

АНАЛИЗ МЕСТНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ ОТ ИЗГИБА, ВОЗНИКАЮЩИХ В МОНОЛИТНЫХ ПАНЕЛЯХ КРЫЛЬЕВ ПАССАЖИРСКИХ И ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТОВ

Высокая весовая и усталостная эффективность монолитных панелей обеспечивается путем уменьшения поперечного сечения полотна вдали от концентраторов напряжений. Снятие лишней части материала панели достигается механическим или химическим фрезерованием с различными формами переходов в плане и радиусами галтелей. В результате фрезерования получают ступенчатое уменьшение толщины полотна панели (выборки) до требуемой величины. Наибольшее распространение получили выборки, имеющие форму в плане двух типов: 1-й тип – переход с прямой линией галтели перпендикулярно действию основного силового потока; 2-й тип – переход, имеющий форму полуэллипса [1].

В случае применения в крыле монолитных панелей число разрушений по радиусным переходам достигает 39% [2].

Еще в работе [3], изданной в 1965 году, приводились результаты, показывающие, что галтельные переходы монолитных панелей могут иметь меньшую долговечность по сравнению с базовым образцом (образец с отверстием). В частности, для панелей из В95 это отличие превышало 1,6 раза.

В работе [1], являющейся обобщением результатов основных работ ЦАГИ в области усталости авиационных конструкций к 1990 году, опубликованы результаты испытаний различных фрезерованных монолитных панелей. Полученные коэффициенты усталости панелей находятся в пределах от 1,9 до 6, в то время как теоретический коэффициент концентрации для рассмотренных радиусных переходов толщин находится в диапазоне $K_T = 1,1 - 1,45$.

Такое отличие может быть объяснено существованием остаточных напряжений, возникших вследствие проката и термической обработки заготовки панели (плиты), механической обработки [4]; дополнительных местных напряжений от изгиба в зоне выборок минимальной толщины.

Целью данной работы является анализ местных напряжений от изгиба как одного из возможных факторов, влияющих на долговечность монолитных панелей. Ниже приведены результаты расчета напряженно-деформированного состояния (НДС) монолитных панелей современных пассажирских и транспортных самолетов. Выполнен параметрический анализ влияния геометрических размеров выборок облегчения на НДС панелей.

Описание геометрии монолитных панелей самолетов Ан-148 и Бе-200. Рассмотрены типовые элементы трех монолитных панелей: панель самолета Бе-200 и две панели самолета Ан-148.

Панель крыла самолета Бе-200 является монолитной цельнофрезерованной деталью, содержащей оба указанных выше типа выборок. Толщина панели изменяется ступенчато, рядом переходов, с 20 до 3 мм. Общий вид панели и ее трехмерная модель показаны на рисунке 1.

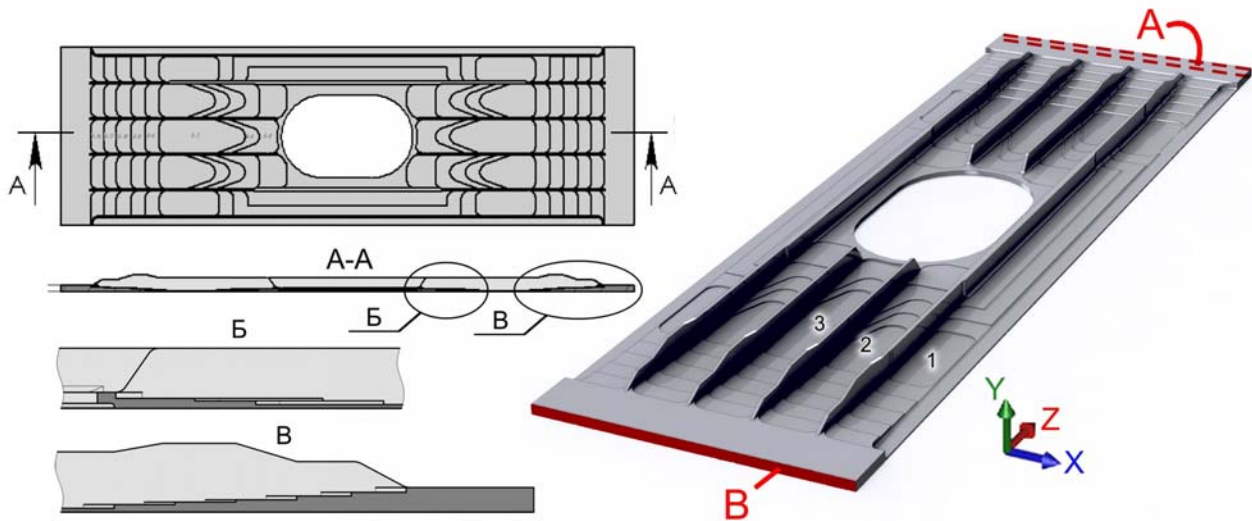


Рисунок 1 – Монолитная панель самолета Бе-200

Панель № 1 самолета Ан-148 является монолитной цельнофрезерованной конструкцией, имеющей выборки первого типа. Рассмотрен элемент панели, имеющий две типовые выборки различных геометрических параметров. Короткой выборке со стороны фитингового стыка присвоен № 1, длинной выборке – № 2. В выборке № 1 осуществлены переходы с толщины 19,5 мм на толщину 3 мм галтелями с радиусами более 100 мм, и с толщины 2,5 мм на 5 мм галтелью радиусом 20 мм. В выборке №2 осуществлен переход с толщины 3 мм на 5 мм галтелью радиусом 20 мм.

Общий вид панели и ее трехмерная модель показаны на рисунке 2.

Панель № 2 самолета Ан-148 является монолитной цельнофрезерованной деталью с выборками как первого, так и второго типа. Рассмотрен элемент панели, имеющий шесть выборок первого типа и восемь второго типа с различными геометрическими параметрами. В выборках № 1 – 4 осуществлены переходы с толщины 19,5 мм на толщину 3 мм галтелями с радиусами более 100 мм.

Общий вид панели и ее трехмерная модель показаны на рисунке 3.

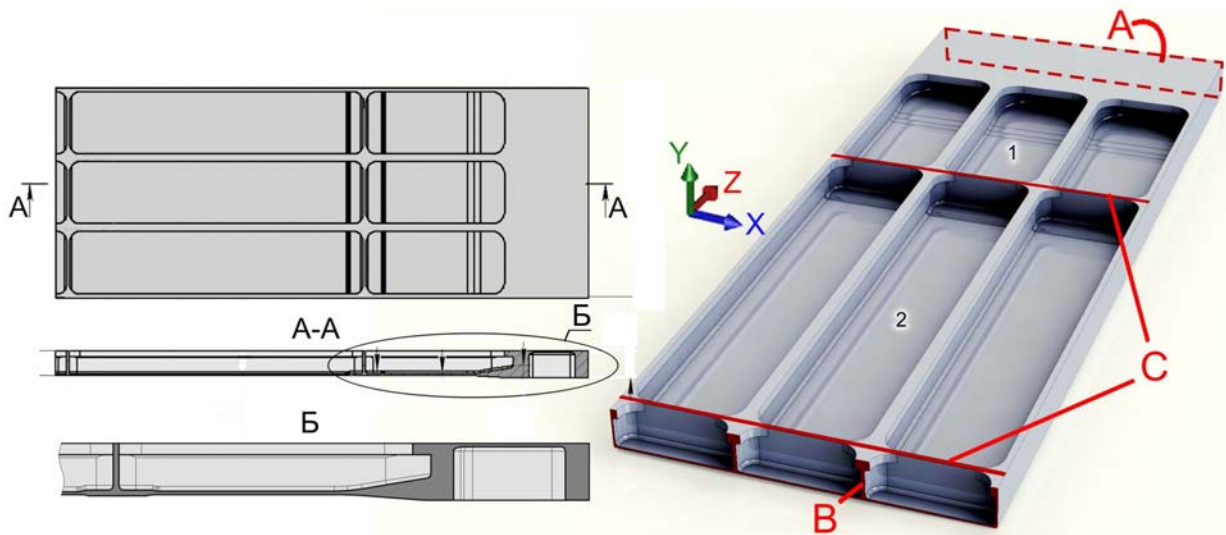


Рисунок 2 – Монолитная панель № 1 самолета Ан-148

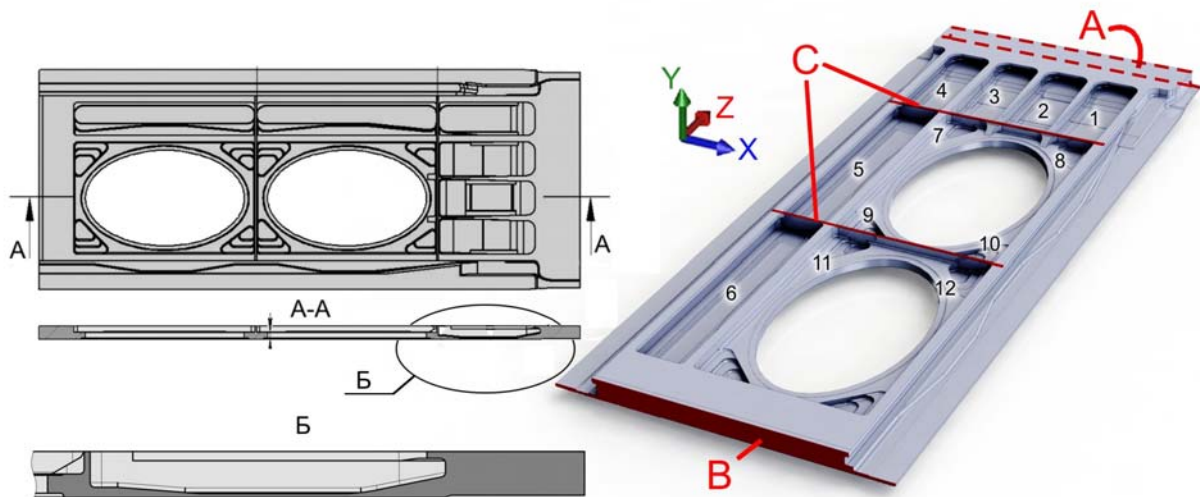


Рисунок 3 – Монолитная панель № 2 самолета Ан-148

Анализ НДС монолитных панелей. Наиболее опасными зонами монолитных панелей являются галтельные переходы, в которых реализуется неоднородное поле напряжений. Нагруженность таких зон определяется комбинацией местных напряжений, возникающих от локального изгиба в результате изменения толщины полотна панели, и концентрации напряжений от галтельного перехода. В работе [5] предложен обобщенный коэффициент концентрации напряжений, позволяющий оценить локальное НДС в выборках материала монолитных панелей

$$K_{Ta} = \frac{\sigma_{max}^y}{\sigma_H^o},$$

где σ_{max}^y – максимальные напряжения в полотне выборки;

σ_H^o – номинальные осевые напряжения в выборке, найдены по середине выборки на удалении от геометрических концентраторов напряжений.

Расчет НДС проведен как в геометрически линейной, так и геометрически нелинейной постановках с использованием двадцатиузловых конечных элементов. Размер элементов выбран по результатам анализа сходимости решения и составил 0,5...1 мм в зависимости от панели. При решении задачи приняты следующие граничные условия:

– для панели самолета Бе-200: жесткая заделка грани А и запрет перемещений вдоль вертикальной оси и поворотов вокруг горизонтальной оси по вертикальной грани В. Нагрузка моделировалась давлением, приложенным к грани В (см. рисунок 1);

– условия закрепления панелей самолета Ан-148: аналогичны граничным условиям панели самолета Бе-200. Кроме того, подкреплены поперечные ребра (плоскости С) – имитация подкрепления нервюрами. На ребра наложен запрет вертикальных перемещений. Нагрузка моделировалась давлением, приложенным к грани В (см. рисунок 2,3).

Получены значения нормальных напряжений по длине каждой выборки на ее верхней и нижней поверхностях, а также вычислены значения напряжений от изгиба. Характер распределения этих напряжений показан на рисунке 4 на примере выборок № 1 и № 2 панели самолета Бе-200. Такое распределение напряжений является типичным для всех рассмотренных панелей.

Для оценки относительной величины напряжений от изгиба в зависимости от нагрузки и геометрических параметров можно использовать коэффициент изгиба K_u [6]:

$$K_u = \frac{\sigma^u}{\sigma^o},$$

где σ^u – текущие напряжения от изгиба в выборке;

σ^o – текущие осевые напряжения растяжения-сжатия в полотне выборки.

Осевые напряжения и напряжения от изгиба по длине выборок панелей определены по следующим зависимостям:

$$\sigma^o = \frac{\sigma_{x \max} + \sigma_{x \min}}{2};$$

$$\sigma^u = \frac{\sigma_{x \max} - \sigma_{x \min}}{2},$$

где $\sigma_{x \max}$, $\sigma_{x \min}$ – максимальные и минимальные напряжения по поверхностям полотна вдоль оси выборки в текущем поперечном сечении.

Установлено, что как нормальные напряжения вдоль выборок, так и напряжения от изгиба достигают своего максимума в районе начала

галтельного перехода (см. рисунок 4), при этом напряжения от изгиба в середине выборки пренебрежимо малы (см. рисунок 4, в).

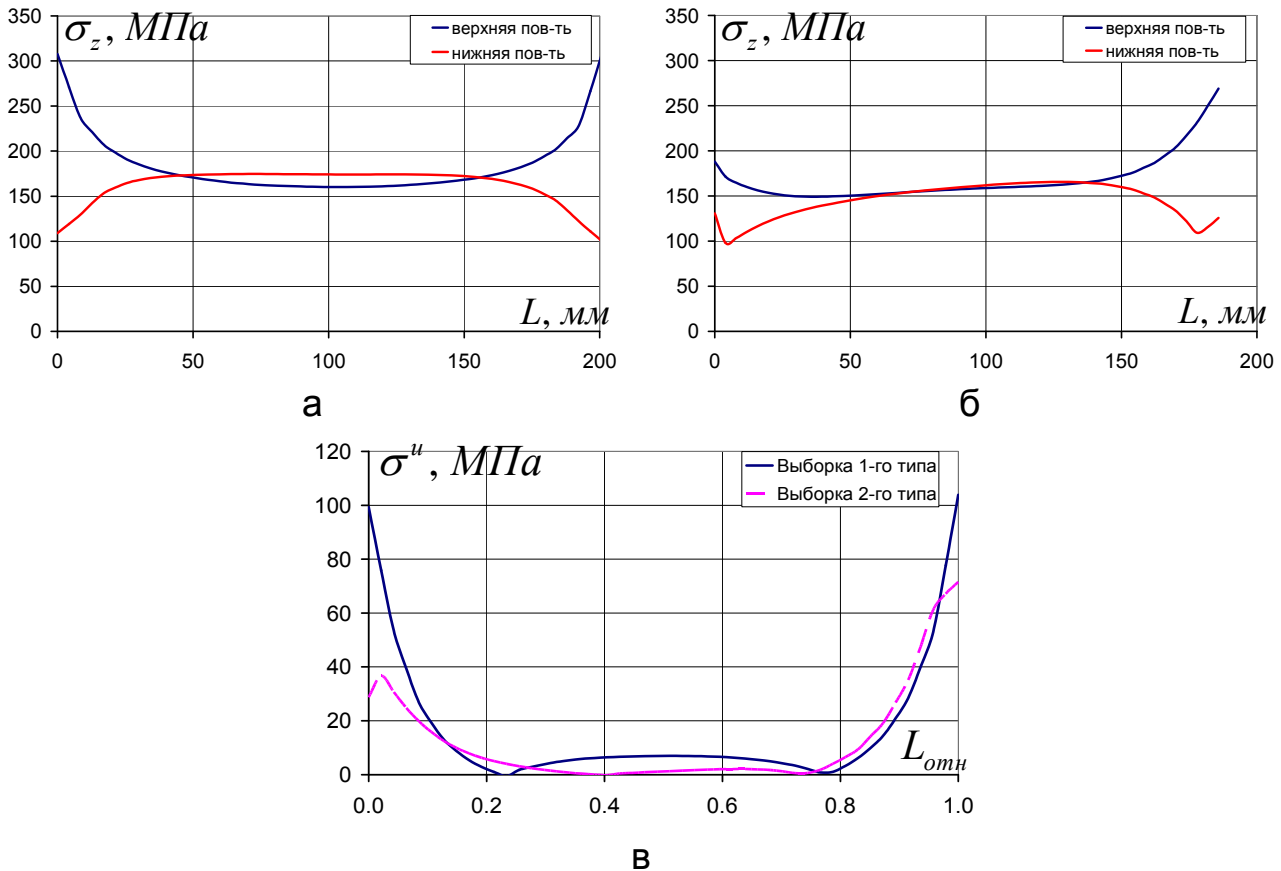


Рисунок 4 – Распределение напряжений в выборках панели самолета Бе-200:
а – распределение нормальных напряжений в выборке 1-го типа (№ 1);
б – распределение нормальных напряжений в выборке 2-го типа (№ 2);
в – распределение напряжений от изгиба по длине выборок

НДС панели самолета Бе-200. Максимальные напряжения в панели реализуются в наиболее глубоких крайних выборках 1-го типа (выборка № 1). Напряжения в выборках № 2 и № 3 близки, поэтому приведены результаты расчетов только по выборке № 2.

Зависимость максимального коэффициента изгиба и обобщенного коэффициента концентрации напряжений от номинальных осевых напряжений в выборках приведены на рисунке 6.

Установлено:

– коэффициент изгиба и обобщенный коэффициент концентрации напряжений, найденные для выборки № 1, зависят от прикладываемой нагрузки практически линейно, а для выборки № 2 – нелинейно. Нелинейность более выражена в области сжатия и менее – в области растяжения. Диапазон изменения полученных значений коэффициентов для выборки № 2 в зависимости от прикладываемой нагрузки составляет: для K_u – до 1,4 раза, а для K_{Ta} – до 7%.

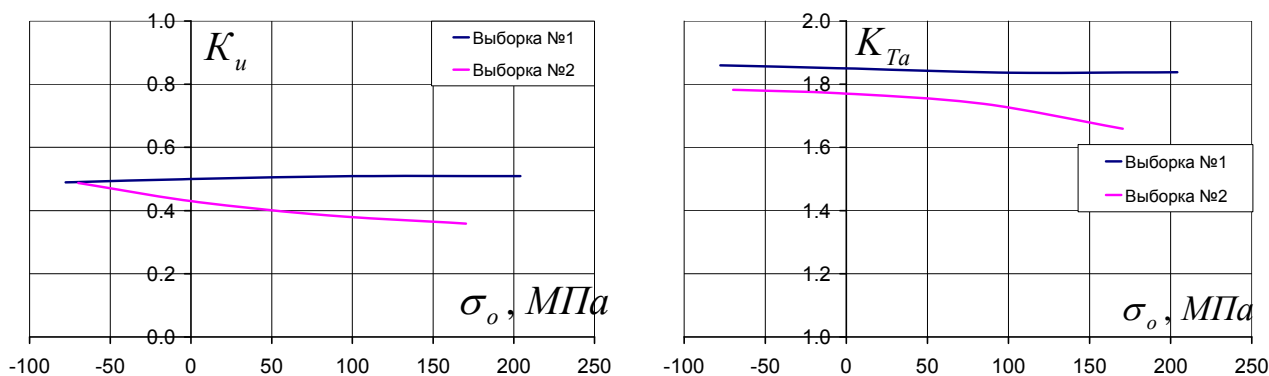


Рисунок 6 – Зависимость коэффициента изгиба и обобщенного коэффициента концентрации от номинальных напряжений

НДС панели № 1 самолета Ан-148. Значения максимальных напряжений в обеих рассмотренных выборках близки, их отличие не превышает 8%. Наибольшие напряжения действуют в выборке № 2.

Зависимость максимального коэффициента изгиба и обобщенного коэффициента концентрации напряжений от номинальных осевых напряжений в выборках приведена на рисунке 7.

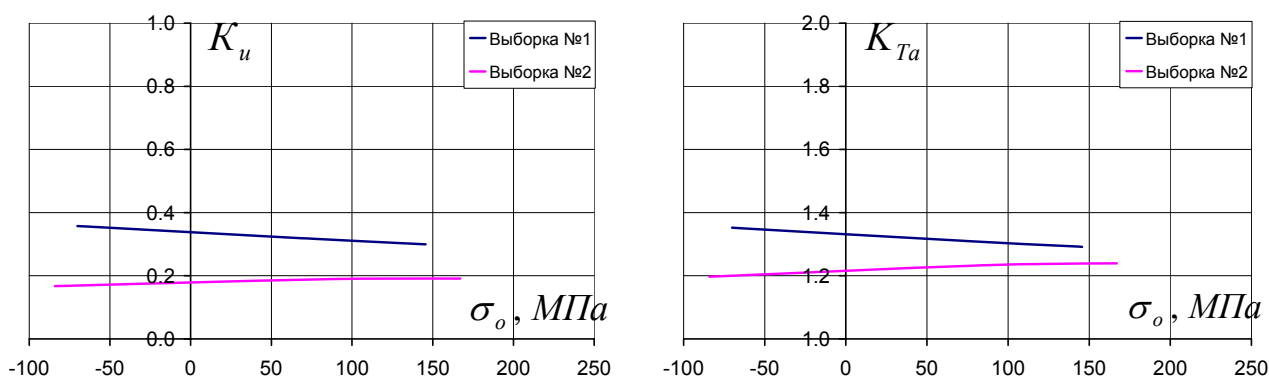


Рисунок 7 – Зависимость коэффициента изгиба и обобщенного коэффициента концентрации от номинальных напряжений

Получены следующие результаты:

– коэффициент изгиба и обобщенный коэффициент концентрации нелинейно зависят от прикладываемой нагрузки. Нелинейность более выражена в области сжатия и менее – в области растяжения. Диапазон изменения значений коэффициентов в зависимости от прикладываемой нагрузки для обеих выборок составляет: по K_u – 14...20%, а по K_{Ta} – 3...7%;

– важно отметить, что хотя переход толщин в выборке № 1 произведен галтелью чрезвычайно большого радиуса $R > 100$ мм (что соответствует $K_T = 1,03$ в случае чистого растяжения-сжатия), наличие напряжений от изгиба приводит к тому, что величина обобщенного коэф-

коэффициента концентрации напряжений достаточно велика и достигает $K_{Ta}=1,35$.

НДС панели №2 самолета Ан-148. Максимальные напряжения в панелях возникают на контурах отверстий люков-лазов. По отношению к ним в остальных элементах панели действуют следующие напряжения:

- в выборках № 1 – 4 – 60...70% от максимальных напряжений;
- в выборках № 5, 6 – 55...60%;
- в выборках № 9 – 12 – 30...40%.

Напряжения от изгиба в люках-лазах практически совпадают и составляют 8...13% от осевых номинальных напряжений. Напряжения от изгиба в выборках № 9 – 12 составляют 25...30% от номинальных осевых. Но так как максимальные напряжения в этих выборках малы, НДС в них подробно не рассматривалось. Напряжения от изгиба в выборках №5, 6 малы и не превышают 6%. Поэтому при расчете НДС можно не учитывать изгибные напряжения в этих зонах и расчет НДС сводится к задаче о концентрации напряжений от растяжения-сжатия.

Зависимость максимального коэффициента изгиба и обобщенного коэффициента концентрации напряжений от номинальных осевых напряжений в наиболее нагруженных выборках и люке-лазе показаны на рисунке 8.

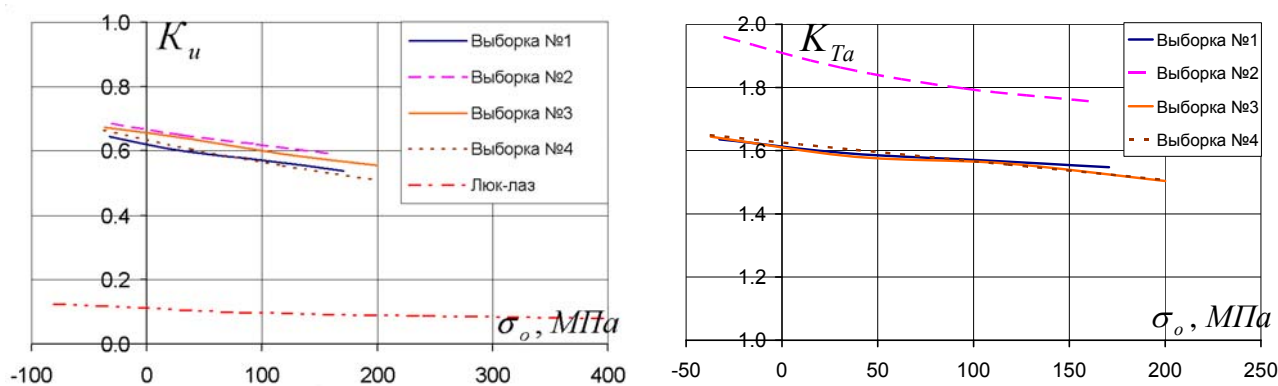


Рисунок 8 – Зависимость коэффициента изгиба и обобщенного коэффициента концентрации напряжений от номинальных напряжений

Установлено, что:

- отличия полученных значений коэффициентов в зависимости от прикладываемой нагрузки для четырех выборок составляют: по K_u – 15...30%, по K_{Ta} – 6...10%. Отличие K_u для люка-лаза – до 1,5 раз;
- как и в случае панели № 1 при переходе толщин в выборке №2 галтелью чрезвычайно большого радиуса $R > 100$ мм наличие напряже-

ний от изгиба приводит к тому, что величина обобщенного коэффициента концентрации напряжений велика и достигает $K_{Ta}=1,86$.

Анализ влияния геометрических параметров монолитной панели на напряженно-деформированное состояние. Установлено, что величины напряжений от изгиба и обобщенного коэффициента концентрации напряжений в выборках существенно зависят от конкретных конструктивных решений и могут изменяться в широком диапазоне. Чтобы установить зависимости между геометрическими размерами отдельных элементов панели и значениями коэффициентов изгиба и обобщенного коэффициента концентрации напряжений, проведен параметрический анализ. Рассмотрен элемент монолитной панели, содержащий два ребра и двуступенчатую выборку 2-го типа. Общий вид рассмотренного элемента показан на рисунке 9. В ходе анализа варьировались следующие параметры:

- расстояние между ребрами от 96 до 192 мм;
- радиус скругления галтели от 2 до 20 мм;
- отношение толщин полотна на ступенях от 1,2 до 2,5 раз.

Прочие геометрические размеры элемента панели сохранялись постоянными. Толщина ребер в рассмотренном элементе панели равна 8 мм, высота – 50 мм. Максимальная толщина полотна – 8 мм. Толщина полотна на средней ступени – 6 мм.

Поскольку установлено, что влияние геометрической нелинейности на результаты расчета НДС существенно меньше, чем влияние конкретных конструктивных решений, анализ вариантов проведен в линейной постановке.

Оценка влияния расстояния между ребрами на НДС панели выполнена на модели с галтелью радиусом $R=4$ мм и отношением толщин полотна, равным 1,5. Установлено, что увеличение шага ребер в два раза приводит к росту K_U на 25% и K_{Ta} на 7% (см. рисунок 10, а).

Исследование влияния отношения толщин полотна соседних ступеней на НДС панели выполнено на модели с галтелью радиусом $R=4$ мм и двумя шагами ребер: 96 мм и 192 мм. Установлено, что уменьшение отношения соседних толщин полотна в 2,1 раза приводит к уменьшению K_U до 1,7 – 2 раз и K_{Ta} на 18...25% (см. рисунок 10, б).

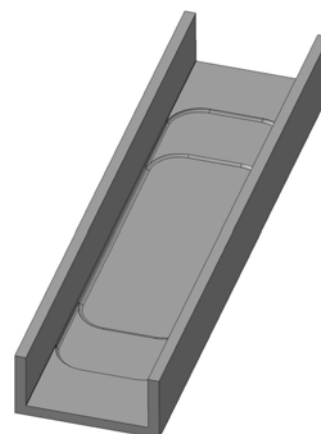


Рисунок 9 – Элемент монолитной панели для параметрического анализа

Оценка влияния радиуса галтели на НДС панели выполнена на модели с шагом ребер 96 мм и двумя отношениями толщин полотна на соседних ступенях: 1,5 и 2 мм. Определено, что наиболее быстро величина K_{Ta} падает при увеличении радиуса галтели с 2 до 4...5 мм – на 10%. Дальнейшее увеличение радиуса галтелей до 20 мм вызывает уменьшение K_{Ta} еще на 10...15%. Величина K_u остается практически постоянной во всем диапазоне рассмотренных радиусов скруглений (см. рисунок 10, в).

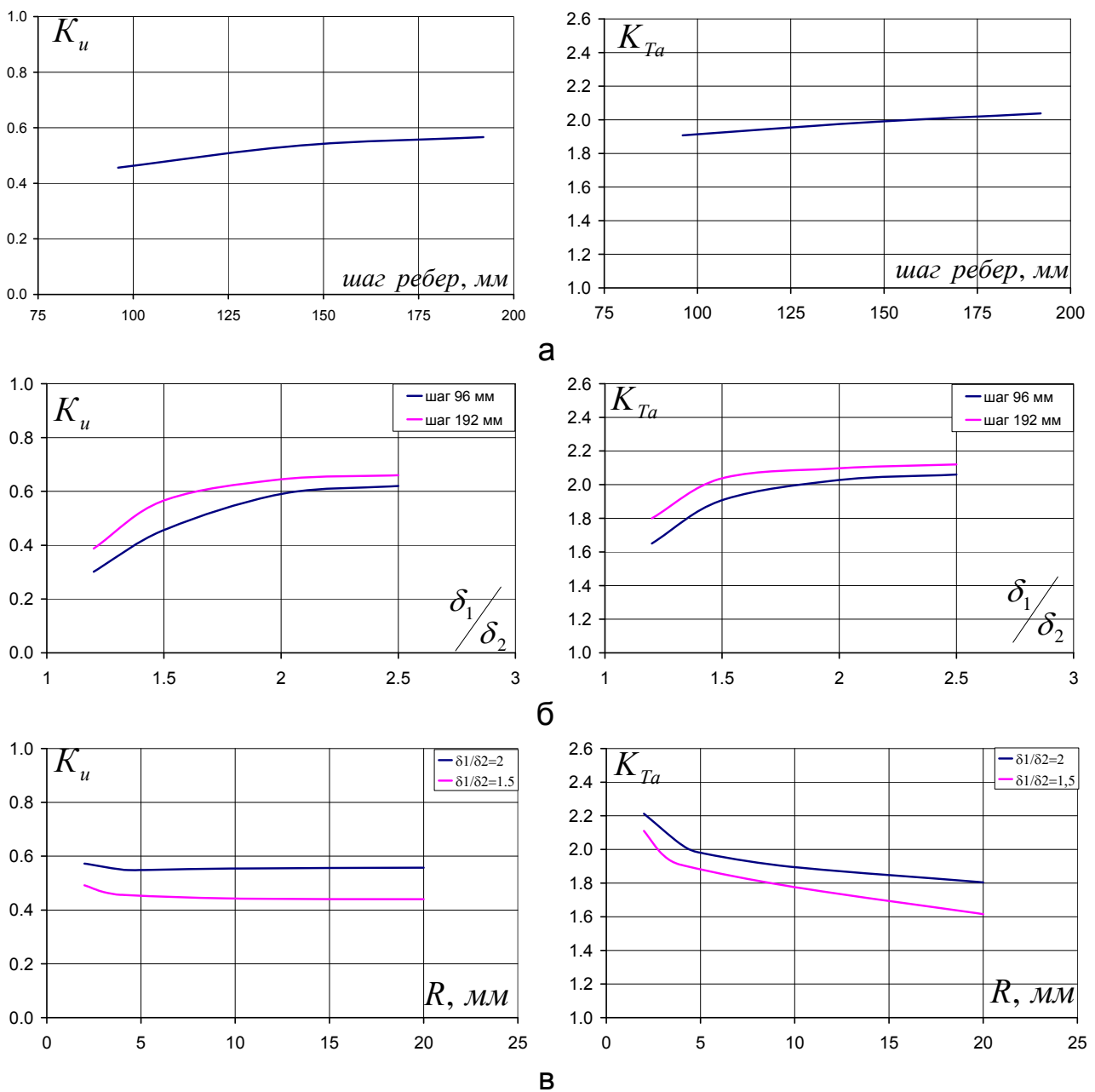


Рисунок 10 – Зависимости коэффициента изгиба и обобщенного коэффициента концентрации напряжений от геометрических параметров монолитной панели: а – влияние шага ребер; б – влияние отношения толщин на соседних ступенях; в – влияние радиуса галтельного перехода

Выводы

1. В выборках монолитных панелей возникают значительные напряжения от локального изгиба, величина которых может изменяться от 20 до 70% номинальных осевых напряжений в зависимости от конкретного конструктивного исполнения. Наличие локальных напряжений от изгиба приводит к существенному повышению максимальных напряжений в зонах выборок и, соответственно, к значительному росту коэффициента концентрации напряжений по сравнению с теоретическим коэффициентом концентрации напряжений для галтельного перехода. В панелях самолета Ан-148 использованы галтели больших радиусов, обеспечивающие $K_T \leq 1,2$. При этом обобщенный коэффициент концентрации напряжений, учитывающий локальный изгиб, для них может достигать значений $K_{Ta} = 1,86$. Для панели самолета Бе-200 эти коэффициенты равны: $K_T \leq 1,3$ и $K_{Ta} = 1,67..1,86$.

2. Величины коэффициентов K_u и K_{Ta} в ряде случаев оказываются зависящими от нагрузки. Причем могут с ростом нагрузки как уменьшаться, так и увеличиваться. Это приводит к изменению значения коэффициента K_{Ta} в пределах 10%. Поэтому расчет НДС монолитной панели в общем случае желательно проводить в геометрически нелинейной постановке.

3. В результате проведенного параметрического анализа можно констатировать, что отношение толщин соседних ступеней и радиус скругления галтельного перехода оказывают существенное влияние на величину обобщенного коэффициента концентрации напряжений. Изменение шага ребер влияет на этот коэффициент существенно меньше.

Список использованных источников

1. Сопротивление усталости элементов конструкций [Текст] А.З. Воробьев, Б.И. Олькин, В.Н. Стебнев, Т.С. Родченко. – М.:Машиностроение, 1990. – 240 с.

2. Галкин, С.И. Классификация локальных зон элементов конструктивных нерегулярностей нижней поверхности центроплана и крыла пассажирских самолетов [Текст] / С.И. Галкин, В.Д. Ремнев, В.М. Син // Местная прочность конструктивных нерегулярностей планера самолета: сб. работ, Труды ЦАГИ. – Вып. 2018. – М.: Изд. отдел ЦАГИ, 1979. – С. 21 – 34.

3. Серов, М.В. Прочность конструктивных элементов самолета при повторных нагрузках [Текст] / М.В. Серов // Труды ЦАГИ. – Вып. 958. – М.: Изд. отдел ЦАГИ, 1965.

4. Лысенко, А.В. Причины коробления крупногабаритных тонкостенных деталей из сплава В95 и степень их влияния на качество изготовления [Текст] // Научный потенциал молодежи – будущее России: материалы III Всероссийской молодежной научной конференции, Муром, 22 апреля 2011г. – С.289 – 291.

5. Фомичев, П.А. Методика расчета долговечности элементов конструкций, нагруженных циклическими растяжением-сжатием и изгибом при регулярном нагружении [Текст] / П.А. Фомичев, А.С.Третьяков // Повреждение материалов во время эксплуатации, методы его диагностирования и прогнозирования: труды Междунар. науч.-техн. конф., Тернополь, 21 – 24 сент. 2009 г. – С. 266 – 275.

6. Халилаева, Р.Ю. Исследование напряжений от изгиба в двух- и трехрядных соединениях внахлест и их влияние на долговечность [Текст] / Р.Ю. Халилаева // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 2(58). – Х., 2009. – С.32 – 38.

Поступила в редакцию 18.05.2012.

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. П.А. Фомичев,
Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.*