

ВИРОБНИЦТВО, ОБСЛУГОВУВАННЯ ТА РЕМОНТ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ

УДК 620.179: 629.735.33

П.И. Горобец, А.В. Хоменко, О.А. Шевчен

**ПОВРЕЖДЕНИЯ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ
ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ,
ВЫЗВАННЫЕ МЕХАНИЧЕСКИМИ УДАРАМИ**

Рассмотрены причины возникновения и характер развития повреждений, типичных для большинства полимерных композиционных материалов, в сравнении с металлом, классификация ударных повреждений полимерных композиционных материалов по энергетическому и скоростному принципам. Приведены конструктивные решения для агрегатов из полимерных композиционных материалов, стойких к ударным воздействиям.

Повышение безопасности и эксплуатационной надежности авиационных конструкций является одной из важных технико-экономических проблем, для решения которой требуется развитие и внедрение новейших достижений в области производства конструкционных материалов и изделий из них. Наиболее ярко это проявляется при создании современных авиационных систем, когда высокая стоимость летательного аппарата приводит к необходимости обеспечения его длительной эксплуатации со все увеличивающейся интенсивностью и одновременным гарантированием заданной безопасности и надежности конструкции планера. При этом приходится согласовывать такие взаимоисключающие требования, как непрерывное возрастание назначенного ресурса и минимум массы авиационных конструкций. Жесткие требования к массе планера, обусловленные необходимостью реализации заданных летно-технических характеристик самолета, приводят к увеличению уровня напряжений в авиаконструкциях.

В условиях действия переменных нагрузок, коррозионного воздействия окружающей среды трудно обеспечить высокие эксплуатационные напряжения, используя только традиционные металлические материалы. Поэтому повышение прочности и ресурса конструкции при уменьшении массы можно достичь путем применения полимерных композиционных материалов (ПКМ) на основе термопластичных или терморезистивных матриц, которые обладают высокой удельной прочностью и жесткостью, стойкостью к зарождению и развитию трещин при действии переменных нагрузок.

Анализ результатов экспериментальных исследований и опыта эксплуатации авиаконструкций из ПКМ показывает, что ввиду хрупкого поведения, с одной стороны, и высокого сопротивления усталости, с другой, причины возникновения и механизмы развития повреждений для большинства современных ПКМ принципиально отличаются от усталостно-разрушения металлов.

Повреждения в ПКМ из-за медленного их развития обусловлены не периодическим нагружением в системе планера, а случайными механическими ударными воздействиями, которые могут быть получены на любом из этапов создания и эксплуатации конструкции: удары при сборке, транспортировке и проведении техобслуживания, соударения с камнями и градинами. Для металлических конструкций такие случаи не характерны.

В отличие от накопления усталостного повреждения и развития магистральной трещины в металле процесс образования повреждения в ПКМ при ударе носит «мгновенный» характер, поэтому прочность конструкции снижается скачкообразно.

Для металлов не существует скрытых повреждений в том виде, какие появляются в ПКМ при производстве или в эксплуатации - растрескивание матрицы, расслоение и разрыв волокон. Подобные повреждения во многих случаях можно обнаружить только инструментальными неразрушающими видами контроля, в то время как для металлических конструкций основным средством выявления усталостных трещин являются визуальные осмотры.

На рис.1 сопоставлена полученная с учетом отмеченных особенностей модель поведения элемента из ПКМ в эксплуатации с поведением металлической конструкции[1]. Оба типа конструкций содержат повреждения, вызванные механическим ударом. Для металлической конструкции появившийся концентратор напряжений (царапина, вмятина), который может быть легко обнаружен визуально, практически не снижает ее несущей способности, но инициирует развитие усталостной трещины. Развивающаяся трещина выявляется при визуальных осмотрах, период между которыми $\Delta T_{в.мет}$ назначается в соответствии с усталостными характеристиками материала и размером надежно обнаруживаемой трещины $2L_{обн}$.

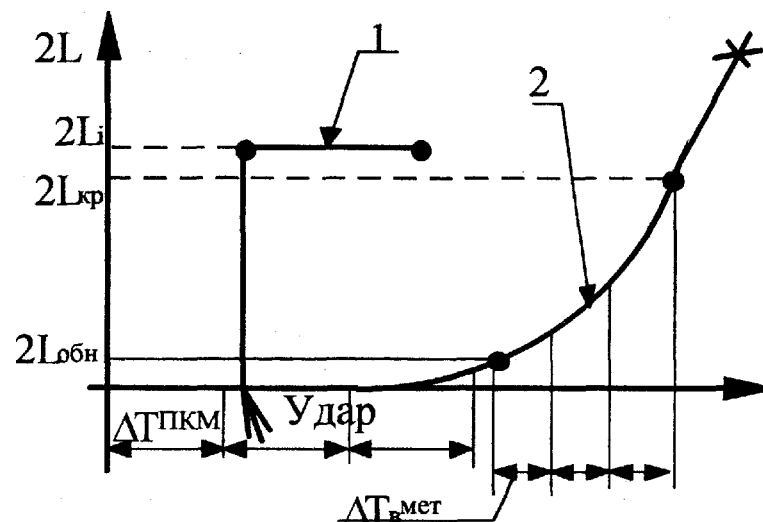


Рис.1. Сравнение моделей поведения в эксплуатации элемента из ПКМ (1) и металлической конструкции (2), поврежденных в результате механического удара (* - разрушение)

Разрушение определяется начиная с момента удара следующими событиями: появлением магистральной трещины, ее обнаружением при осмотрах, достижением трещиной критического размера $2L_{кр}$ и появлением разрушающей нагрузки для конструкции, содержащей трещину $2L_i \geq 2L_{кр}$. В ПКМ при ударе сразу возможно «мгновенное» возникновение повреждения размером $2L_i \geq 2L_{кр}$, которое приводит к скачкообразному снижению прочности элемента ниже допустимого уровня. Поэтому в отличие от предыдущего случая разрушение поврежденного элемента из ПКМ так же, как интервал между его осмотрами $\Delta T_{ПКМ}$, определяется начиная с момента поступления его в эксплуатацию вероятностями появления ударного воздействия, приводящего к образованию повреждения размером $2L_i$ и разрушающей нагрузки, которые увеличиваются с течением времени эксплуатации T .

Вид разрушения в конструкции из ПКМ при ударе зависит от уровня энергии удара. Удар с высоким уровнем энергии вызывает повреждение в виде сквозной пробоины с локальными расслоениями. Удар со средним уровнем энергии может вызвать локальные растрескивания связующего в месте удара на обратной стороне пакета. Удар с малым уровнем энергии может вызвать внутреннее расслоение структуры материала с небольшим видимым разрушением поверхности (последних может не быть). На рис. 2 показан характер разрушения слоистого композиционного материала в зависимости от энергии удара.

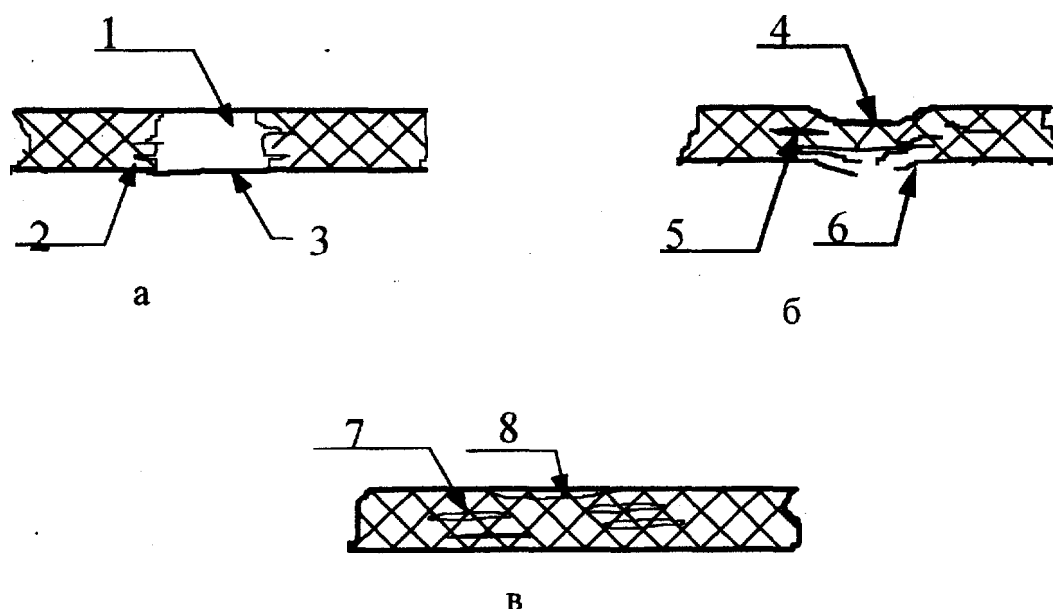


Рис.2. Характер разрушения слоистых композиционных материалов при ударе с различным уровнем энергии:
 а - высокоэнергетический удар; б - среднеэнергетический удар;
 в - низкоэнергетический удар;
 1- сквозная проба – малая зона повреждения; 2,5 - незначительное расслоение; 3 - свободные концы волокон; 4- локальное растрескивание смолы (волокна); 6- разрыв волокна на задней стенке; 7- интенсивное расслоение в конической области; 8 - небольшая зона удара с волнистым повреждением

В работе [2] представлены результаты изучения влияния низко-, средне- и высокоскоростных ударных воздействий на углепластиковые панели. Установлено, что пробоины, вмятины, расслоения снижают прочность углепластиков при растяжении, сжатии на 25 - 80%, а при сдвиге на 50 - 60%. Причем несквозные ударные повреждения типа расслоений (вмятин), возникающие при низкоскоростных ударных воздействиях, в большей степени проявляют свое влияние при сжимающих нагрузках, чем при растягивающих и сдвиговых.

В результате проведенных экспериментов установлено соответствие между влиянием на прочность углепластиков сквозного идеализированного дефекта в виде прорези и сквозными и несквозными ударными повреждениями. Для определения остаточной прочности углепластика с ударными повреждениями применимы следующие выражения:

растяжени :
$$\sigma_c = \frac{K_{IC}}{\sqrt{\pi(d/2 + a_I)}};$$

сжатие:
$$\sigma_c = \frac{K_{-IC}}{\sqrt{\pi(b/2 + a_{-I})}};$$

сдвиг:
$$\sigma_c = \frac{K_{IIc}}{\sqrt{\pi(d/2 + a_{-II})}},$$

где K_{Ic} , K_{-Ic} , K_{IIc} , a_I , a_{-I} , a_{II} - характеристики трещиностойкости ПКМ при растяжении, сжатии, сдвиге, соответствующие двухпараметрической модели разрушения [3]; d - характерный

размер, соответствующий в случае сквозной пробоины диаметру сквозного отверстия (без учета расслоения, а в случае несквозного повреждения - размеру вмятины глубиной, большей или равной 0,3 - 0,5 мм; b - характерный размер, соответствующий в обоих случаях размеру в области расслоения и растрескивания внутренних слоев ПКМ.

Классификация по энергетическому ударному воздействию на ПКМ не является исчерпывающей, так как энергию можно получить за счет увеличения как скорости, так и массы ударника, что при соударении ударника с преградой дает различные картины поведения материала. Как показано в работе [4], механические свойства материалов зависят от скорости нагружения, так что поведение материала под действием динамической нагрузки в общем виде можно представить функцией

$$F(\sigma, \varepsilon_3, \varepsilon_n) = 0,$$

где ε_3 - эквивалентная деформация, зависящая от пути нагружения и пластической деформации ε_n ; ε_n - скорость пластической деформации.

Данную функцию представляют в пространстве $\sigma, \varepsilon_3, \varepsilon_n$ криволинейными поверхностями деформирования, образованными семейством кривых, полученных в серии экспериментов с заданным параметром испытания. На рис.3 показана поверхность деформирования, построенная по результатам испытаний с параметром $\varepsilon = \text{const}$ для стали.

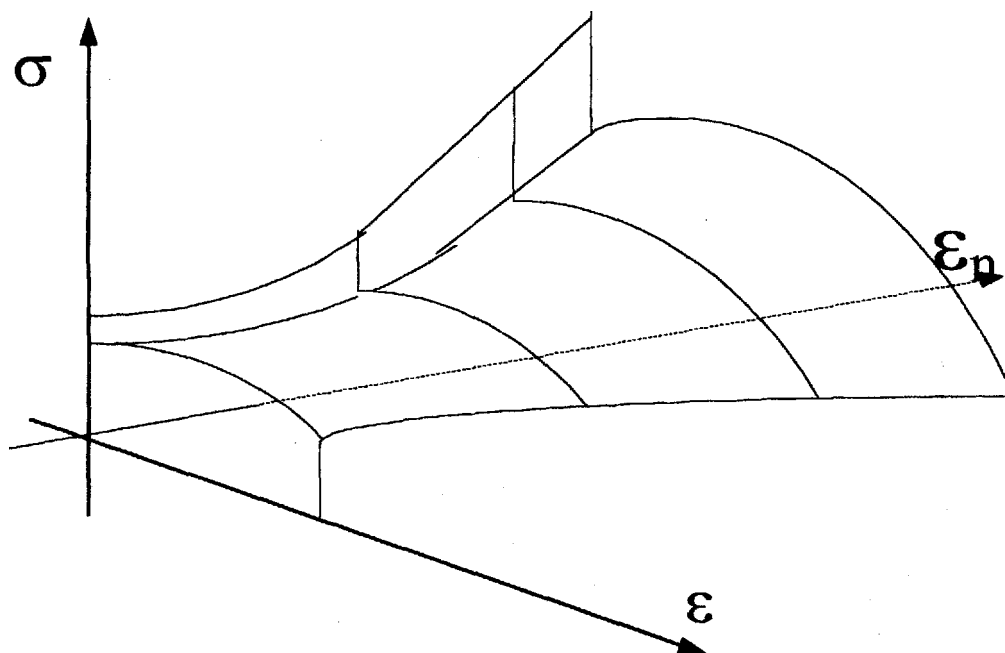


Рис.3 Схема поверхности деформирования стали в пространстве $(\sigma, \varepsilon, \varepsilon_n)$ при задержке текучести

Механические характеристики при динамическом нагружении хорошо изучены для конструкционных сталей и некоторых других материалов. Зависимость механических свойств ПКМ от скорости нагружения требует дополнительного изучения.

В связи с этим требуется проводить классификацию ударных воздействий не только по уровню энергии, но и в зависимости от скорости поражающего объекта. В работе [5] ударные воздействия разделяют на низкоскоростные ($V \leq 6 \dots 8$ м/с), среднескоростные ($V = 30 \dots 200$ м/с), высокоскоростные ($V \geq 700$ м/с). Причинами возникновения низкоскоростных ударов являются падающий инструмент при изготовлении и проведении регламентных работ, нарушение правил транспортировки элементов конструкции из ПКМ. Среднескорост-

ные ударные повреждения возникают от ударов камней, кусков бетона, льда, вылетающих из-под колес шасси, градин, птиц, частей разрушающегося двигателя или планера. Высокоскоростные ударные повреждения возникают от действия специальных поражающих объектов (пуль, снарядов, осколков).

Для коммерческих самолетов наиболее характерными типами ударного воздействия на элементы конструкции из ПКМ являются низкоскоростные и среднескоростные.

В связи с увеличением применения ПКМ в конструкции самолетов до 20% [6] и созданием силовых агрегатов из ПКМ (оперение, крыло) особый интерес для исследования представляют случаи низкоростного и среднескоростного ударного нагружения конструкции самолета, так как полученные повреждения могут привести к серьезным авариям и даже катастрофам.

Работа [7] посвящена исследованию остаточной прочности трехслойных углеволоконно-эпоксидных панелей с сотовым и пенистым наполнителем после низкоэнергетического (низкоскоростного $V \leq 4$ м/с) ударного воздействия. Толстые панели (толщина наполнителя 25 мм) получили большие повреждения (максимальная площадь повреждения равна 140 мм^2), чем более тонкие (толщина наполнителя 12,5 мм) панели (максимальная площадь повреждения менее 123 мм^2), от ударного воздействия с одинаковой энергией и проекционной площадью 123 мм^2 . Более толстая панель является более жесткой. Следовательно, меньшая ударная энергия рассеивается при общей деформации панели, но в локализованной деформации и повреждении она сравнительно большая. Чем прочнее связь обшивки и наполнителя, тем выше остаточная прочность конструкции после удара и тем выше стойкость конструкции к сквозному пробиванию.

Существенную проблему составляет соударение лобовых частей планера самолета с птицей из-за сложностей теоретического описания процесса. Это объясняется многообразием свойств веществ, находящихся в промежуточном состоянии между упругими телами и вязкой жидкостью, и трудностями математического характера при решении задач, описываемых системой функциональных уравнений различного вида (нелинейных дифференциальных, интегральных и интегрально-дифференциальных) [8]. Эти аналитические трудности отражают физическую сложность контактных динамических проблем и пока не позволяют выработать обобщенный подход к созданию стойких к удару лобовых поверхностей различных типов самолетов.

Работа [9] посвящена разработке стойкого к соударению с птицей носка крыла самолета «DASH8» из армированных волокнами композитов. Предварительные исследования показали, что для погашения энергии удара птицы массой 1,8 кг на требуемой скорости носки типовой металлической секции крыла (обшивка, подкрепленная нервюрами и диафрагмами) должны иметь обшивку толщиной около 2,3 мм, что ведет к существенному увеличению веса конструкции, так как типовая обшивка имеет толщину около 0,6 - 0,8 мм.

Создание конструкций с так называемыми специальными «дробителями птицы», то есть надежной защиты основной конструкции от повреждений, при существенном увеличении трудозатрат на изготовление носка желаемого эффекта не принесли [10]. В качестве примера схема одного из вариантов носков с «дробителями птицы» показана на рис.4.

Основной задачей исследования было создание носка, стойкого к удару птицы, который мог бы рассеивать энергию удара до такой степени, чтобы не возникало катастрофического повреждения конструкции крыла. Было отмечено, что как носок, так и конструкция лонжерона вносят свой вклад в поглощение энергии удара птицы. Если бы конструкция лонжерона была бы способна поглотить энергию удара, то носок мог бы иметь минимальный вес. На первом этапе работы с помощью маятникового устройства был измерен момент

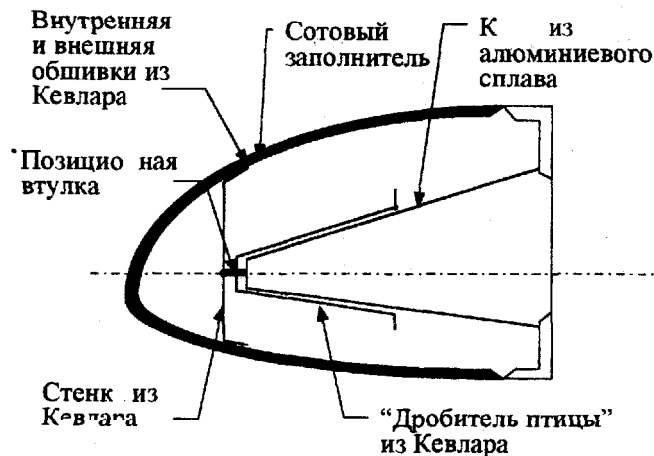


Рис.4. Схема трехслойного носка с «дробителем птицы»

осколков после пробивания лонжерона, то есть после того как лонжерон разрушился, поглотив всю энергию. Выяснилось, что при толщине стенки, изготовленной из алюминиевого сплава, примерно 1,27 мм носок должен поглотить примерно 31% момента путем замедления скорости удара с 126,6 до 79,2 м/с.

Носок в базовой трехслойной конструкции (рис.5), спроектированный для условия восприятия нормальных эксплуатационных и небольших ударных нагрузок, после выстрела птицей посредине размаха со скоростью 126,6 м/с поглотил примерно 16-18% от начального момента. С учетом характера разрушения обшивок базового носка (разрыв волокон в направлении вдоль хорды) переднюю кромку носка усилили однонаправленными волокнами из Кевлара, так как в ходе исследований было установлено, что если птица не пробивает внешнюю обшивку трехслойного пакета, то вся секция принимает участие в поглощении энергии.

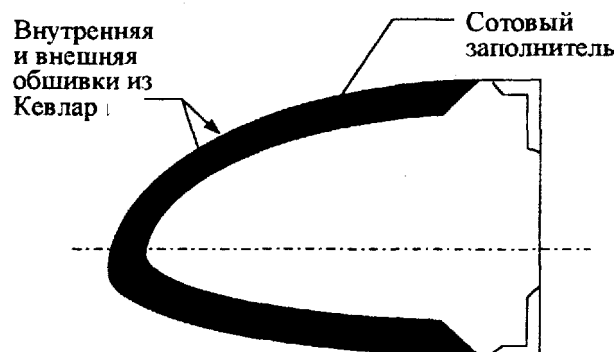


Рис.5. Носок в базовой конфигурации

Было отмечено наиболее опасное место в конструкции носка для соударения с птицей вблизи краев, в зоне диафрагм или нервюры. Критическая зона находится примерно в 150 мм от края, и поэтому места для перераспределения энергии по сравнению с центральным ударом недостаточно. Поэтому укладка слоев на каждом краю была модифицирована, добавлен крепеж по клеевому соединению нервюры с носком, толщина стенки лонжерона увеличена до 1,8 мм на участке длиной примерно 250 мм вдоль каждого края соединения носка. Однако даже такая усиленная конфигурация поглощала лишь около 80% момента.

Учитывая сложность математического описания процесса соударения с птицей, можно утверждать, что общего решения для создания стойких к удару конструкций носовых частей пока не найдено. На основании изложенного решением проблемы удара с птицей может стать конструкция носка с учетом при проектировании следующих требований:

- агрегат сохраняет остаточную прочность для безопасного завершения полета;
 - последствия удара должны быть доступны для контроля повреждаемости и локализованы таким образом, чтобы можно было выполнить экономически эффективный ремонт.

Решение этой задачи требует создания расчетных методов оценки повреждаемости, исследования характеристик материалов и анализа статистических данных для проведения комплекса мероприятий по созданию оптимальной конструкции минимальной массы.

Важным этапом решения данной проблемы является создание пакета прикладных программ, позволяющих оценить прочность элемента конструкции из ПКМ, в котором имеется некоторое типовое повреждение, моделирующее последствия механического удара и в наибольшей степени снижающее прочность данного элемента. Проведенный анализ показывает, что такими типовыми (эквивалентными) повреждениями могут быть сквозные пробоины и трещины, которые существенно снижают остаточную прочность элементов конструкций из ПКМ и которыми могут быть идеализированы практически все опасные повреждения и дефекты. Работы по созданию пакета прикладных программ по расчету элементов конструкций из ПКМ с типовыми повреждениями типа сквозных пробоин и трещин находятся на стадии завершения.

Список литературы

1. *Определение* размеров критических технологических дефектов и эксплуатационных повреждений для типовых зон конструкций киля, стабилизатора и механизации с учетом эффективности выбранных методов контроля. Научно-технический отчет. ЦАГИ; АНТК им. О.К. Антонова, № 1008. 1990. - 150 с.

2. *Ушаков А.Е.* Методика расчетно-экспериментального исследования эксплуатационной живучести углепластиковых обшивок // Проектирование, расчет и испытания конструкций из композиционных материалов: Руководящие технические материалы. - М.: ЦАГИ, 1989. - Вып. XI. - С. 92-101.

3. *Трунин Ю.П., Ушаков А.Е.* Некоторые вопросы оценки и обеспечения эксплуатационной живучести конструкций планера самолета, выполненных из композиционных материалов // Проектирование, расчет и испытания конструкций из композиционных материалов. - М.: ЦАГИ, 1984. - Вып. X. - С. 84-89.

4. *Степанов Г.В.* Упругопластическое деформирование и разрушение материалов при импульсном нагружении. - К.: Наук. думка, 1991. - 288 с.

5. *Методика* формирования расчетных условий для элементов из полимерных композиционных материалов по условиям обеспечения ресурса на стадии проектирования и отработки их при сертификации. Научно-технический отчет. ЦАГИ. №4380. - М., 1982. - 46 с.

6. *Створення* нового класу полегшених авіаційних конструкцій з полімерних композиційних матеріалів, наукових основ їх проектування, ефективних технологій і сучасної промислової бази з впровадженням розробок у виробництво / В.Г. Бондарь, В.З. Брагилевский, В.Н. Казуров. - Т. 2. Ч. 1. - К.: АНТК ім. О.К. Антонова, 1998. - С. 5-10.

7. *Akay, Hanna R.* A comparison of honeycomb-core and foam-core carbon-fibre / epoxy sandwich panels. COMPOSITES. V.21. NU.4. 1990. July. - P. 325 - 331.

8. *Кильчевский Н.А.* Динамическое контактное сжатие твердых тел: Удар. - К.: Наук. думка, 1976. - 320 с.

9. *John L.K., Terwissen G.A.* Development of a structural, bird impact resistant, de-iced wing leading edge for the de havilland dash 8 aircraft using fibre-reinforced composites // Canadian Aeronautics and Space Journal. V. 28, №. 3, 1982. - September. - P. 252-263.

10. *Проблемы* столкновения самолета с птицами. - Зарубежный авиатранспорт / - №1. - М., 1968. - С. 1 - 7.