

Метод интегрированного проектирования и компьютерного моделирования фюзеляжа гражданского самолета с помощью интегрированных систем CAD/CAM/CAE/PLM

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»,
Авиационный научно-технический комплекс им. О.К. Антонова*

Фюзеляж по назначению и по функциональным признакам представляет собой один из наиболее сложных агрегатов самолёта. Он является вместилищем полезной нагрузки, экипажа, оборудования, снаряжения, а иногда силовой установки и топлива. Фюзеляж соединяет в единое целое важнейшие агрегаты самолёта: крыло, оперение, шасси, силовую установку [1].

Такая функциональная сложность обуславливает определённые трудности как выбора параметров, размеров и формы фюзеляжа в процессе проектирования, так и определения внешних нагрузок, действующих на него [1].

Фюзеляж состоит из носовой, средней и хвостовой частей. Конструктивно фюзеляж гражданского самолета, как правило, представляет собой полую тонкостенную каркасную конструкцию.

Определение основных параметров и характеристик фюзеляжа следует проводить совместно с параметрическими расчётами других частей самолёта. Весь этот расчёт удобно представить в виде итерационного процесса определения взлётной массы самолёта. Схема алгоритма определения параметров фюзеляжа показана на рис. 1.

Исходными данными при проектировании являются содержащиеся в техническом задании величина расчётной дальности L_p полёта самолёта, масса полезной (коммерческой) нагрузки m_n , её габаритные размеры, значения скорости V (максимальной и крейсерской), высота полёта H , условия базирования (класс аэродрома, длина ВПП), аэродинамическое качество на крейсерском режиме полёта, относительная масса конструкции фюзеляжа, ресурс фюзеляжа, габаритные размеры и масса содержимого фюзеляжа (полезной нагрузки, оборудования и снаряжения), применяемые конструкционные материалы, совокупность критериев эффективности фюзеляжа.

В соответствии с исходными данными выбирается схема самолёта, определяется минимальная взлётная масса самолёта, оптимизируются основные параметры самолёта, разрабатывается чертёж общего вида самолёта. Пример чертежа общего вида самолёта показан на рис. 2.

Разрабатывается аэродинамическая, объёмно-массовая и конструктивно-силовая компоновки самолёта, проводится расчёт центровки самолёта.

Внешняя форма фюзеляжа определяется очертаниями бокового вида, вида в плане носовой и хвостовой частей, а также формой поперечного сечения. При выборе формы фюзеляжа исходят прежде всего из требований аэродинамики, эксплуатации и обеспечения прочности конструкции при длительной эксплуатации.

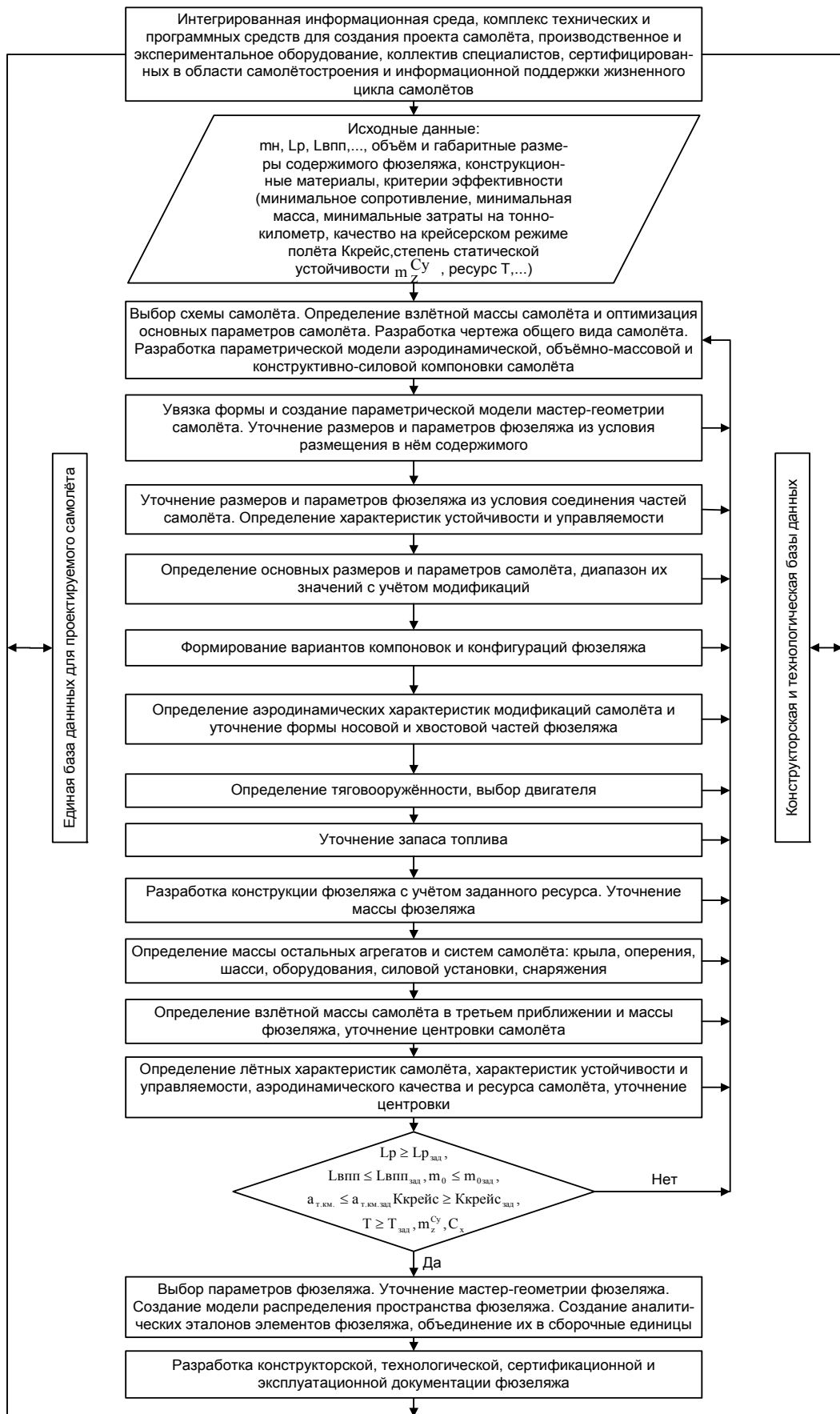


Рис. 1. Схема алгоритма определения параметров фюзеляжа

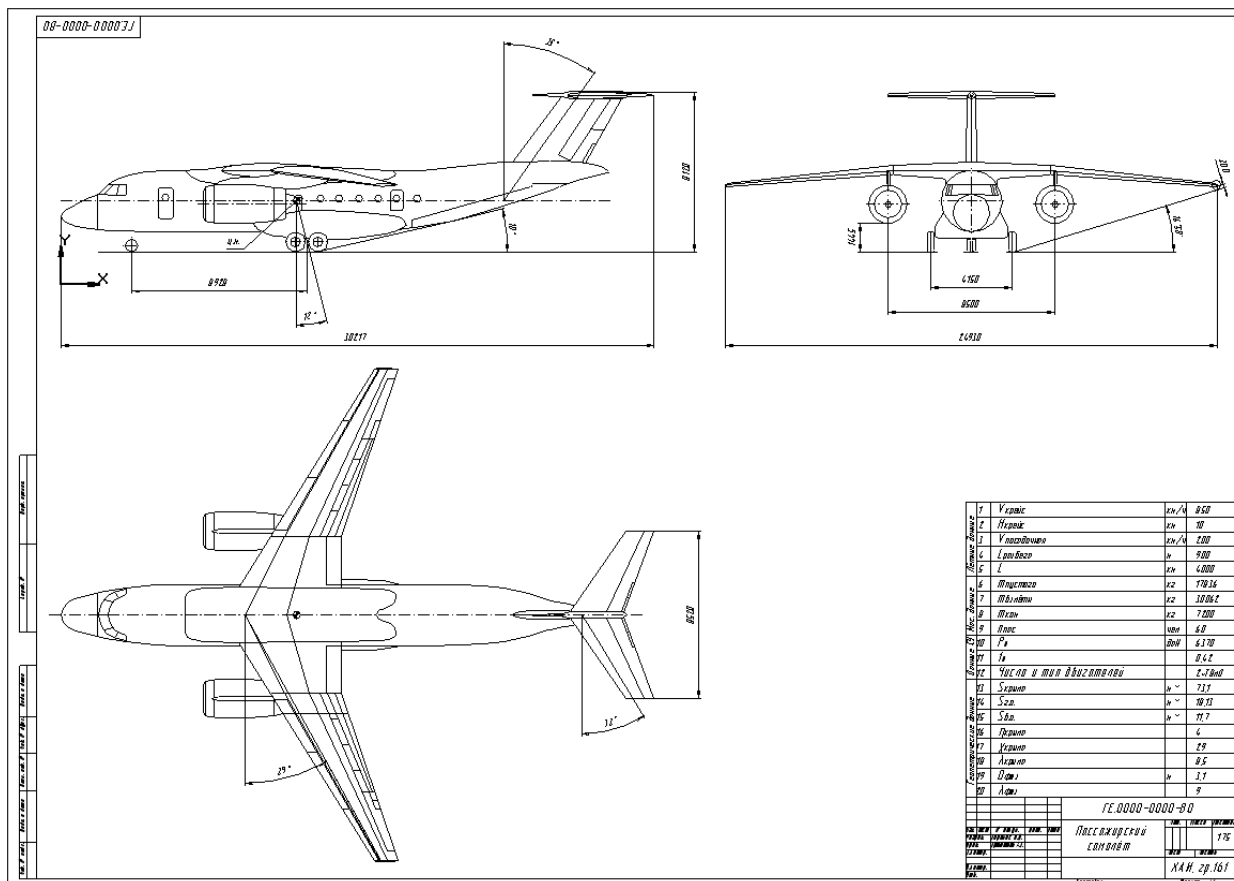


Рис. 2. Чертёж общего вида самолёта

Для отдаления волнового кризиса с увеличением скорости полёта носовая часть самолёта приобретает заостренные очертания при значительном удлинении. При этом учитывают форму фонаря кабины экипажа, характеризуемого углом β наклона лобового стекла. С ростом числа M полёта увеличивают и угол β .

Уменьшению сопротивления самолёта способствует применение правила площадей при проектировании самолётов больших дозвуковых скоростей и сверхзвуковых самолётов.

Форму поперечного сечения фюзеляжа выбирают не только с точки зрения аэродинамики, но и из условий компоновки, размещения двигателей, экипажа, пассажиров, оборудования, обеспечения прочности. Оптимальной формой поперечного сечения считают круглую. Такая форма поперечного сечения позволяет получить минимальную массу конструкции, так как при этом получается обшивка наименьшей толщины. Как разновидность круглого сечения рассматривают сечения, образованные сочетанием двух или нескольких окружностей чаще по вертикали, но иногда и по горизонтали [2].

Диаметр фюзеляжа d_f выбирают из условий получения минимального миделевого сечения S_f и выполнения важнейших компоновочных требований.

Для пассажирских и грузовых самолётов мидель фюзеляжа формируют в зависимости от габаритных размеров пассажирского салона или грузовой кабины. Размеры миделя фюзеляжа пассажирского самолёта определяют в зависимости от варианта компоновки (класса пассажирского салона), высоты пассажирского салона и высоты багажных отсеков, расположенных под ним (рис. 3).

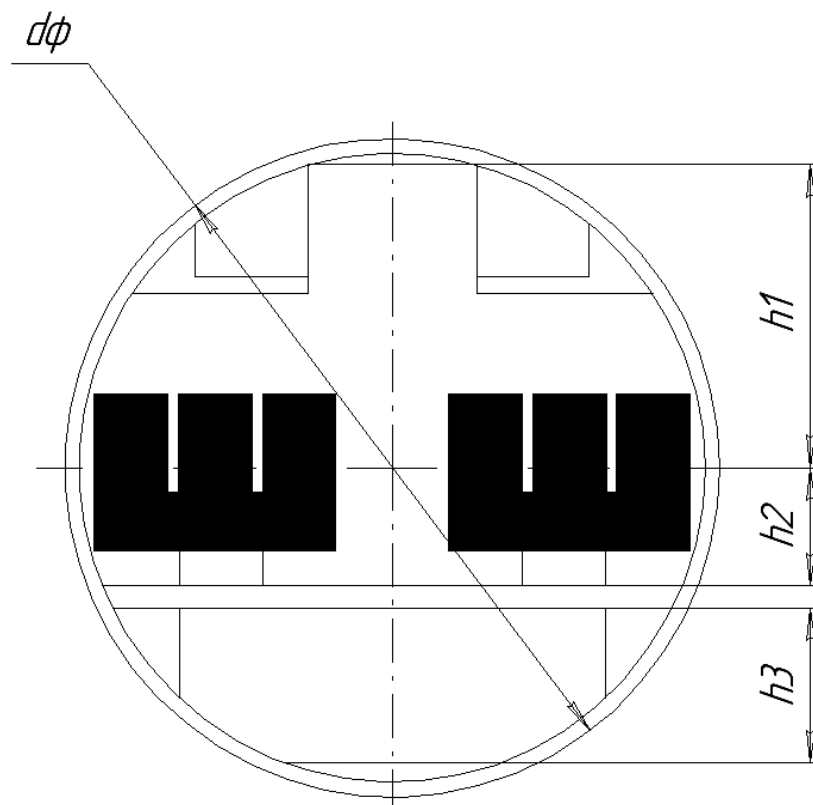


Рис. 3. Схема поперечного сечения фюзеляжа

Диаметр фюзеляжа определяют исходя из числа кресел в ряду по формуле

$$d_{\phi} = k_g [m \cdot b_k + (m + 2)b_i + b_{i0}],$$

где $k_g = 1,08 \dots 1,16$ – коэффициент конусности фюзеляжа;

m – число кресел в одном ряду;

b_k, b_i, b_{i0} – соответственно ширина кресла, подлокотника и прохода вдоль пассажирского салона [2].

Числовые значения b_k, b_i, b_{i0} и шага кресел в зависимости от класса пассажирского салона приведены в табл. 1 [1].

Таблица 1

Параметр	Класс пассажирского салона		
	I	II	III
Ширина кресел, мм	Не менее 500	Не менее 440	Не менее 440
Ширина подлокотников, мм	Не менее 70	Не менее 50	Не менее 50
Ширина прохода, мм	Не менее 510 (при числе пассажиров 20-299), не менее 650 (при числе пассажиров 300 и более)		
Шаг кресел, мм	980...1080	840...870	780...810

В конструктивном отношении наиболее оптимальна круглая форма поперечного сечения фюзеляжа, так как в этом случае получают высокий уровень прочности при наименьшей массе конструкции.

Однако такая форма сечения часто оказывается неоптимальной исходя из требований компоновки пассажирского салона и багажных помещений, расположенных над полом последнего. Для полного использования ширины фюзеляжа

круглого сечения требуется размещать пассажиров так, чтобы середина спинок кресел располагалась по горизонтальной оси фюзеляжа. В этом случае высота салона становится нерационально большой, а высота багажных помещений - недопустимо малой. Если попытаться поднять пол пассажирского салона для получения требуемой высоты багажных помещений, то уменьшится используемая ширина пассажирского салона, а резкий сход боковых стен над крайними креслами создаст впечатление придавленности, затруднится подход к ним. Устранить названные недостатки позволяют такие конструктивные решения:

- размещение грузовых и багажных помещений не под полом, а в носовой и хвостовой частях фюзеляжа, что приведёт к увеличению его длины;
- выбор формы поперечного сечения не круглой, а овальной или образованной из двух и более пересекающихся окружностей.

Указанные конструктивные решения позволяют обеспечить выполнение компоновочных требований и требований по комфорту пассажиров и экипажа, но вступают в противоречие с прочностными, технологическими и производственно-экономическими требованиями. Так, при реализации овальной формы поперечного сечения для выполнения прочностных требований необходимо усилить конструкцию фюзеляжа на участке гермокабины, а это приведёт к увеличению массы конструкции планера самолёта. Усиление конструкции связано с изгибными деформациями фюзеляжа при действии избыточного давления гермокабины. При овальной форме поперечного сечения усложняется процесс производства фюзеляжа и его стоимость [2].

Длину фюзеляжа пассажирского или грузового самолёта в первом приближении можно вычислить по формуле [2]

$$l_{\phi} = l_{\text{ЭД}}(0.25 - 0.3)\lambda_{\phi} / \sqrt{\lambda_{\text{ЭД}}},$$

где λ_{ϕ} - удлинение фюзеляжа, зависящее от значения взлётной массы m_0 (рис. 4).

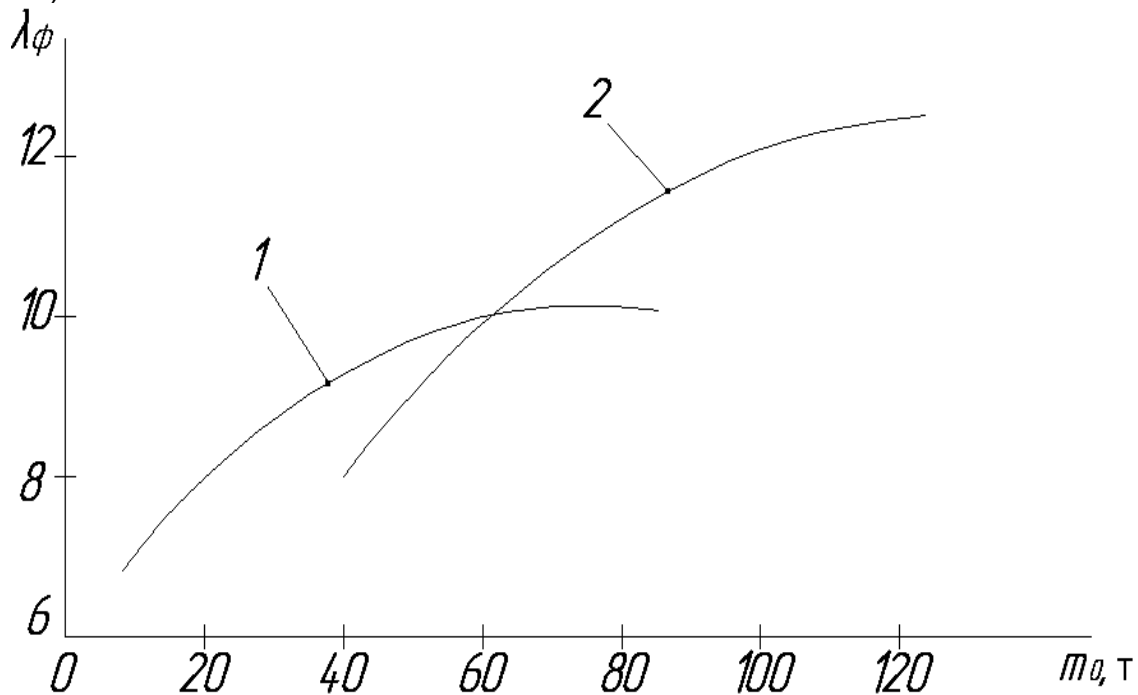


Рис. 4. График зависимости удлинения фюзеляжа от взлётной массы самолёта: 1 – трапецевидное крыло; 2 – стреловидное крыло

По кривой 1 определяют удлинение фюзеляжа самолётов с трапециевидными крыльями, а по кривой 2 – самолётов со стреловидными несущими поверхностями.

Для успешного обеспечения спасательных мероприятий при возникновении штатных ситуаций на фюзеляже выполняют дополнительные вырезы под специальные люки и двери.

По международным нормам требуется, чтобы аварийная эвакуация всех пассажиров и экипажа на земле обеспечивалась в течение 1,5-2 минут при выпущенном или убранном шасси. Для реализации этих требований определяют местоположение и число необходимых вырезов под стандартные люки и двери. Люк I типа размером 610x1220 мм располагают на уровне пола кабины вне зоны крыла. Люк II типа размером 510x1120 мм – вне зоны и в зоне крыла, при этом нижняя кромка должна быть не выше 250 мм от уровня пола и 430 мм от уровня крыла. Люк III типа размером 510x915 мм располагают в зоне крыла на высоте не выше 510 мм от пола и не выше 690 мм от крыла. Люк IV типа размером 480x660 мм – в зоне крыла не выше 740 мм от пола и не выше 910 мм от крыла.

Необходимое число таких люков определяется числом пассажиров в каждом салоне. При числе пассажиров 10-40 человек обязателен хотя бы один люк I типа, при 100-200 человек – два таких люка, при 200-280 человек – три и при 280-300 человек – четыре люка I типа [2].

Входные двери (обязательно без порогов) учитываются как люки I типа.

При верхнем расположении крыла должны быть предусмотрены люки III типа наверху фюзеляжа из расчёта - один люк на 35 пассажиров. Вблизи люков I и II типов (вне зоны крыла) должны быть установлены резиновые трапы, надувающиеся автоматически.

Входные двери, как правило, располагают по левому борту фюзеляжа. На самолётах большой пассажировместимости (более 250 человек) двери могут располагаться по обоим бортам (пороги не допускаются). Окна располагают между шпангоутами с шагом не менее 500 мм, ширина окон – 200...230 мм, высота – 320...350 мм. Шаг окон обычно согласуют с шагом кресел, который определяется классом комфортности салонов [2].

Масса конструкции фюзеляжа ориентировочно распределяется между его конструктивными и силовыми элементами следующим образом: на шпангоуты приходится до 21-28 %, на продольный набор – до 30-33 %, на обшивку – до 37- 40 %.

Как уже отмечалось выше, определение основных параметров и характеристик фюзеляжа проводится совместно с параметрическими расчётами других частей самолёта исходя из требований, заданных в техническом задании, решения задач выбора геометрических характеристик на этапе эскизного проектирования самолёта при обеспечении минимума массы, а также параметрического анализа с учетом всех требований, предъявляемых к конструкции [3]. В результате такой работы создаётся математическая модель фюзеляжа и других агрегатов самолёта, а также создаётся математическая модель облика всего самолёта.

Выбор формы носовой и хвостовой частей определяется минимальным сопротивлением, условиями погрузки-выгрузки содержимого фюзеляжа. Форму этих частей выбирают на базе аэродинамических исследований, внедрения новых концептуальных решений, полученных в результате опытных наработок, теоретических исследований, преемственности конструкции.

На рис. 5 изображен общий вид и компоновка фюзеляжа регионального са-

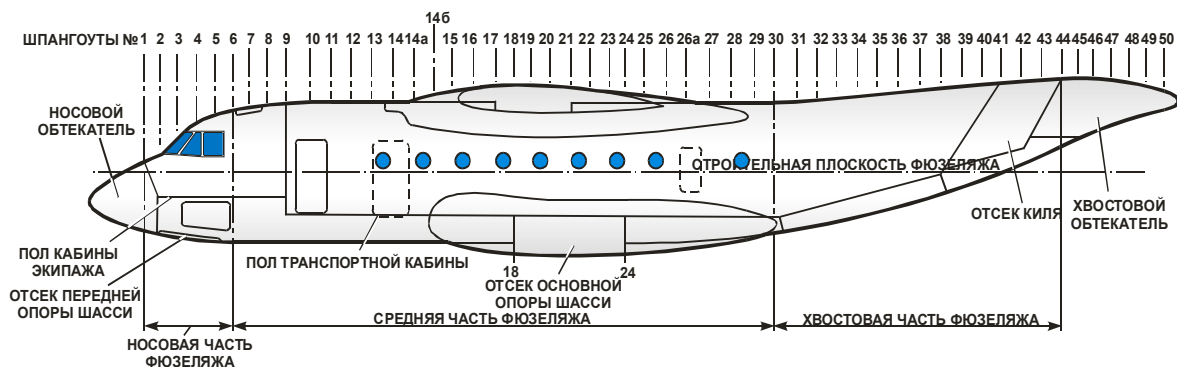
молёта Ан-74ТК-300Д, а на рис. 6 – самолёта Ан-140.

На рис. 7 изображен теоретический чертёж фюзеляжа гражданского самолёта.

Следующим этапом проектировочных работ является разработка конструктивно-силовой схемы. Конструктивно-силовая схема фюзеляжа (КСС) определяет степень участия восприятия нагрузок силовыми элементами.

В процессе проектирования выделяют следующие конструктивно-силовые элементы фюзеляжа:

1. Продольный набор (стрингеры, лонжероны, продольные балки).
2. Поперечный набор (шпангоуты).
3. Вырезы в обшивке.
4. Соединения силовых агрегатов.
5. Местные комбинированные схемы.
6. Элементы конструкции.
7. Элементы крепежа.
8. Стыки элементов конструкции [4].



компоновочная схема самолета Ан-74ТК-300Д

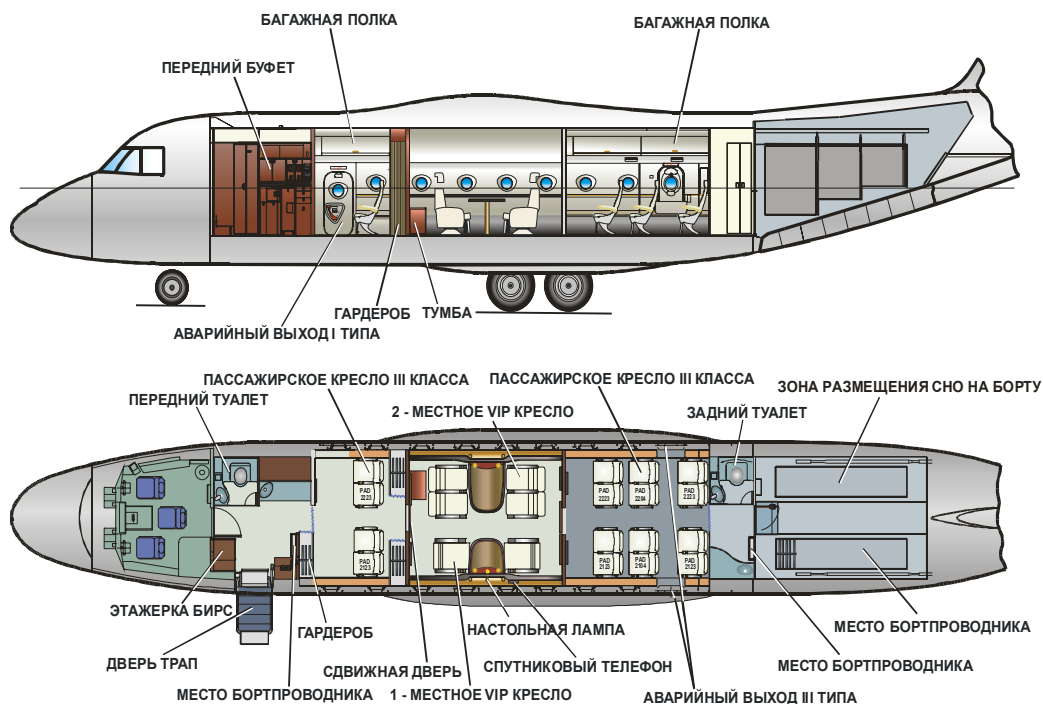
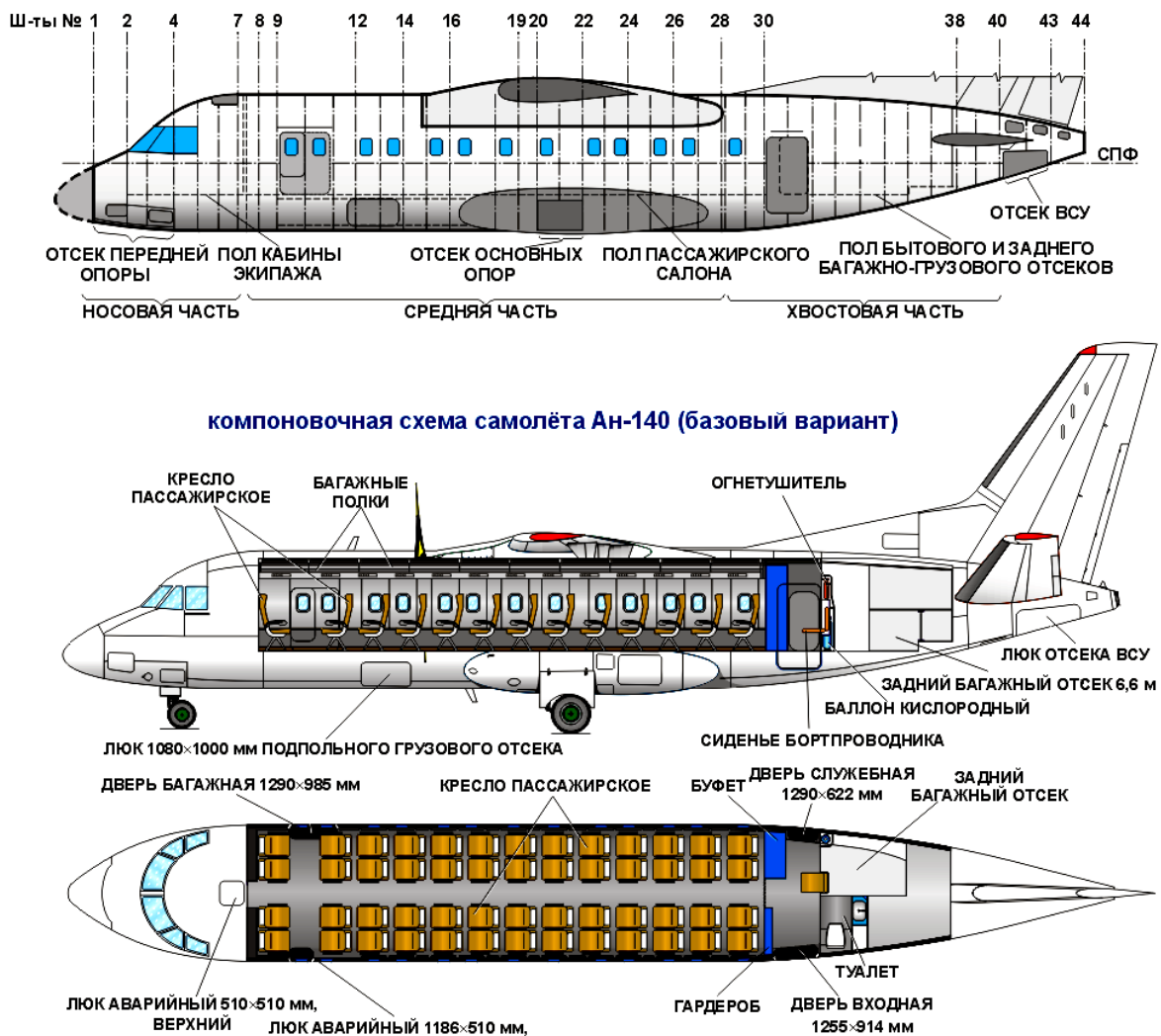


Рис. 5. Общий вид и компоновка фюзеляжа регионального самолёта Ан-74ТК-300Д



компоновочная схема самолёта Ан-140 (базовый вариант)

Рис. 6. Общий вид и компоновка фюзеляжа регионального самолёта Ан-140

На этапе разработки КСС выполняют выбор параметров элементов конструкции фюзеляжа – геометрических характеристик, характеристик материалов, из которых будет выполняться тот или иной элемент, их конструктивные особенности.

Шпангоуты подразделяют на нормальные и усиленные. Нормальные шпангоуты служат для образования формы поперечных сечений и являются опорами стрингеров и обшивки. Усиленные шпангоуты обеспечивают передачу сосредоточенных сил на конструкцию фюзеляжа. Нормальные шпангоуты – это кольцевая (или другой конфигурации) штампованная рама из листового материала Z – образного или швеллерного сечения с просечками под стрингеры. В конструкцию каждого шпангоута входит горизонтальная поперечная балка. Нормальные шпангоуты совместно с обшивкой нагружаются избыточным давлением от гермокабины. Кроме того, нормальные шпангоуты обеспечивают предотвращение общей потери устойчивости конструкции фюзеляжа при значительных перегрузках в полёте и при посадке [2].

Поперечные балки, относящиеся к силовым элементам шпангоута, служат поперечным каркасом пола гермокабины самолёта.

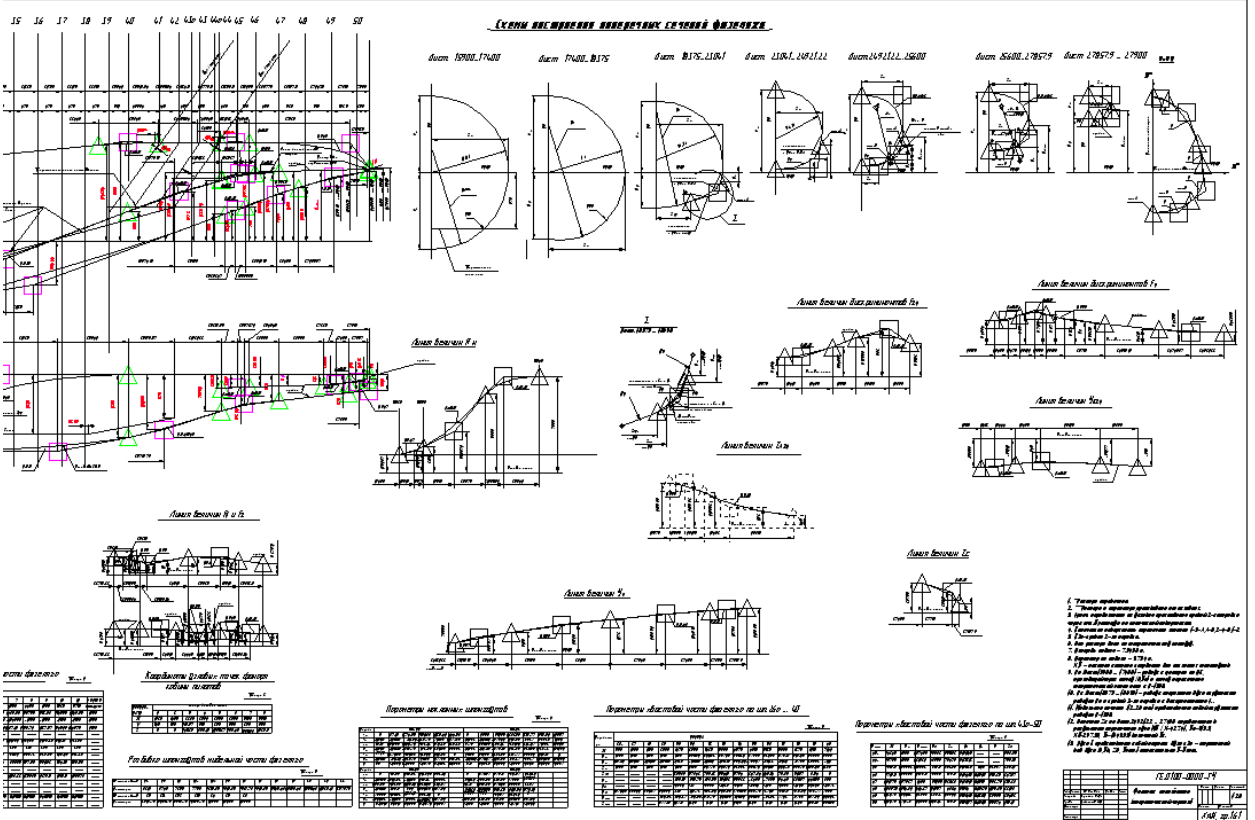
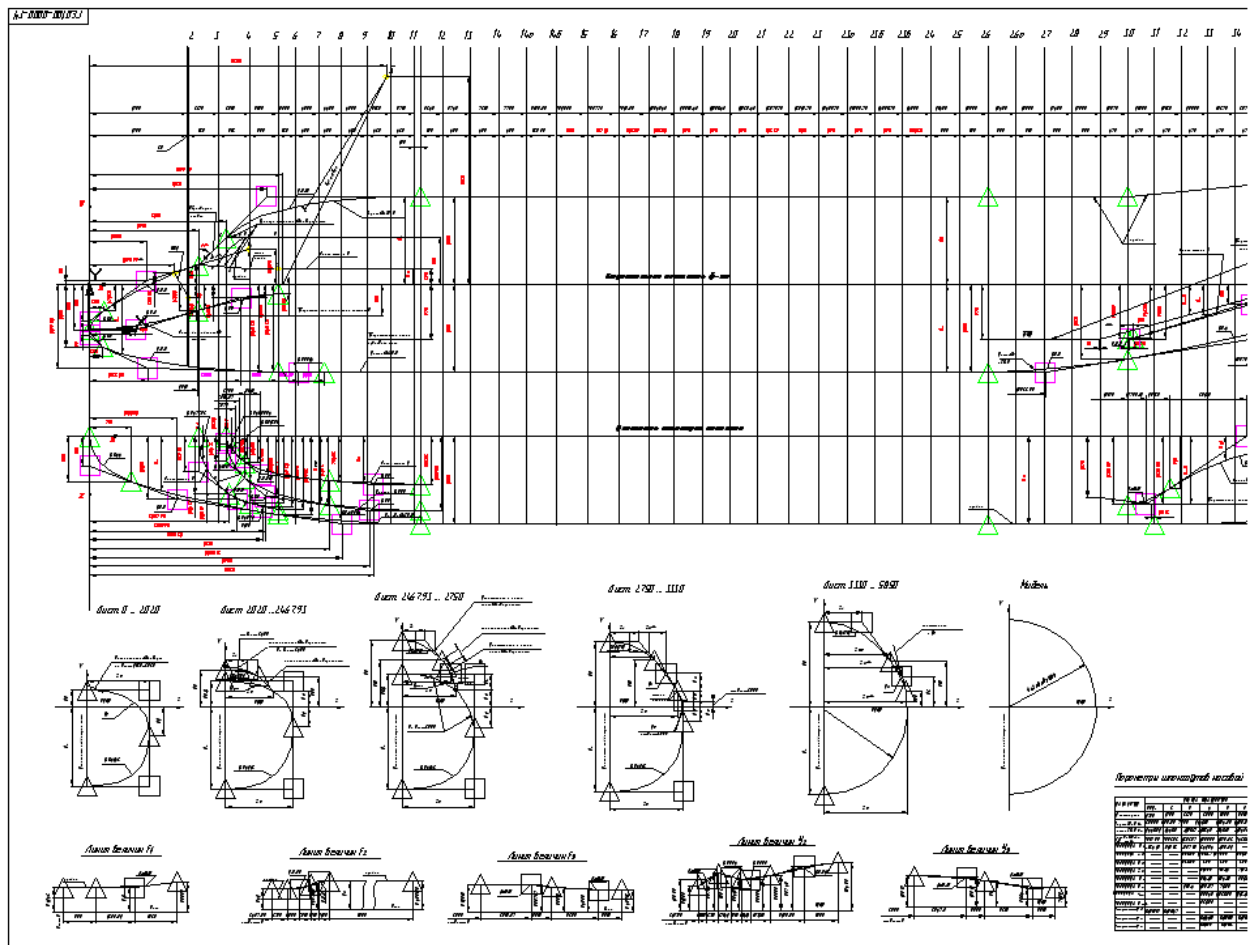


Рис. 7. Теоретический чертёж фюзеляжа гражданского самолёта

Усиленные шпангоуты выполняют в виде мощных кольцевых рам, образованных внутренним и внешним ободами и стенкой. Усиленные шпангоуты в сечении выполняют в виде Z – образного, швеллерного или таврового типа.

Характерной особенностью фюзеляжа является то, что он подвержен действию избыточного давления в герметических кабинах. Гермокабины представляют собой цилиндрическую оболочку, закрытую с торцов днищами, которые являются важным элементом в силовом, весовом и объёмном отношении.

Плоское днище нерационально с точки зрения массы конструкции, но иногда из-за дефицита объёма его приходится ставить. Чаще всего такое днище выполняют из тонкого листа (2...3мм), подкреплённого силовым набором в виде вертикальных и горизонтальных стоек.

Эллиптическое днище (неподкреплённое) представляет собой тонкостенную оболочку, имеющую двоякую кривизну и требующую меньше места для размещения, чем сферическое.

Самая рациональная форма днища – сферическая.

Могут применяться и днища других форм. Выбор формы днища зачастую диктуется компоновочными соображениями, поэтому в конструкциях фюзеляжей можно встретить все перечисленные виды. На транспортных самолётах чаще используется комбинация сферических днищ с различной кривизной. Например, полусфера меньшей кривизны примыкает к цилиндрической части, а к ней - купол сферы большей кривизны. Причём, как правило, применяют как кольцевое, так и радиальное подкрепление.

Стрингеры фюзеляжа чаще всего имеют тавровое, Z – образное или уголкового сечения. Они просты в изготовлении, но более склонны к некоторому закручиванию при действии осевых нагрузок, что может создавать в обшивке дополнительные (небольшие) изгибные деформации между шпангоутами. Поэтому применяют и более сложные симметричные формы поперечных сечений, стремясь к тому, чтобы главная ось инерции сечения профиля стрингера проходила через ось заклёпочного шва с обшивкой [2].

В ходе итерационного процесса проектирования созданный теоретический чертёж с расположением элементов конструкции, их геометрической увязки относительно друг друга уточняется.

Следующим этапом проектирования является расчет нагрузок, действующих на фюзеляж для различных расчетных случаев. Проводится построение эпюр нагрузок, действующих на фюзеляж, определяются экстремумы нагрузок, рассматриваются возможные варианты разгрузки фюзеляжа.

Допустимый срок службы пассажирских и транспортных самолётов зависит от прочности герметических кабин. Поэтому к герметическим кабинам должны предъявляться повышенные требования по сравнению с другими агрегатами самолёта; необходимо обеспечивать хорошую герметизацию кабин, достаточную жёсткость и прочность конструкции, необходимый ресурс эксплуатации [5]. Сложность нагружения, наличие больших вырезов создают значительные трудности при прочностном расчёте таких конструкций.

На рис. 8 показаны эпюры нагрузок, действующих на фюзеляж пассажирского самолёта на 60 человек.

Определяются допускаемые, расчетные напряжения с учётом обеспечения заданного ресурса. Нагрузки должны обеспечивать заданный ресурс конструкции фюзеляжа.

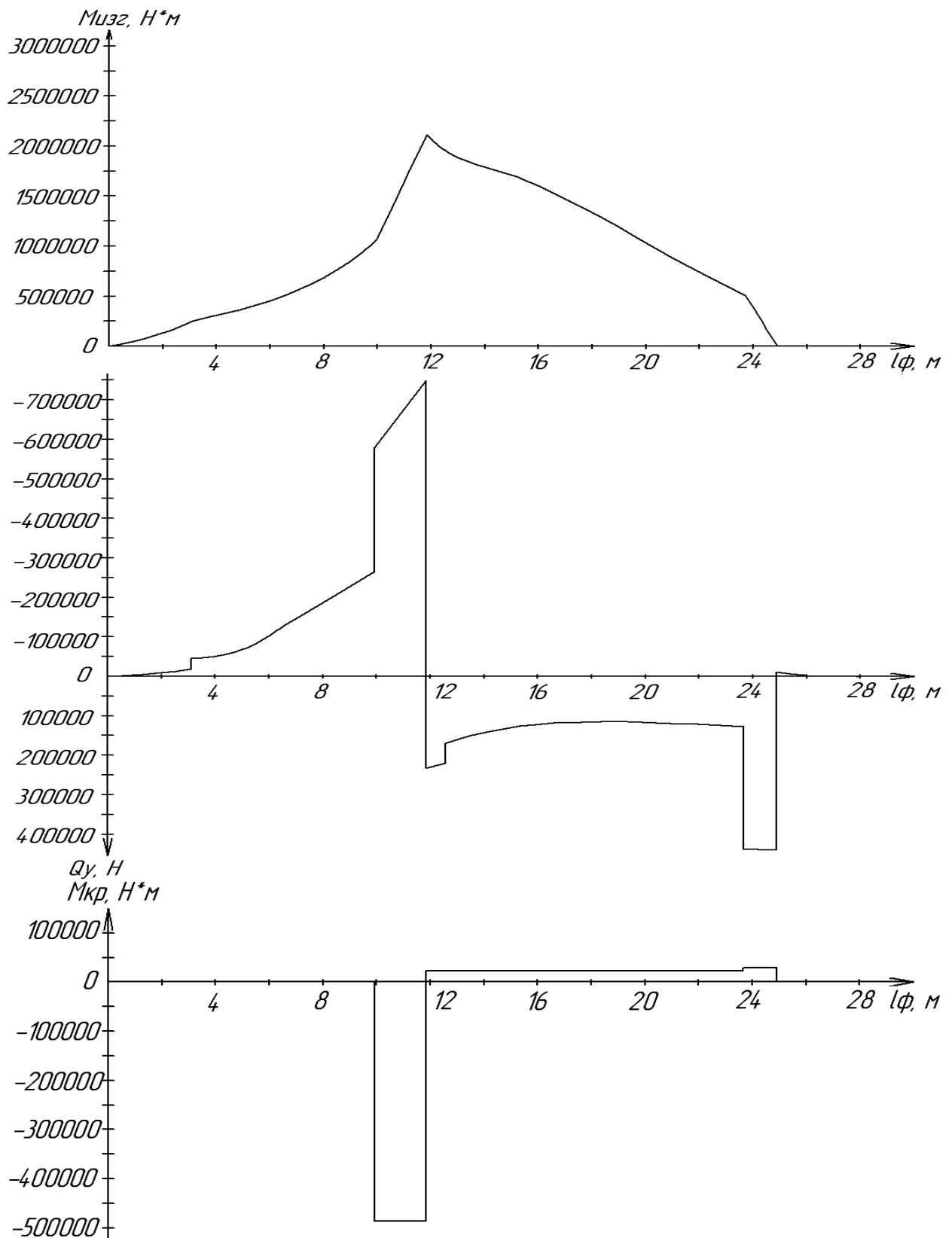


Рис. 8. Эпюры воздействия нагрузок на фюзеляж пассажирского самолёта

Разрабатываются прочностные и расчетные модели фюзеляжа на основе

созданных КСС. Созданные расчетные модели представляют собой конструкцию как систему взаимосвязанных элементов, учитывающую взаимодействие их под действием заданных нагрузок [6].

В качестве расчетных моделей конструктивно-силовых схем элементов и агрегатов конструкции фюзеляжа при проектировочных расчетах применяют балочные модели, аналитические модели строительной механики, теории упругости, теории пластичности, конечно-элементные модели [4].

На рис. 9 изображена расчетная модель поперечного сечения регулярной зоны фюзеляжа гражданского самолета.

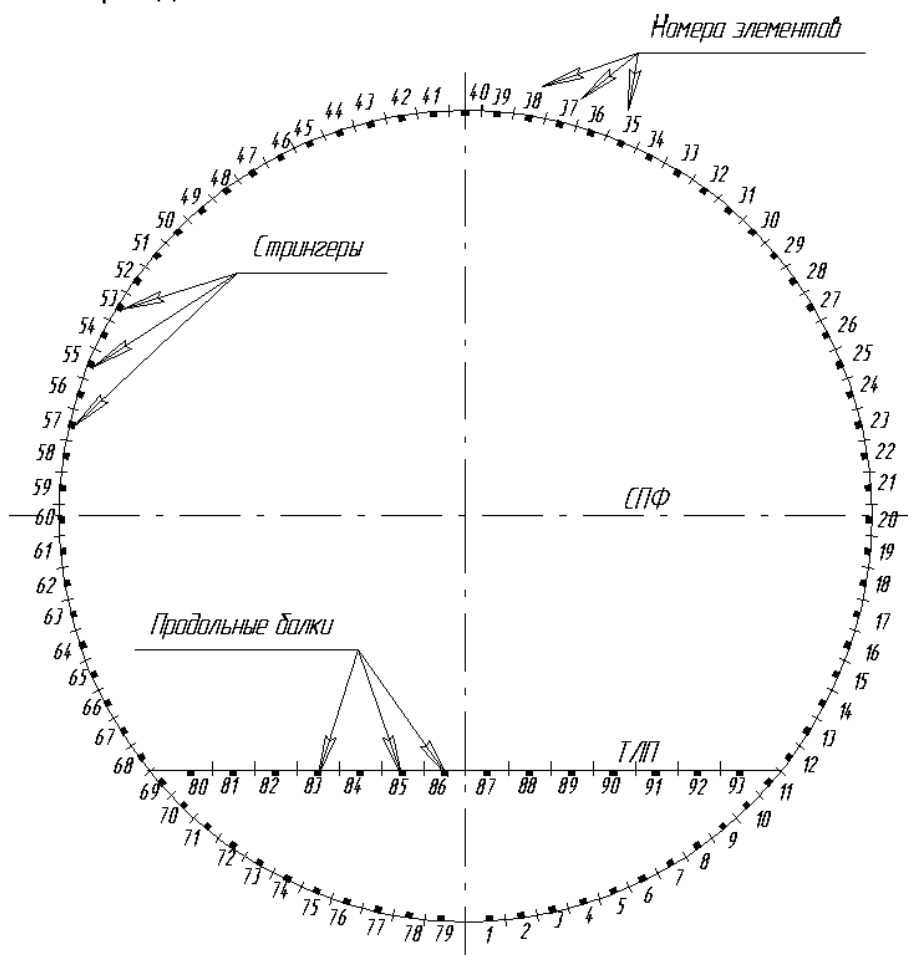


Рис. 9. Расчетная модель поперечного сечения регулярной зоны фюзеляжа

Развитие компьютерной техники, сетевых информационных технологий, создание специализированных программных продуктов, интегрированных систем, таких, как Unigraphics (UG), CATIA, EUCLID, CADD, ADEM, КОМПАС, AUTOCAD, SOLID EDGE, Pro/ENGINEERING, ANSYS, NASTRAN и других, позволяет на базе существующих методов проектирования создать метод интегрированного проектирования и компьютерного моделирования авиационной техники [5].

Сложность процесса проектирования обусловлена тем, что на этапе эскизного проектирования, а особенно при создании нового самолета и его систем, трудно учесть все факторы и выполнить требования, предъявляемые к конструкции, обеспечить заданный уровень качества проектирования, его производства и эксплуатации. Применение интегрированного метода проектирования и компьютерного моделирования позволяет увязать все этапы проектирования: аванпро-

ект, эскизный проект, технический, рабочий проекты самолета [6].

Целью данной статьи является разработка метода интегрированного проектирования и компьютерного моделирования фюзеляжа гражданского самолета с помощью компьютерных интегрированных систем CAD/CAM/CAE/PLM.

На основе единой базы данных, в единой информационной среде участники создания самолета выполняют процесс проектирования, конструирования, моделирования, аэродинамического и прочностного анализа конструкции, а также технологическую подготовку производства [6].

Фюзеляж и его части увязаны в планере самолёта согласно концептуальной модели дерева проекта (рис. 10).

Рассмотрим этапы интегрированного проектирования и компьютерного моделирования фюзеляжа гражданского самолета с помощью компьютерных интегрированных систем CAD/CAM/CAE. На рис. 11 показана структура метода интегрированного проектирования и компьютерного моделирования фюзеляжа гражданского самолета с помощью интегрированных систем CAD/CAM/CAE.

Метод интегрированного проектирования и компьютерного моделирования фюзеляжа с помощью компьютерных систем CAD/CAM/CAE состоит из взаимосвязанных этапов, применяемых ранее. Использование компьютерных систем позволило более существенно расширить вариантность проектирования, степень приближения к наилучшему результату за более короткое время [9]. На каждом этапе проектирования специалисты имеют возможность вернуться на тот уровень, где необходимо выполнить изменение, для получения потребных характеристик и значений для обеспечения совокупности требований, предъявляемых к самолёту.

С помощью аналитических методов определяют геометрические параметры самолёта и его агрегатов, создают теоретический чертёж самолёта и его агрегатов. Он является основой для создания параметрической модели мастер-геометрии самолёта.

Поверхности создаются методами аналитической геометрии, представленными в системах CAD/CAM/CAE.

Имея теоретический чертёж агрегата, создают его мастер-геометрию.

Поверхности создают с помощью методик, основанных на методах аналитической геометрии, путем решения уравнений, описывающих поверхности самолета. Результатом такого решения является мастер-геометрия [6].

Мастер-геометрия фюзеляжа включает в себя мастер-геометрии его частей: носовой, средней и хвостовой.

Исходные данные для создания мастер-геометрии фюзеляжа: $D_{мф}$ – диаметр мидельной части фюзеляжа; $L_{ф}$ – длина фюзеляжа; $\lambda_{нч}$ – удлинение носовой части фюзеляжа; $\lambda_{хвч}$ – удлинение хвостовой части фюзеляжа; форма носовой и хвостовой частей фюзеляжа.

На рис. 12 показана параметрическая модель мастер-геометрии фюзеляжа гражданского самолета, созданная с помощью компьютерной интегрированной системы CAD/CAM/CAE Unigraphics (UG).

Мастер-геометрия фюзеляжа увязывается с мастер-геометрией других агрегатов самолёта. На рис. 13 изображена мастер-геометрия гражданского самолета, созданная с помощью компьютерной интегрированной системы CAD/CAM/CAE Unigraphics (UG).

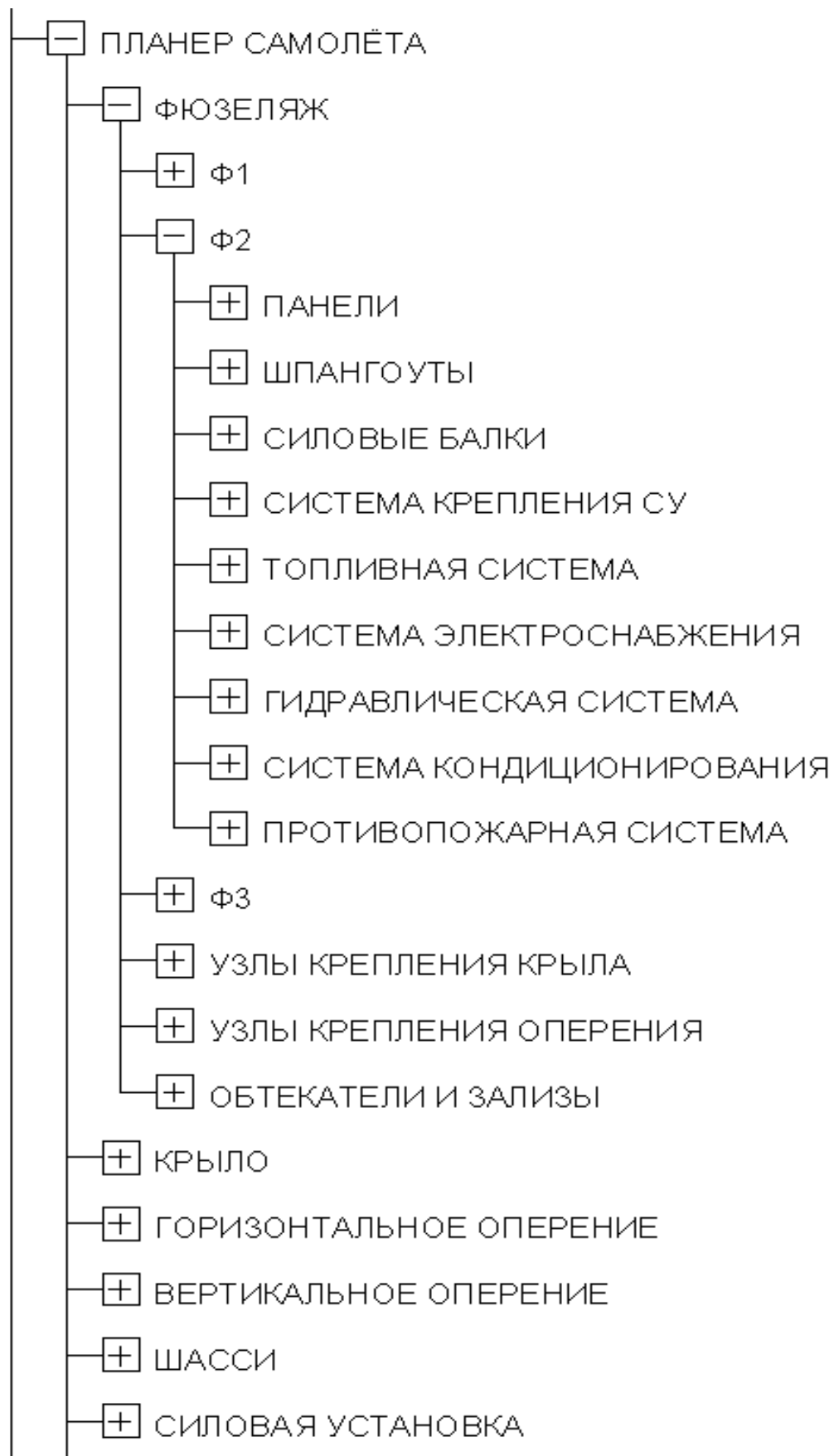


Рис. 10. Концептуальная модель дерева проекта фюзеляжа

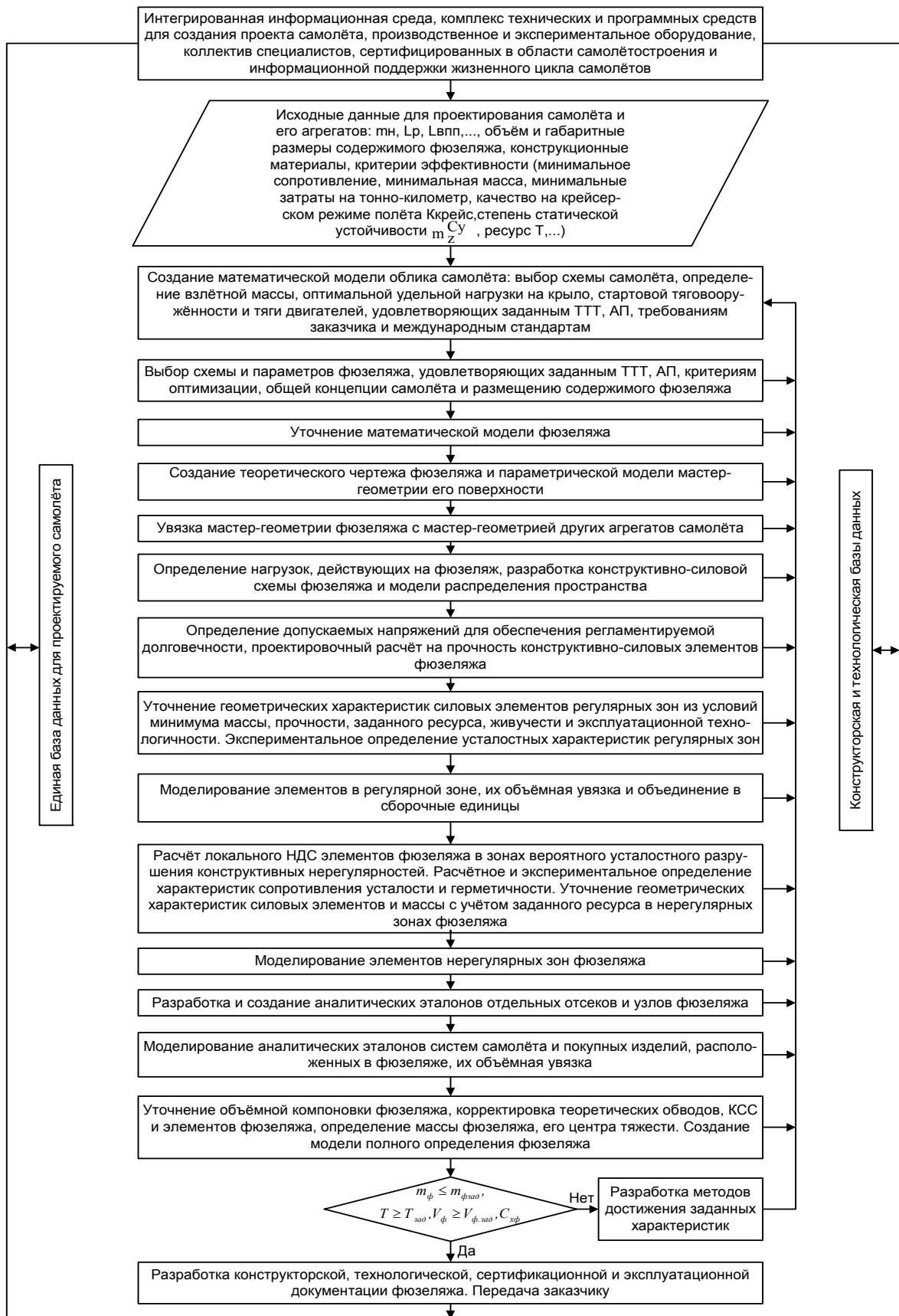


Рис. 11. Структура метода интегрированного проектирования и компьютерного моделирования фюзеляжа с помощью систем CAD/CAM/CAE

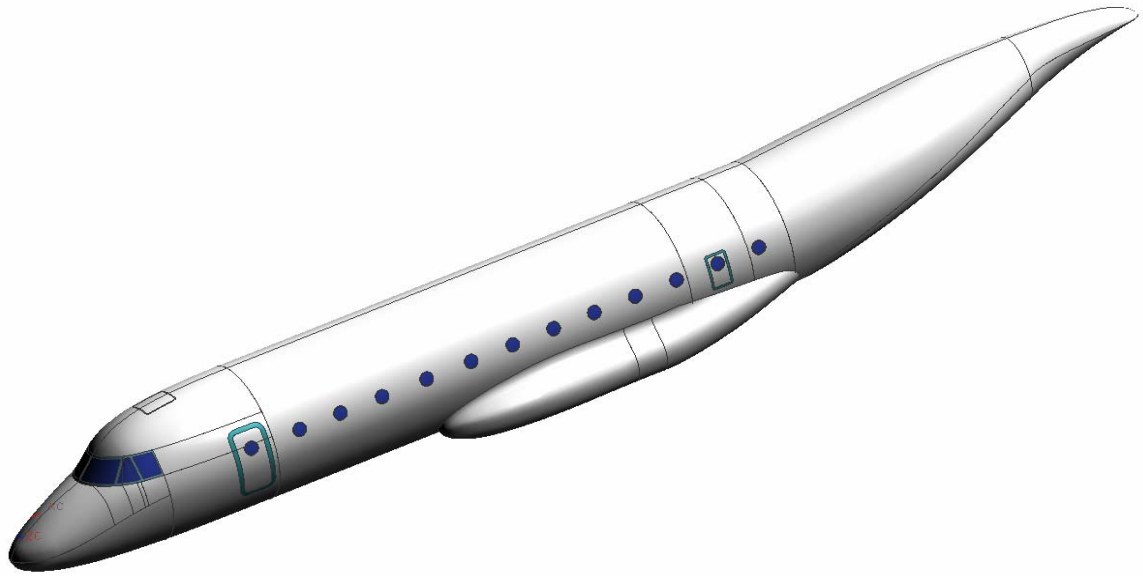


Рис. 12. Мастер-геометрия поверхности фюзеляжа гражданского самолета, созданная с помощью компьютерной интегрированной системы CAD/CAM/CAE Unigraphics



Рис. 13. Мастер-геометрия поверхности гражданского самолета, созданная с помощью компьютерной интегрированной системы CAD/CAM/CAE Unigraphics

Рассматривая процесс проектирования без использования компьютерных систем CAD/CAM/CAE, можно заметить, что малейшее изменение приводит к выполнению большой рутинной работы, связанной с проработкой нового варианта. Адекватная оценка стоит больших интеллектуальных, экономических и временных затрат. Используя же подход интегрированного проектирования с помощью компьютерных систем CAD/CAM/CAE, имеем возможность, изменяя параметры, заданные в начале проектирования, эффективно получить новый результат, выполнить сравнительную характеристику целесообразности таких изменений, определить, как можно оптимально подобрать требования, предъявляемые к конструкции.

Дальнейшим этапом проектирования является создание модели распределения пространства фюзеляжа. Модель распределения пространства разрабатывают на базе созданных элементов в процессе проектирования – конструктивно-силового набора, панелировки, а также концептуальной модели дерева проекта фюзеляжа. В неё входят плоскости элементов конструкции, их оси, элементы размещения оборудования и приборов, входящих в конструкцию фюзеляжа, компоновка трасс систем, траектории и места расположения передвижных элементов, определяющих компоновку, пространство баков, сухих отсеков. Дерево проекта фюзеляжа – это иерархическая система элементов конструкции фюзеляжа, основанная на цепочке: агрегаты, сборки, под сборки, детали. На рис. 14 показан фрагмент модели распределения пространства фюзеляжа гражданского самолёта.

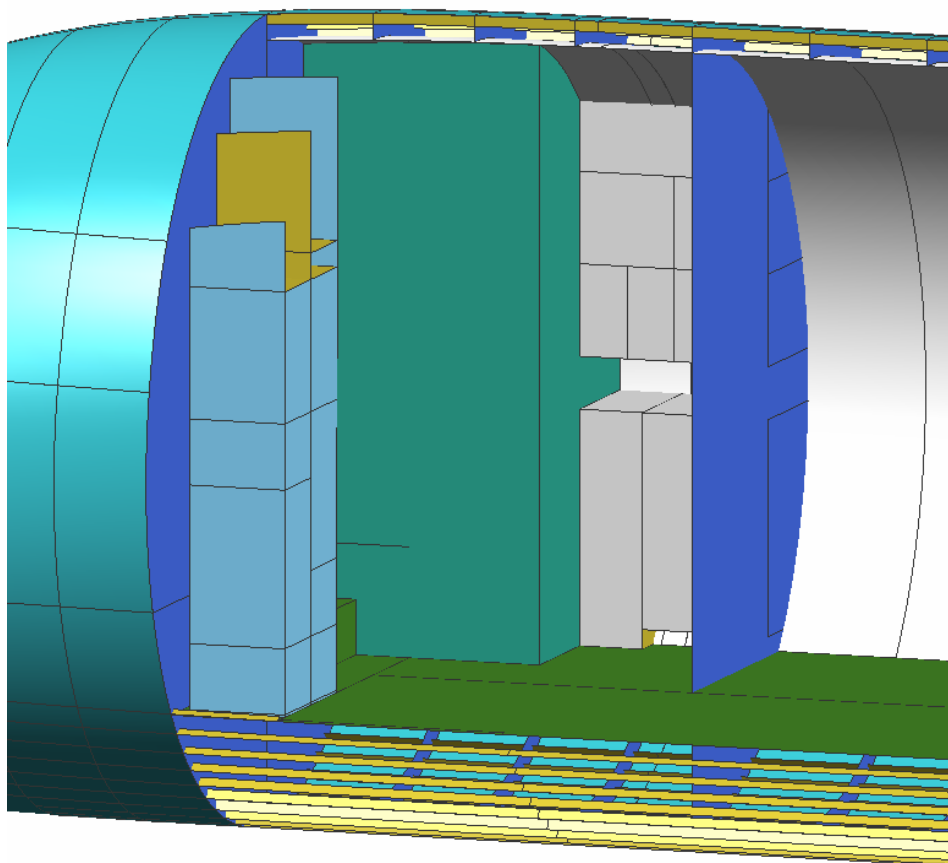


Рис. 14. Фрагмент модели распределения пространства фюзеляжа

Процесс проектирования конструкции включает в себя выбор оптимальных

геометрических параметров и размеров элементов конструкции фюзеляжа при учете нагрузок, действующих в ней. При этом определяют геометрические параметры элементов конструкции фюзеляжа в регулярной зоне.

По результатам проведенных расчетов и выбора геометрических параметров и размеров создаются аналитические эталоны – моделируются элементы конструкции регулярной зоны.

Моделирование аналитических эталонов деталей выполняют от поверхности мастер-геометрии агрегата на основе модели распределения пространства. Созданные аналитические эталоны деталей объединяют в сборки. На рис.15 показана параметрическая модель сборки аналитических эталонов стрингеров отсека Ф2 фюзеляжа гражданского самолета, смоделированных без учета нерегулярностей. На рис. 16 изображены аналитический эталон стенки поперечной балки типового шпангоута фюзеляжа гражданского самолета и модель сборки типового шпангоута, входящего в конструкцию фюзеляжа.

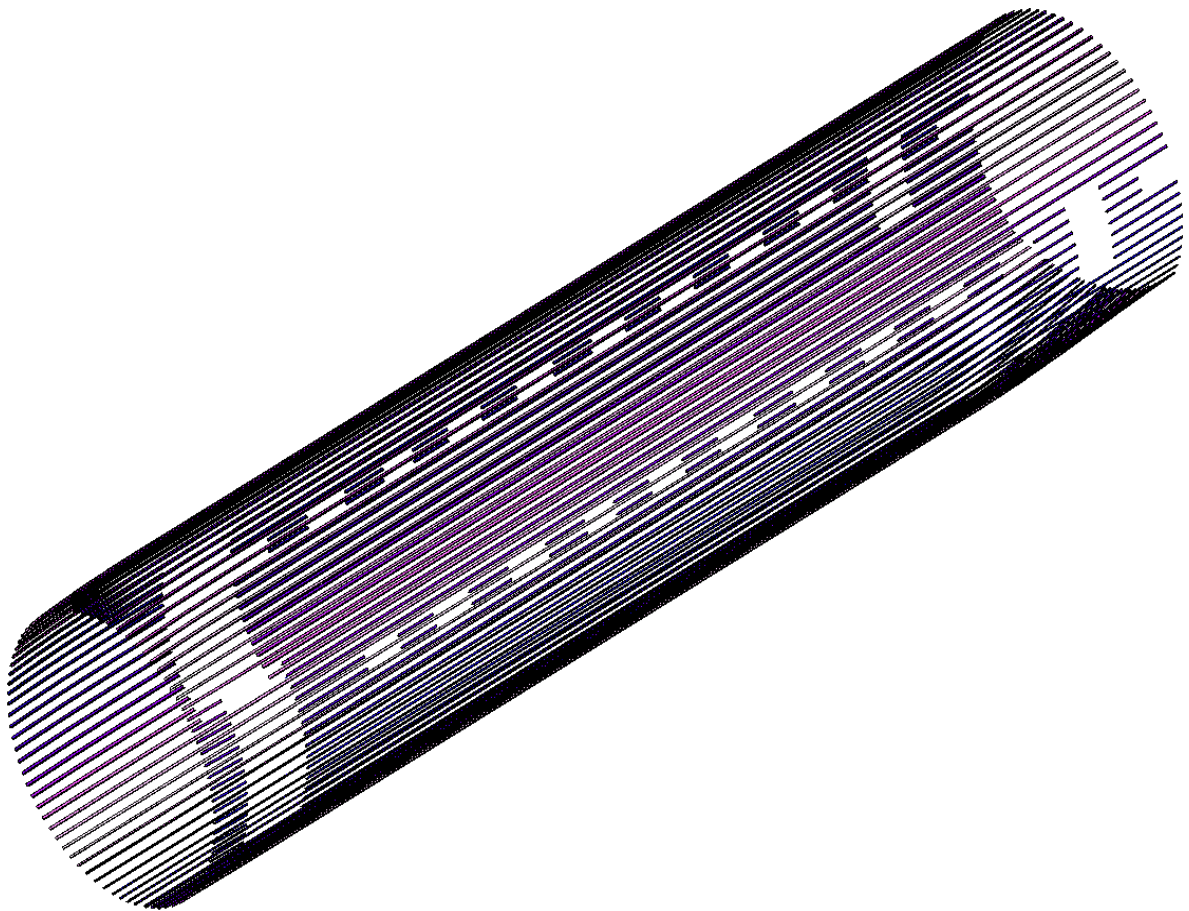


Рис. 15. Параметрическая модель сборки аналитических эталонов стрингеров отсека Ф2 фюзеляжа гражданского самолета, смоделированных без учета нерегулярностей

Все элементы при этом завязаны между собой ассоциативной связью. Аналитические эталоны элементов конструкции получают из условия параметричности. Это еще один фактор эффективности применения компьютерных систем CAD/CAM/CAE в интегрированном проектировании. Параметричность модели позволяет быстро выполнить изменение того или иного параметра, влекущее за со-

бой получение новой модели.

После проектирования и создания аналитических эталонов регулярных зон выполняют процесс проектирования нерегулярных зон – продольные и поперечные стыки, вырезы в обшивке, узлы крепления агрегатов и систем, входящих в фюзеляж. С помощью модулей САЕ-систем рассчитывают напряженно-деформированное состояние (НДС) элементов конструкции фюзеляжа в зонах вероятного усталостного разрушения конструктивных нерегулярностей.

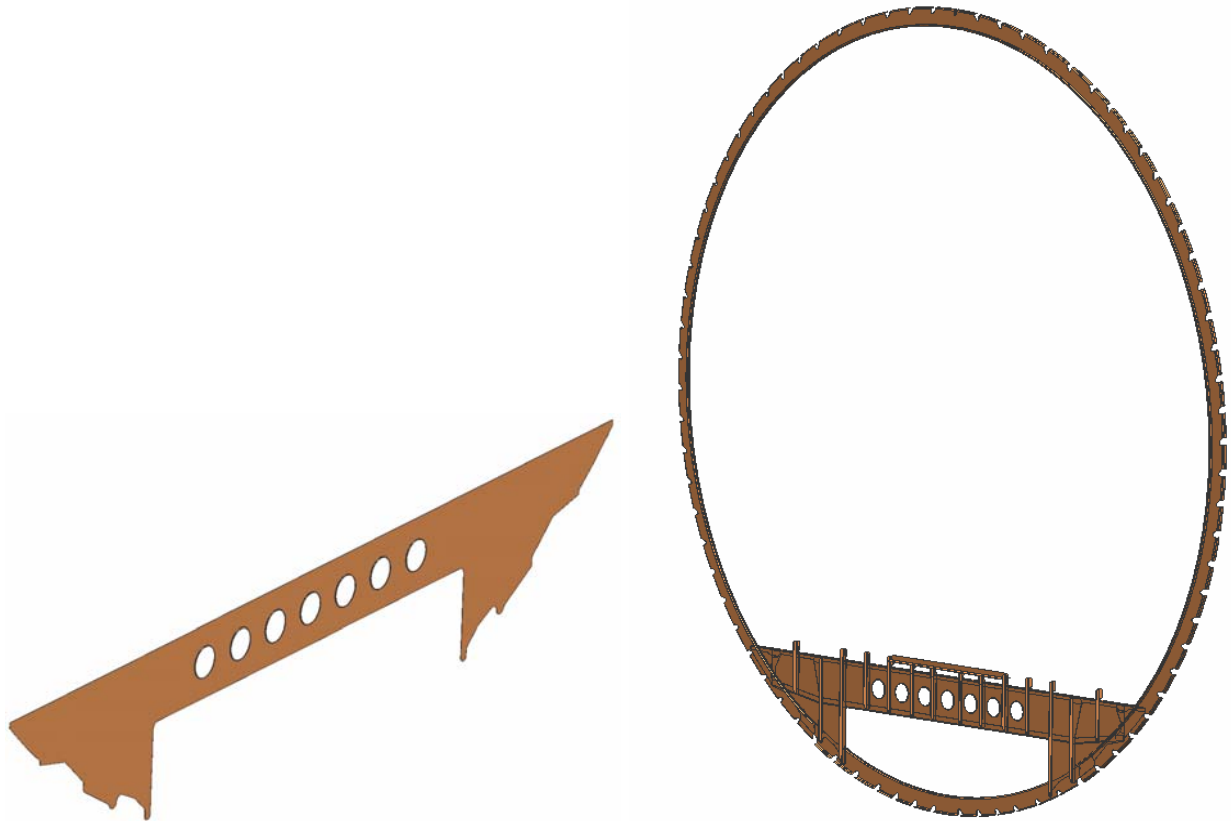


Рис. 16. Аналитический эталон стенки поперечной балки типового шпангоута фюзеляжа гражданского самолета и модель сборки типового шпангоута, входящего в конструкцию фюзеляжа

Уточняют нагрузки и усилия в этих зонах и проводят проектировочные расчеты параметров и размеров конструктивных элементов фюзеляжа. Исследуют усталостную прочность конструкции на основе экспериментальных и расчетных методов с учетом заданной долговечности. Создают образцы элементов для лабораторных испытаний.

Аналитические возможности программных комплексов САЕ-систем позволяют решать задачи статической и динамической прочности, используя при этом как линейную, так и нелинейную постановки задачи. Нелинейные модели могут содержать геометрическую и физическую нелинейности моделей [11].

В процессе проектировочного расчета нерегулярных зон по полученным геометрическим параметрам и размерам моделируют аналитические эталоны элементов этих зон, а также аналитические эталоны стыковых узлов.

Следующим этапом проектирования является моделирование аналитических эталонов компонентов систем, расположенных в фюзеляже: силовой установки, систем электроснабжения, системы кондиционирования, топливной систе-

мы и др. Объемная увязка этих всех элементов позволяет решить вопрос уточнения распределения пространства, дает возможность уточнить КСС и в результате получить модель полного определения фюзеляжа самолета; провести расчет массы, определить погрешность проектирования, спрогнозировать дальнейшие технологические особенности фюзеляжа. Выполняют сравнение полученных характеристик фюзеляжа с заданными. При их несоответствии разрабатывают новые конструктивно-технологические мероприятия, обеспечивающие получение заданных характеристик фюзеляжа.

Создают сборочную модель фюзеляжа. На рис. 17 изображена сборочная модель отсека Ф2 фюзеляжа гражданского самолета.

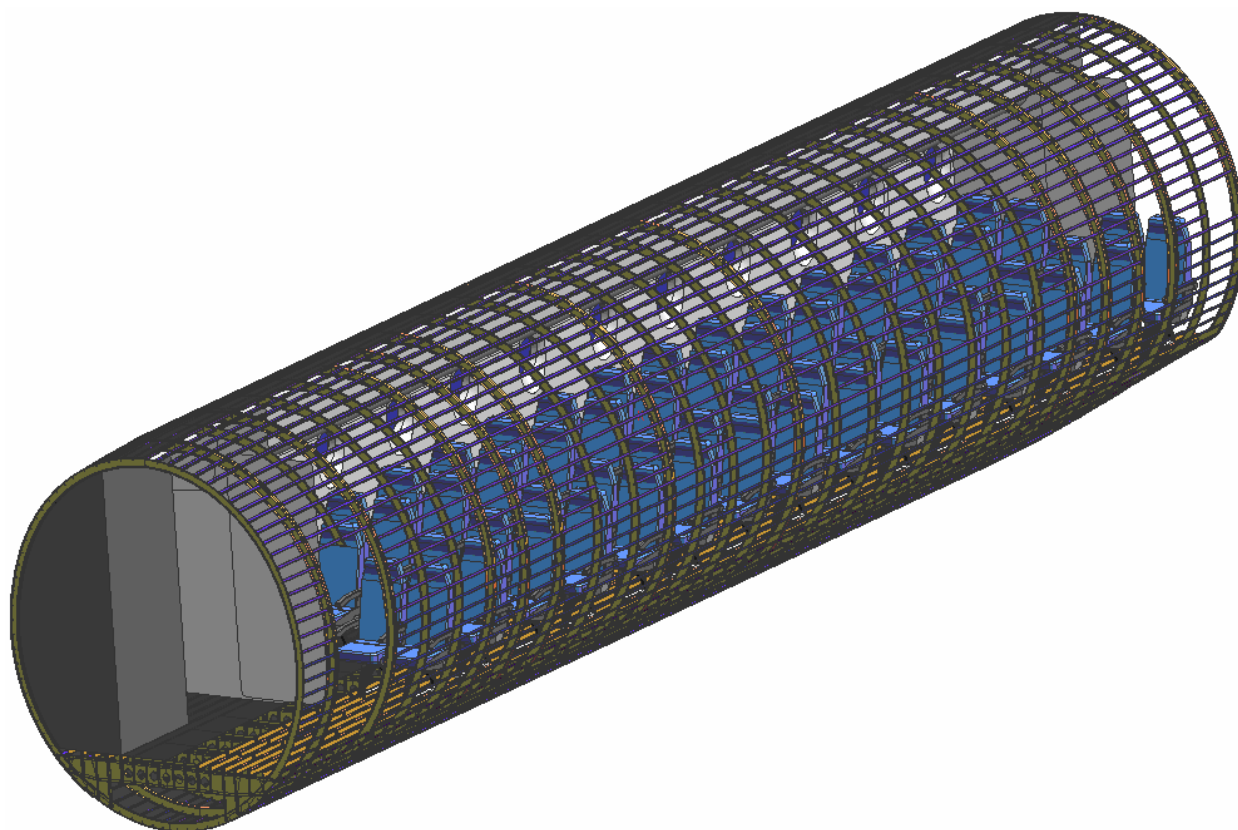


Рис. 17. Сборочная модель отсека Ф2 фюзеляжа гражданского самолета

Разрабатывают конструкторскую, технологическую, сертификационную и эксплуатационную документацию, увязанную со сборочной моделью фюзеляжа. Разрабатывают управляющие программы для станков с ЧПУ. Рассматривают экономические факторы создания и использования фюзеляжа, его ремонтпригодность, документацию по утилизации после эксплуатационного периода.

По полученным аналитическим эталонам компонентов, входящих в систему фюзеляжа, создают аналитические эталоны заготовительно-сборочной оснастки. Проводят планирование рабочих мест, расчет производственных мощностей, необходимых для производства [6].

Выводы. Разработан метод интегрированного проектирования и компьютерного моделирования фюзеляжа гражданского самолета с помощью интегрированных систем CAD/CAM/CAE/PLM. Метод апробирован при создании

мастер-геометрии и аналитических эталонов элементов конструкции фюзеляжа гражданского самолета. Этот метод является основой для создания методик разработки конструкторско-технологической документации элементов и сборных узлов самолёта с учётом действующих авиационных правил.

Список литературы

1. Проектирование самолетов: Учебник для вузов / С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др.; Под ред. С.М. Егера. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
2. Гаража В.В. Конструкция самолётов: Учебник. – К.: КМУГА, 1998. – 524 с.
3. Гребеников А.Г., Железняков Ю.В., Гуменный А.М. Создание поверхностной модели пассажирского самолета в компьютерной интегрированной системе UNIGRAPHCS // Авиационно-космическая техника и технология. Труды Харьк. авиац. ун-та за 1997 г. – Х.: ХАИ. - 1998. - С. 42 - 48.
4. Проектирование гражданских самолетов: Теории и методы / И.Я. Катырев, М.С. Неймарк, В.М. Шейнин и др.; Под ред. Г.В. Новожилова. – М.: Машиностроение, 1991. – 672 с.
5. Стригунов В.М. Расчёт самолёта на прочность: Учебник для авиационных вузов. – М.: Машиностроение, 1984. – 376 с.
6. Гребеников А.Г. Методология интегрированного проектирования сборных самолетных конструкций регламентируемой долговечности // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». - 2004. - Вып. 23. - С. 191 - 200.
7. Гребеников В.А., Гуменный А.М., Николаенко В.Н., Петров А.Н. Метод интегрированного проектирования и компьютерного моделирования крыла пассажирского самолёта с помощью интегрированных систем CAD/CAM/CAE/PLM // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2005. – Вып. 27. – С. 8 - 30.
8. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями / Балабуев П.В., Бычков С.А., Гребеников А.Г., Желдоченко В.Н., Кобылянский А.А., Мяслица А.К., Рябков В.И., Цепляева Т.П.: Учеб. пособие.: В 2 ч. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2003. – Ч.1. – 454 с.
9. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями / Балабуев П.В., Бычков С.А., Гребеников А.Г., Желдоченко В.Н., Кобылянский А.А., Мяслица А.К., Рябков В.И., Цепляева Т.П.: Учеб. пособие.: В 2 ч. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2003. – Ч.2. – 390 с.
10. Матусевич В.И., Бойко Ю.Р. Концепция и планы комплексного решения задач автоматизированного проектирования, технологической подготовки и управления самолетостроительным производством // Технологические системы. – К.: УкрНИИАТ. – 1999. – Вып. 1. – С. 77 – 82.
11. Анализ напряженно-деформируемого состояния авиационных конструкций с помощью системы ANSYS/ А.Г. Гребеников, С.П. Светличный, В.Н. Король, В.Н. Анпилов: Учеб. пособие. Ч.1. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», CADГЕМ GmbH, АНТО «КНК», 2002. – 320 с.