

Естественно ожидать, что после быстрого локального нагрева до плавления и последующего столь же быстрого охлаждения в материале кромки реза появятся зоны деструкции КМ и остаточных температурных напряжений. Для исследований влияния данных зон на свойства МПКМ были нарезаны лазером и гильотинными ножницами из одного листа трехслойного АЛОР Д16/41 образцы материала в виде пластинок 12×235 мм. По стандартным методикам определялись следующие характеристики материала: предел прочности на растяжение (σ_B); динамический и статический модуль упругости (E_d , E); предел прочности при отрыве ($\sigma_{отр}$) и ограниченный предел выносливости (σ_{-1}) на базе $N=10^6$ циклов.

Результаты испытаний приведены в таблице.

**Механические свойства материала АЛОР Д16/41 после механической обработки
различным инструментом**

Вид обработки	Предел прочности σ_B , МПа	Модуль упругости, ГПа		Прочность при отрыве $\sigma_{отр}$	Предел выносливости σ_{-1}
		динамический E_d	статический E		
Гильотинные ножницы	475	70,39	67,36	34,74	157
Лазерная резка	413	70,49	60,20	9,06	114

Характеристики образцов трехслойного АЛОР Д16/41, вырезанных лазером, ниже свойств образцов, вырезанных гильотинными ножницами, что свидетельствует о наличии больших остаточных напряжений в материале на кромке реза, наличии хрупких межкристаллитных разрушений в слое металла, ослаблении связи металла с полимерной матрицей и ее выгорании, а также о большой шероховатости поверхности реза.

Анализируя полученные данные, можно отметить следующее: МПКМ являются очень сложными для лазерной обработки материалами. Из-за заметного снижения характеристик материала после резки лазером, лазерную резку можно рекомендовать лишь в тех случаях, где невозможна или значительно затруднена обработка материала традиционными механическими методами, причем после резки лазером необходимо с помощью режущего инструмента механически удалять материал по кромке реза на глубину ЗТВ в материале 0,4–1,0 мм. Применение механообработки требует выполнения оптимальных режимов резки для всех операций.

*В.И. Постнов, О.Г. Сенаторова, Г.Ф. Железина,
И.А. Казаков, П.А. Абрамов, В.А. Герасимов, М.В. Постнова*

**ОПЫТ ПРИМЕНЕНИЯ МПКМ АЛОР Д16/41 В НОСОВОЙ ЧАСТИ
КРЫЛА САМОЛЕТА Ан-124-100**

В работе выполнено обоснование применения МПКМ для носовой части крыла (НЧК) самолета Ан-124-100 в связи с частыми виброакустическими повреждениями обшивки и каркаса из алюминиевого сплава Д16ч.-АТВ. Изготовлены в серийном производстве 14 натуральных фрагментов трех вариантов носка НЧК и проведены их сравнительные ресурсные испытания в СибНИА. Установлено преимущество конструкции из МПКМ АЛОР: при акустических нагрузках – в 3 раза, при повторно-статическом и акустическом нагружении – в 20–27 раз. Снижение массы: 8,2%. Проверкой в летной эксплуатации с 1994 по 2000 гг. подтверждено повышение наработки панелей НЧК в >11 раз по сравнению с металлической конструкцией.

Ключевые слова: АЛОР.

При интенсивной эксплуатации самолетов Ан-124-100 были выявлены десятки случаев преждевременного разрушения алюминиевых обшивок отсеков крыла, находящихся в зонах с высоким уровнем виброакустических нагрузок (до 156 дБ) и с дина-

мическими напряжениями в резонансных режимах до 31–34 МПа для обшивок носовой части (НЧК). Разрушения наблюдались при налетах от 204 до 740 ч при гарантированном сроке эксплуатации 700 ч.

По результатам анализа статистики разрушений в виде множественных усталостных трещин, обнаруженных в обшивках верхних панелей носовой части крыла, в обшивках носка крыла, во внутренних силовых обшивках предкрылка, составлена схема (рис. 1). В отдельных случаях быстрое распространение (рис. 2, б) и слияние усталостных трещин приводило к вырыву отдельных кусков материала из обшивки (рис. 2, а).

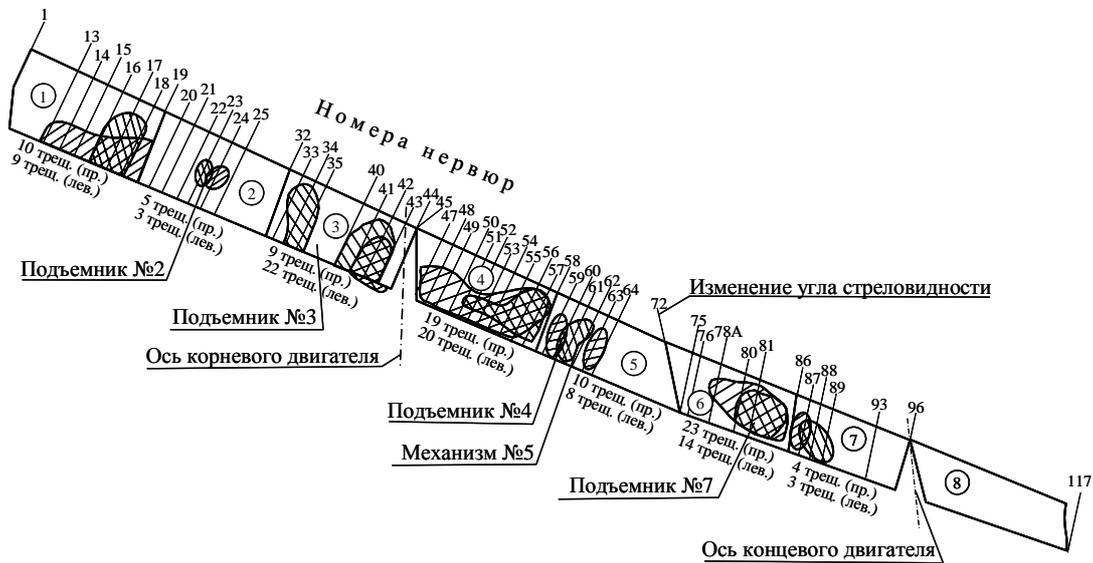


Рис. 1. Схема расположения трещин на панелях носовой части крыла самолета Ан-124-100:
 – правые панели; – левые панели; (1) – (8) – условные номера панелей

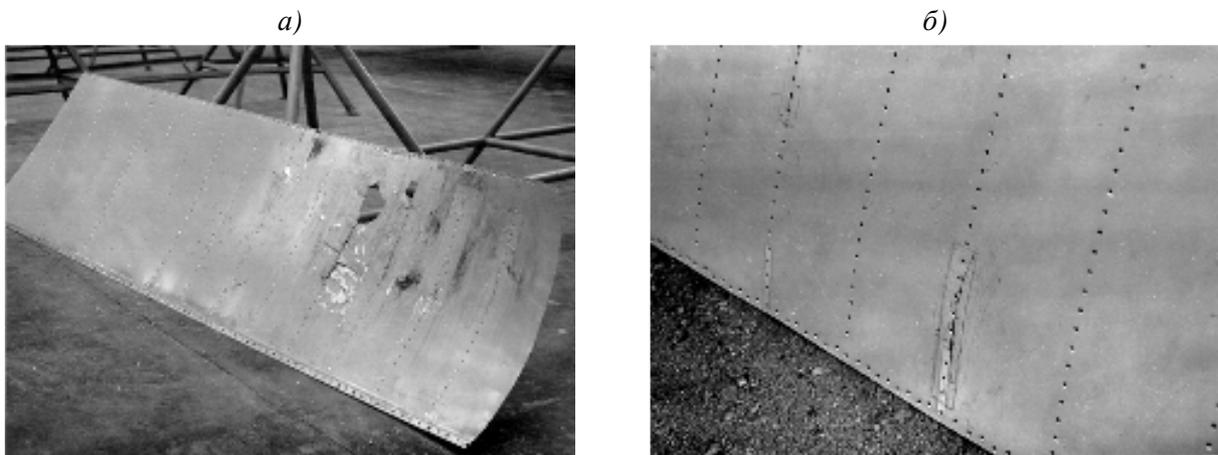


Рис. 2. Разрушение элементов предкрылка (а) и элементов обшивки крыла (б)

Путем анализа видов разрушений (см. рис. 2) установлено, что в ходе эксплуатации самолета на его крыло действуют силы, которые создают различного рода напряжения (рис. 3). Направление и величина сил, действующих на крыло, зависит от условий, в которых находится самолет.

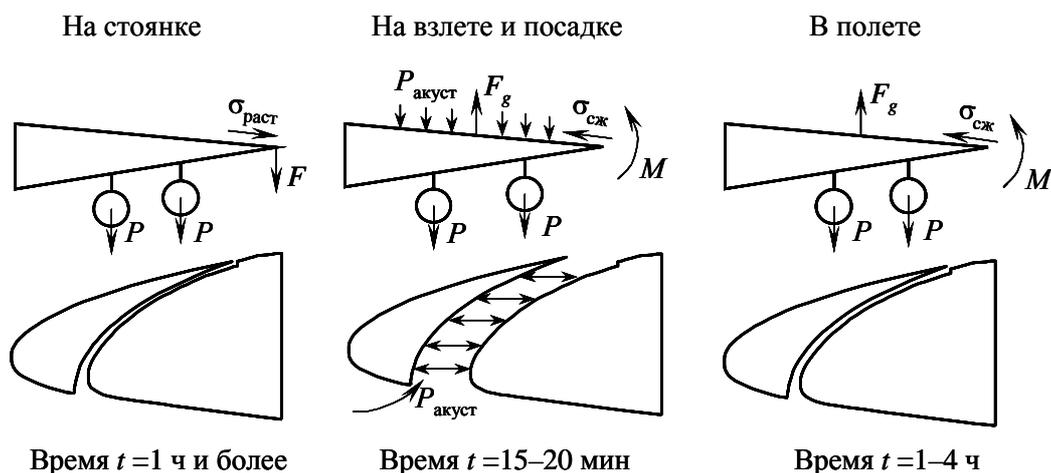


Рис. 3. Схема работы крыла при эксплуатации самолета

Во время стоянки самолета в верхней обшивке крыла под действием сил тяжести P двигателей и самого крыла создаются растягивающие напряжения $\sigma_{\text{раст}}$. Время стоянки самолета 1 ч и более. При взлете и посадке в верхних панелях крыла под действием подъемной силы F_g и изгибающего момента M создаются сжимающие напряжения $\sigma_{\text{сж}}$, а в носовой части крыла при выдвижении предкрылков возникают силы акустического характера $P_{\text{акуст}}$, под их действием возникают силы и напряжения, которые стараются оторвать обшивку носка носовой части крыла (НЧК) от каркаса. В основном из-за действия этих сил и происходит разрушение обшивок и силовых элементов в этой зоне крыла. Время действия этих сил – от 15 до 20 мин за время одного полета. Во время полета самолета в верхних панелях крыла под действием подъемной силы F_g и изгибающего момента создаются сжимающие напряжения. Действие сил тяжести двигателей не оказывает существенного влияния в этот период на крыло. Время полета самолета – от 1 до 14 ч.

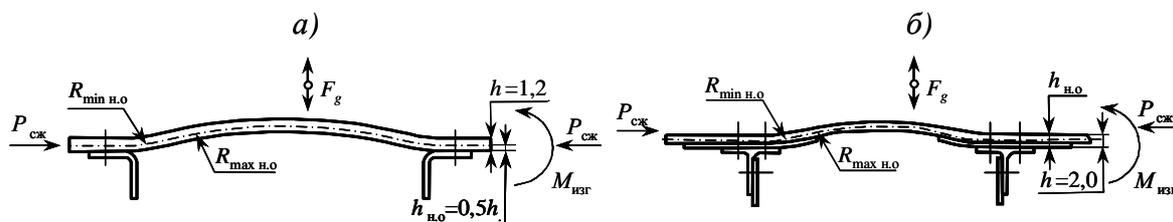


Рис. 4. Схема деформирования обшивки панели НЧК в полете ($R_{\text{min н.о}}$ и $R_{\text{max н.о}}$ – минимальный и максимальный радиус изгиба нейтральной оси обшивки; $h_{\text{н.о}}$ – положение нейтральной оси обшивки; F_g – подъемная сила):

a – панель без усиления; *б* – панель с подкреплением листом Д16ч.-АТВ

Схема работы крыла самолета (см. рис. 3) в различных его режимах эксплуатации может быть перенесена на его отдельный агрегат – НЧК. Так, в панелях НЧК без подкрепления (серийный вариант) изгибающаяся вверх цилиндрическая оболочка (обшивка) закреплена на поясах нервюр и в ячейках между поперечным и продольным подкрепляющим набором и способна упруго деформироваться (рис. 4) с выпучиванием вверх при напряжениях от 10 до 30 МПа. Максимальные наработки таких панелей в эксплуатации достигают без повреждений до 6004 лётных часов. В то же время с учетом влияния технологических факторов и условий эксплуатации (по анализу 82 случаев

разрушений) средняя наработка панелей этого варианта составила 525 лётных часов до замены или ремонта.

При усилении панели НЧК (см. рис. 4) путем подкрепления подкладным листом Д16ч.-АТВ (толщиной 0,8 мм), приклеенным в автоклаве клеем ВК-25 (с увеличением массы на 20%), увеличивается жесткость и собственная частота колебаний панели. А это приводит к увеличению статических и динамических напряжений при прохождении резонансных частот для данного агрегата. Отсюда, при изгибе крыла в полете вверх, обшивки НЧК, несущие аэродинамические нагрузки, как и силовые элементы кессона и балки носка НЧК, могут испытывать более высокие напряжения как в местах соединения с каркасом, так и в ячейках между каркасом. Однако в зонах крепления обшивки с каркасом участок изгиба обшивки становится более плавным и смещается от заклепочного соединения.

При исследовании разрушенных обшивок установлен усталостный характер повреждений. Трещины начинаются от зенкованных отверстий под потайные закладные головки заклепок и проходят как по заклепочным швам соединения обшивок с поперечным и продольным внутренним набором, так и по местам контакта обшивки с поясами нервюр. В отдельных случаях трещины и вырывы кусков обшивки обнаружены в зонах между нервюрами и продольным набором и носят характер чисто акустических повреждений.

Таким образом, приведенный анализ работы НЧК Ан-124 показал, что причиной повреждений и разрушений обшивок верхних панелей является совместное действие внешних виброакустических и малоцикловых нагрузок при работе механизации крыла и эволюциях крыла в полете и при пробеге по взлетно-посадочной полосе, а также действие созданных при сборке напряжений от притяжки заклепочными швами элементов обшивки и каркаса с выборкой зазоров, находящихся в пределах допусков на точность изготовления. Последние напряжения нестабильны и могут иметь уровни от 80 до 200 МПа. Это объясняет разброс наработки вибронегруженных панелей до повреждения от 149 до 8000 лётных часов и выше.

Лётная эксплуатация после всех использованных вариантов ремонта панелей НЧК показала неудовлетворительный ресурс. С целью повышения ресурса был изготовлен усиленный отсек. В этом отсеке предусмотрено применение дублированных обшивок, введение листовых стенок без бортов и поясов нервюр из прессованного профиля взамен цельноштампованных листовых стенок нервюр с бортами и отбортовками в отверстиях. Была увеличена толщина листовых деталей с 1 до 1,2 мм. Все это увеличило массу отсека в изделии на 57 кг (свыше 10% исходной массы).

Другим способом увеличения ресурса конструкции носка носовой части крыла является замена алюминиевого сплава Д16 на металлополимерный композиционный материал АЛОР Д16/41. Для подтверждения правильности принятого решения были проведены сравнительные испытания отсеков из АЛОР Д16/41 и Д16ч.-АТ в СибНИА.

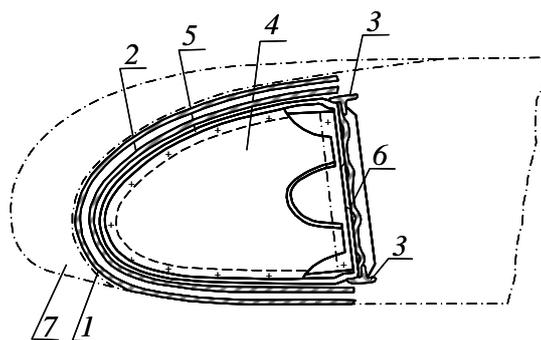


Рис. 5. Сечение отсека носка носовой части крыла из МПКМ:

1 – обшивка; 2 – усиливающий пояс; 3 – пояса; 4 – стенка нервюры; 5 – пояс нервюры; 6 – стенка балки; 7 – расположение предкрылка

На основании проведенных исследований по обработке технологических процессов обтяжки, гибки, отбортовки листов были изготовлены конструктивные элементы носка носовой части крыла самолета Ан-124.

Конструкция опытного отсека из АЛОР Д16/41 (рис. 5) состоит из конической обшивки одинарной кривизны с радиусом изгиба по передней кромке 25–30 мм с условно-плоской нижней частью и верхней частью по аэродинамическому обводу носка. Обшивка 1 (см. рис. 5) выполнена единым листом МПКМ толщиной 1,3 мм. На обшивку устанавливается усиливающий пояс 2, который выполнен из МПКМ той же структуры. В перпендикулярном к передней образующей направлении обшивка подкреплена внутренним набором – носками нервюр, состоящими из листовых стенок 4 с отбортовками в отверстиях и штампованными бортами и поясов 5 из прессованного профиля таврового и уголкового сечений, соединенных со стенками клепкой. Обшивка и усиливающий пояс соединяются с поясами нервюр через слой клея ВК-27 заклепочными соединениями. Усиливающий пояс введен для гашения колебаний, передающихся от находящейся в турбулентном потоке обшивки к стенкам носков нервюр. Сзади со стороны кессона крыла носок замыкается балкой, состоящей из листовой стенки 6, имеющей отбортованные отверстия облегчения. Стенка балки имеет с обеих сторон стойки из прессованного профиля, которые спереди соединены со стенками нервюр носка, а сзади – с нервюрами носовой части. К стенке балки заклепочными швами сверху и снизу крепятся пояса 3 из прессованного профиля таврового сечения, на полках которых стыкуются обшивка носка и обшивка носовой части крыла.

Конструкция усиленного носка НЧК из Д16 состоит из конической обшивки с одинарной кривизной с радиусом изгиба по передней кромке 25–30 мм с условно-плоской нижней частью и верхней частью по аэродинамическому обводу носка. Обшивка из листа Д16ч.-АТ (толщиной 1,2 мм) подкреплена приклеенными клеем ВК-25 подкладными листами по стыкам с поясами нервюр и балки. В перпендикулярном направлении к передней образующей обшивка подкреплена внутренним набором – носками нервюр, состоящими из листовых стенок с вырезами, окантованными прессованным уголковым профилем, и поясов из прессованного профиля таврового сечения, соединенных со стенками клепкой. Обшивка и подкладные листы соединяются с поясами носков нервюр заклепочным соединением. Сзади, со стороны кессона крыла, носок замыкается балкой, состоящей из листовой стенки и стоек из прессованного профиля.

Анализ нагрузок и напряжений при стендовых испытаниях НЧК показывает, что при статическом и повторно-статическом нагружении до отрыва нагружающих лямок, приклеенных к верхней поверхности отсека, напряжения не достигают уровня, заложенного разработчиком изделия. Расчетная нагрузка $P=5,8$ кН превышена для серийных отсеков в 5,4 раза, для новых – в 6,9 раза без возникновения трещин и разрушения конструкций отсеков. Также полностью неповрежденными остаются заклепочные и клеезаклепочные швы.

Ресурсные испытания НЧК при повторно-статическом нагружении несмотря на трехкратное превышение нагрузки относительно заданной программы (с 2,9 до 8,7 кН) показали, что долговечность отсеков превысила $15 \cdot 10^4$ циклов без повреждения.

Анализ результатов статических испытаний позволяет сделать вывод, что запасы статической прочности для серийных и новых отсеков значительно превышают расчетные. Это доказывает некорректность оценки ресурсов отсеков только по результатам повторно-статических испытаний.

Испытания отсеков на акустические и совместные акустические + повторно-статические воздействия проводились в реверберационной камере (РК).

Проведенные испытания показали, что ресурс отсеков из АЛОР Д16/41 по сравнению с отсеком из Д16 выше в ~4 раза. В процессе акустических испытаний в отсеках серийного варианта происходило разрушение стенок нервюр и обшивки на нижней поверхности, а в отсеках из МПКМ – разрушение заклепок и обшивки. Кроме этого, в хо-

де этих испытаний было установлено преимущество отсеков из МПКМ в 20–27 раз по сравнению с алюминиевыми (табл. 1) при комплексной нагрузке (повторная статика и последующая акустика).

Таблица 1

Стендовые испытания носков носовой части крыла самолета Ан-124

Материал отсека	Условия испытания	Время, ч	
		до появления разрушения	до конца разрушения
Алюминиевый сплав Д16ч.-АТ	Акустические нагрузки 162 дБ в полосе частот 80–1000 Гц	510	867
АЛОР Д16/41		2550	3350
Алюминиевый сплав Д16ч.-АТ	Повторная статика с трехкратной расчетной нагрузкой $15 \cdot 10^4$ циклов с последующей акустической нагрузкой 162 дБ в полосе частот 80–1000 Гц	63	457
АЛОР Д16/41		1580	1843

Проведенные в АНТК «Антонов» виброакустические испытания панелей носовой части с обшивками из АЛОР Д16/41 показали увеличение их ресурса в 3 раза по сравнению с типовыми панелями из алюминиевого сплава (табл. 2), низкую скорость роста трещин и высокую живучесть обшивки. По окончании испытаний разрушался только наружный слой обшивки.

Таблица 2

Виброакустические испытания панелей НЧК самолета Ан-124

Обшивка панели (толщина 1,2 мм)	Диапазон частот, Гц	Максимальные напряжения, МПа	Наработка до появления трещин <i>N</i> , кцикл
Сплав Д14ч.-АТ	215–315	30	105
АЛОР Д16/41	290–390	35	342

На основании полученных данных об неудовлетворительных эксплуатационных свойствах отдельных панелей крыла и отсеков НЧК и большого объема экспериментальных данных о преимуществах МПКМ АЛОР Д16/41 в различных условиях эксплуатации ЗАО «Авиастар» приняло решение о применении в качестве ремонтного варианта обшивок и панелей из МПКМ. Для этого была оформлена вся конструкторская документация (КД).

Предварительно КД прошла технологическую проработку отраслевыми отделами и цехами. В результате подтверждено, что дополнительного оснащения не требуется. На основании проработки были разработаны технические условия для цехов на изготовление номенклатуры деталей и технологическое указание на сборку панелей НЧК самолетов Ан-124-100 с применением клееклепаных соединений обшивки с каркасом. Для изготовления обшивок панелей НЧК из АЛОР Д16/41-Р-1,3 были использованы заготовки с различными сроками хранения (от 18 до 1 мес) в готовом виде и хранящиеся в складских помещениях. Летные испытания конструкционных элементов МПКМ проводились в составе трех самолетов Ан-124-100.

Для всех Ан-124-100 проведен анализ наработок до критической длины трещины по всему объему разных вариантов панелей – поврежденных и неповрежденных. Причем поврежденными считаются панели, замененные или отремонтированные без замены, когда размеры макротрещин превышают критические или близки к таким значениям. Ввиду интенсивной эксплуатации самолетов были достигнуты налеты от 4817 до 6003 л.ч (лётных часов).

Анализ проведенных исследований показал, что наиболее долговечным является вариант, где обшивка панели изготовлена из АЛОР Д16/41-Р (толщина 1,3 мм), усилена разрезными стрингерами, – она не имеет повреждений при наработке 3504 л.ч.

Таким образом, на основании обобщения опыта летной эксплуатации панелей из МПКМ можно сделать выводы:

- наработка неподкрепленной панели 3 (см. рис. 1) самолета-лидера составила около 3500 л.ч, что в 5 раз превышает средний ресурс этой панели (анализ 23 случаев разрушения обшивки Д16ч.-АТВ);
- длина зон расположения повреждений наружного слоя обшивок из АЛОР Д16/41-Р (толщина 1,3 мм) в неподкрепленном дополнительном внутреннем набором варианте находится в допустимых разработчиком пределах: 350 мм;
- прогнозируемая дополнительная наработка (при СРТУ: $dl/dt=0,01$ мм/л.ч) составляет 6200 л.ч;
- не усиленные стрингерным набором панели с обшивкой из МПКМ имеют преимущество в ресурсе по сравнению с панелями из Д16ч.-АТВ не менее чем в 3 раза (1787–2150 л.ч);
- преимущество подкрепленной панели (см. рис. 1) с дополнительными стрингерами относительно среднего ресурса этой панели с обшивкой из Д16ч.-АТВ – свыше 3 раз;
- наработка нервюр с обшивками из Д16ч.-АТВ составила 243–1780 л.ч, нервюр с обшивками из МПКМ: 1322–3500 л.ч;
- для остановки развития микротрещин на обшивках из МПКМ нет необходимости производить засверловку их концов.

Предположительной причиной разрушения панелей из МПКМ является локализация напряжений изгиба у элементов поперечного набора с одновременным воздействием виброакустических нагрузок в резонансных режимах, возникающих при взлете и посадке (при выдвижении предкрылка).

Для оценки ожидаемого остаточного ресурса панелей с повреждениями обшивок из АЛОР, были вырезаны образцы и исследованы механические свойства и малоцикловая усталость демонтированной панели, имеющей наработку 1787 л.ч, в том числе 680 л.ч – с повреждением. Схема вырезки образцов для испытаний при растяжении и сдвиге приведена на рис. 6.

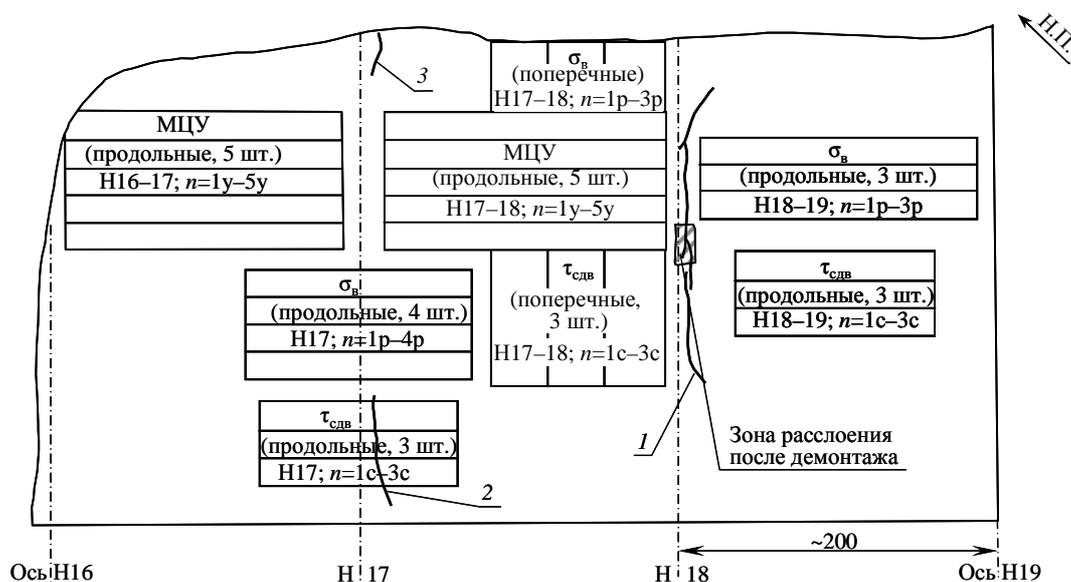


Рис. 6. Схема вырезки образцов из зоны повреждения панели:
 1, 2, 3 – микротрещины (и расположение зон микротрещин); Н16–Н19 – обозначение осей (и места вырезки образцов); 1у, 1р, 1с ... 5у, 5р, 5с – условные обозначения образцов для испытаний на усталость, растяжение и сдвиг (соответственно)
 Н.П. – направление полета

Произведенные испытания при растяжении и сдвиге образцов панели, вырезанных из зон, где трещины отсутствовали, показали (табл. 3), что механические характеристики находятся в тех же пределах, что при изготовлении заготовок и паспортизации

сдаваемых для монтажа обшивок: $\sigma_b=475-427$ МПа, $\sigma_{0,2}=331-273,5$ МПа, $\tau_{сдв}=27,3-22,1$ МПа, $\delta=5,8-4,48\%$.

При вырезке образцов непосредственно из зоны прохождения повреждений обнаружено снижение предела прочности на разрыв, а в отдельных местах – пределов текучести и предела прочности при сдвиге по клеевому соединению металла и органита, а также и снижение МЦУ. Относительное удлинение при разрыве также ниже исходного значения. У двух образцов – обрыв наружного слоя Д16ч.-АТВ (толщина 0,5 мм), по которому проходят повреждения обшивки, произошел непосредственно за пределом текучести без заметной пластической деформации.

На рис. 7–9 представлены виды повреждений наружного слоя Д16ч.-АТВ в обшивке из АЛОР Д16/41 после эксплуатации в течение 1787 летних часов. Перехода микротрещин на другие слои МПКМ не обнаружено. Измерение толщины слоя композита в зоне расслоения (см. рис. 7), а также в соседних зонах не показало увеличения толщины, что доказывает низкую влагопоглощаемость слоями органита в этой зоне. В эксплуатации эта зона была заклеена одним слоем фольгоплена с толщиной алюминиевой основы 0,18 мм для герметизации зоны микротрещин. Коррозия металла в зоне расслоения не отмечена. Развитие трещины происходит с внешней стороны обшивки из АЛОРа, но при этом разрушение всего материала не наблюдается – разрушается только внешний слой алюминия.

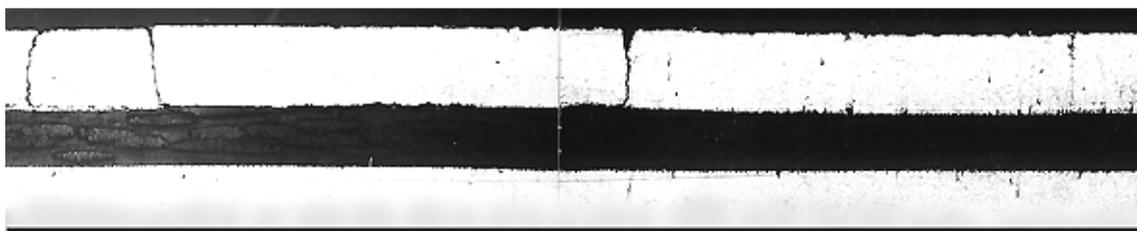


Рис. 7. Сечение обшивки из АЛОР Д16/41 ($\times 32$)

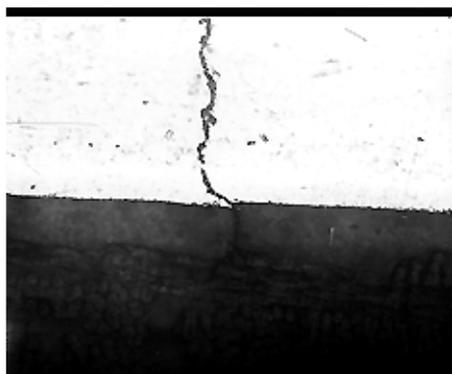


Рис. 8. Развитие трещины в слое СВМ ($\times 200$)

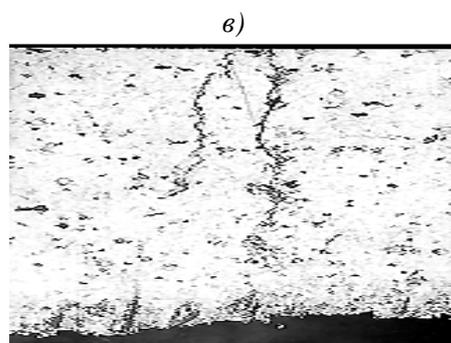
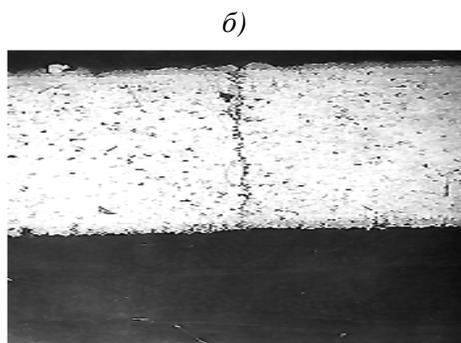
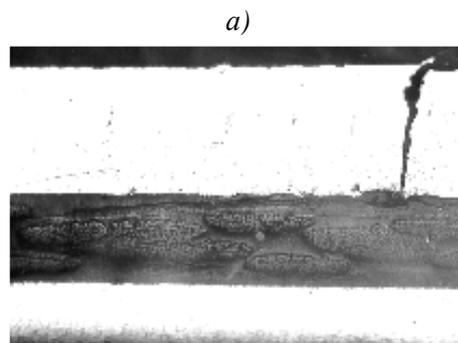


Рис. 9. Образец обшивки МПКМ: *а* – трещина в слое алюминия ($\times 63$); *б* – микротрещина в слое алюминия ($\times 125$); *в* – устье микротрещины ($\times 500$)

**Результаты испытаний остаточных механических свойств обшивки
из АЛОР Д16/41**

Место вырезки образцов	Условное обозначение образцов	МЦУ: N , цикл (при $\sigma_{\max}=160$ МПа; $\sigma_{\min}=10$ МПа; $f=11$ Гц) при испытании	
		до разрушения	до появления трещины $L=1$ мм
(см. рис. 6)			
Н16–17 (продольные)	1у	71500	43500
	2у	75500	45300
	3у	70100	36900
	4у	69500	38400
	5у	72400	40300

Место вырезки образцов	Условное обозначение образцов	σ_b	$\sigma_{0,2}$	δ , %	$\tau_{сдв}$, МПа
(см. рис. 6)					
Н17 (продольные)	1р	350	310	Обрыв*	–
	2р	423	320	4,4	–
	3р	313	293	Обрыв*	–
	4р	415	320	4,4	–
	1с	–	–	–	13,29
	2с	–	–	–	15,01
	3с	–	–	–	15,31

* Отрыв слоя.

Место вырезки образцов	Условное обозначение образцов	МЦУ: N , цикл (при $\sigma_{\max}=160$ МПа; $\sigma_{\min}=10$ МПа; $f=11$ Гц) при испытании	
		до разрушения	до появления трещины $L=1$ мм
(см. рис. 6)			
Н17–18 (продольные)	1у	91100	40200
	2у	250600	135000
	3у	111300	55100
	4у	89500	40300
	5у	85000	40000

Место вырезки образцов	Условное обозначение образцов	σ_b	$\sigma_{0,2}$	δ , %	$\tau_{сдв}$, МПа
(см. рис. 6)					
Н17–18 (поперечные)	1р	395	240	5,8	–
	2р	405	235	4,6	–
	3р	420	233	4,8	–
	1с	–	–	–	20,30
	2с	–	–	–	19,81
	3с	–	–	–	19,65

Место вырезки образцов	Условное обозначение образцов	σ_b	$\sigma_{0,2}$	δ , %	$\tau_{сдв}$, МПа
(см. рис. 6)					
Н18–19 (продольные)	1р	395	315	5,0	–
	2р	415	325	5,0	–
	3р	415	330	5,8	–
	1с	–	–	–	22,55
	2с	–	–	–	22,05
	3с	–	–	–	22,75

На рис. 8 показан участок между средними трещинами (см. рис. 7). В зоне сопряжения металла с тканью СВМ на этом участке наблюдается отслоение металла от СВМ. Но при этом не происходит разрушения волокон ткани. Расслоение идет между волокнами. Это более четко видно на рис. 9, а, б.

Проведенное исследование характера повреждений обшивок из МПКМ и Д16 после длительной эксплуатации показало, что микротрещины металлического слоя МПКМ проходят от внешней поверхности агрегата и останавливаются слоем КМ. Трещины обшивок из Д16ч.-АТВ также зарождаются на поверхности. Такой характер повреждений говорит о том, что, наряду с действием виброакустических нагрузок в резонансных режимах, у мест соединения обшивки с каркасом действуют локальные напряжения изгиба, в результате чего и развиваются разрушения.

Таким образом на основании полученных результатов можно сделать выводы:

- в результате летной эксплуатации панелей из АЛОП Д16/4 наработка панели самолета-лидера в 5 раз превышает средний ресурс такой же панели из Д16ч.-АТВ;
- свойства АЛОП Д16/41 вне зоны разрушений имеют такие же показатели, что и в исходном состоянии, а в зонах с повреждениями наблюдается снижение предела прочности на 5–12%, предела текучести на 3–5%, а также предела прочности при сдвиге по клеевому соединению на 10–20%;
- для обшивок из Д16ч.-АТВ и АЛОП Д16/41 при эксплуатации характерно разрушение в виде трещины, возникающей на внешней поверхности с последующим ее ростом и разветвлением, что характерно для условий акустического воздействия совместно с деформациями вследствие изгиба, однако в обшивках из АЛОП Д16/41 усталостные трещины останавливаются на слое органита.

*В.И. Постнов, В.И. Петухов,
Н.С. Кавун, П.А. Абрамов, А.А. Юдин*

РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ПРЕПРЕГОВ С АСИММЕТРИЧНЫМ НАНОСОМ СВЯЗУЮЩЕГО

Описана технология получения препрегов из тканого наполнителя с асимметричным наносом модифицированного связующего ФПР-520. Приведены технологические характеристики получаемых препрегов и описание пропитывающей фильеры. Показано, что асимметричный нанос связующего дает возможность увеличить прочность сцепления обшивок трехслойных панелей с сотовым наполнителем без увеличения количества связующего.

Ключевые слова: препреги, асимметричный нанос связующего.

В связи с повышением международных требований к условиям безопасности при эксплуатации летательных аппаратов, все более актуальными становятся разработки в области создания панелей интерьера с высокой степенью пожаробезопасности и теплоизоляции. Используемые в настоящее время для серийного изготовления деталей интерьера самолетов стеклопластики на фенолформальдегидных связующих ФПР-520 и ФП-520 не соответствуют требованиям АП-25 по параметру тепловыделения при горении (не выше 65 кВт/м^2). Одним из направлений по снижению параметра тепловыделения применяемых стеклопластиков является введение в их состав антипиренов (минеральных наполнителей), способных снижать горючесть полимеров за счет уменьшения теплоты сгорания [1, 2].

Инертным наполнителем, обладающим эндотермическим эффектом при повышенных температурах, является мелкодисперсная гидроокись различных металлов ($R(\text{OH})_n$). Так как эндотермический эффект разложения модифицированного связующего пропорционален количеству введенной в него $R(\text{OH})_n$, то было принято соотношение 1:1 – фенолформальдегидного связующего и $R(\text{OH})_3$, при этом образуется высоковязкая суспензия. Поэтому для приготовления суспензии использовалось исходное связующее ФПР-520 с начальной вязкостью (условной) не более 300 с. Необходимо отметить, что