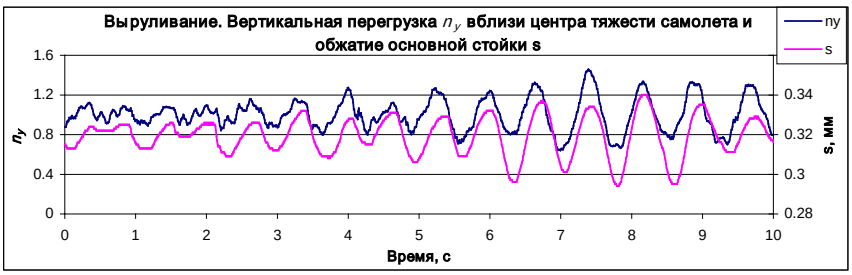


Рис. 12. Вертикальная нагрузка вблизи центра тяжести самолета

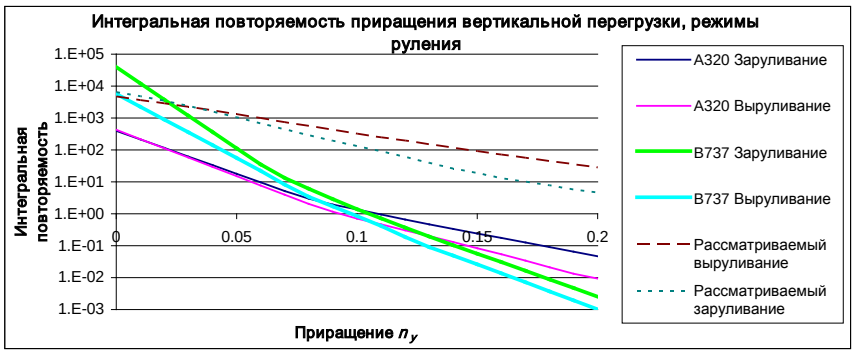


Рис. 13. Сравнение повторяемости вертикальных перегрузок самолета

Рассчитаны повреждаемости от действия переменных нагрузок (перерезывающих сил, изгибающих моментов, перегрузок, усилий от стоек) на различные агрегаты конструкции рассматриваемого самолета при рулении с различными скоростями по отрезкам ВПП нескольких аэропортов (ЛИИ,

Пензы, Сан-Франциско), с использованием нивелировочных данных по неровностям покрытий. Для расчета были выбраны случаи взлетной и посадочной конфигураций самолета со средним значением массы и центровки для каждой конфигурации. Целью исследований являлась оценка снижения переменной нагруженности при уменьшении сил гидравлического сопротивления при стояночных обжатиях. На изготовленной стойке это можно сделать повышением давления в газовой камере (стойка разжимается и коэффициент гидравлической силы σ уменьшается), что можно реализовать и при летных испытаниях («серьезная» оптимизация должна предусматривать изменение профилировки иглы и др.).

На рис. 14 приведены отношения расчетных повреждаемостей от вертикальных усилий на стойки (ООШ – основной опоры шасси, НОШ – носовой опоры шасси), от перегрузок (n_y) в центре тяжести двигателя и самолета, изгибающих моментов (Мизг) по фюзеляжу и крылу для случая повышенного на 80% давления в газовых камерах стоек по отношению к исходному (основная стойка разжалась на 9 мм, коэффициент σ уменьшился всего на 10% по отношению к исходному). Результаты подтверждают правильность направления исследований и необходимость раздельного варьирования параметров главных и носовой опор. На основании расчетов копровых сбросов был сделан вывод о возможности эксплуатации шасси с увеличенным, относительно исходного значения, давлением в газовой камере стойки.

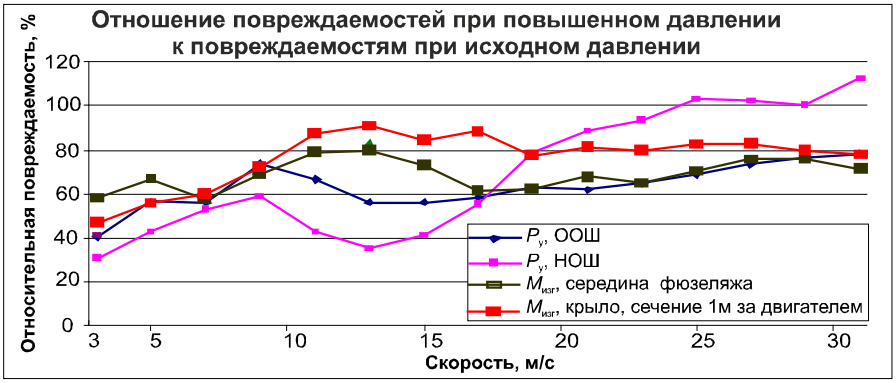


Рис. 14.Зависимость повреждаемости от давления

VARIABLE LOADING ON AIRCRAFT IN OPERATION AND POSSIBILITY OF RESOURCE INCREASING UNDER THE CONDITIONS OF FATIGUE DURABILITY

© 2014 K.A. Mitenkov, T.I. Orlova, V.I. Tsymbalyuk

SPC FSUE “TsAGI”, Zhukovskiy

Experience of analytical and experimental works at design and certification of the modern aircraft under the conditions of fatigue durability shows existence on the aircraft the “parasitic” loadings, significantly influencing on resource characteristics of a power design of airframe and chassis. They should be considered at design under the set resource (and respectively to make heavier the construction) or to try to eliminate them. Offers on minimization of their influence on resource characteristics are developed.

Key words: *variable loading, fatigue damageability, automatic control systems, vibrations damping, optimization*

Kirill Mitenkov, Minor Research Fellow. E-mail: kmitenkov@gmail.com
Tatiana Orlova, Candidate of Technical Sciences, Leading Research Fellow. E-mail: t_orlova@progtech.ru
Vladimir Tsymbalyuk, Doctor of Technical Sciences, Head of the Department. E-mail: v.i.tsimbalyuk@yandex.ru