

## **Метод интегрированного проектирования, конструирования и моделирования высокоресурсного фитингового стыка крыла с цетропланом самолета транспортной категории**

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»*

Разработана структура метода интегрированного проектирования конструирования и моделирования высокоресурсного фитингового стыка крыла с цетропланом самолета транспортной категории, являющегося составной частью метода интегрированного проектирования крыла самолета.

**Ключевые слова:** фитинг, интегрированное проектирование, параметризация, соединение, усталостная долговечность, конструктивно-технологические параметры.

Современные самолеты проектируются и производятся с учетом особых требований к безопасности полетов в чрезвычайно жестких условиях эксплуатации: многократная повторяемость пиковых нагрузок, полеты в сложных погодных и климатических условиях. При этом основным количественным критерием оценки качества транспортных и пассажирских самолетов является минимизация стоимости перевозок при условии обеспечения безопасности полетов.

Достичь при проектировании планера самолета заданных количественных показателей критериев качества можно путем уменьшения массы конструкции как главного фактора, снижающего прямые эксплуатационные расходы благодаря возможности увеличения платной нагрузки, а также путем увеличения срока службы конструкции и ее ресурса при обеспечении надежности и безопасности полетов как факторов, снижающих расходы на амортизацию, обслуживание и ремонт.

Поэтому для современной гражданской авиации (магистральные гражданские и транспортные самолеты, самолеты для местных воздушных линий и др.) чрезвычайно важное значение имеет увеличение их ресурса при минимизации размеров агрегатов. В настоящее время в мировом самолетостроении наметилась тенденция к увеличению ресурса проектируемых самолетов с одновременным неуклонным снижением массы конструкции планера, которая теперь составляет 26 ... 28 % от взлетной массы самолета.

Основными направлениями обеспечения требуемого ресурса и снижения массы конструкции планера являются: применение крупногабаритных полуфабрикатов, изготовленных из материалов с высоким сопротивлением усталости, использование высокоресурсных соединений с высокой массовой эффективностью, разработка технологии создания этих конструкций, обеспечивающей сохранение или минимальное снижение служебных свойств исходных материалов.

Актуальной проблемой является также разработка новых методов проектирования авиационных конструкций, основанных на принципе оптимального проектирования с учетом интегральных критериев качества современных самолетов, выбираемых из условия удовлетворения требований заказчика и Авиационных правил. Главным критерием в основе современных методов проектирования авиационных конструкций является требование создания и функционирования надежной, безопасно повреждаемой конструкции

минимальной массы с заданным ресурсом. При этом должна гарантироваться возможность обнаружения повреждений до достижения ими допустимых критических размеров и сохраняться достаточная остаточная прочность конструкции.

Сложность конструкции современной авиационной техники, высокие требования к качеству результатов проектирования и скорости выполнения проектных работ приводят к необходимости широкого применения в процессе проектирования компьютерных интегрированных систем CAD/CAM/CAE, позволяющих интегрировать процессы проектирования, инженерного анализа и подготовки производства.

Особое значение имеет разработка интегрированных методов проектирования зон конструктивных нерегулярностей планера самолета, к которым относится фитинговый стык крыла с центропланом.

Целью данной статьи является разработка метода интегрированного проектирования, параметрического моделирования и инженерного анализа высокоресурсных стыков крыла с центропланом самолетов транспортной категории.

В настоящее время фитинговые стыки достаточно широко применяют в самолетных конструкциях. Это связано с тем, что сейчас большинство транспортных самолетов имеют значительную взлетную массу, и, следовательно, высокую интенсивность нагрузок в зоне стыковки крыла с фюзеляжем, для чего целесообразно применение конструкции крыла с работающей обшивкой, подкрепленной стрингерами. Кроме того, из соображений контролепригодности, ремонтпригодности и технологичности крыло необходимо выполнить отъемным от фюзеляжа. Передача нагрузок через сосредоточенные узлы потребует создания усиленных переходных участков, что повлечет за собой увеличение массы конструкции. Поэтому наиболее целесообразным в этом случае будет фитинговое соединение по контуру кессона отъемной части крыла и центроплана.

Чаще всего соединения такого типа выполняют по двум схемам:

- монолитные, когда зону фитинговых колодцев фрезеруют вместе с панелью из цельного полуфабриката;
- сборные – фитинговую гребенку соединяют с помощью односрезных и двухсрезных болтовых соединений с панелью и стрингером.

На рис. 1 показано типовое фитинговое соединение, реализующее в себе признаки обеих схем.

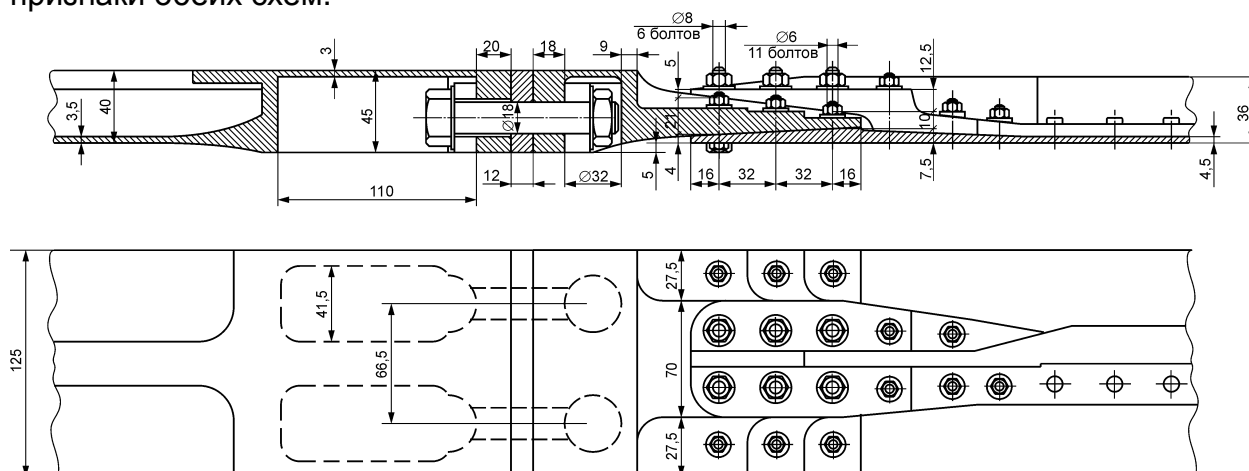


Рис. 1. Типовое фитинговое соединение центроплана и ОЧК

Использование монолитных элементов в соединении дает значительную экономию массы путем применения полуфабрикатов с более высокими механическими показателями; увеличивает надежность герметизации топливных отсеков вследствие уменьшения количества отверстий для крепежа; снижает трудоемкость сборочных работ.

Сборные конструкции имеют преимущества с точки зрения выполнения требований безопасности при частичном разрушении. Это объясняется их большей расчлененностью. К недостаткам сборных конструкций следует отнести большой объем применения крепежных деталей, а следовательно, и большее количество отверстий для них. Это требует больших затрат для обеспечения герметизации и принятия дополнительных мер для снижения концентрации напряжений у отверстий.

Метод интегрированного проектирования охватывает проектирование и компьютерное параметрическое трехмерное моделирование конструкции самолета в целом и отдельных ее частей. Самолет представляет собой множество деталей, сборок, узлов и агрегатов, соединенных между собой различными типами разъемных и неразъемных соединений, от качества проектирования и выполнения которых зависят массовые, ресурсные, аэродинамические и эстетические характеристики самолета.

Применявшиеся ранее методы проектирования самолетных конструкций базировались на двумерных моделях и их плазовой увязке, что не позволяло учесть все конструктивные и технологические особенности и привело к необходимости создания интегрированного метода проектирования.

Метод интегрированного проектирования фитингового стыка на основе его параметрического моделирования с помощью компьютерных систем CAD/CAM/CAE/PLM состоит из многих взаимосвязанных этапов. Использование компьютерных систем дало возможность расширить вариантность проектирования, степень приближения к наилучшему результату за более короткое время. На каждом этапе проектирования можно вернуться на тот уровень, где необходимо выполнить изменения для получения требуемых характеристик и значений.

До начала процесса проектирования следует подготовить исходные данные для проектирования фитингового стыка: сформировать мастер-геометрию и модель распределения пространства самолета, определить зону проектируемого фитингового стыка, точки размещения фитингового соединения (например, перестыковку стрингеров, лонжеронов) по контуру сечения крыла, определить характеристики материалов и величину заданного ресурса соединения. Для определения нагрузок на соединение необходимы результаты проектирования регулярной зоны крыла, непосредственно прилегающей к фитинговому соединению. Растягивающее усилие в соединении определим, исходя из того, что в брутто-сечении регулярной зоны крыла нормальные напряжения должны достигать заданных значений (директивные напряжения  $\sigma_{dir}$ ). Тогда, зная

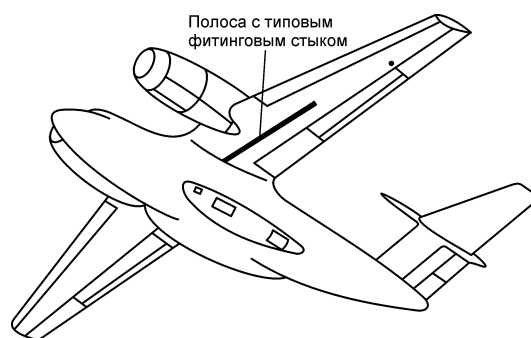


Рис. 2. Расположение типового фитингового соединения

площадь этого сечения (например, стрингер с присоединенной обшивкой)  $F_{бр. рез}$ , определим действующую на соединение нагрузку

$$P = \sigma_{дир} \cdot F_{бр. рез} \cdot$$

На следующем этапе следует сформировать общий вид фитингового соединения с учетом присоединяемых панелей центроплана и отъемной части крыла, а также провести его декомпозицию на типовые зоны. При использовании монолитной панели выгодно изготовить зону фитинговых колодцев стыка заодно с панелью, а в случае применения сборных панелей стыковку панели и стрингера с фитинговой гребенкой целесообразно выполнить с помощью многорядного срезного болтового соединения. В результате декомпозиции можно выделить три зоны: зона монолитной перестыковки фитинговых колодцев к панели центроплана, зона растянутого фитингового болта, зона срезного болтового соединения стрингера и обшивки с фитинговой гребенкой. Такой подход позволяет использовать в дальнейшем проектировании известные или незначительно измененные расчетные модели и методы.

Важным этапом в процессе проектирования фитингового соединения является разработка технологии выполнения соединений: срезного болтового соединения стрингера и обшивки с фитинговой гребенкой, растянутое соединение фитинговым болтом. В срезных соединениях применяют осевой и радиальный натяги, разгрузочные отверстия и разгружающие прокладки. Для растянутого соединения используют меры, направленные на выравнивание нагрузки между витками резьбы. Это применение гаек растяжения или гаек растяжения-сжатия, а также гаек с разгружающими проточками у нижних витков; выполнение шага резьбы гайки на несколько микрометров больше шага резьбы на стержне болта; придание резьбе в гайках небольшой конусности, срез нижних витков резьбы гайки на конус или использование резьбы специального профиля с увеличенной податливостью витков. Применение кадмирования или цинкования резьбы также способствует более равномерному распределению нагрузки по виткам резьбы. Правильно разработанная технология выполнения соединений позволяет повысить ресурс стыка в несколько раз.

По известным нагрузкам и сформированному общему виду фитингового соединения выполняют статический расчет, который заключается в предварительном выборе количества рядов и диаметра крепежных элементов, толщин соединяемых деталей. Выбор материала соединения осуществляют на этапе эскизного проектирования крыла. В основном для самолетов транспортной категории используют в конструкциях материалы типа Д16чТ, а также модификации этих сплавов, срезные болты из стали 30ХГСА или титанового сплава ВТ16 и растянутые болты из стали ВНС-5.

Проведенные этапы позволяют осуществить выбор типовых образцов срезных соединений и конструктивно-технологических параметров фитингового соединения, которые влияют на долговечность стыка. Далее следует изготовление типовых образцов по соответствующей технологии серийного производства и проведение усталостных испытаний типовых образцов, а также исследование их характеристик сопротивления усталости. Полученные результаты испытаний аппроксимируются аналитическими выражениями и строятся кривые усталости по номинальным отнулевым напряжениям.

По результатам проведенных расчетов и выбора геометрических

параметров и размеров создают аналитические эталоны – моделируют элементы конструкции фитингового соединения (колодцы панелей центроплана, стрингер и обшивка ОЧК с перестыковочной фитинговой гребенкой).

Моделирование аналитических эталонов деталей выполняют от поверхностей мастер-геометрии отъемной части крыла и центроплана на основе моделей распределения пространства. Крепежные элементы – болты, гайки, шайбы – моделируют отдельно в соответствии с ОСТами либо берут готовыми из общей базы данных нормалей. Созданные аналитические эталоны деталей и крепеж объединяются в сборку. На рис. 3 показан аналитический эталон фитингового соединения ОЧК с центропланом.

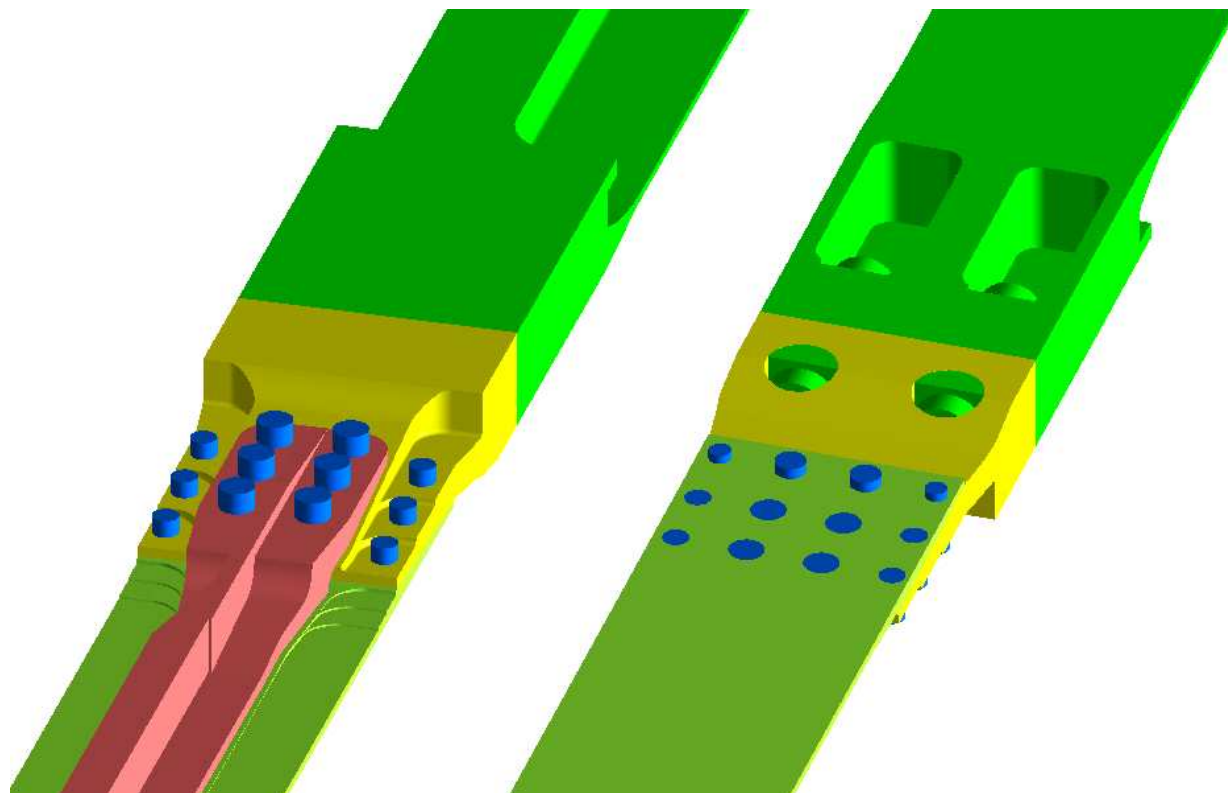


Рис. 3. Аналитический эталон фитингового соединения ОЧК с центропланом

Все элементы соединения в сборке связаны между собой ассоциативной связью, что позволяет получать аналитические эталоны элементов конструкции параметризованными. Параметричность моделей позволяет быстро выполнить изменение того или иного параметра, влекущее за собой получение новой модели. Это еще один фактор эффективности применения компьютерных систем CAD/CAM/CAE в интегрированном проектировании.

Далее необходимо определить НДС фитингового стыка. Решение этой задачи целесообразно выполнить с помощью CAE системы, позволяющей проводить нелинейный анализ – например, ANSYS. Уровень сложности решаемой задачи, а также современный уровень развития CAE систем и вычислительной техники делают нецелесообразным решение подобной задачи за один этап, так как конечно-элементная модель фитингового соединения, с помощью которой можно получить напряженно-деформированное состояние, близкое к реальному, будет содержать несколько миллионов конечных элементов и, кроме того, не

может гарантировать сходимость задачи. Следовательно, получение каких-либо результатов не представляется возможным.

Поэтому эффективным и оправданным является анализ напряженно-деформированного состояния фрагмента фитингового стыка ОЧК с центропланом в несколько этапов, что позволяет также значительно сократить время расчетов.

Решение задачи определения НДС фитингового соединения начнем с определения общего НДС.

Для этого на основе аналитического эталона фитингового соединения построена его расчетная модель, которая представляет собой многоопорную балку с изогнутой осью (линия центров тяжести сечений) переменного сечения, изготовленную из материала Д160чТ и нагруженную растягивающим усилием, приложенным в концевом сечении ОЧК (рис. 4). При создании балочной расчетной модели рассматривали монолитную балку без учета податливости связей в точках установки крепежных элементов.

В расчетной модели были выделены 17 участков, которые отражают особенности геометрии сечения (изменение формы поперечного сечения) и конструктивно-силовые особенности расчетной модели (положение нервюр, являющихся опорами балки). Сечения получены путем рассечения трехмерной модели плоскостями, расположенными на дистанциях, определяемых по рис. 4.

Для моделирования поведения элементов фрагмента стыка ОЧК с центропланом используют балочную конечно-элементную модель, которая состоит из 131 элемента балочного типа Beam188 системы ANSYS. В основе использования данного типа конечного элемента лежит теория балок Тимошенко, в которой учитываются сдвиговые деформации. Конечно-элементная модель балки изображена на рис. 5, линия действия силы которой – прямая линия, а линия центров тяжести сечения, или нейтральная ось балки, является ломаной линией.

На рис. 6 – 10 показаны результаты расчета поперечных сил, изгибающих моментов и нормальных напряжений  $\sigma_x$  вдоль оси балки, а также распределение нормальных напряжений в опасных сечениях при различных значениях растягивающей силы, которую для удобства проведения расчетов будем определять через задаваемые напряжения  $\sigma_{dur}$  в сечении регулярной зоны панели, примыкающей к рассматриваемому соединению.

Используя результаты расчета нормальных напряжений на предыдущем этапе, проведем анализ локального НДС фитингового соединения в зоне соединения фитинговой гребенки с обшивкой и стрингером.

Расчетная модель этого соединения представляет собой трехрядное поперечное болтовое соединение, выполненное с применением болтов  $\varnothing 6$  и  $\varnothing 8$  мм болты установлены с радиальным натягом  $1\% d_b$  и осевой затяжкой, усилие которой для болтов  $\varnothing 6$  мм составляет 13900 Н, а для болтов  $\varnothing 8$  мм – 25000Н. Аналитический эталон соединения показан на рис. 9. Этот эталон является первоисточником для построения конечно-элементной модели. Конечно-элементная модель фрагмента стыка состоит из восьмиузловых 3-D элементов твердого деформированного тела SOLID45, контактных элементов TARGE170 и CONTA173 и элементов для моделирования осевой затяжки PRETS179 (рис. 14 – 18).

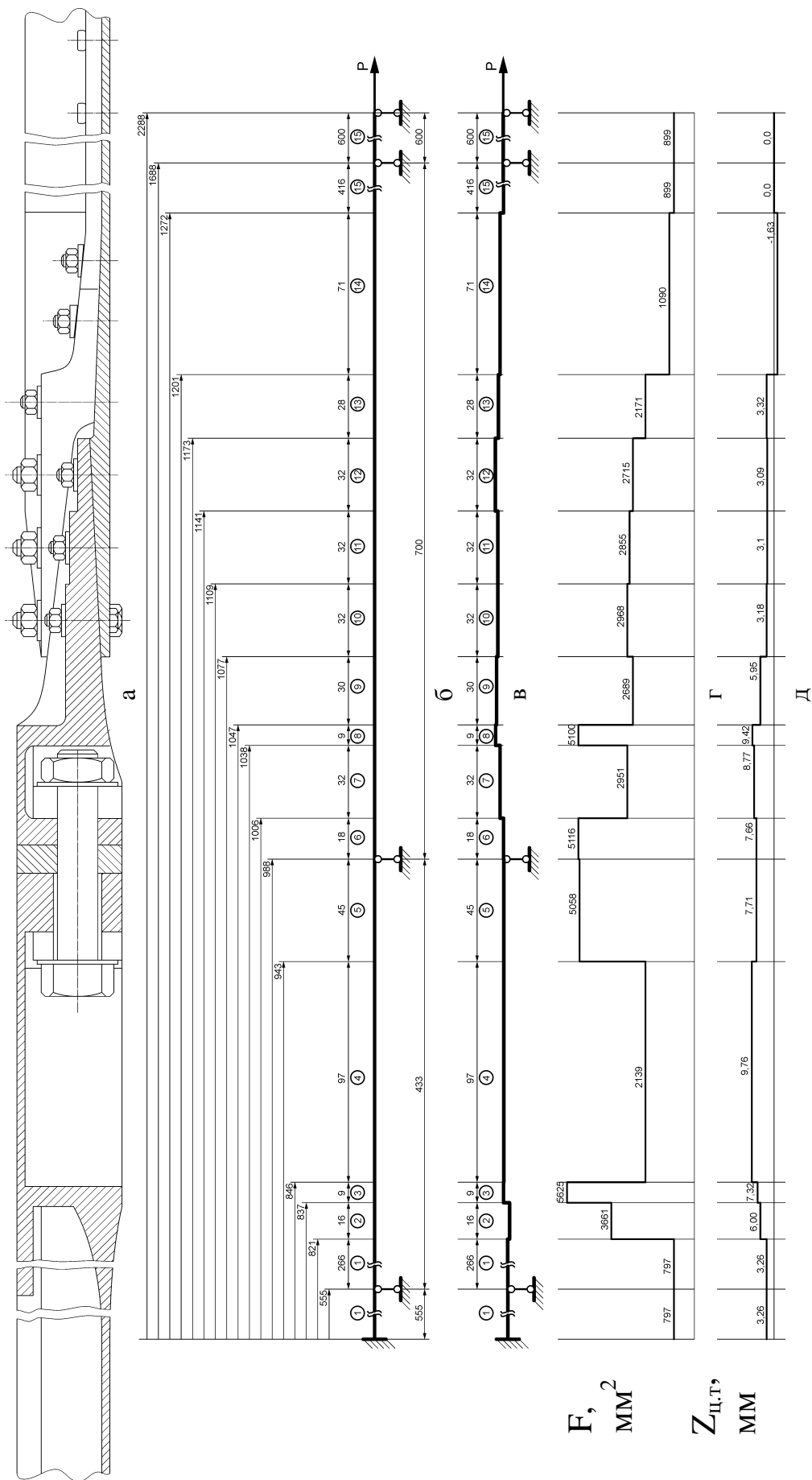


Рис. 4. Расчетная схема фитингового стыка: а – эскиз фитингового стыка; б – схема разбиения его на участки; в – расчетная схема фитингового стыка как статически неопределимой рамы; г – эпюра площадей поперечных сечений стыка; д – линия центров тяжести поперечных сечений

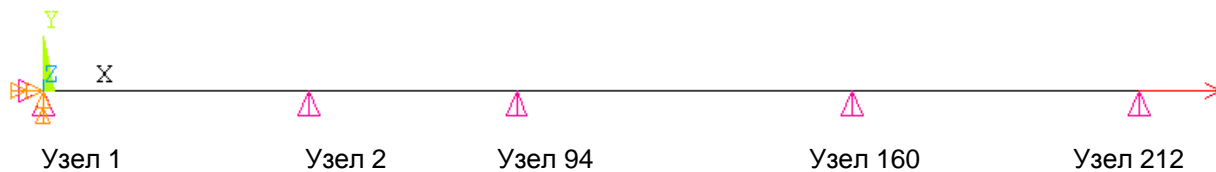


Рис. 5. Конечно-элементная модель фрагмента стыка ОЧК с центропланом

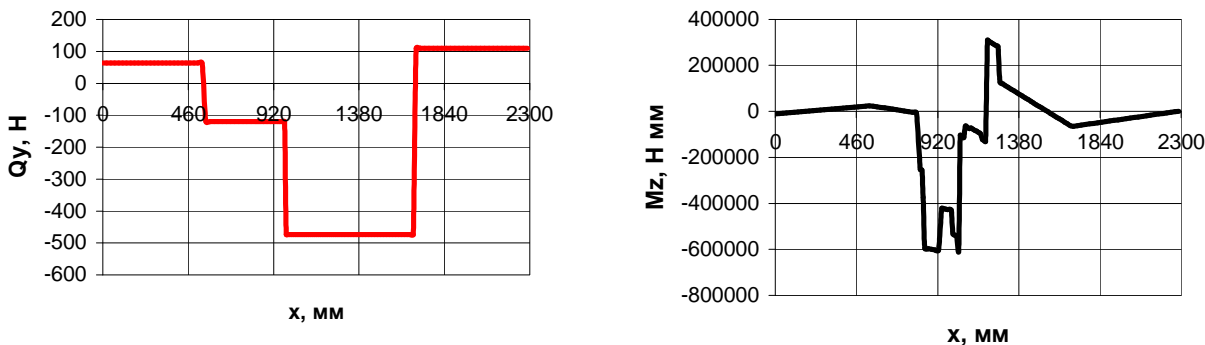


Рис. 6. Эпюры поперечной силы и изгибающего момента при  $\sigma_{dur} = 100$  МПа

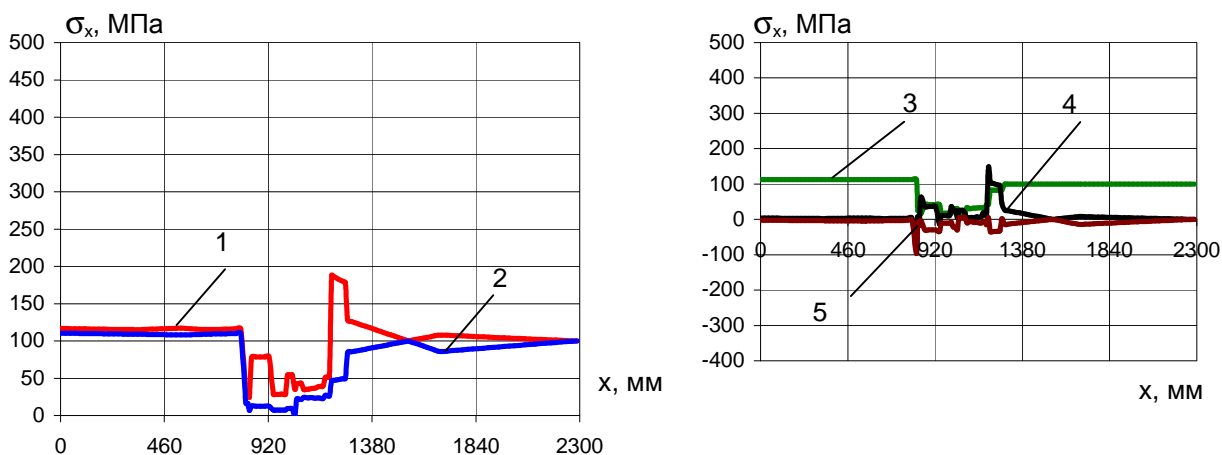


Рис. 7. Изменение максимальных напряжений  $\sigma_x$  вдоль оси балки при  $\sigma_{dur} = 100$  МПа

1 –  $\sigma_{\Sigma max}$ , 2 –  $\sigma_{\Sigma min}$ , 3 –  $\sigma_p$ , 4 –  $\sigma_{i max}$ , 5 –  $\sigma_{i min}$ .

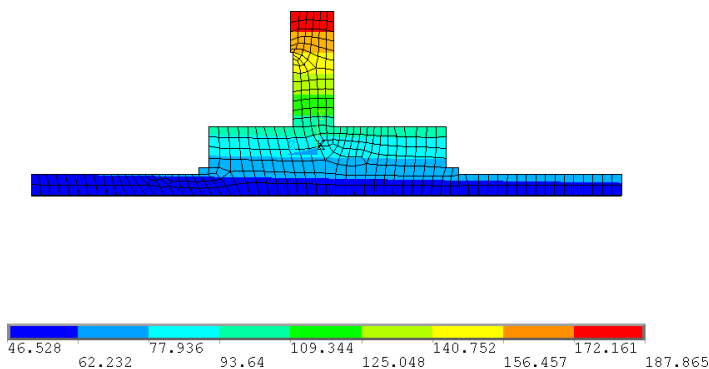


Рис. 8. Поле распределения нормальных напряжений  $\sigma_{x\Sigma} = \sigma_p + \sigma_i$  в опасном сечении балки при  $\sigma_{dur} = 100$  МПа (элемент 73,  $x=1200$  мм)



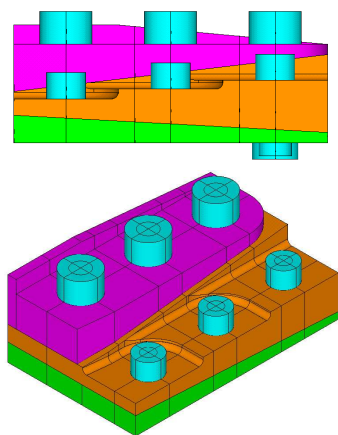


Рис. 9. Аналитический эталон соединения фитинговой гребенки с обшивкой и стрингером фитингового соединения ОЧК с центропланом

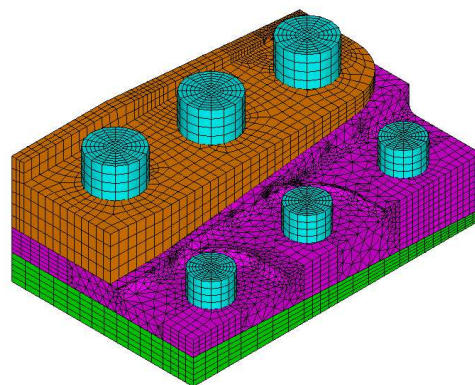
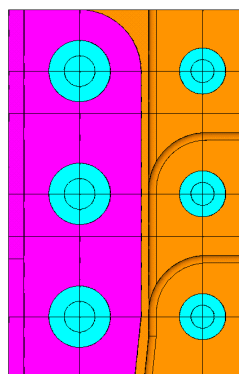


Рис. 10. Конечно-элементная модель фрагмента стыка ОЧК с центропланом

Решаемая задача является нелинейной, в ней учтена нелинейность поведения материала, а также контактное взаимодействие элементов соединения.

Величина прикладываемых к торцевому сечению модели напряжений получена из расчета балочной модели. При этом прикладываемые в сечении напряжения изменяются по линейному закону, что позволяет учесть локальный изгиб элементов стыка благодаря наличию эксцентриситета в передаче нагрузки.

Результаты анализа локального НДС этой зоны показаны на рис 11.

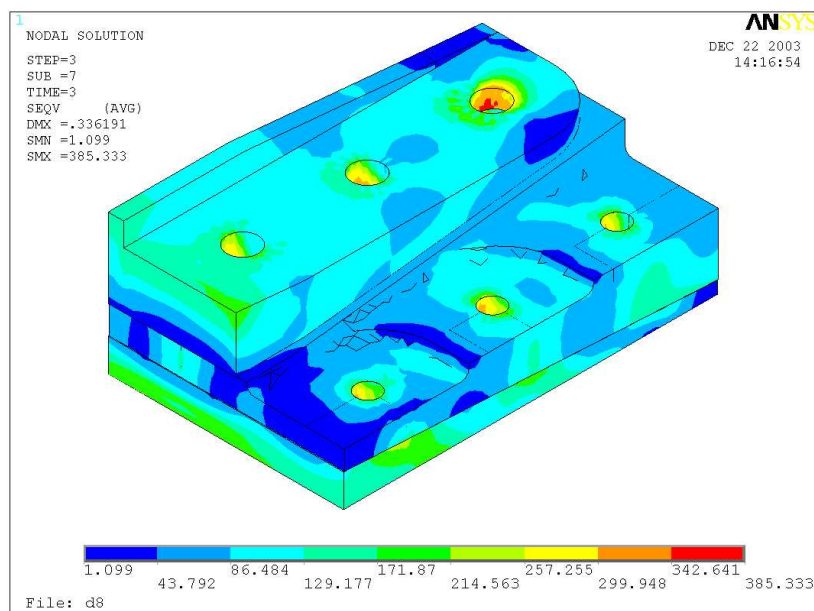


Рис. 11. Поле распределения эквивалентных напряжений  $\sigma_e$  в элементах стыка ОЧК с центропланом от совместного действия радиального натяга 1%  $d_6$ , осевой затяжки и внешней нагрузки

Для получения полной картины локального НДС фитингового соединения в зоне соединения фитинговой гребенки с обшивкой и стрингером необходимо получить распределение усилий между рядами соединения. Для этого используем результаты расчета предыдущего этапа. Данный подход позволяет учесть влияние рядов друг на друга, а также характер контактного взаимодействия элементов стыка. Согласно данному подходу для расчета усилия, передаваемого группой болтов, определяли нормальные напряжения  $\sigma_z$  в сечении гребенки между рядами и осредняли полученные напряжения по сечению. Умножив полученное значение на площадь сечения, определим величину усилия в сечении.

Усилие, воспринимаемое группой болтов ( $\varnothing 6$  мм и  $\varnothing 8$  мм) текущего ряда, может быть вычислено таким образом:

$$1\text{-й ряд: } P_{\sigma 1} = P_{\text{полное}} - P_{B-B}; \quad 2\text{-й ряд: } P_{\sigma 2} = P_{B-B} - P_{B-V}; \quad 3\text{-й ряд: } P_{\sigma 3} = P_{B-V}.$$

Распределим полученные усилия между болтами разного диаметра пропорционально площадям зон, обслуживаемых этими болтами. Реализуемая схема изображена на рис. 12.

Вычисляем коэффициент неравномерности распределения нагрузки по рядам:

$$R_1 = \frac{P_{\sigma 1}}{P_{cp}}; \quad R_2 = \frac{P_{\sigma 2}}{P_{cp}}; \quad R_3 = \frac{P_{\sigma 3}}{P_{cp}},$$

где  $P_{cp} = 0,33 P_{\text{полн}}$ .

Результаты расчета показаны на рис. 13.

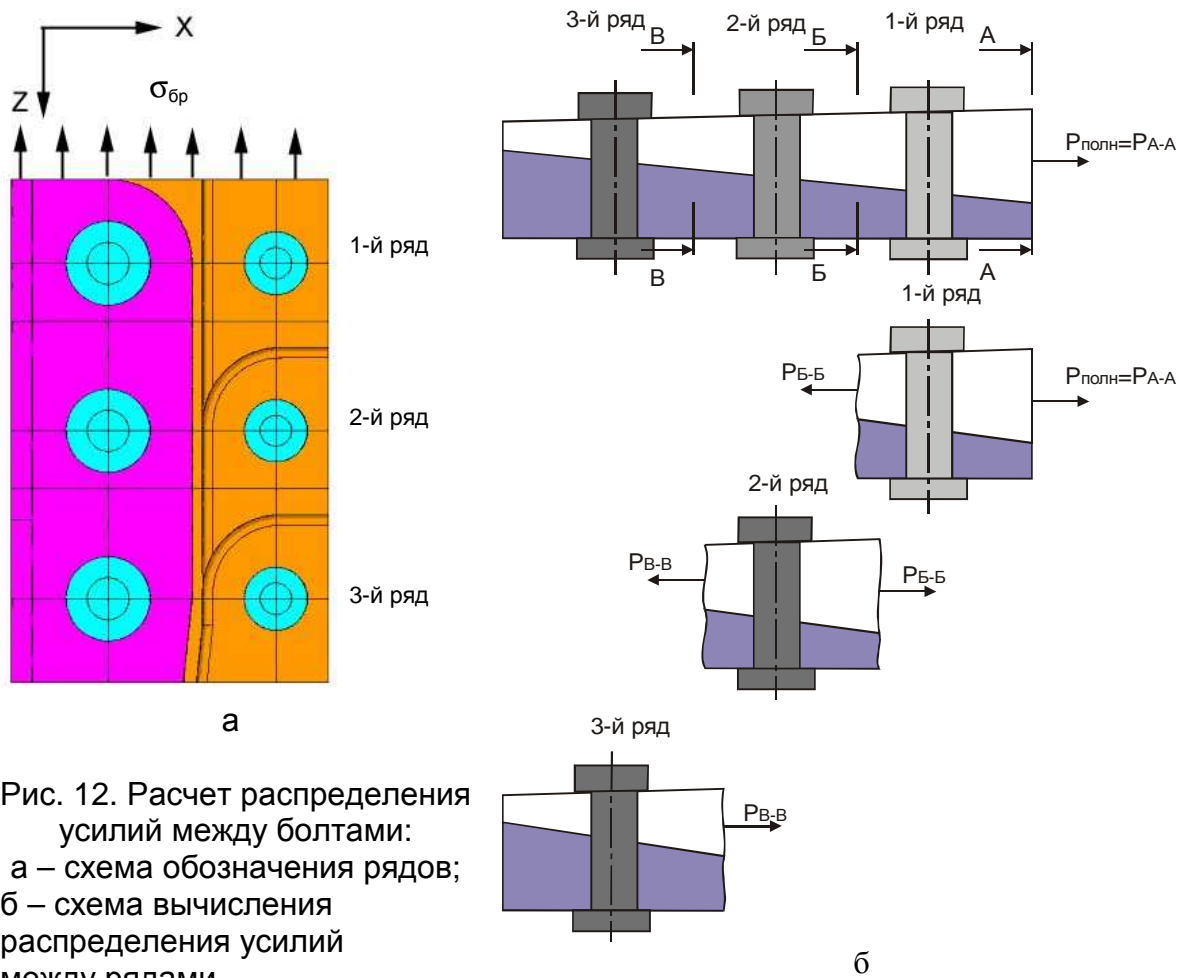


Рис. 12. Расчет распределения усилий между болтами:  
а – схема обозначения рядов;  
б – схема вычисления распределения усилий между рядами

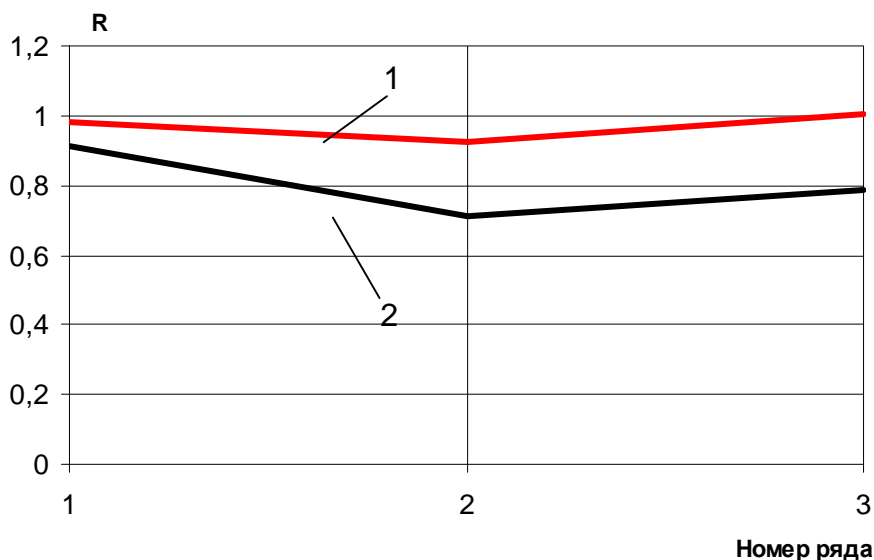


Рис. 13. Коэффициент неравномерности распределения усилий между рядами:  
 1 –  $\sigma_{dur} = 100$  МПа; 2 –  $\sigma_{dur} = 300$  МПа

Используя результаты расчета нормальных напряжений, проведенных ранее, проведем анализ локального НДС фитингового соединения в зоне монолитной перестыковки фитинговых колодцев к панели центроплана.

Для анализа локального НДС из аналитического эталона фитингового соединения был выделен фрагмент, содержащий фитинговые колодцы – панель центроплана и фитинговой гребенки, соединенные стяжными болтами, который и будет являться аналитическим эталоном для этой зоны.

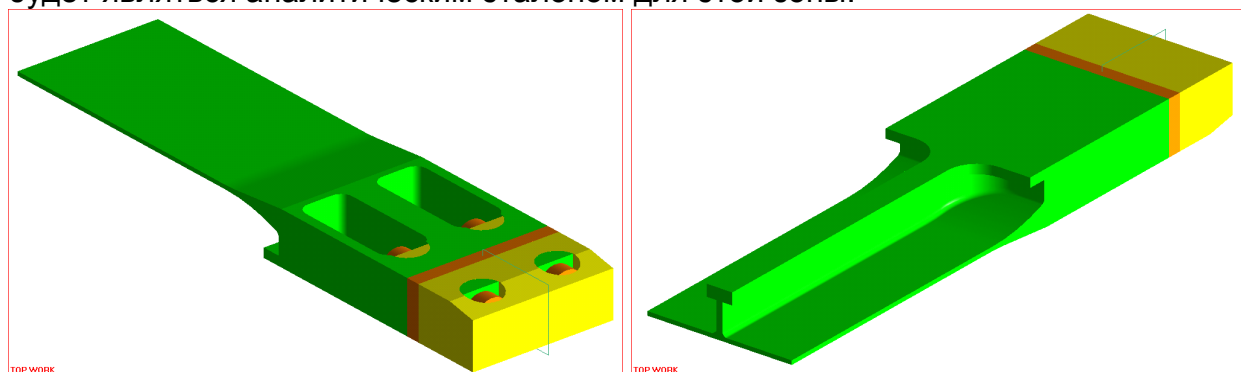


Рис. 14. Аналитический эталон анализируемой зоны фрагмента фитингового стыка ОЧК с центропланом (фитинговые колодцы, стяжные болты и переход от колодцев к панели центроплана)

На основе аналитического эталона строят конечно-элементную модель анализируемой зоны соединения, состоящую из 132000 3-D элементов твердого деформированного тела SOLID45, 11030 контактных элементов TARGET170 и CONTA173 и 127 элементов для моделирования осевой затяжки PRETS179.

Результаты расчета локального НДС для этой зоны приведены на рис. 15 – 18.

Результаты определения характеристик локального НДС фитингового соединения являются основой для прогнозирования усталостной долговечности соединения в зонах вероятного усталостного разрушения.

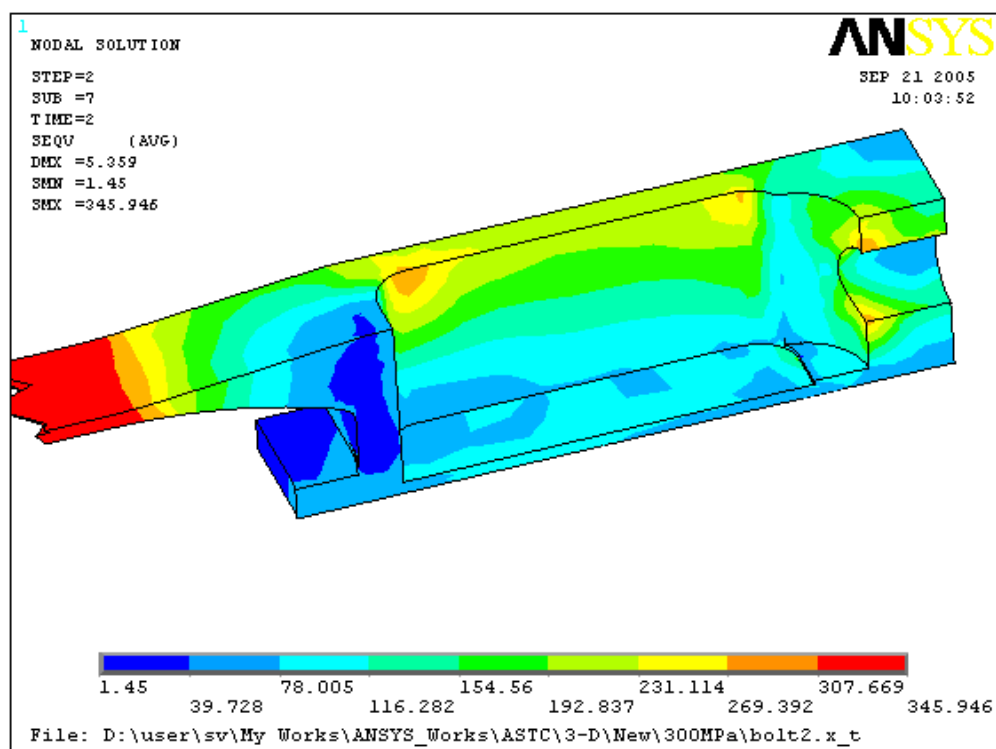


Рис. 15. Характер распределения эквивалентных напряжений в зоне фитингового колодца от совместного действия усилия затяжки болтов 146500 Н и напряжений  $\sigma = 300$  МПа в регулярном сечении соединяемых панелей

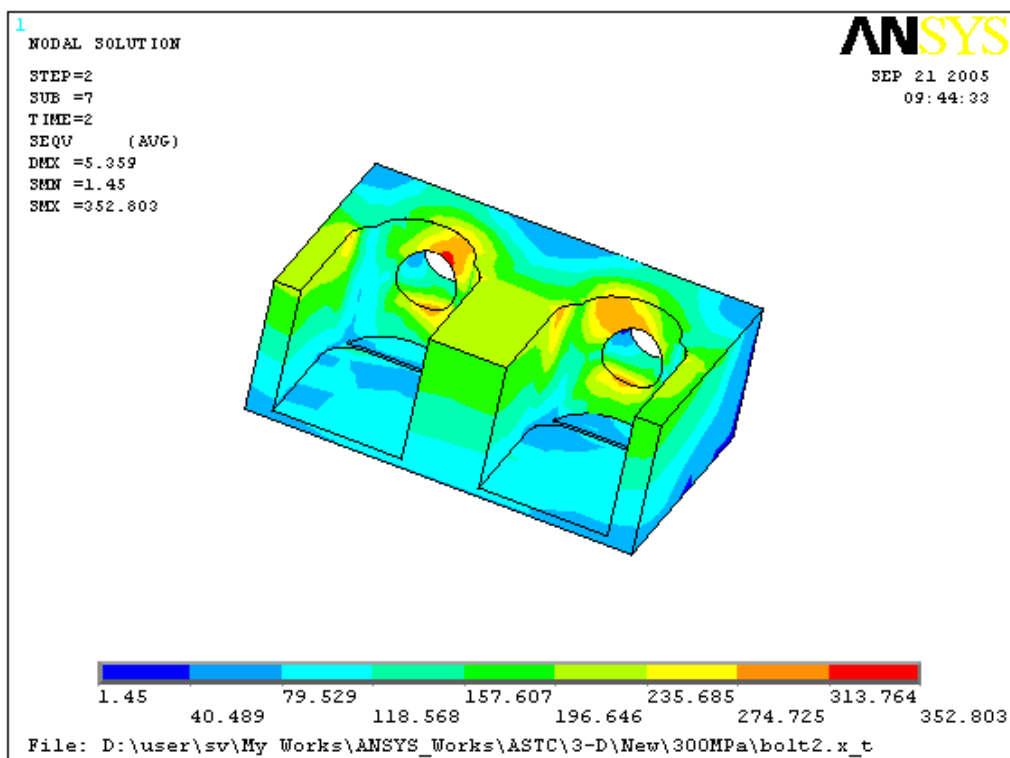


Рис. 16. Характер распределения эквивалентных напряжений в зоне привалочной поверхности панели центроплана от совместного действия усилия затяжки болтов 146500 Н и напряжений  $\sigma = 300$  МПа в регулярном сечении соединяемых панелей

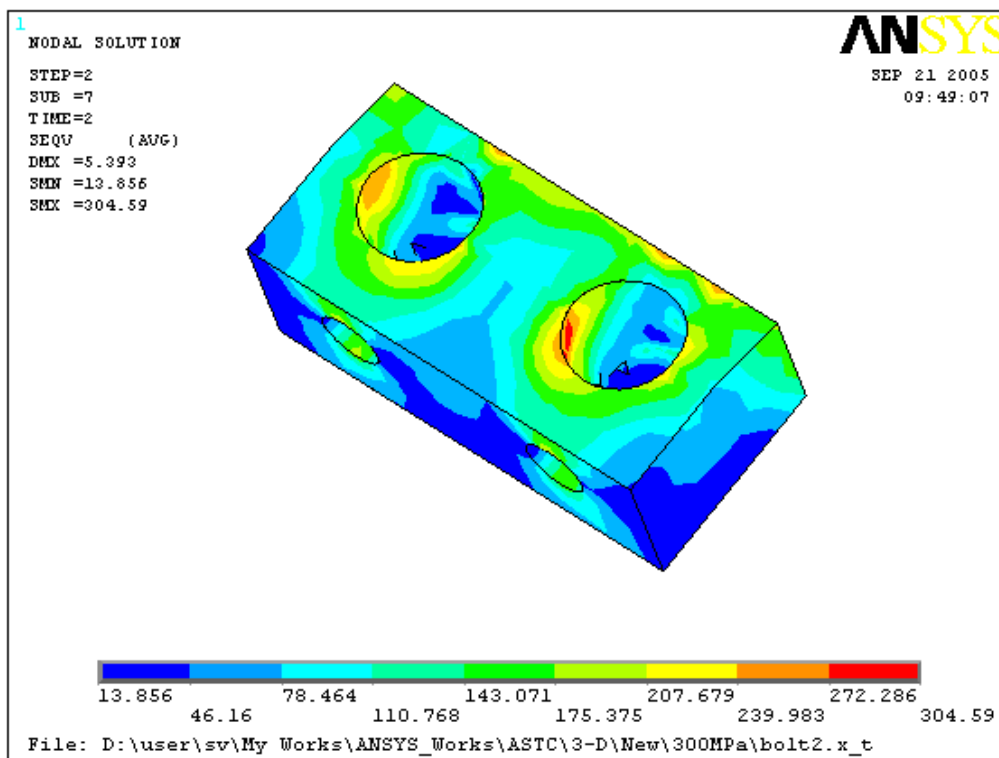


Рис. 17. Характер распределения эквивалентных напряжений в зоне привалочной поверхности панели ОЧК от совместного действия усилия затяжки болтов 146500 Н и напряжений  $\sigma = 300$  МПа в регулярном сечении соединяемых панелей

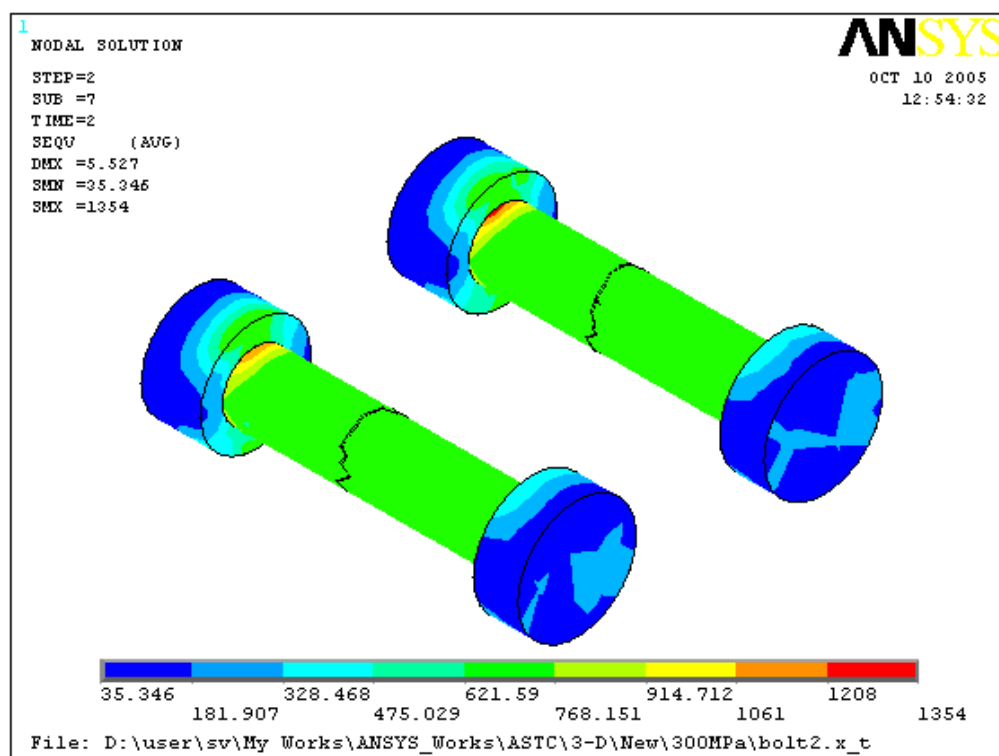


Рис. 18. Характер распределения эквивалентных напряжений в болтах от совместного действия усилия затяжки болтов 146500 Н и напряжений  $\sigma = 300$  МПа в регулярном сечении соединяемых панелей

Наиболее часто усталостные трещины в таких конструкциях возникают на участках сопряжения привальных поверхностей с силовой перемычкой колодцев, галтельных переходах от колодцев к хвостовику, в зонах по первому и последнему рядам болтов крепления гребенки к элементам продольного набора крыла.

Циклическую долговечность срезных соединений определяют по расчетно-экспериментальной методике, оценивающей величину номинальных напряжений в этих соединениях. Циклическая долговечность соединения такая же, как и у пластины с заполненным незагруженным отверстием, при равенстве величин приведенных напряжений в соединении и номинальных напряжений растяжения в пластине. Величину приведенных напряжений в соединении определяют по зависимости

$$\sigma_{пр} = k_{см} \sigma_{см.1} + k_{л} \sigma_{л} + k_{и} \sigma_{и},$$

где  $k_{см}$ ,  $k_{л}$ ,  $k_{и}$  – экспериментально определяемые коэффициенты повреждаемости по соответствующим видам напряжений;  $\sigma_{см.1}$  – номинальные напряжения смятия в листе по первому ряду болтов;  $\sigma_{л}$  – номинальные напряжения растяжения за первым рядом болтов;  $\sigma_{и}$  – номинальные напряжения изгиба по месту усталостного разрушения.

Для зоны фитинговых колодцев, где основными концентраторами являются радиусные переходы, долговечность конструкции определяют с помощью теоретических коэффициентов концентрации, которые рассчитываются для выделенных участков по формуле

$$K_m = \sigma_{max} / \sigma_{ном},$$

где  $\sigma_{max}$  – максимальные эквивалентные напряжения в наиболее нагруженной точке исследуемой зоны конструкции;  $\sigma_{ном} = P / F$  – номинальные напряжения в поперечном сечении площадью  $F$ , проходящем через наиболее нагруженную точку, от нагрузки  $P$ , приложенной к соединению.

Если результаты расчета удовлетворяют требуемым значениям параметров ресурса, заданным в ТТТ на самолет, допускаемые напряжения по условиям усталостной долговечности не уточняют. Если же результаты расчета не удовлетворяют требованиям ТТТ по ресурсу, необходимо снизить допускаемые напряжения, обеспечивающие требуемые характеристики ресурса. Конструктивными и технологическими приемами, позволяющими обеспечить заданную долговечность соединения, являются: местное усиление зоны стыка, компенсирующее ослабление отверстиями под болты; тщательная отработка конструкции на всех стадиях проектирования для уменьшения величины эксцентриситета линии действия силы; применение местного или общего поверхностного упрочнения критических зон.

После удовлетворения ТТТ по ресурсу для всех участков разрабатывают конструкторскую, технологическую, сертификационную и эксплуатационную документацию, увязанную со сборочной моделью крыла. Получают управляющие программы для станков с ЧПУ. Рассматривают экономические факторы создания и использования крыла, его ремонтпригодность, документацию по утилизации после эксплуатационного периода.

На рис. 19 показана структура метода интегрированного проектирования, конструирования и моделирования высокоресурсного фитингового стыка крыла с цетропланом самолета транспортной категории.

## МЕТОД ИНТЕГРИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ, КОНСТРУИРОВАНИЯ И МОДЕЛИРОВАНИЯ ВЫСОКОРЕСУРСНОГО ФИТИНГОВОГО СТЫКА КРЫЛА С ЦЕНТРОПЛАНом САМОЛЕТА ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ

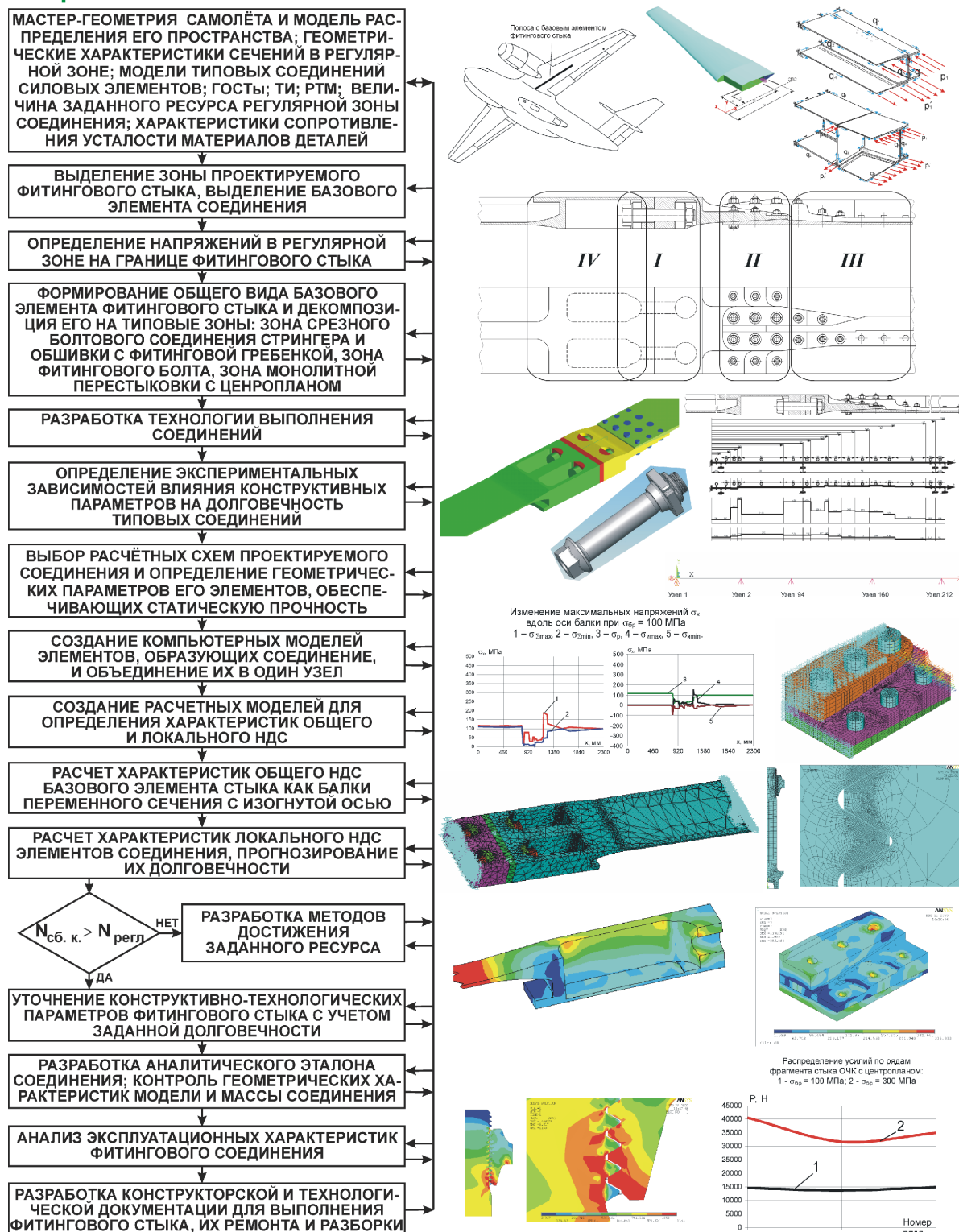


Рис. 18. Структура метода интегрированного проектирования, конструирования и моделирования высокоресурсного фитингового стыка крыла с центропланом самолета транспортной категории

Разработанный метод был апробирован при моделировании и проектировании стыка крыла с центропланом самолета типа Ан.

В результате проведенной работы получена структура метода интегрированного проектирования конструирования и моделирования высокоресурсного фитингового стыка крыла с центропланом самолета транспортной категории, являющегося составной частью метода интегрированного проектирования крыла самолета.

### Список литературы

1. Гребеников А.Г. Интегрированные технологии проектирования высокоресурсных самолетных конструкций / А.Г. Гребеников // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Гос. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 7. – Х., 2000. – С. 15 – 37.
2. Гребеников А.Г. Концепция интегрированного проектирования соединений самолетных конструкций / А.Г. Гребеников // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 18. – Х., 2003. – С. 5 – 18.
3. Гребеников А.Г. Методология интегрированного проектирования и моделирования сборных самолетных конструкций / А.Г. Гребеников. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2006. – 532 с.
4. Методология интегрированного проектирования сборных самолетных конструкций регламентируемой долговечности / А.Г. Гребеников // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 23. – Х., 2004. – С. 191 – 200.
5. Метод интегрированного проектирования и компьютерного моделирования крыла пассажирского самолета с помощью интегрированных систем CAD/CAM/CAE/PLM / В.А. Гребеников, А.М. Гуменный, В.Н. Николаенко, А.Н. Петров // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 27. – Х., 2005. – С. 8 – 30.
6. Анализ характеристик общего НДС в элементах фитингового стыка крыла с центропланом / Е.Т. Василевский, А.Г. Гребеников, А.Ю. Ефремов, С.П. Светличный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2004. – Вып. 24. – С. 78 – 89.
7. Методика определения характеристик локального НДС в зоне монолитного профиля фитингового стыка крыла с центропланом / Е.Т. Василевский, А.Г. Гребеников, А.Ю. Ефремов, С.П. Светличный // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2005. – Вып. 28. – С. 177 - 193.
8. Сопротивление усталости элементов конструкций / А.З. Воробьев, Б.И. Олькин, В.Н. Стебнев, Т.С. Родченко. – М.: Машиностроение, 1990. – 240 с.
9. Стебнев В.Н. Методика оценки сопротивления усталости соединений / В.Н. Стебнев // Сопротивление усталости элементов авиаконструкций: Тр. ЦАГИ. – 1981. – Вып. 2117. – С. 42 – 54.
10. Стебнев В.Н. Некоторые особенности использования методики оценки



- выносливости соединений: отчет ЦАГИ № 310 / В.Н. Стебнев. – М.: ЦАГИ, 1979. – 86 с.
11. Стебнев В.Н. Проектирование соединений элементов конструкций с учетом усталости / В.Н. Стебнев // Тр. ЦАГИ. – 1986. – Вып. 2309. – С. 62 – 68.
  12. Конструктивно-технологические способы повышения усталостной долговечности поперечных срезных болтовых соединений самолетных конструкций: РТМ / А.Г. Гребеников, В.Н. Клименко, В.Н. Стебнев и др. // Сопротивление усталости и трещиностойкость сплавов, элементов и агрегатов авиационных конструкций. – М.: ЦАГИ, – 1990. – Вып. 6. – 80 с.
  13. Авиационные материалы: справ. в 9 т. – Изд. 6-е, перераб. и доп. – Т. 4, ч. 1 / под общ. ред. Р.Е. Шалина. – М.: ОНТИ, 1982. – 627 с.

**Рецензент:** к. т. н, доцент С.В. Трубаев, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.

Поступила в редакцию 02.06.10

### **Метод інтегрованого проектування, конструювання та моделювання високоресурсного фітінгового стику крила з центропланом літака транспортної категорії**

Розроблено структуру методу інтегрованого проектування, конструювання та моделювання високоресурсного фітінгового стику крила з центропланом літака транспортної категорії, що є складовою частиною методу інтегрованого проектування крила літака.

**Ключові слова:** фітінг, інтегроване проектування, параметризація, з'єднання, утомна довговічність, конструктивно-технологічні параметри.

### **Method of integrated design, construction and modeling of high-resource fitting joint with center wing section of an aircraft of the transport category**

The structure of method of integrated design, construction and modeling of high-resource fitting joint of a wing with a center wing section of an aircraft of the transport category is developed; with this method being a component of the method of integrated design of a wing of an aircraft.

**Keywords:** fitting, integrated design, parameterization, joint, fatigue life, design technological parameters.