

А. Н. Крундаева

РАЗРАБОТКА ОБЛЕГЧЕННОЙ КОНСТРУКЦИИ КОРПУСА ВЕНТИЛЯТОРА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Предложена конструкция корпуса вентилятора авиационного двигателя, масса которого меньше массы прототипа металлического корпуса на 20 %. Уменьшение массы корпуса вентилятора достигается за счет особенностей разработанной конструкции и применения перспективных композиционных материалов. По результатам эксперимента, найденного в зарубежных источниках, произведена верификация математической модели материала, применяемой в конструкции проектируемого корпуса. *Композиционный материал; слой; контакт; напряжение; деформация*

В современных авиационных двигателях большое внимание уделяется удельным характеристикам расхода топлива. Одним из путей уменьшения удельного расхода топлива является минимизация веса двигателя. При этом необходимо обеспечить прочностные характеристики двигателя в условиях штатных и аварийных нагрузок.

Появление новых материалов открывает возможности для реализации новых конструктивных решений и технологических процессов. В настоящее время перспективы прогресса в машиностроении в основном связываются с разработкой и широким применением композиционных материалов (КМ) [1], массовые характеристики которых значительно меньше, чем у металлических образцов.

В статье представлены результаты научно-исследовательской работы, целью которой является создание облегченной конструкции корпуса вентилятора, выполненной из многослойного КМ, для комбинированных корпусов воздушно-реактивных двигателей нового поколения.

КОНЦЕПТУАЛЬНЫЕ ОСОБЕННОСТИ ПРЕДЛАГАЕМОЙ КОНСТРУКЦИИ КОРПУСА

Разработан комбинированный корпус, в состав которого входит сотовые конструкции с коробчатым наполнителем в форме трубок прямоугольного сечения. При разработке облика составной конструкции корпуса из композиционных материалов сохранялись геометрические размеры цельнометаллического корпуса (рис. 1).

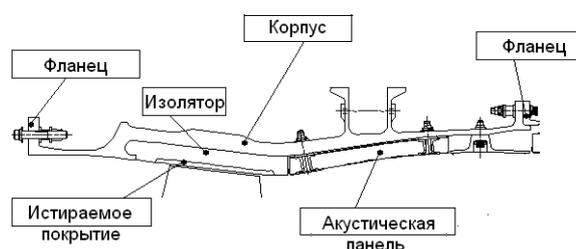


Рис. 1. Конструкция металлического корпуса

Внутренняя обшивка проектируемого корпуса выполнена из кремнеземной ткани с низким коэффициентом теплопроводности. Функционально эта обшивка предназначена не только для формирования внутренней поверхности корпуса, но в основном для термоизоляции и тепловой защиты наружной обшивки.

Наружная обшивка является силовой, она несет всю нагрузку. Наружная обшивка выполняется из композиционных материалов на основе высокопрочных углеродных волокон и эпоксидных связующих, работающих до температуры 120 °С и выше как, например, паспортизованный углепластик КМУ-7Т с рабочей температурой 170 °С.

Нижняя, верхняя и боковые стенки трубчатых сот выполнены из материала внутренней обшивки. Верхняя стенка и часть боковых стенок трубчатой соты могут быть выполнены из материала наружной обшивки. Трубки между собой и с обшивками соединены специальным клеевым составом или тем же полимером, который использован в обшивках. Опыт работы с относительно низкотемпературными углепластиковыми и опыт эксплуатации изделий из них достаточно широк, особенно в самолетостроении. Кроме того, эти материалы более глубоко изучены и предоставляют обширные возможности для формирования конструкций различного

типа, в том числе конструкций сложной формы. Их исходное сырье и технология переработки являются относительно недорогими. Все это в совокупности заметно снижает риск создания работоспособных корпусов из КМ.

Для обеспечения непробиваемости корпуса произведена намотка арамидного тканого материала из органоволокна. Поверх же ткани укладывается слой углепластика.

На рис. 2 представлен разработанный облик типовой демонстрационной конструкции корпуса и ее составных элементов. Особенностью конструкции является то, что она является составной и сотовой. Она состоит из обшивки и сот в виде трубок прямоугольного поперечного сечения, протяженных в меридиональном направлении. То обстоятельство, что обшивки корпусов разнесены высотой сот, позволяет разработать корпус с повышенной изгибной жесткостью. Если поверхности корпуса являются гладкими, то заметно облегчаются проблемы как проектирования, так и изготовления.

Материалы проектируемого корпуса: 1 – намотка ткани, 2 – кремнеземная ткань, 3 – кремнеземная ткань (ткань в плоскости $y-z$), 4 – углепластик (волокно направлено вдоль оси x), 5 – углепластик (волокно направлено вдоль оси y), 6 – алюминиевый сплав.

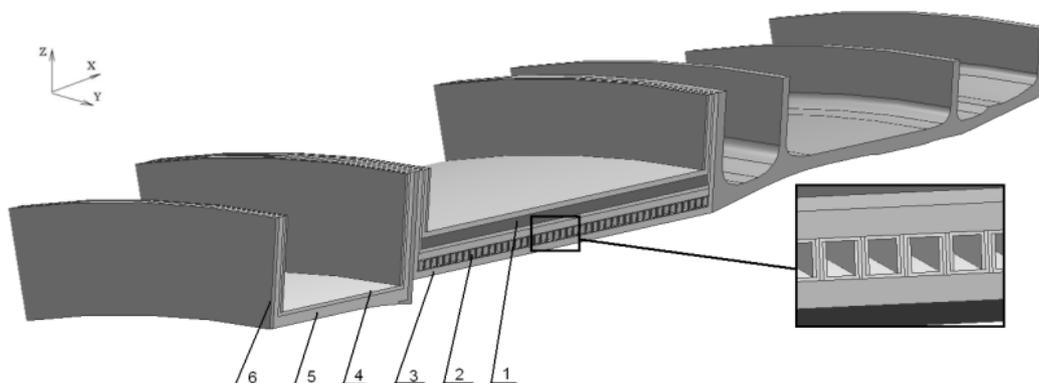


Рис. 2. Конструкция композиционного корпуса

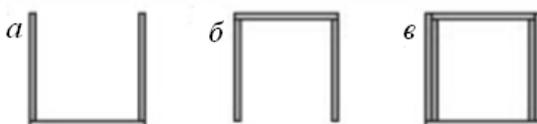


Рис. 3. Конструкция «соты»: а – нижняя часть; б – верхняя часть; в – «сота»

СОТЫ

Каждая «сота» (рис. 3, в) состоит из двух П-образных частей – нижней и верхней (рис. 3, а, б). Верхняя П-образная часть вставляется в нижнюю и склеивается с ней по сопряженным поверхностям боковых стенок. Толщина стенок 0,5 мм.

В НПО «Машиностроитель» технология изготовления трубок прямоугольного сечения предусматривает изготовление силиконовой оснастки в виде стержня с прямоугольным поперечным сечением. Вокруг силиконовой оснастки выкладывается препрег стеклоткани. После отверждения связующего силиконовые вставки изымаются.

В модифицированной технологии подготовительная работа перед отверждением проводится в два этапа. Элементы трубки в П-образных прессформах отдельно для части, прилегающей к внутренней обшивке, и отдельно для части, прилегающей к наружной обшивке, изготавливаются полностью на своей собственной оснастке. Затем П-образная верхняя часть трубки вставляется в нижнюю заготовку и склеивается с ней по сопряженным поверхностям боковых стенок. По технологическому режиму, рекомендованному разработчиками материала, осуществляется прессование и отверждение заготовок трубок в виде двух (нижняя и верхняя) частей.

МАТЕРИАЛЫ КОРПУСА

Исходный корпус вентилятора изготовлен из алюминиевого сплава.

При проектировании нового корпуса авиационного двигателя используются волокнистые КМ и арамидные тканевые материалы: Kevlar 49 и Zylon AS [2]. За счет этого удается уменьшить его массу с сохранением прочностных свойств.

Особенность волокнистой композиционной структуры заключается в равномерном распределении высокопрочных, высокомодульных волокон в пластичной матрице. Другая отличительная особенность волокнистой композиционной структуры – анизотропия свойств, обусловленная преимущественным расположением волокон в том или ином направлении.

Для волокнистых КМ можно отметить два явления, способствующих интенсивной диссипации энергии движения трещины – вытягивание волокон из матрицы и разрушение границы раздела между ними. Дополнительное сопротивление распространению трещин, развившихся в матрице, оказывают силы трения между вытягиваемым волокном и матрицей.

РАЗРАБОТКА И ВНЕДРЕНИЕ СПОСОБОВ МОДЕЛИРОВАНИЯ АРАМИДНЫХ ТКАНЕВЫХ МАТЕРИАЛОВ

Проектирование корпусов вентиляторов в соответствии с требованиями норм прочности: американскими национальными нормами FAR-25, европейскими нормами JAR-25 и нормами Российской Федерации АП-33, должно выполняться с обеспечением локализации разрушенной рабочей лопатки внутри двигателя.

Для авиационных двигателей применение арамидных тканевых материалов рентабельно в виду их легковесности, возможности смягчения ударов обломков двигателя во время вылета лопатки и высокой прочности. Кроме того, изготовление такой системы герметизации недорого по сравнению с традиционными металлическими системами. Чтобы должным образом использовать это преимущество, необходимо иметь надежную методологию анализа моделирования для ежедневных задач проектирования.

Метод конечных элементов обладает высоким потенциалом для численного проектирования, используемого промышленностью при моделировании подобных случаев. Для проведения расчетов выбран программный комплекс LS-DYNA.

Верификация проведенных расчетов выполнена по результатам экспериментов, проведенных NASA Glenn Research Center в рамках программы безопасности полетов, по данной программе проведена серия испытаний системы защиты корпуса двигателя с использованием арамидных тканевых материалов [3].

Основной задачей была разработка и калибровка моделей из материалов Kevlar 49 и Zylon AS в соответствии с данными, полученными на баллистическом динамометре.

Освоенный метод позволяет выбрать тип материала, количество слоев материала, необходимых для удержания частей оборвавшейся лопатки, доказывает эффективность использования легких арамидных тканевых материалов в двигателестроении.

ОПИСАНИЕ ЭКСПЕРМЕНТА

В эксперименте исследуются свойства материалов Kevlar 49 и Zylon AS.

Образец материала испытывается на баллистическом динамометре, представляющем собой утолщенный стальной цилиндр, приваренный к пластине (рис. 4). Для каждого испытания арамидная ткань была обернута вокруг этого цилиндра. Снаружи цилиндра было изготовлено отверстие для обеспечения доступа к намотанному волокну ударником, вылетающим из баллистической пушки. Вся установка была наклонена под определенным углом относительно горизонтальной поверхности таким образом, чтобы брошенный ударник попадал непосредственно в подвергаемую воздействию область волокна без влияния на остальную часть цилиндра (рис. 4). Стрелкой показано место удара.



Рис. 4. Установка с намоткой

Для разгона снаряда использовалась газовая пушка, испытания фиксировались на высокоскоростных цифровых видеокамерах. В ходе

работы было проведено несколько выстрелов с варьированием количества слоев арамидного материала.

По результатам экспериментов получена детальная видеосъемка взаимодействия ударника и арамидной ткани, значения скорости полета ударника до и после взаимодействия с арамидными материалами.

Объем полученных в результате испытаний данных позволяет проводить верификацию разработанных математических моделей арамидных материалов.

РАСЧЕТНЫЕ МЕТОДИКИ МОДЕЛИРОВАНИЯ ТКАНЫХ АРАМИДНЫХ МАТЕРИАЛОВ

До 1980-х гг. оценка прочностных свойств арамидных тканых материалов базировалась на аналитических расчетах и полуэмпирических методах. С конца восьмидесятых годов происходит бурный рост развития численного моделирования.

Наиболее эффективной на сегодняшний день является методика, основанная на методе конечных элементов, для которой есть несколько подходов моделирования ткани:

1. Микромеханический подход рассматривает фактическую геометрию ткани, моделируя каждую индивидуальную нить и модель ее ткацкого переплетения (рис. 5).

Этот подход очень дорогостоящий в виду повышенных требований к вычислительным ресурсам и затрат времени расчетчика на подготовку конечно-элементной модели.

2. Другой подход основан на методике элементарной ячейки, где поведение периодически повторяющейся геометрической ячейки определено и связано с непрерывным элементом, таким как оболочка, мембрана или твердый элемент. Пример элементарной ячейки для Kevlar 49 представлен на рис. 6.

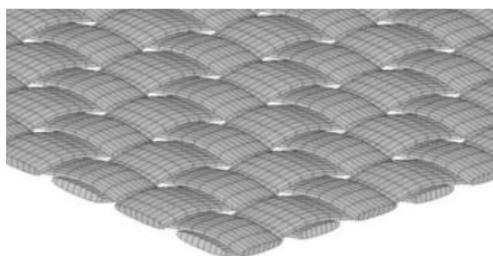


Рис. 5. Микромеханическая модель Kevlar 49 по методу конечных элементов

В то время как этот подход имеет потенциальные преимущества, особенно для вычисления эквивалентных свойств композиционных материалов, он относительно дорогостоящий как с точки зрения строения моделей по методу конечных элементов, так и времени, которое требуется для этих моделирований, чтобы дойти до завершения.

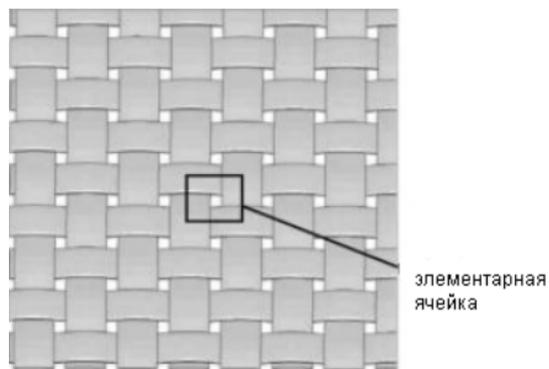


Рис. 6. Пример элементарной ячейки для модели Kevlar 49

3. Следующий подход предполагается, что ткань ведет себя как непрерывный материал, как показано на рис. 7, свойства которой усреднены по всей области и для которой используются ортотропные модели поведения материала при выполнении расчетов.

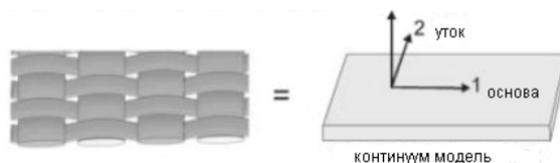


Рис. 7. Моделирование ткани как континуум модели

Этот способ позволяет без особых затрат выполнить расчеты, но при его использовании вводится ряд допущений.

МОДЕЛИРОВАНИЕ КМ В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ LS-DYNA С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КОНТИНУУМ МОДЕЛИ

Непосредственное моделирование КМ проходило в программном комплексе LS-DYNA.

В работе для описания материала выбрана математическая модель материала *MAT_COMPOSITE_DAMAGE, позволяющая создавать ортотропный многослойный материал. Все свойства материала взяты из статьи [4]. Материал моделируется оболочечными (SHELL) элементами с опцией формулировки элемента Бельч-

ко-Цая [5]. Из опыта работы над слоистыми материалами был сделан вывод, что удобней всего и достоверней моделировать слои материала, задавая соответствующие параметры в опции для SHELL элементов, а не моделировать каждый слой вручную.

Предложенный расчет многослойных КМ основан на моделировании слоев за счет настроек SHELL элементов. Каждый слой соответствует одной точке интегрирования. Количество точек интегрирования в одном SHELL элементе задается пользователем, причем опция материала *MAT_COMPOSITE_DAMAGE позволяет активизировать теорию слоистых оболочек, чтобы должным образом смоделировать поперечно-сдвиговую деформацию.

Моделирование каждого слоя в отдельности очень долго и не совсем правильно, так как сложно задаться коэффициентом трения между слоями.

В ходе многократных расчетов были подобраны основные параметры для адекватного моделирования: обработка контактного взаимодействия между кольцом и намотанным материалом задается по средствам контакта *CONTACT_AUTOMATIC_SURFACE_TO_SURFACE с коэффициентом 2 в вспомогательной вкладке, определяющим расширение области контакта узлов сегмента; коэффициент пересчета штрафной жесткости принимался равным 1; коэффициент трения между стальным цилиндром и намотанным материалом принят равным 0,2; обработка контактного взаимодействия между ударяющимися частями расчетной модели задается по средствам контакта *CONTACT_ERODING_SURFACE_TO_SURFACE с коэффициентом 2 во вспомогательной вкладке, определяющим расширение области контакта узлов сегмента; коэффициент пересчета штрафной жесткости принимался равным 0,1; статический и динамический коэффициенты трения между ударником и намотанным материалом приняты равными 0,1.

Ударник летит со скоростью, значение которой взято из эксперимента.

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА

Сравнение результатов расчетов с экспериментом, описанным выше, проводилось на основании энергетической методики, сравнивались скорости до и после удара, а также анализировались результаты скоростной видеосъемки. На рис. 8 и 9 представлены отдельные кадры скоростной видеосъемки, а ниже под ними –

результаты расчета. При сравнении одних с другими видна хорошая повторяемость поведения арамидного материала (табл. 1 и 2).

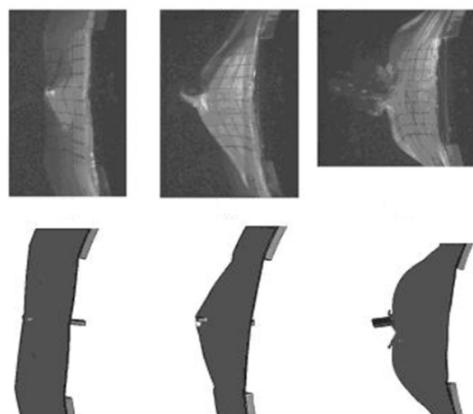


Рис. 8. Сравнение деформации между экспериментом и моделированием: материал Kevlar 49, количество слоев 8

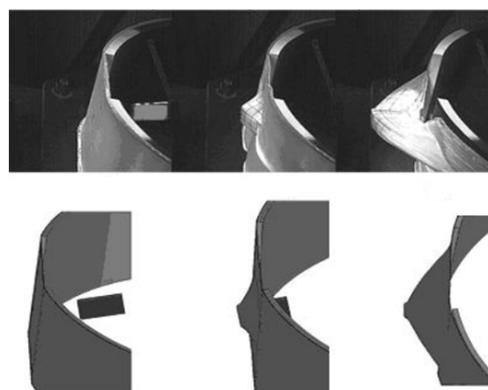


Рис. 9. Сравнение деформации между экспериментом и моделированием материал Kevlar 49, количество слоев 32

Таблица 1

Сравнение результатов

	Эксперимент	Расчет
Скорость до удара, м/с	273	273
Скорость после удара, м/с	250	252
Поглощенная энергия ткани, %	16,14	14,79

Таблица 2

Сравнение результатов

	Эксперимент	Расчет
Скорость до удара, м/с	273	273
Скорость после удара, м/с	0	0
Поглощенная энергия ткани, %	100	100

Поглощенная энергия арамидным материалом была вычислена как кинетическая энергия снаряда перед ударом минус кинетическая энергия снаряда после удара, или как

$$E_{abs} = \frac{1}{2}mv_1^2 - \frac{1}{2}mv_2^2,$$

$$\Delta E_{abs} = 100\% \cdot E_{abs} / \frac{1}{2}mv_1^2.$$

По результатам проведенной верификации видно, что созданная математическая модель арамидного тканого материала хорошо согласуется с результатами эксперимента как по скорости, так и по характеру взаимодействия ударника с материалом.

ОЦЕНКА НЕПРОБИВАЕМОСТИ КОНСТРУКЦИИ КОРПУСА ВЕНТИЛЯТОРА

Оценка непробиваемости спроектированного корпуса вентилятора выполнена по методике, сертифицированной в ОАО «НПО «Сатурн»».

Согласно этой методике была создана конечно-элементная модель корпуса и ротора вентилятора с набором лопаток вентилятора, одна из которых обрывалась и взаимодействовала с корпусом.

Анализ результатов расчета показывает, что в процессе взаимодействия с корпусом лопатка фрагментируется на три части. Первый излом образуется на расстоянии ~70 % длины лопатки от хвостовика. Второй излом происходит в средней части лопатки, на расстоянии примерно 50 % от хвостовика. В результате соударения оборвавшейся лопатки и ее фрагментов с корпусом на нем образуются три зоны высоких деформаций. Первая из них возникает от удара пером лопатки, вторая – после первого и второго изломов лопатки, а третья – от удара корневой частью.

На внутренней поверхности корпуса в момент каждого удара лопатки реализуется напряженное состояние, близкое к всестороннему сжатию, а на внешней – к двухосному растяжению.

По окончании проведенного расчета можно сделать вывод, что спроектированный корпус удовлетворяет требованиям по удержанию фрагментов лопатки вентилятора: уровень максимальных напряжений на его поверхности не превышает допустимых значений.

Выигрыш такого корпуса по массе относительно исследуемого титанового корпуса составляет 21,5 %.

Масса алюминиевого корпуса $m_{Al} = 134,52$ кг.

Масса композиционного корпуса $m_K = 105,6$ кг.

$$\Delta = \frac{m_{Al} - m_K}{m_{Al}} \cdot 100\% = 21,5 \%$$

ВЫВОД

Разработана облегченная конструкция корпуса вентилятора с применением КМ и арамидных тканых материалов.

В работе проведена оценка существующих численных методик моделирования арамидных тканевых материалов, выбран наиболее подходящий подход к моделированию, верифицированный по результатам зарубежных экспериментов.

На основе выбранного подхода моделирования арамидных тканых материалов проведена оценка спроектированного корпуса.

По результатам работы полученный корпус не уступает алюминиевому по своим прочностным показателям, причем масса его меньше исходного корпуса на 21,5 %.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Васильев В. В., Тарнопольский Ю. М.** Композиционные материалы: справочник. М.: Машиностроение, 1990. 512 с.
2. **Браутман Л., Крок Р.** Современные композиционные материалы. М.: Мир, 1970. 672 с.
3. **Gomuc R.** Explicit finite element modeling of multilayer composite fabric for gas turbine engine containment systems. Part 4: Model simulation for ballistic tests, engine fan blade-out and generic engine. FAA Report, DOT/FAA/AR-04/40. P4. November 2004.
4. **Xia Y., Wang Y.** The effects of strain rate on the mechanical behaviour of kevlar fibre bundles: an experimental and theoretical study // Composites Part A. 1999. Vol. 29A. P. 1411–1415.
5. **Belytschko T., Tsay C. S.** Explicit algorithms for nonlinear dynamics of shells // AMD. 1981. Vol. 48, ASME. P. 209–231.

ОБ АВТОРЕ

Крундаева Анастасия Николаевна, инженер-констр., аспирантка каф. авиац. двиг (РГАТУ им. П. А. Соловьева). Дипл. инженер (СГАУ, 2010).