УДК (629.7.023.2)

ЗАКОНОМЕРНОСТИ РЕАЛИЗАЦИИ СЛУЧАЙНЫХ УДАРНЫХ ВОЗДЕЙСТВИЙ НА КОНСТРУКЦИЮ КРЫЛА КОММЕРЧЕСКОГО САМОЛЁТА

© 2016 С.В. Дубинский[1], Ю.М. Фейгенбаум[2], А.А. Селихов[1], С.А. Гвоздев[1], В.М. Ордынцев[1]

[1] ФГУП «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского», г. Жуковский
[2] ФГУП «Государственный научно-исследовательский институт гражданской авиации», г. Москва

Статья поступила в редакцию 21.10.2016

В статье приводятся результаты обработки массива данных о случайных эксплуатационных ударных повреждениях конструкции крыла, зарегистрированных на парке отечественных коммерческих самолётов. Повреждения классифицированы по зонам крыла и вызвавшим их источникам. Определены наиболее характерные сценарии случайных ударных воздействий на крыло, выделены критические зоны конструкции. Приведено качественное распределение интенсивности ударов по верхней и нижней поверхности. Для использования данных по металлическим вмятинам в целях анализа эксплуатационной живучести аналогичных композитных конструкций, данные по глубинам вмятин пересчитаны в энергии. С использованием средств математической статистики построены вероятностные распределения энергий ударных воздействий. Проанализировано соответствие полученных закономерностей принятым в отрасли пороговым значениям, определяющим характеристики живучести авиационных конструкций из ПКМ.

Ключевые слова: энергия удара, глубина вмятины, сценарий ударного воздействия, функция распределения, пороговая энергия.

ВВЕДЕНИЕ

Анализ случайных эксплуатационных воздействий, которые испытывает конструкция самолёта за срок его службы, необходим для решения задач, связанных с обеспечением безопасности.

Традиционным требованием, предъявляемым к Разработчику Нормами лётной годности [1] является необходимость периодического уточнения эксплуатационной документации, регламентирующей процедуры предупреждения катастрофических ситуаций, в том числе из-за случайных повреждений, которое должно основываться на анализе накапливаемого опыта эксплуатации самолетов данного типа. Накопление и систематизация этого опыта даёт возможность разработчикам, эксплуатантам и контролирующим органам лучше понимать основные закономерности и природу явлений, результатом которых может стать снижение прочности конструкции. Важно, чтобы опыт позволял прогнозировать именно те условия эксплуатации, которые ожидают парк выпускаемых самолётов, включая характер аэродромного обслуживания, принятые методики осмотров, климатические условия проведения работ, уровень квалификации персонала и другие факторы.

Наряду с традиционными требованиями Норм [1], на нынешнем витке композитного самолётостроения, характеризующегося появлением парков гражданских самолётов с широким использованием в конструкции планера полимерных композиционных материалов (ПКМ), появилась и другая серьёзная причина для сбора данных о случайных повреждениях конструкции самолёта. Она связана с возможностью возникновения в композите под влиянием ударов необнаруживаемых внутренних расслоений, которые могут развиваться под действием циклических полётных нагрузок, создавая риск катастрофического разрушения. Для предотвращения этой опасности необходимо иметь реалистичную картину случайных воздействий на конструкцию самолёта за срок его службы. С её использованием можно обосновать приемлемый Нормами уровень риска создаваемой конструкции, при этом не утяжеляя её без необходимости.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Задачей работы является построение реалистичной картины случайных воздействий на крыло коммерческого самолёта, характерной для российских условий эксплуатации. Выбор крыла в качестве агрегата для соответствующего анализа обусловлен развитием проекта по соз-

Дубинский Станислав Вячеславович, кандидат физико-математических наук, заместитель начальника отделения. E-mail: dubinsky@tsagi.ru
Фейгенбаум Юрий Моисеевич, кандидат технических наук, главный научный сотрудник.
E-mail: feygenbaum_ym@neplg.ru
Селихов Андрей Андреевич, техник.
Гвоздев Сергей Алексеевич, инженер.
E-mail: gvozdev_sergey@mail.ru
Ордынцев Вячеслав Михайлович, начальник отдела.
E-mail: ordyntsev@tsagi.ru

данию самолёта МС-21. Основная цель данной работы состоит в том, чтобы охарактеризовать частоту и интенсивность воздействий на элементы крыла, определить пороговые энергии этих воздействий, и использовать тем самым опыт, накопленный при эксплуатации парка металлических конструкций, для обоснования прочности композитного крыла.

Анализ случайных ударных воздействий на конструкцию воздушного судна в эксплуатации проводился по данным, собранным в 2011-2015 г.г. совместно специалистами ФГУП ГосНИИ ГА и ФГУП «ЦАГИ». Источниками информации о случайных повреждениях являлись донесения российских авиакомпаний об инцидентах при наземном обслуживании, акты исследования технического состояния при продлении ресурсов и периодическом подтверждении летной годности экземпляров, отчеты технических служб и ремонтных заводов по документированию технического состояния самолётов, а также другая документация, содержащая соответствующие сведения. Данные о повреждениях, содержащиеся в созданной базе, насчитывают более 2500. В большинстве своём они связаны с ошибками при наземном обслуживании. Характерными типами воздействий, содержащихся в базе, являются наземные удары, вызванные падением багажа, грузов и инструментов, столкновениями с объектами аэродромной инфраструктуры или спецтранспортом, а также полётные удары, связанные с попаданием самолёта в град, грозу, стаю птиц или с наездом на обломки с ВПП при взлёте и посадке.

Предварительный анализ данных, собранных в рамках этой работы, был выполнен в [2], где, не прибегая к средствам математической статистики, было показано, как распределены зарегистрированные повреждения по элементам конструкции самолёта, источникам, типам и характерным размерам.

Настоящее исследование ориентировано исключительно на конструкцию крыла. Исходя из характера и количества зафиксированных воздействий, выделяются типовые сценарии эксплуатационных воздействий на крыло, строятся вероятностные распределения по энергиям воздействий на крыло, выполняется сопоставление полученных результатов с зарубежными источниками и нормативными требованиями.

ИСТОРИЯ ПРОБЛЕМЫ И ОСНОВНЫЕ ПУБЛИКАЦИИ

Одной из первых работ по классификации случайных ударных воздействий на конструкцию воздушного судна стала работа Sikorsky Aircraft Division 1980 г., в которой был предложен подход обеспечения живучести композитных элементов [3], принятый впоследствии всеми ведущими авиапроизводителями. В соответствии с этим подходом конструкция разбивается на зоны, для каждой из которых идентифицируются наиболее тяжёлые из возможных сценариев ударных воздействий, а затем, исходя из предположений о характере и продолжительности эксплуатации, прогнозируется вероятность (интегральная повторяемость) их реализации.

В этот же период, в 70-80 годы 20 века компанией Northrop был выполнен ряд работ по сбору эксплуатационных данных о случайных ударных повреждениях на парках военных самолётов с металлическими и композитными элементами. На основе этих данных и собственных исследований в работе [4] 1987 г. впервые был сформулирован комбинированный критерий пороговых характеристик для конструкций из ПКМ. Для толстых обшивок он был определён, как вмятина, вызываемые ударом в 136 Дж (100 ft-lbs). Было показано, что для толстых обшивок уровень энергии 136 Дж является достаточно консервативным по сравнению с уровнями воздействий, зафиксированными в эксплуатации, и, несмотря на то, что был получен для материала крыла самолёта F/A-l8A, может использоваться для других материалов. Для тонких обшивок в качестве критерия был выбран порог визуальной контролепригодности, принятый как вмятина глубиной 0.1 мм (0.05 дюйма). (Следует отметить, что результаты недавно выполненных исследований [5] не позволяют считать это значение достаточно консервативным для отечественных условий эксплуатации).

Статистика компаний Northrop и McAir по ударным повреждениям, включающая 1644 вмятины от ударов, зафиксированные на металлических обшивках самолётов F-4, F-111, A-10 и F-18B была использована в работе [6] 1997 г., посвящённой созданию вероятностной модели эксплуатационной живучести для композитных конструкций. Через калибровочную кривую, полученную на крыле F-15, глубины была пересчитана в энергию, пороговое значение которой было определено как 50 Дж.

В работе [7] 1997 г., также посвящённой вероятностному проектированию авиаконструкций из ПКМ была собрана статистика по 1484 случайным повреждениям от низкоскоростных ударов на композитных элементах самолётов американских авиакомпаний Delta Airlines, United Airlines и American Airlines при общем налёте 3 814 805 летных часов. По этим данным вероятность возникновения повреждений от низкоскоростных ударов для целого самолёта можно оценить как $3{,}9\ 10^{-4}$ на час полета, (вероятность, связанная с определенным элементом, должна быть ниже).

Наряду с зарубежными исследованиями, следует отметить работу [8] 1992 г., в которой была собрана статистика по дефектам и повреждениям на композитных элементах МиГ-29, Ан-124, Су-

27, Су-25, положенная в основу оригинального метода вероятностного анализа безопасности самолёта за срок его службы [9].

Работы [3-8] были выполнены в период формирования методологических основ эксплуатационной живучести авиаконструкций из ПКМ, который предшествовал начавшейся в 21 веке эпохе широкого внедрения композитов в основные силовые элементы гражданских самолётов. Принципы и закономерности, сформулированные в них, легли в основу современных методик обеспечения безопасности воздушных судов из ПКМ и, в этой связи, ценность данных о случайной повреждаемости парков самолётов, на основании которых это было сделано, трудно переоценить. С тех пор данные об эксплуатационных воздействиях строго охраняются и почти не публикуются в открытой печати.

Из известных авторам работ можно отметить лишь публикацию Airbus 2011 г. [10] о закономерностях ударных воздействий на конструкцию фюзеляжа, в которой обобщается опыт эксплуатации самолётов с общим налётом более 30 млн. часов. По глубинам вмятин, зарегистрированных на металлических фюзеляжах парка Airbus 320, с использованием собственных калибровочных кривых, построенных по результатам специальных экспериментов, были выделены критические по условиям ударов зоны фюзеляжа и определены пороговые уровни энергий, превышающие в некоторых местах 110 Дж.

ТИПОВЫЕ СЦЕНАРИИ УДАРНЫХ ВОЗДЕЙСТВИЙ В КОНСТРУКЦИЮ КРЫЛА

Характер случайных ударных воздействий, которые испытывает крыло гражданского самолёта при наземном обслуживании, зависит от типов операций, выполняемых персоналом и аэродромной техникой, а также от компоновочной схемы. На рис.1 на условную схему крыла нанесены все зарегистрированные случаи. Как следует из рисунка, наиболее повреждаемыми зонами крыла являются предкрылок с носком, внешний элерон, зона зализа крыла с фюзеляжем в районе двери и нижняя поверхность закрылков с обтекателями рельсов.

Верхняя панель крыла. С одной стороны из всех зон крыла верхняя панель является наименее повреждаемой зоной, так как основную опасность получения повреждения при столкновении с объектами при наземном обслуживании берут на себя внешние элементы, такие как передняя и задняя кромки, предкрылки, закрылки, элероны, законцовки. С другой стороны, для композита наиболее критическим случаем является удар именно в верхнюю панель, поскольку прочность всей конструкции крыла определяется по условиям потери устойчивости сжатой зоны при наличии дефекта или повреждения. Наиболее критичным дефектом в данном случае представляется обширное расслоение обшивки, невидимое или малозаметное снаружи, и вызванное низкоскоростным ударным повреждением. Источниками подобных повреждений могут служить: падение отдельного небольшого или стандартного инструмента или ящика с инструментом; хождение по обшивке крыла, в том числе хождение по участкам обшивки там, где это запрещено. Также, немалую опасность может представлять удар штангой машины противообледенительной обработки, так как подобная обработка выполняется непосредственно перед вылетом воздушного судна и, поэтому, нанесенное штангой повреждение может остаться незамеченным при предполетном осмотре.

Нижняя панель крыла. Данные по нижней поверхности крыла свидетельствуют о том, что главным источником случайных воздействий на эту зону являются удары, связанные с манёврами спецтранспорта под крылом. Конструкция гражданского самолёта в основном получает такие удары от частей кузова, грузовых контейнеров и элементов багажа при проезде самоходной техники с несоблюдением габаритов. Также, в качестве значимых источников повреждений нижней поверхности можно отметить операции, связанные с присоединением к самолёту внешних устройств: вырывание разъемов из гнёзд при случайном наезде спецтехники на заправочные/сливные шланги и электрические кабели, а также опускание самолёта с домкратов на неубранное оборудование с продавливанием нижних панелей.

Нижняя поверхность закрылков. Нижняя поверхность закрылка повреждается сильнее, чем его верхняя поверхность и чем зона кессона. Это объясняется, во-первых, тем, что часть регламентных работ проводится на выпущенной механизации, в результате чего её поверхности более подвержены ударам, чем горизонтальные плоскости, а во-вторых тем, что при взлёте и посадке в закрылки попадают птицы, а также камни, обломки и мусор, находящиеся на ВПП.

Внешняя часть крыла. Внешний элерон, законцовка и внешнюю часть предкрылка, является наиболее повреждаемой зоной конструкции крыла. Повреждения вызываются, в основном, столкновениями с осветительными мачтами, аэродромными постройками, непопаданием в габарит проёмов при заезде в ангары, а также из-за столкновения с элементами других самолётов при рулении.

Зализ крыла с фюзеляжем в районе двери. Повреждения, локализующиеся в области зализа крыла с фюзеляжем обусловлены ударами при падении предметов в процессе выполнения операций погрузки-выгрузки в самолёт.

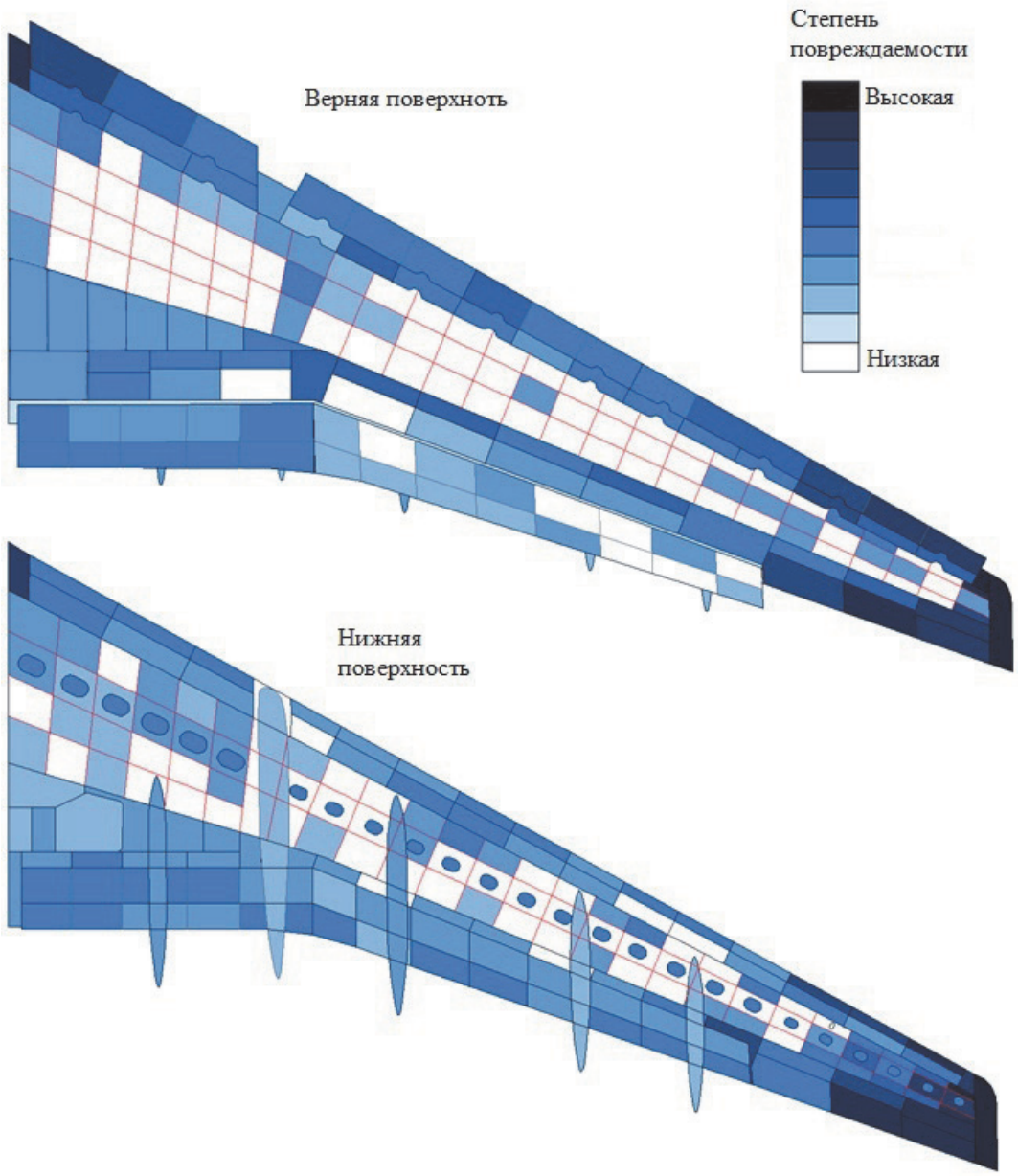

Рис. 1. Распределение ударов по верхней и нижней поверхностям крыла

ВЕРОЯТНОСТНЫЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ЭНЕРГИЙ УДАРНЫХ ВОЗДЕЙСТВИЙ НА КРЫЛО

Для использования опыта, накопленного при анализе повреждений металлических самолётов, для оценки характеристик живучести конструкций из ПКМ применяется подход, сформулированный в [11-12], основанный на пересчёте глубин вмятин в энергии ударных воздействий, вызвавших эти вмятины. Для пересчёта необходимо знать функциональные зависимости, связывающие энергию удара, глубину вмятины и толщину обшивки для выбранного типа материала.

Некоторую информацию об этом можно найти в вышеупомянутых источниках. В работе [6] приведена зависимость глубины вмятины от энергии удара, полученная на панелях крыла истребителя F-15. В экспериментах [10] определялись глубина вмятин при ударах различными бойками в типовые зоны металлической обшивки фюзеляжа пассажирского самолёта Airbus 320. В работе [12] эксперимент проводился на элементах, изготовленных из дюралюминиевого сплава Д16АТ с толщинами обшивок, характерными для отечественных образцов авиационной техники. С применением оригинального расчётного метода [12] экспериментальные значения были экстраполированы в калибровочную поверхность, связывающую энергию удара, глубину вмятины и толщину обшивки. На рис. 2 данные из перечисленных источников показаны на одном графике.

Как следует из рис. 2, вид функции, связывающей энергию с глубиной вмятины, отличается для толстых и тонких обшивок знаком второй производной, (кривая соответственно выпуклая и вогнутая). Для пересчёта было решено использовать зависимость [12], проверенную на отече-

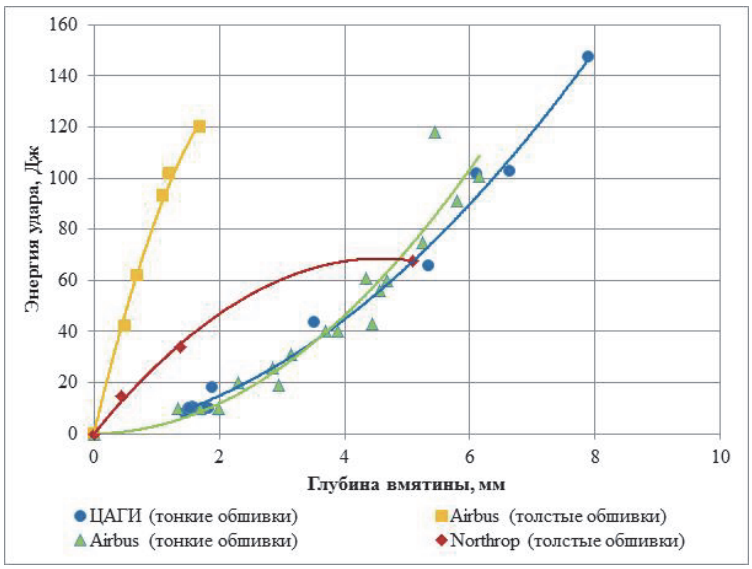

Рис. 2. Калибровочные зависимости для обшивок различной толщины.
ЦАГИ (тонкие обшивки) – толщина обшивок 1.1-2мм, бойки диам. 25 и 50мм.
Airbus (тонкие обшивки) – толщина обшивки 1.4мм, бойки диам. 25 и 50мм.
Airbus (толстые обшивки) – толщина обшивки 6мм, боёк диам. 50мм.
Northrop (толстые обшивки) – обшивка военного самолета F-15

ственных авиационных материалах и хорошо согласующуюся с данными Airbus [10].

В результате пересчёта были получены 405 значений энергий ударов, приходящихся в конструкцию крыла. Для построения вероятностных распределений по этим значениям был выбран логарифмически нормальный закон. Сравнение показателей асимметрии и эксцесса с соответствующими стандартными ошибками и сопоставление наблюдаемых распределений с теоретически ожидаемыми нормальными по критерию типа Колмогорова–Смирнова подтвердили нормальность набора рассматриваемых случайных величин.

На рис. 3 представлено сравнение построенной функции распределения вероятности превышения заданной энергии удара (выборка по вмятинам с глубиной не более 2.5 мм) с аналогичной функцией Northrop [6], построенной для такой же выборки по вмятинам на парках самолётов F-4, F-111, A-10 и F-18B. Видно, что, несмотря на то, что в одном случае исследовались гражданские самолёты, а другом – военные, полученные функции хорошо согласуются друг с другом.

На рис. 4 представлены логарифмически нормальные распределения вероятностей в зависимости от энергий ударов, полученные по

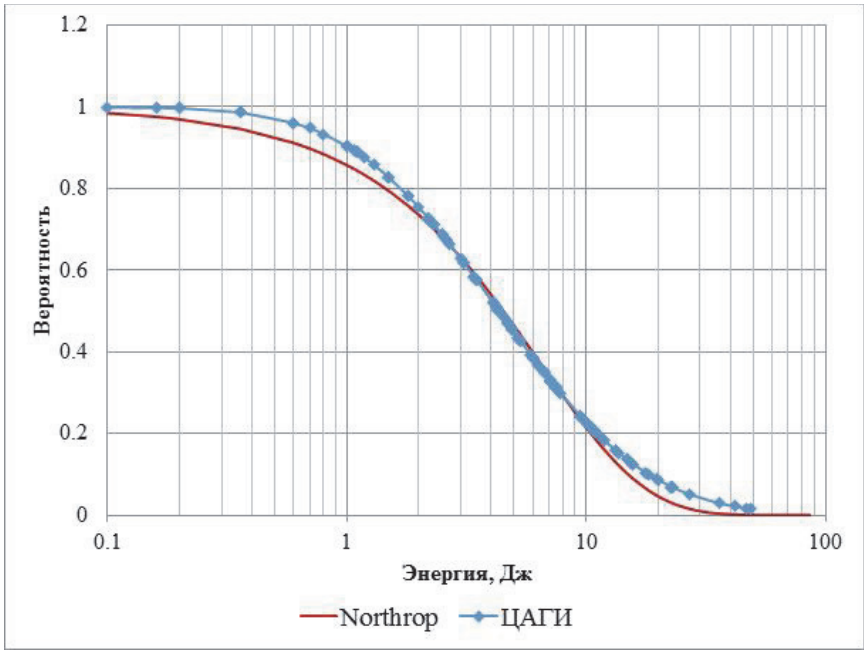

Рис. 3. Функция распределения вероятности превышения энергии удара
(выборка по вмятинам глубиной до 2.5мм)

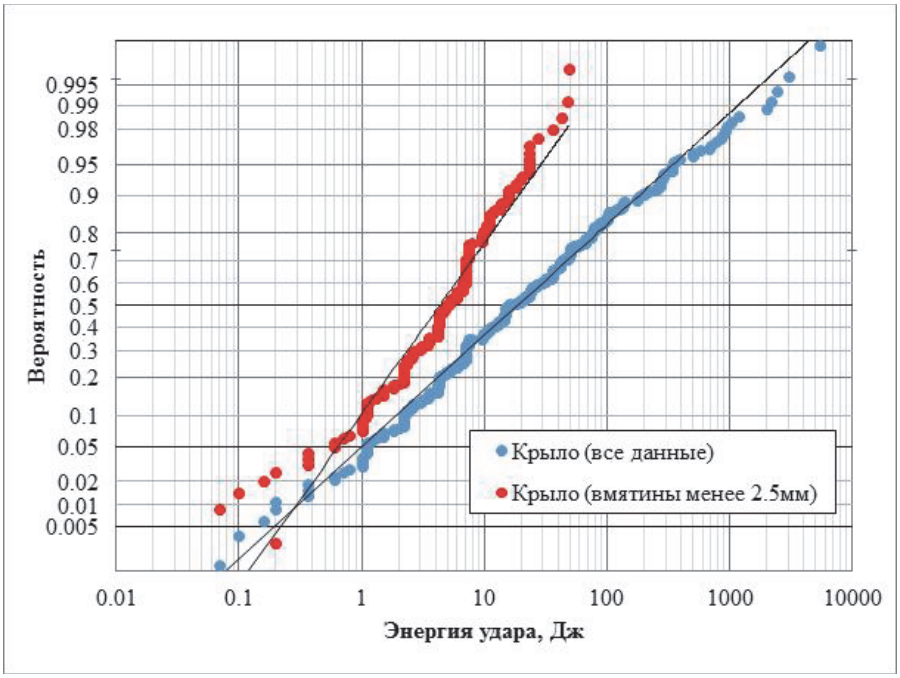

Рис. 4. Вероятность превышения энергии удара (вероятность получения удара E или меньше)

всем зарегистрированным вмятинам на крыле (405 точек) и по выборке с глубинами вмятин до 2.5 мм включительно (174 точки). Как видно из графиков, обе зависимости хорошо спрямляются в логарифмическом масштабе, что подтверждает случайный характер явлений, приводящих к рассматриваемым ударам.

Используя полученные закономерности, проанализируем, как они соотносятся с принятыми пороговыми значениями, определяющими характеристики живучести авиационных конструкций из ПКМ.

ПОРОГОВАЯ ЭНЕРГИЯ

Расчёт пороговых значений выполнялся в соответствии с методикой [13] на основе полученных по собственным расчётам функций распределения и повторяемости повреждений на 1 час полёта для каждой зоны крыла. Согласно [13], вероятность получения в эксплуатации ударного повреждения с энергией, превышающей некоторое пороговое значение $E_п$, является произведением вероятностей двух событий, рассматривающихся как независимые: вероятность получения удара в эксплуатации и вероятность превышения энергии определенного уровня:

$$P = P(\text{удара})P\left(E > E_{пор}\right).$$

За предельно допустимое значение вероятности получения критического повреждения (т.е. повреждения от удара с энергией, превышающей пороговое значение), как правило, принимается величина 10^{-5} на один час полета [13-14].

Рассчитав на основе имеющейся статистики вероятность получения удара и функции распределения по энергиям, можно вычислить пороговое значение энергии $E_{пор}$, вероятность превышения которой в процессе эксплуатации будет не выше 10^{-5}:

$$P\left(E > E_{пор}\right) = \frac{10^{-5}}{P(\text{удара})} \ .$$

По разным оценкам [6][7][13], вероятность получения ударного повреждения в процессе эксплуатации гражданских самолетов транспортной категории лежит в пределах 10^{-5}-10^{-3}.

Например, для расчетов пороговых значений компанией Airbus вероятность получения удара в эксплуатации принимается равной 10^{-3} на час полета (что по сравнению со статистикой [7] является достаточно консервативным). Вычисленная на основе этих данных величина порогового значения энергии равна $E_{\text{пор } Airbus} = 30\text{Дж.}$.

Используя аналогичное значение вероятности получения удара в эксплуатации (10^{-3} на час полета) и функцию распределения энергии на рис. 3, полученную по результатам анализа вмятин на отечественных самолётах, можно получить пороговое значение энергии:

$$E_{\text{пор ЦАГИ}} \approx 60\text{Дж} \ .$$

ВЕРОЯТНОСТЬ ВСТРЕТИТЬ УДАР СВЫШЕ 140 ДЖ

Также представляется целесообразным на основе имеющихся данных вычислить вероятность получения за срок службы удара с энергией свыше 140 Дж. Это значение принято в качестве порогового в Boeing для всей конструкции самолёта, в Airbus для верха фюзеляжа и заделки стабилизатора, а также используется отечественными разработчиками при расчётно-экспериментальной проверке силовых композитных конструкций

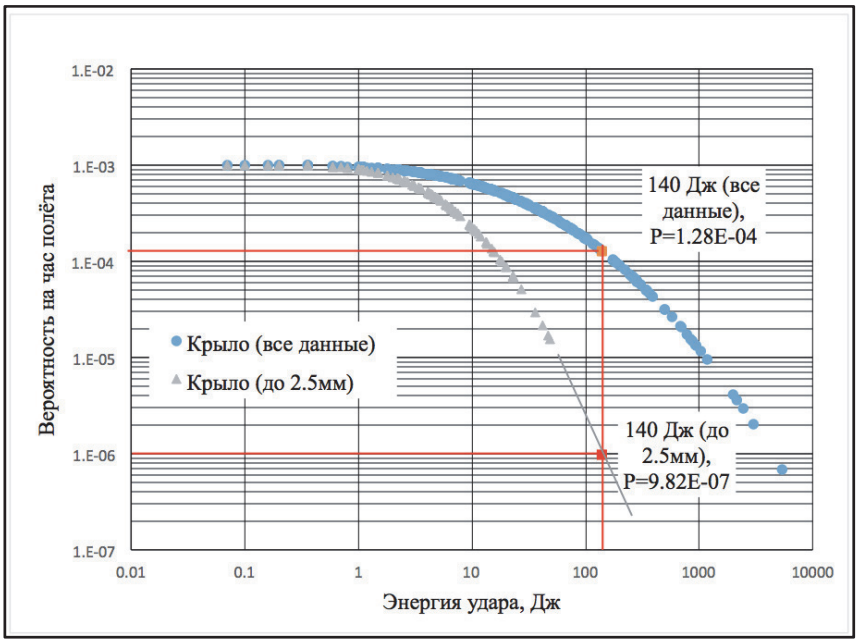

Рис. 5. Функция распределения вероятности превышения энергии удара E при заданном значении вероятности появления удара в эксплуатации, равной 10^{-3} на 1 летный час

Функции распределения вероятности ударов по энергиям на час полета (при вероятности появления удара 10^{-3} на час полёта) представлены на рис. 5. Графики приведены для двух выборок – по всему диапазону энергий и по диапазону, соответствующему вмятинам с глубиной не более 2.5мм. Из них следует, что вероятность встретить энергию свыше 140 Дж для диапазона воздействий, рассматриваемого в [6,13], соответствующего металлическим вмятинам глубиной менее 2.5 мм, составляет:

$$P(E_{140\ \text{малые энергии}}) \approx 10^{-6}$$

Если же взять весь диапазон воздействий, зарегистрированных при обслуживании отечественных гражданских самолётов, то мы получим:

$$P(E_{140\ \text{все энергии}}) \approx 10^{-4}$$

то есть на два порядка менее консервативное значение.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате выполненной работы сформирована обширная база по энергиям ударных воздействий, характерных для условий эксплуатации отечественных гражданских самолётов.

Для элементов конструкции крыла определены типовые сценарии таких воздействий и построены вероятностные распределения по энергиям ударов. Показано, что функциональные зависимости, полученные на отечественных данных, согласуются с аналогичными зарубежными результатами, полученными на других типах авиационной техники со значительными отличиями в условиях эксплуатации. Вместе с тем показано, что вычисленные по отечественной статистике пороговые значения энергий, на которых в соответствии с принятой практикой строится подход обеспечения эксплуатационной живучести авиационных конструкций из ПКМ, превышают зарубежные.

Полученные результаты могут быть использованы при проектировании и сертификации композитных авиационных конструкций по условиям эксплуатационной живучести, что позволит повысить их весовую эффективность при сохранении заданного уровня безопасности.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Авиационные правила АП-25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории, 2014.
2. *Фейгенбаум Ю.М., Дубинский С.В.* Влияние случайных эксплуатационных повреждений на прочность и ресурс воздушных судов // Научный Вестник МГТУГА 2013. № 187. С. 84-91.
3. *Cook T.N., Adami M.G., DiGenova R.R., Maass D.P.* Advanced Structures Maintenance Concepts. Report No USAAVRADCOM-TR-80-D-16, June 1980.
4. *Dominguez J.* F/A-18 Wing Skin Impact Test, Naval Air Development Center, December 1987.
5. *Фейгенбаум Ю.М. и др.* Опыт проведения и основные результаты экспериментальных исследований надежности выявления поверхностных дефектов композитной конструкции при проведении визуального контроля // Научный Вестник ГосНИИ ГА 2016. № 14.
6. *Kan H.P., Cordero R., and Whitehead R.S.* Advanced Certification Methodology for Composite Structures, rep. DOT/FAA/AR-96/111, 1997.
7. *Gary P.M. and Riskalla M.G.* Development of Probabilistic Design Methodology for Composite Structures. Vought Aircraft Company, rep. No DOT/FAA/AR-95/17, 1997.

8. *Ушаков А.Е.* Методологические основы конструктивно-технологического обеспечения живучести авиаконструкций, выполненных из полимерных композитных материалов. Дис. … докт. техн. наук: 05.07.04. Москва, 1992. 418 с.
9. *Ushakov A., Stewart A., Mishulin I., and Pankov A.* Probabilistic Design of Damage Tolerant Composite Aircraft Structures, U.S. Dept. of Transportation, Federal Aviation Administration, Report DOT/FAA/AR-01/55, Washington DC, January 2002.
10. *Faivre V., Morteau E.* Damage Tolerant Composite Fuselage Sizing. Characterization of Accidental Damage Threat» FAST 48, Airbus technical magazine, p.p. 10-16, August 2011.
11. Разработка Альбома ударов для композитного крыла коммерческого самолета транспортной категории / *А.Е. Ушаков, С.В. Дубинский, А.А. Сафонов, В.Я. Сеник, И.Г. Хлебникова, Ю.М. Фейгенбаум* // Тезисы докладов Научно-технической конференции «Прочность конструкций летательных аппаратов», 12-13 декабря 2012 г., ЦАГИ, г. Жуковский. С. 47
12. Методика определения закономерностей, характеризующих энергии случайных ударных воздействий на конструкцию самолёта транспортной категории // *С.В. Дубинский, И.А. Жарёнов, М.В. Павлов, В.М. Ордынцев* // Учёные записки ЦАГИ. 2016. №6.
13. CMH-17-3F Volume 3, Chapter 12.3.3. «Realistic impact energy threats to aircraft», 2009.
14. МОС 25.571-1А «Оценка допустимости повреждений и усталостной прочности конструкции», СЦ «Прочность», инв.№, 123/1б, 2015.

STUDY OF ACCIDENTAL IN-SERVICE IMPACTS INTO WING OF COMMERCIAL AIRCRAFT

© 2016 S.V. Dubinskiy[1], Yu.M. Feygenbaum[2], A.A. Selikhov[1], S.A. Gvozdev[1], V.M. Ordyntsev[1]

[1]The Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky (TsAGI), Zhukovsky,
[2] The State Scientific Research Institute of Civil Aviation (GosNII GA), Moscow

The article presents the study of wing impact damages scenarios based on the analysis of the data from in-service field survey obtained from Russian commercial operators. Damages were classified by wing zones where they were found and by the sources that caused them. The most typical scenarios of accidental impact damage on the wing were described and the most critical structural areas subjected to impact damage were identified. A qualitative distribution of impact threat levels on the upper and lower wing surface was presented. To enable the use of metallic dent data for damage tolerance analysis of similar composite structures, dent depths were converted into impact energies using a self-developed procedure. Probability distribution functions of impact energies were determined. The results obtained were analyzed in conjunction with relevant industry-accepted thresholds determining the damage tolerance characteristics of composite aircraft structures.
Key words: impact energy, dent depth, impact scenario, distribution function, cut-off energy level

Stanislav Dubinskiy, Candidate of Physics and Mathematics, Deputy Head of the Branch [Department] .
E-mail: dubinsky@tsagi.ru
Yuri Feygenbaum, Candidate of Technics, Chief Research Fellow. E-mail: feygenbaum_ym@neplg.ru
Andrey Selikhov, Technician.
Sergey Gvozdev, Engineer.
E-mail: gvozdev_sergey@mail.ru
Vyacheslav Ordyntsev, Head of Division.
E-mail: ordyntsev@tsagi.ru