

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА»
(Самарский университет)

Д.М. КОЗЛОВ

ПРОЕКТИРОВАНИЕ УЗЛОВ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

Рекомендовано редакционно-издательским советом федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» в качестве учебного пособия для студентов, обучающихся по основным образовательным программам высшего образования по специальности 24.05.07 Самолёто- и вертолётостроение и направлениям подготовки 24.03.04, 24.04.04 Авиационное строительство, 15.03.04 Автоматизация технологических процессов и производств

САМАРА

Издательство Самарского университета

2017

УДК 629. 7. 001 (075)

ББК 39.5я7

К 592

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. В. Г. Г а й н у т д и н о в
канд. техн. наук, доц. А. В. Х и в и н ц е в

Козлов, Дмитрий Михайлович

К 592 **Проектирование узлов авиационных конструкций:** учеб. пособие /
Д.М. Козлов; под. ред. д-ра техн. наук, проф. В.А. Комарова. – Самара: Изд-
во Самарского университета, 2017. – 96 с.

ISBN 978-5-7883-1150-0

Изложены основные вопросы проектирования авиационных конструкций применительно к задачам проектирования узлов, не нашедшие к настоящему времени должного отражения в учебной литературе по предмету. Основное внимание сосредоточено на двух главных темах: разработке рациональной силовой схемы узла и применении технологии проектирования на основе высокоточного математического моделирования. Рассмотрены постановка задачи, разработка требований к узлу, формирование комплекса исходных данных, разработка силовой схемы узла с использованием конечно-элементных моделей и их структурной и параметрической оптимизации, конструирование узла.

Предназначено для поддержки курсового проектирования по дисциплинам «Конструирование самолётов» (для специальности 24.05.07 Самолёто- и вертолётостроение) и «Проектирование конструкций самолётов» (для направления подготовки 24.04.04 Авиастроение); по дисциплине «Конструирование и проектирование аэрокосмической техники» (для направления подготовки 15.03.04 Автоматизация технологических процессов и производств). Учебное пособие может быть полезно дипломникам специальности 24.05.07 Самолёто- и вертолётостроение и магистрантам при выполнении выпускных квалификационных работ по направлению подготовки 24.04.04 Авиастроение; а также слушателям дополнительных образовательных программ в области авиастроения.

Разработано на кафедре конструкции и проектирования летательных аппаратов.

УДК 629. 7. 001 (075)

ББК 39.5я7

ISBN 978-5-7883-1150-0

© Самарский университет, 2017

ОГЛАВЛЕНИЕ

ПРЕДИСЛОВИЕ.....	5
1. СОДЕРЖАНИЕ И МЕСТО ЗАДАЧИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ УЗЛОВ В ПРОЦЕССЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ САМОЛЕТА.....	8
1.1. Основные требования к силовым авиационным конструкциям.....	8
1.2. Характеристика содержания задачи проектирования узла.....	22
1.3. Способы передачи сил	26
1.3.1. Передача сил растяжением-сжатием.....	31
1.3.2. Передача сил сдвигом.....	38
1.3.3. Передача сил балкой.....	43
1.3.4. Передача крутящих моментов	52
1.3.5. Передача сил объемным напряженным состоянием.....	55
2. АНАЛИЗ ЗАДАНИЯ НА ПРОЕКТИРОВАНИЕ	61
3. ФОРМИРОВАНИЕ КОМПЛЕКСА ИСХОДНЫХ ДАННЫХ.....	69
4. ВЫБОР ОСНОВНЫХ КОНСТРУКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ И ИХ СВОЙСТВ	76
5 РАЗРАБОТКА СИЛОВОЙ СХЕМЫ УЗЛА.....	77
5.1. Определение границ зоны узла	78
5.2. Построение трехмерной геометрической модели пространства для размещения узла	80
5.3. Построение и отладка конечно-элементной модели	81
5.4. Разработка вариантов силовой схемы узла	82
6. РАЗРАБОТКА СТРУКТУРЫ И КОНСТРУИРОВАНИЕ УЗЛА.....	87
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	90
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК.....	91

ПРЕДИСЛОВИЕ

Настоящее учебное пособие представляет собой одно из звеньев комплекса учебно-методического обеспечения дисциплины «Конструирование самолётов» учебного плана специальности 24.05.07 Самолёто- и вертолётостроение, разработанного в СГАУ и удовлетворяющего требованиям действующего федерального государственного образовательного стандарта данной специальности (утвержден приказом Минобрнауки Российской Федерации от 12 сентября 2016 г. №1165). Учебный план соответствует специализации «Самолётостроение».

В основной образовательной программе специальности и специализации названная дисциплина занимает важное, если не ключевое, место в конструкторской подготовке выпускника-инженера. Дисциплина изучается студентами в течение четырех семестров – с шестого по девятый – и ее содержание укрупненно можно представить как совокупность последовательного освоения следующих блоков (модулей): конструирование элементов деталей и их соединений (6-й семестр), проектирование и конструирование деталей (7-й семестр), проектирование и конструирование узлов (8-й семестр), проектирование и конструирование агрегатов (9-й семестр). Основным видом учебной работы по дисциплине является самостоятельная работа студентов. В частности, учебным планом предусмотрено выполнение двух курсовых проектов: «Проектирование узла авиационной конструкции» и «Проектирование агрегата самолета» соответственно в восьмом и девятом семестрах. Параллельно, в седьмом семестре, изучается основная «связывающая» дисциплина «Конструкция самолётов», в которой рассматриваются конструкции агрегатов планера самолета, а в восьмом семестре – ее продолжение, где предмет изучения – шасси и системы управления самолётом.

Названные дисциплины выполняют функцию системообразующих в обеспечении конструкторской подготовки инженера по самолётостроению в основной образовательной программе Самарского университета. Разумеется, их изучение опирается на комплекс дисциплин, осваивая которые студенты получают предварительную подготовку в области материаловедения, инженерной и компьютерной графики, меха-

ники материалов и конструкций, основ конструирования машин, механики жидкости и газа, аэромеханики самолета. Эти дисциплины, а также изучаемые параллельно дисциплины по автоматизации проектирования, дисциплины технологического цикла рассматриваются как необходимые обеспечивающие дисциплины. Здесь уместно сделать одно замечание по общему содержанию учебного пособия.

В силу сложности самолета как объекта изучения, многообразия типов самолётов и требований к ним, содержание конструкторских дисциплин, а также методика их преподавания, в каждом вузе имеют собственные отличия. В значительной мере они обусловлены ориентацией на специфику профессиональной деятельности большинства выпускников данного вуза и сложившимися научно-педагогическими школами. В результате конструкторские дисциплины во всех вузах читаются в форме авторских курсов. В еще большей мере это относится и к процессу проектирования (включающему как собственно науку, так и искусство), и к обучению проектированию. В настоящем учебном пособии не ставится задача рассматривать всё многообразие задач и подзадач, которые приходится решать при проектировании любой авиационной конструкции, в том числе студенту в учебном проектировании. Тем более, что имеется ряд учебных пособий по предмету, апробированных и хорошо зарекомендовавших себя в педагогической практике (см. библиографический список). В данном пособии основное внимание направлено на освоение студентами принципов создания силовых авиационных конструкций минимальной массы, удовлетворяющих всему комплексу требований к ним, и практическому использованию этих принципов, а также современных методов и средств при проектировании узлов планера самолета. Содержание учебного пособия опирается прежде всего на опыт обучения проектированию силовых авиационных конструкций, накопленный на кафедре конструкции и проектирования летательных аппаратов СГАУ. В основу обучения положен вариант теории проектирования конструкций минимальной массы, разработанный д.т.н. профессором А.А. Комаровым (заведовал кафедрой конструкции и проектирования летательных аппаратов СГАУ (в то время – Куйбышевский авиационный институт) в 1945–1977 гг.) и развитый в трудах его учеников и последователей под руководством заведующего кафедрой с 1977 года д.т.н. профессора В.А. Комарова. В учебном пособии интенсивно используются результаты научно-исследовательских работ кафедры как в

части примеров из практики проектирования и доводки некоторых серийных и опытных самолётов ведущих отечественных конструкторских бюро, так и в виде разработанных методов и средств рационального проектирования силовых конструкций (алгоритмы и программы оптимизации, метод силового анализа и др.).

Итак, основное назначение учебного пособия – помочь студентам, обучающимся по самолётостроительной специальности, выполнить курсовой проект «Проектирование узла авиационной конструкции» с использованием современных подходов, средств и методов проектирования силовых конструкций на основе реализации принципа «от математической модели к конструкции» и, с учетом перехода авиастроения на безбумажные технологии проектирования, более общего принципа «точное попадание» («concurrent design» в англоязычной литературе) [1].

Учебное пособие рассчитано на применение его в полной мере в условиях реализации обучения по учебному плану Самарского университета по специальности 24.05.07 Самолёто- и вертолётостроение, отвечающему требованиям федерального государственного образовательного стандарта (ФГОС). Согласно этому учебному плану студенты к моменту выполнения курсового проекта, наряду с уже названными дисциплинами, получают необходимую подготовку в области владения современными пакетами компьютерных программ, реализующих метод конечных элементов (МКЭ), и оригинальными программами оптимизации конструкций, разработанными на кафедре конструкции и проектирования летательных аппаратов Самарского университета. Данное учебное пособие никоим образом не заменяет и не дублирует имеющиеся учебники и учебные пособия по предмету, а, напротив, дополняет их и предназначается для совместного с ними использования. Студенты, приступающие к проектированию узлов, уже получили начальные навыки проектирования и конструирования авиационной конструкции, выполняя задание по проектированию детали. Тем не менее, следуя известному принципу «повторение – мать учения», в учебном пособии приводятся некоторые уже известные студентам, но важные в дидактическом отношении, а также для профессиональной деятельности инженера, понятия и сведения – например, основные требования к силовым авиационным конструкциям и др.

Учебное пособие будет также полезным при выполнении студентами последующего, согласно учебному плану, курсового проекта «Проектирование агрегата самолета» в девятом семестре, конструкторских дипломных проектов, при изучении конструкторских дисциплин и выполнении выпускных квалификационных работ магистрантами направления 24.04.04 Авиастроение. Автор надеется, что представленные в учебном пособии подходы к постановке проектной задачи применительно к узлу каркасного агрегата самолета и к анализу силовой работы узла с использованием средств ее визуализации будут полезны профессионалам – конструкторам аэрокосмической отрасли.

Автор выражает глубокую благодарность коллегам по кафедре конструкции и проектирования летательных аппаратов Самарского университета (СГАУ) – заведующему кафедрой В.А. Комарову и преподавателям В.Н. Майнскову, Г.А. Резниченко и А.С. Кузнецову, чьи профессиональные советы и доброжелательная конструктивная критика оказали автору неоценимую помощь в написании пособия. Автор признателен Е.А. Илларионовой осуществившей электронный набор и верстку рукописи учебного пособия.

1 СОДЕРЖАНИЕ И МЕСТО ЗАДАЧИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ УЗЛОВ В ПРОЦЕССЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ САМОЛЕТА

1.1 Основные требования к силовым авиационным конструкциям

Предмет настоящего учебного пособия – проектирование узлов *силовых авиационных конструкций*. Под силовой авиационной конструкцией понимается такая конструкция, устройство которой (материал, структура, форма и размеры) определяются главным образом действующими на нее внешними силами (нагрузками). По характеру воздействия внешние силы могут быть сосредоточенными или распределенными, статическими или динамическими и т.д. (Далее в учебном пособии термины «внешние силы» и «нагрузки», как правило, используются как синонимы. При различном понимании в отдельных случаях даются пояснения). Принципиально важно понимать, что наряду с другими условиями эксплуатации – воздействием внешней среды (например, условие обтекания элементов конструкции воздушным потоком) именно эти силовые воздействия являются определяющим – доминирующим – фактором, от которого зависят все свойства конструкции, необходимые для ее функционирования на протяжении жизненного цикла самолета. Под действием внешних сил (нагрузок) конструкция и ее отдельные элементы – детали, соединения деталей – получают деформации. В силу свойств конструкционных материалов, в результате деформаций в деталях возникают внутренние силы (их принято называть усилиями, в отличие от внешних), вызывающие опорные реакции, которые уравнивают внешние силовые воздействия. Такими реакциями могут быть реакции действительных (физических) опор. Например, реакции поверхности аэродрома при стоянке или движении самолета по нему, либо силы взаимодействия некоторой выделенной мысленно («отсеченной») части конструкции с соседними. В любом случае последовательность явлений «внешняя сила – деформация – внутреннее усилие – сила реакции (уравнивание)» является для силовой конструкции определяющей как выбор конструкционного материала, структуры, форм и размеров, так и в значительной мере способов ее изготовления. Приведенная последовательность явлений отражает существо главной функции силовой конструкции: воспринимать внешние воздействия (силы) и

передавать их к местам уравнивания. Средством такой передачи выступают внутренние усилия. Структуру и интенсивность внутренних усилий характеризуют напряжения. Весь описанный комплекс явлений, как правило, называют *силовой работой* конструкции. Этот термин далее часто используется в пособии.

На любом этапе создания самолета требования к конструкции определяют совокупность ее свойств, необходимую и достаточную для успешной эксплуатации рассматриваемого объекта. При проектировании принято эти свойства (требования) объединять по их содержанию и представлять в виде четырех групп.

Функциональные требования включают в себя перечень функций, выполняемых проектируемым объектом, а также таких его свойств, без которых выполнение функций объекта (т.е. его назначения в заданных условиях эксплуатации) невозможно.

Производственно-технологические требования характеризуют приспособленность конструкций к условиям ее будущего производства.

Эксплуатационные требования представляют собой перечень свойств, обеспечивающих эффективную (по принятым критериям и показателям) эксплуатацию конструкции. Их выполнение направлено на снижение затрат на этапе эксплуатации объекта.

Экономические требования отражают эффективность создания и эксплуатации объекта проектирования (детали, узла, агрегата, самолета, авиационного комплекса и т.п.) в экономическом выражении. Известно, что экономическая эффективность самолета как транспортного средства пропорциональна его производительности и обратно пропорциональна затратам на его создание и эксплуатацию. Для самолётов военного назначения экономические требования представляются в виде стоимостных ограничений, при которых должна быть обеспечена боевая эффективность самолета (боевого авиационного комплекса).

Обращаясь к проектированию силовой авиационной конструкции, можно заметить, что принципиальные отличия имеют только функциональные и экономические требования. Производственно-технологические и эксплуатационные требования отражают некоторые свойства проектируемого объекта, которые существенно влияют на экономические показатели эксплуатации и, по сути, являются также экономическими требованиями. Однако практика показывает, что их удобно и целесообразно сформулировать отдельно и подробно.

Важнейшей группой являются функциональные требования, поскольку их выполнение или невыполнение определяет саму возможность функционирования объекта (конструкции), т.е. выполнение им своего назначения. Выполнение всех других требований направлено на повышение эффективности функционирования объекта либо путем повышения его производительности, либо путем снижения затрат на его создание и эксплуатацию. Приведем здесь общие формулировки основных требований к силовым авиационным конструкциям. При проектировании конкретной конструкции они должны быть развернуты и детализованы для конкретных условий с использованием комплекса исходных данных поставленной проектной задачи.

Итак, к силовым авиационным конструкциям предъявляются следующие общие *функциональные требования*.

1. Назначение: воспринимать внешние силы (нагрузки, воздействия) и передавать их к местам уравновешивания.

2. Статическая прочность: способность силовой конструкции воспринимать без разрушения (наступления предельного состояния) однократно приложенную статическую нагрузку вплоть до достижения ею максимальных регламентированных значений.

Известно, что требования к прочности авиационных конструкций определяются через эксплуатационные (максимально возможные в эксплуатации) и расчетные нагрузки (эксплуатационные нагрузки, умноженные на коэффициент безопасности):

$$p^{\text{расч}} = p^{\text{экспл}} f,$$

где $p^{\text{расч}}$ – расчетная нагрузка; $p^{\text{экспл}}$ – эксплуатационная нагрузка; f – коэффициент безопасности.

Каждому виду нагрузки соответствует свое предельное состояние конструкции. В разделах «Прочность» Авиационных Правил, часть 25 (Нормы лётной годности самолётов транспортной категории, АП-25) и часть 23 (Нормы лётной годности гражданских лёгких самолётов, АП-23) эти предельные состояния определены следующим образом [см. 2, стр. 42; 3, стр. 31].

а) конструкция должна выдерживать эксплуатационные нагрузки без появления опасных остаточных деформаций. При всех нагрузках, вплоть до эксплуатационных, деформации конструкции не должны влиять на безопасность эксплуатации;

б) конструкция должна выдерживать расчетные нагрузки без разрушения в течение не менее трех секунд.

В практике проектирования конструкций самолётов одновременное выполнение условий *a* и *б* достигается путем выбора значения коэффициента безопасности. Авиационными Правилами АП-25 установлено минимальное значение коэффициента безопасности *f*, равное 1,5. Определены также случаи (условия эксплуатации или отдельные виды конструктивных элементов), в которых для коэффициента безопасности принимаются большие значения (например, для отливок, для деталей из композиционных материалов, для стыковых узлов, для опор шасси и др.). Математическая модель условия (требования) статической прочности обычно представляется в виде нестрогого неравенства

$$\sigma_i^{\text{расч}} \leq \sigma_{\text{разр.}i} \quad (1)$$

где $\sigma_i^{\text{расч}}$ – напряжение в любом *i*-м элементе конструкции при расчетной нагрузке; $\sigma_{\text{разр.}i}$ – разрушающее напряжение для *i*-го элемента; *i* – номер (индекс) конструктивного элемента (болт, стрингер, стенка лонжерона, фитинг и т.п.).

Подчеркнем, что формы разрушения конструктивных элементов могут быть различными. Чаще всего это нарушение сплошности материала или потеря устойчивости.

3. Жесткость: способность конструкции сопротивляться деформациям. Требования к жесткости силовой авиационной конструкции отражают влияние деформаций на работоспособность конструкции и, следовательно, на безопасность полета. Как уже было отмечено, согласно АП-25, при всех нагрузках, вплоть до эксплуатационных, деформации конструкции не должны влиять на безопасность эксплуатации. Характерными являются три типа формулировок требований к жесткости авиационной конструкции:

- ограничение деформаций под действием статических нагрузок;
- отсутствие опасных механических резонансных колебаний;
- отсутствие недопустимых аэроупругих явлений (аэроупругой неустойчивости конструкции).

4. Требование усталостной прочности авиационной конструкции связано с явлением усталости. *Усталость* авиационной конструкции – постепенное накопление повреждений в элементах конструкции лета-

тельного аппарата (ЛА) под действием переменных (повторяющихся) напряжений, приводящее к образованию и развитию в них трещин и к последующему разрушению конструкций [4, с. 608]. Усталостная прочность авиационной конструкции – способность воспринимать в расчетных условиях эксплуатации многократно повторяющиеся нормированные переменные нагрузки без появления (усталостных) повреждений или без накопления опасных (усталостных) повреждений. Расчетные условия, включая нормирование нагрузок, при которых должна быть обеспечена усталостная прочность авиационной конструкции, также частично определяются Нормами летной годности самолётов [2,3]. Другая часть расчётных условий прямо зависит от конкретных (прогнозируемых) условий эксплуатации проектируемого самолёта, заданных показателями ресурса и живучести безопасно повреждаемой конструкции. Математическая модель (условие) усталостной прочности подобна модели статической прочности:

$$\sigma_{\text{экв.}i} \leq \sigma_{\text{уст.}i}, \quad (2)$$

где $\sigma_{\text{экв.}i}$ – эквивалентное по принятой теории прочности напряжение в i -м элементе конструкции при нормированных переменных нагрузках, для которых должна быть обеспечена усталостная прочность конструктивного элемента; $\sigma_{\text{уст.}i}$ – предельное (допускаемое) по условию усталостной прочности напряжение в i -м элементе конструкции; i – номер конструктивного элемента.

Подчеркнем отличия условия усталостной прочности (2) от условия статической прочности (1).

Первое отличие связано с действующими нагрузками и их нормированием. Эксплуатационные нагрузки, при которых должна быть обеспечена статическая прочность, в реальной эксплуатации самолета в большинстве случаев действуют сравнительно редко, а для неманевренных самолётов транспортной категории – очень редко. Условия нагружения агрегатов самолета, адекватные принятым в соответствующих расчетных случаях, встречаются далеко не в каждом полете. Можно назвать эти условия экстремальными, и конкретный экземпляр самолета может не попасть в такие условия в течение всего периода эксплуатации. Усталостные же повреждения возникают (или могут возникать) в результате действия переменных нагрузок, повторяющихся в каждом

полете: от запуска двигателя и начала выруливания самолета на взлетно-посадочную полосу для взлета, до остановки двигателей после заруливания самолета на стоянку при посадке. Так, для магистрального пассажирского самолета наибольшее значение перегрузки, достигаемое в каждом полете, как правило, не превышает 1,6...1,8. В то же время значение максимальной эксплуатационной перегрузки для такого самолета часто принимают равным 2,5 и более.

Характерный график изменения напряжений в элементах крыла транспортного самолета приведен в книге [5, с. 8]. Очевидно, что эти два вида нагрузок отличаются как по величине, так и по распределению, особенно с учетом влияния деформаций на распределение воздушной нагрузки.

Второе отличие связано с выбором, а точнее с установлением значений напряжений, с которыми согласно условиям (1) и (2) сравниваются действующие в элементе конструкции напряжения. За разрушающее напряжение по условию статической прочности (1) принимают, при отсутствии потери устойчивости элементом, значение предела прочности (временное сопротивление) материала σ_b , умноженное на числовой коэффициент $k < 1$

$$\sigma_{\text{разр.}i} = k\sigma_{b_i}, \quad (3)$$

где σ_{b_i} – предел прочности материала i -го элемента, принятый по справочным данным [6].

Этот коэффициент учитывает два фактора: ослабление конструктивных элементов отверстиями под крепеж и концентрацию напряжений в элементе в момент разрушения, т.е. в условиях пластической деформации. Если возможна потеря устойчивости элементом, то за разрушающее напряжение принимают меньшее из двух значений: либо полученное согласно выражению в правой части (3), либо наименьшее критическое напряжение для всех возможных форм потери устойчивости элемента. Рекомендации по выбору значений коэффициента k в (3) можно найти в учебной или справочной литературе [7, 8, 9].

Предельное по условию усталостной прочности элемента напряжение $\sigma_{\text{уст.}i}$ формально можно назначить подобно условию (3) уменьшением предела прочности материала с учетом действия повторных переменных нагрузок:

$$\sigma_{уст.i} \leq k_{уст} \sigma_{vi}, \quad (4)$$

где $k_{уст}$ – коэффициент, учитывающий снижение прочности образца с типовым концентратором напряжений при заданном числе циклов нагружения повторными переменными нагрузками.

На практике так и поступают, при этом результат умножения в правой части неравенства (4) называют допускаемым напряжением по усталостной прочности (по усталости) или просто допускаемым напряжением. Часто это напряжение обозначают $[\sigma]_{уст}$ или просто $[\sigma]$. В реальном проектировании для установления значений допускаемых напряжений по усталостной прочности элементов проводят испытания образцов материалов и конструктивных элементов, прежде всего соединений деталей, для учета конкретных особенностей действующих на конструкцию повторных нагрузок, а также технологии изготовления деталей и соединений. В учебном проектировании значения $[\sigma]_{уст}$ можно принимать по графикам зависимости усталостной прочности образцов из соответствующих полуфабрикатов (профиль, лист, плита и др.) при типовом нагружении от числа циклов нагружения. Такие графики приведены в справочнике [6]. Усталостная прочность – необходимое свойство для обеспечения заданного *ресурса* конструкции самолёта.

5. *Надежность* – свойство объекта (авиационной конструкции) сохранять во времени в установленных пределах значения всех параметров, характеризующих способность выполнять требуемые функции в расчетных режимах и условиях эксплуатации, технического обслуживания, ремонтов, хранения и транспортирования. Надежность авиационной конструкции – комплексное свойство. Требование обеспечения надежности авиационной конструкции включает требования в ее безотказности, долговечности, ремонтпригодности и сохраняемости.

5.1 *Безотказность* авиационной конструкции – ее свойство непрерывно сохранять работоспособное состояние в течение заданного времени или наработки. Для агрегатов (узлов, деталей) планера самолета наработка исчисляется числом часов налета и (или) числом полетов. Для механизмов и приводов наработка может исчисляться в числе срабатываний, для шасси – в числе посадок и т.д.

Авиационная конструкция сохраняет работоспособное состояние, если в ней выполняются следующие условия [4, с. 369].

1) Отсутствуют разрушения элементов и (или) конструкции в целом из-за недостатка прочности (несущей способности) или устойчивости при возникновении экстремальных условий нагружения.

2) Отсутствуют повреждения от действия многократно повторяющихся переменных нагрузок или температурных напряжений.

3) Отсутствуют чрезмерные упругие деформации конструкций от действия аэродинамических и иных нагрузок.

Из анализа содержания вышеперечисленных условий с очевидностью следует, что их выполнение обеспечивается уже рассмотренными свойствами силовой авиационной конструкции и соответствующими требованиями статической прочности, усталостной прочности, жесткости. Однако по условию (2) необходимо сделать следующее замечание. Многие типы современных самолётов проектируются и строятся так, что их конструкции остаются работоспособными, т.е. обеспечивают безопасную эксплуатацию, при наличии некоторых нормированных повреждений в силовых элементах. Такие конструкции называют безопасно повреждаемыми (БПК). При этом безопасно повреждаемая силовая авиационная конструкция, как правило, состоит из двух групп силовых конструктивных элементов. Одну группу составляют элементы, в которых считаются недопустимыми любые повреждения. Такие элементы (или конструкции) называют элементами (конструкциями), гарантированными от повреждений (КГП). Другую группу составляют конструктивные элементы, в которых в нормальных (т.е. регламентированных соответствующими документами) условиях эксплуатации допускается появление повреждений. Такие повреждения не являются опасными, т.е. позволяют эксплуатировать самолет без нарушения требования к безопасности полетов в течение определенного периода времени и при определенной наработке (числе полетов, часах налета). Для БПК появление допустимых повреждений не является нарушением требования безотказности. Общие условия, при которых должна быть обеспечена безопасная эксплуатация поврежденной конструкции, определяются Нормами летной годности (АП-25, АП-23). В технической документации приводят конкретное содержание этих условий для самолётов данного типа.

5.2 *Долговечность* авиационной конструкции – ее свойство сохранять работоспособность до наступления предельного состояния при установленной системе технического обслуживания и ремонта. Требования

ние обеспечения долговечности выражают в виде требования к двум ее составляющим: ресурсу и сроку службы.

Ресурс авиационной техники – это ее наработка до наступления предельного состояния, оговоренного в технической документации, выраженная в принятой для него мере (часах налета, числе полетов, числе посадок, числе срабатываний и др.) Ресурс силовой авиационной конструкции выражают в часах налета и в числе полетов. Ресурс закладывается при проектировании, обеспечивается в производстве и расходуется в эксплуатации конструкции.

Срок службы – календарная продолжительность эксплуатации объекта (самолета, авиационной конструкции) до наступления предельного состояния. Срок службы выражается в календарных годах эксплуатации.

Предельное состояние силовой авиационной конструкции – такое ее состояние, при котором дальнейшая ее эксплуатация должна быть прекращена или прервана по требованиям безопасности или эффективности эксплуатации в связи с возможным недопустимым снижением прочности.

Таким образом, эксплуатация авиационной конструкции прерывается при достижении определенного числа полетов или часов налета для проведения ее ремонта; ее эксплуатация прекращается при исчерпании ресурса или срока службы.

Требования к долговечности самолета или его отдельных частей обычно указывают в техническом задании на проектирование.

5.3 *Ремонтопригодность* авиационной конструкции – приспособленность ее к предупреждению, обнаружению и устранению отказов и неисправностей (повреждений) путем проведения технического обслуживания и ремонтов. Для силовой авиационной конструкции устранение отказов и неисправностей – восстановление работоспособности – заключается в восстановлении ее статической прочности, усталостной прочности и жесткости, показатели которых снижаются при появлении повреждений. Поврежденные элементы либо подвергаются доработке с целью восстановления их свойств, либо подлежат замене на неповрежденные. Требования к ремонтности приобретают особую остроту для основной силовой конструкции самолета, выполненной из композиционных материалов.

5.4 *Сохраняемость* авиационной конструкции – ее свойство сохранять значения показателей безотказности, долговечности и ремонтно-пригодности в течение и после хранения и (или) транспортирования. Выполнение требования по сохраняемости составляет основу для разработки требований и процедур консервации и транспортировки изделий авиационной техники.

6. *Живучесть авиационной конструкции* – ее свойство сохранять работоспособное состояние в нерасчетных условиях эксплуатации, при воздействии поражающих средств, а также при наличии повреждений. Свойство конструкции летательных аппаратов обеспечивать безопасность эксплуатации по условиям прочности при частичном или полном разрушении (отдельных) силовых элементов из-за усталостных, коррозионных, случайных повреждений при эксплуатации либо повреждений в процессе производства и ремонта называется эксплуатационной живучестью [4]. Легко видеть, что эксплуатационная живучесть есть неотъемлемое свойство всякой безопасно повреждаемой конструкции. В нормальных условиях эксплуатации любые повреждения таких конструкций должны обнаруживаться при очередных регламентированных осмотрах раньше, чем они достигнут критических размеров, снижающих остаточную (т.е. при наличии повреждения) статическую прочность и жесткость ниже безопасного уровня. Поврежденная конструкция до достижения повреждением нормированных (критических) размеров должна выдерживать статические нагрузки, которые, как ожидается, возникают (могут возникнуть) в полете. При этом они рассматриваются как расчетные, т.е. для оценки прочности используются условия (1) и (3). Число и характеристики нормированных повреждений, при которых авиационная конструкция должна сохранять остаточную статическую прочность, определяются Нормами летной годности самолётов.

7. *Производственно-технологические требования* к силовой авиационной конструкции в каждом конкретном случае могут быть достаточно разнообразны. Общим является требование обеспечения производственной технологичности – совокупности свойств, обеспечивающих ее изготовление с меньшими, по сравнению с другими, вариантами, производственными затратами при принятых условиях изготовления, технического обслуживания, ремонта и неизменными или лучшими значениями установленных показателей качества [10, 11]. Обратим здесь внимание читателя, что требование обеспечения производственной тех-

нологичности направлено на создание (и выбор при проектировании) лучшего варианта конструкции, удовлетворяющего всем другим требованиям и при этом позволяющего произвести ее с меньшими затратами. Из двух или нескольких вариантов конструкции более технологичным является тот, который, имея одинаковые или лучшие значения заданных параметров конструкции (т.е. показателей, отражающих требования к ней) может быть изготовлен (при равном количественном выпуске) с меньшими производственными затратами. Производственная технологичность характеризуется рядом показателей, основными из которых являются технологическая трудоемкость и себестоимость изготовления.

8. *Эксплуатационные требования* в общем виде формулируются как требование обеспечения эксплуатационной технологичности – совокупности свойств авиационных конструкций, характеризующих ее приспособленность к выполнению всех видов технического обслуживания и ремонта с использованием наиболее производительных процессов. Требование и способы обеспечения эксплуатационной технологичности тесно связаны с производственной технологичностью, поскольку технологические процессы, применяемые при выполнении ремонта, в существенной мере определяются технологическими процессами изготовления самолета. Эксплуатационная технологичность обеспечивается такими свойствами конструкции как доступность объекта обслуживания, легкосъемность деталей и узлов, взаимозаменяемость, унификация узлов и крепежных деталей; для БПК особое значение приобретает контролепригодность, которая заключается в доступности либо для осмотра, либо для инструментального контроля всех ответственных зон конструкции. Контролепригодность определяет возможность своевременного обнаружения повреждений, а также, в значительной мере, трудоемкость контроля. При проектировании конструктор должен представлять себе характер (содержание) и примерную периодичность выполнения работ по техническому обслуживанию, включая периодичность контроля. В качестве количественных показателей оценки эксплуатационной технологичности принимают трудоемкость и продолжительность выполнения работ по штатному техническому обслуживанию (например, продолжительность подготовки к повторному вылету, продолжительность стоянки в аэропорту промежуточной посадки), трудоемкость и стоимость ре-

монтов и др. Основные направления обеспечения эксплуатационной технологичности при проектировании можно найти в книге [12].

1 *Требование обеспечения минимальной массы* авиационной конструкции занимает в общем комплексе требований особое место. Известно, что неотъемлемым этапом решения любой проектной задачи в современном авиастроении является оптимизация по какому-либо критерию. В практике проектирования силовых авиационных конструкций в доминирующем числе случаев в качестве критерия оптимальности принимают массу конструкции [13, 14]. В математической постановке задачи масса конструкции представляется как функция проектных переменных – параметров конструкции, значения которые должен выбрать конструктор при проектировании (конструкционные материалы, их свойства, силовая схема, форма и размеры деталей, способы их соединений и параметры соединений и т.д.). Эта функция называется целевой функцией (функцией цели). Задача состоит в отыскании такого вектора проектных переменных $\bar{X}\{x_1, x_2, \dots, x_i, \dots, x_n\}$ (i – номер проектной переменной общим числом n), при котором функция цели M принимает минимальное значение.

Приведенные выше требования к силовой авиационной конструкции представляются в виде равенств или неравенств, отражающих связи между проектными переменными и параметрами поведения конструкции при воздействии внешних нагрузок (например: условия равновесия элементов конструкции; возникающие в них внутренние усилия; напряжения в элементах и условия прочности, деформации и др.).

Полученный таким путем набор равенств или неравенств образует систему *функциональных ограничений* вида $g_j(\bar{X}) \geq 0, (j=1, 2 \dots q)$. Здесь j – номер условия – ограничения, отражающего связь между вектором проектных переменных \bar{X} и учитываемыми параметрами поведения конструкции; q – число условий – требований, которые должны быть выполнены.

Например, в каждом i -ом конструктивном элементе должно быть выполнено условие прочности (1). Очевидно, что число таких функциональных ограничений может быть достаточно большим. Так, если используется конечно-элементная модель конструкции, номер i в условии (1) относится к каждому конечному элементу модели.

В реальных условиях проектирования проектные переменные, как правило, могут принимать не любые значения, а только те, которые лежат в заданном диапазоне – от минимального $x_{i \min}$ до максимального $x_{i \max}$, т.е. $x_{i \min} \leq x_i \leq x_{i \max}$. Неравенства последнего вида называют *ограничениями на проектные переменные*. В задачах проектирования силовых авиационных конструкций – это, как правило, геометрические ограничения на размеры агрегатов, на размещение силовых элементов в заданных объёмах, на размеры конструктивных элементов, обусловленные технологией изготовления и т. п.

Таким образом, полная математическая формулировка задачи проектирования силовой авиационной конструкции минимальной массы может быть представлена в следующем виде.

Найти значения проектных переменных $\bar{X}\{x_1, x_2, \dots, x_n\}$, при которых целевая функция – масса конструкции – $M(\bar{X})$ принимает минимальное значение

$$\bar{X}\{x_1, x_2, \dots, x_n\} \rightarrow \min M(\bar{X}), \quad (5)$$

при выполнении условий

$$g_j(\bar{X}) \geq 0 \quad j=1, 2, \dots, q$$

$$x_{i \min} \leq x_i \leq x_{i \max} \quad i=1, 2, \dots, n.$$

Для решения задачи оптимизации могут быть использованы разнообразные методы [13, 14, 15]. При этом, как правило, используют итерационные вычислительные процедуры, а решение получают приближенное. На практике для удобства вычислений их часто строят так, что на промежуточных итерациях в качестве критерия оптимальности используют не непосредственно массу конструкции, а некоторую иную характеристику, присущую конструкции минимальной массы или близкой к ней, например, свойство равнопрочности (равнонапряженности) элементов [16, 17].

В заключение подраздела еще раз обратимся к важности и физической сущности или, точнее, физическому обоснованию требования обеспечения минимальной массы авиационной конструкции. Наряду с

общим возможным повышением эффективности технического устройства при уменьшении его массы за счет снижения стоимости материала, снижения вредного совокупного влияния процессов добычи и обработки материалов на окружающую среду и т.д., для транспортных средств снижение их собственной массы позволяет уменьшить затраты и вредное влияние на окружающую среду на этапе эксплуатации транспорта. Эти затраты и влияние связаны с необходимостью расходовать энергию на перемещение не только целевой нагрузки, но и собственной конструкции транспортного средства. Подчеркнём, что в летательных аппаратах при их движении (в полете) энергия затрачивается не только на преодоление сопротивления движению (как, например, в наземных или водных видах транспорта), но и на уравнивание силы тяжести (для авиационно-транспортных средств – поддержание летательного аппарата в воздухе). Поэтому, если по каким-либо причинам масса конструкции самолета m_k увеличится на величину Δm_k (например, вследствие неудачных проектных решений), приращение взлетной массы самолета Δm_0 будет значительно большим, т.е. $\Delta m_0 = k_{p.m} \Delta m_k$, где $k_{p.m}$ – коэффициент роста взлетной массы самолета, значительно больший единицы [18]. Еще большие значения коэффициента $k_{p.m}$ характерны для ракетной техники. (Читателю предлагается самостоятельно установить причины последнего фактора).

Очевидно, что использование варианта конструкции с меньшей (минимальной при условии выполнения названных выше требований) массой может привести к ухудшению других ее свойств: увеличению аэродинамического сопротивления, стоимости изготовления и др. Разрешение подобных противоречий в проектировании самолета осуществляется с использованием более сложных моделей объектов, учитывающих (по возможности) все многообразие их свойств и условий применения (эксплуатации) на основе системного метода проектирования [18]. Согласно этому методу проектирование силовой конструкции по критерию минимальной массы представляет собой одну из подзадач проектирования самолета с использованием частного критерия эффективности.

Требования к проектируемой конструкции по сути характеризуют цель проектирования и уже поэтому конструктор должен сформулировать их в самом начале проектирования настолько полно и конкретно, насколько это возможно. Комплекс требований к проектируемому объ-

екту формируют по данным технического задания на проектирование с учетом действующей нормативно-технической документации (Нормы летной годности самолётов, руководящие технические материалы, государственные и отраслевые стандарты и т.д.). Вся эта информационная среда служит источником сведений для формирования полного комплекса исходных данных для проектирования.

1.2 Характеристика содержания задачи проектирования узла

Основная задача данного учебного пособия – помочь обучающемуся в овладении общими принципами, подходами и современными технологиями проектирования силовых авиационных конструкций на примерах (или на этапе) проектирования узлов. Этой традиционной для подготовки авиационных инженеров задаче в учебной литературе уделено немало внимания. Известен ряд учебных изданий, полностью посвященных этой проблеме или содержащих значительные разделы по ней [см., например, 19–24]. В большинстве этих учебников или учебных пособий рассматривается весь процесс разработки конструкции узла – от формирования задания на проектирование до разработки и оформления документации – чертежей, спецификаций, расчетно-пояснительной записки, которая включает также техническое описание спроектированной конструкции. При этом подробность и конкретность, с которыми рассматриваются отдельные этапы проектирования узлов, существенно различны. Но можно заметить, что общим является тот факт, что наибольшее внимание в них уделено проектированию и конструированию *соединений* деталей. Логически это вполне понятно, поскольку в практике разрушение (повреждение) конструкции часто происходит в зонах соединений, изобилующих концентраторами напряжений разнообразного происхождения. В данном пособии основное внимание сосредоточено на выборе рациональных путей и способов передачи сил в границах узла, т.е. его силовой схемы. Кроме уже сказанного, такой подход представляется оправданным также в силу того, что само наличие соединений в конструкции, их число, размещение, параметры и т.д. в значительной мере определяются силовой схемой рассматриваемой зоны конструкции агрегата планера самолета. Из опыта проектирования известно, что пороки нерационально выбранной силовой схемы невозможно

исправить даже очень тщательным конструированием деталей и соединений.

Традиционно содержание термина «узел» понимается прежде всего как «сочленение отдельных деталей, объединенных общим назначением» (см., например, [25]). В более поздних работах под узлами также понимаются прежде всего элементы соединений [20, 21]. Характерно, что в стандартах Единой системы конструкторской документации (ЕСКД) в определении видов изделий и их структуры отсутствуют широко используемые в практике понятия «узел» и «агрегат». В учебнике [23] не дается определение понятия «узел». Но отмечается, что на этапе проектирования конструкции летательного аппарата (в отличие от этапа общего проектирования) «...всякая конструкторская задача связана с обеспечением прочности и жесткости разрабатываемых узлов под действием возникающих в процессе эксплуатации нагрузок». [23, с. 240]. При этом авторы выделяют в процессе проектирования узла этапы: выбора силовой схемы узла; выбора варианта конструктивно-технологического решения узла; разделения узла на конкретные детали и т.д. Понятно, что последствиями такого разделения и является наличие в узле соединений деталей и необходимость их проектирования. В учебном пособии [22] под узлом подразумевается «...фрагмент силовой конструкции агрегата, в котором завязаны воедино несколько разных по назначению и конфигурации деталей, объединенных общей силовой функцией (задачей)» [22, с.3]. Разделяя основные положения работ [22, 23, 25] в определении содержания термина «узел» и имея в виду главную цель настоящего учебного пособия, здесь и далее под узлом будем понимать фрагмент (участок, зону) агрегата планера самолета с заданными ограничениями внешних размеров, выполняющий в выделенном объеме пространства основную функцию силовой конструкции – воспринимать действующие нагрузки и передавать их к местам уравнивания. При этом под действующими нагрузками могут пониматься воздействия на самолет в зоне узла окружающей среды (например, распределенная воздушная нагрузка), усилия взаимодействия узла с отсеченными частями агрегата, усилия взаимодействия агрегатов в их соединениях. То же можно сказать и о реакциях в местах уравнивания действующих на узел нагрузок. Итак, в настоящем пособии узел – это некоторый объем пространства, мысленно вырезанный из агрегата планера самолета и нагруженный самоуравновешенной системой сил

(внешние воздействия и реакции в местах уравнивания, включающие взаимодействие узла с отсеченными частями агрегата по границам узла). На рисунках (рис. 1, 2) схематично показаны примеры узлов, нагруженных распределенными или сосредоточенными внешними силами, уравновешенными реакциями со стороны отсеченных частей агрегатов.

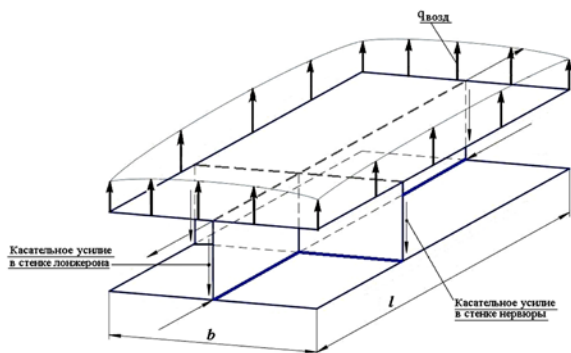


Рис. 1. Схема узла пересечения рядовой нервюры и лонжерона и уравнивание местной воздушной нагрузки $q_{возд}$

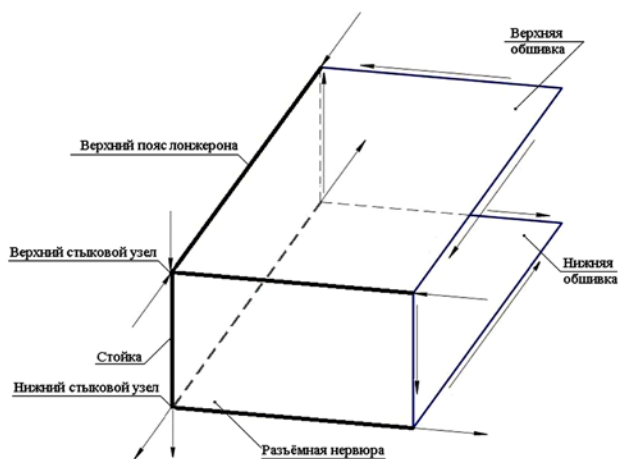


Рис. 2. Схема стыкового узла крыла лонжеронной конструктивно-силовой схемы и уравнивание усилий в узле

В процессе проектирования самолёта разработка конструкций узлов выполняется после того, как выбрана силовая схема агрегата, определяющая его общую прочность и жесткость. Применительно к схемам узлов, показанных на рис. 1 и 2, определены положения лонжеронов, нервюр, возможно шаги стрингеров, типы панелей обшивки, координаты стыковых узлов (осей крепежных элементов на рис. 2), выбраны основные конструкционные материалы и их характеристики и, возможно, ряд других параметров конструкции, отражающих особенности конкретной задачи. Задача проектирования и конструирования узла в этих условиях состоит в доработке конструкции агрегата в зоне узла, необходимой для обеспечения ее местной прочности и жесткости.

Таким образом, решение учебной задачи проектирования узла силовой авиационной конструкции укрупненно можно представить состоящим из следующих этапов работы:

- анализ задания и уяснение цели проектирования, разработка требований к проектируемой конструкции;
- формирование комплекса исходных данных;
- выбор основных конструкционных материалов и их свойств;
- разработка силовой схемы узла: построение расчётной (конечно – элементной) модели, определение нагрузок и закреплений, расчёт напряженного состояния, структурная или параметрическая оптимизация, сравнение вариантов и выбор лучшего;
- разработка структуры узла: расчленение узла на детали и выбор способов их соединений;
- конструирование узла: выбор конструктивных форм и размеров деталей и параметров соединений;
- разработка двумерных или (и) трёхмерных электронных моделей (чертежей) деталей;
- составление расчётно-пояснительной записки.

Выполнение практически каждого из названных этапов, начиная с выбора материалов и их свойств, включает разработку и анализ (оценку рациональности) нескольких вариантов решения и выбор наилучшего. Для оценки вариантов проводят прочностные расчёты с использованием последовательно уточняемых расчётных схем (моделей), включая конечно – элементные модели (КЭМ) узла в целом, а также отдельных деталей. Окончательные решения принимаются итерационно, поэтому вся

работа выполняется в последовательно-параллельном режиме, с возвращением от последующих этапов работы к предшествующим.

Замечание. До сравнительно недавнего времени силовые схемы агрегатов выбирались на основании опыта и интуиции конструкторов высокой квалификации. Рациональная силовая схема выбиралась из ограниченного числа вариантов путем сравнения их эффективности с использованием сильно упрощенных математических моделей (расчетных схем). С развитием вычислительной техники и средств математического моделирования сложилась и вошла в проектную практику иная технология проектирования на основе принципа «от математической модели к конструкции» [1, 15, 16]. Её суть в том, что с самых ранних этапов существования проекта летательного аппарата проектирование силовой конструкции ведется на основе использования комплекса адекватных для каждого этапа проектирования математических моделей. Для выбора оптимальной или близкой к ней рациональной силовой схемы используются конечно-элементные модели первого уровня (КЭМ I) в сочетании с моделями численной аэродинамики для определения нагрузок. Общая силовая схема агрегата в этом случае получает достаточно надежное обоснование и уже как будто не требует доработок на этапе проектирования узлов. Однако итерационный метод проектирования не утрачивает своей актуальности и в этих условиях, поскольку на этапе «местного» детального проектирования могут выявляться дополнительные факторы, которые сделают целесообразным доработку силовой схемы если не всего агрегата, то, по крайней мере, зоны узла и (или) прилегающих к нему областей. Поэтому, в общей постановке задачи проектирования узла процедура ее решения должна включать в себя этап проектирования (уточнения) силовой схемы узла с использованием современных подходов, методов и средств (трёхмерное электронное моделирование, конечно – элементный расчёт напряжённого состояния, структурная и (или) параметрическая оптимизация).

1.3 Способы передачи сил

В подавляющем большинстве агрегаты планера самолета, а также летательные аппараты других типов, представляют собой тонкостенные пространственные конструкции – каркасированные оболочки, составленные из двух принципиально различных типов силовых элементов:

– тонких плоских пластинок или относительно небольшой (а иногда и значительной) кривизны участков оболочек, в общем случае находящихся в условиях плоского напряженного состояния (обшивки и разнообразные стенки);

– стержней, находящихся в условиях одноосного растяжения или сжатия (стержни ферм, тяги и тросы управления, пояса лонжеронов и шпангоутов, стрингеры, стойки и др.).

Использование этих силовых элементов в различных комбинациях позволяет осуществить передачу сил рациональными способами. Силовая конструкция может (должна по условиям эксплуатации) передавать внешнюю нагрузку – сосредоточенную или распределенную – принципиально по двум возможным направлениям: вдоль линии действия силы и перпендикулярно ей. При этом во втором случае, согласно законам механики, передача силы сопровождается появлением момента силы. Этот момент может вызвать деформации изгиба или (и) кручения конструкции агрегата или его элементов. Прежде чем перейти к проектированию сложных узлов силовых конструкций, обратимся к конструкциям, выполняющим отдельно задачи передачи силы вдоль линии ее действия или перпендикулярно к ней и задачи передачи или уравнивания изгибающего или крутящего моментов силовыми элементами указанных типов. В типовых случаях силовые элементы конструкций нагружаются по большей части комбинациями осевых сил, изгибающих и крутящих моментов. Их силовую работу в этих условиях можно характеризовать, используя принципы суперпозиции. Для сравнительной оценки эффективности вариантов конструкций воспользуемся известными критериями «силовой фактор» и «коэффициент силового фактора» [15, 16, 17]. Напомним кратко сущность и некоторые свойства этих критериев.

Силовой фактор G представляет собой интегральную количественную характеристику силовой работы конструкции, отражающую величину и протяженность действия внутренних усилий в конструкции. Для отдельного стержня длиной l , испытывающего растяжение или сжатие от действия приложенной к его концам силы P , внутреннее усилие N по модулю равно внешней силе P . Тогда силовой фактор стержня

$$G = |N|l. \quad (6)$$

Для фермы из n стержней, в каждом из которых действует внутреннее усилие с модулем $|N_i|$, где i – номер стержня, значение силового фактора G вычисляют по соотношению

$$G = \sum_{i=1}^{i=n} |N_i| l_i, \quad (i=1, 2, \dots, n), \quad (7)$$

где l_i – длина стержня с номером i .

В общем случае для произвольной конструкции

$$G = \int_V \sigma_{\text{экв}} dV, \quad (8)$$

где $\sigma_{\text{экв}}$ – напряжение одноосного напряженного состояния, эквивалентное по удельной потенциальной энергии или по используемой теории прочности действительному напряженному состоянию конструкции в объеме dV ; V – объем материала в конструкции. Силовой фактор имеет ряд свойств, которые позволяют использовать его в качестве критерия эффективности силовой работы конструкции и выбора лучшего варианта силовой схемы [15]. Здесь отметим только два из них.

1) Величина G определяется силовой схемой конструкции, то есть типом элементов, их количеством, способами соединения между собой и расположением в пространстве. Для статически определимых конструкций величина G не зависит от соотношений жесткостей силовых элементов, а для статически неопределимых, как показывают вычислительные эксперименты, зависит слабо. Например, площади поперечных сечений некоторых элементов и внутренние усилия в них могут изменяться в процессе оптимизации конструкции в несколько раз, в то время как G конструкции в целом изменяется только на несколько процентов.

2) Теоретически необходимый объем материала полнонапряженной конструкции с определенной силовой схемой V_T может быть оценен через G и величину допускаемого (разрушающего) напряжения $[\sigma]$ с использованием однократного расчета внутренних усилий для некоторого рационального начального распределения жесткостей элементов по простейшему соотношению

$$V_T = \frac{G}{[\sigma]}. \quad (9)$$

Действительно, для полнонапряженной фермы имеем

$$V_T = \sum_{i=1}^{i=n} \frac{1}{[\sigma]} |N_i| l_i = \sum_{i=1}^{i=n} F_i l_i, \quad (10)$$

где F_i – площадь поперечного сечения стержня.

Аналогичный результат получается для конструкций из мембранных (тонкостенных) элементов, если использовать в качестве меры внутренних усилий эквивалентные потоки усилий – произведения эквивалентных напряжений в элементах и толщин элементов

$$G = \sum_{i=1}^{i=n} R_i S_i = \sum_{i=1}^{i=n} \sigma_{\text{экви}} \delta_i S_i, \quad (11)$$

где R_i, δ_i, S_i – соответственно эквивалентный поток усилий в элементе с номером i , толщина и площадь этого элемента.

Для полнонапряженной конструкции с эквивалентными напряжениями, равными $[\sigma]$, очевидно

$$V_T = \frac{G}{[\sigma]} = \sum_{i=1}^{i=n} \frac{1}{[\sigma]} R_i S_i = \sum_{i=1}^{i=n} \delta_i S_i \quad (12)$$

Из определения силового фактора, а также из выражений (9) – (12) со всей ясностью следует: конструкцией минимальной массы может быть такая (конструкция), в которой внешние нагрузки передаются наименьшими внутренними усилиями и по наиболее коротким путям, обеспечивая по возможности меньшее значение силового фактора. Как уже было сказано, для сравнения вариантов конструкции, или, точнее, вариантов ее силовой схемы, и выбора лучшего варианта достаточно для каждого варианта провести расчет внутренних усилий и вычисление значений силового фактора практически для любого разумного распределения материала по элементам силовой схемы (жесткостей элементов). Это большое достоинство физической величины «силовой фактор». Ее некоторым недостатком является то, что G – величина размерная (исчисляется в Н·м или кратных единицах, например, дан·м и др.). Это не позволяет использовать величину G для сравнения эффективности даже геометрически подобных конструкций, а тем более для конструкций, имеющих одинаковое назначение, но отличающихся геометрическими размерами и нагрузками. Это неудобство можно устранить, если перейти от размерной к безразмерной характеристике эффективности силовой

работы конструкции – уже упомянутому коэффициенту силового фактора C_k [15, 17, 30]. Его значение получают как отношение значения силового фактора G к произведению некоторой характерной для данной конструкции внешней силы P и характерного её линейного размера l , отражающего направление и путь передачи характерной силы

$$C_k = \frac{G}{Pl}. \quad (13)$$

Физический смысл коэффициента силового фактора можно представить как силовой фактор, соответствующий передаче конструкцией характерной единичной силы на характерное же единичное расстояние. Коэффициент силового фактора удобно использовать для сравнения эффективности силовой работы конструкций, имеющих одинаковое или близкое назначение и отличающихся либо величиной действующей нагрузки, либо размерами, либо обеими характеристиками одновременно. Примеры использования для этой цели коэффициента силового фактора приведены в последующих разделах учебного пособия. Кроме того, самостоятельный интерес представляют собственно значения коэффициента силового фактора разнообразных конструкций. Этот интерес объясняется следующим.

Любую силовую конструкцию можно рассматривать как устройство для передачи сил. Передачу внешней силы (сосредоточенной или распределённой – не имеет значения) в произвольном направлении можно представить как совокупный результат передачи её по направлению действия силы и перпендикулярно к этому направлению с одновременным уравниванием возникающих при этом изгибающих или (и) крутящих моментов. Естественно предположить, что различные способы передачи (уравнивания) этих силовых факторов, отличающиеся видом напряжённого состояния конструктивных элементов, т.е. *системой действующих в элементах конструкции внутренних усилий, обусловленных её силовой схемой*, будут характеризоваться различными значениями коэффициента силового фактора. Следовательно, можно поставить задачу отыскания наивыгоднейших способов передачи силы как вдоль направления её действия, так и перпендикулярно к нему, – способов, обеспечивающих минимально возможное значение коэффициента силового фактора для этих типовых простейших актов передачи силы. Тогда эффективность силовой работы любой конструкции или

даже её отдельных частей (элементов) можно оценивать по степени приближения (или удаления) её коэффициента силового фактора к указанным минимально возможным значениям в типовых (элементарных) условиях.

На рис. 3 показаны схемы некоторых простых конструкций и значения коэффициентов силового фактора C_k для них [26].

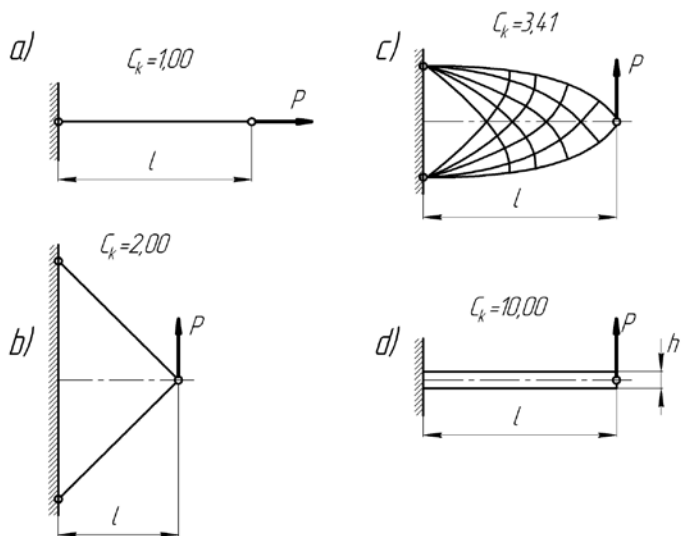


Рис. 3. Схемы конструкций для передачи силы P на расстоянии l и значения коэффициента силового фактора: a – стержень, b – двухстержневая ферма, c – конструкция Мичелла, d – консольная балка

1.3.1 Передача сил растяжением – сжатием

На рис. 4 схематично представлены исходные данные следующей простейшей конструкторской задачи: предложить силовую схему конструкции (узла) для передачи силы P , приложенной в точке 1, на опору в виде плоскости A .

Очевидно, что в такой постановке может быть предложено бесконечное множество решений задачи. Некоторые варианты решений показаны на рис. 5.

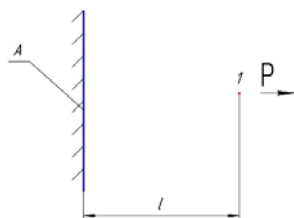


Рис. 4. Схема условия задачи

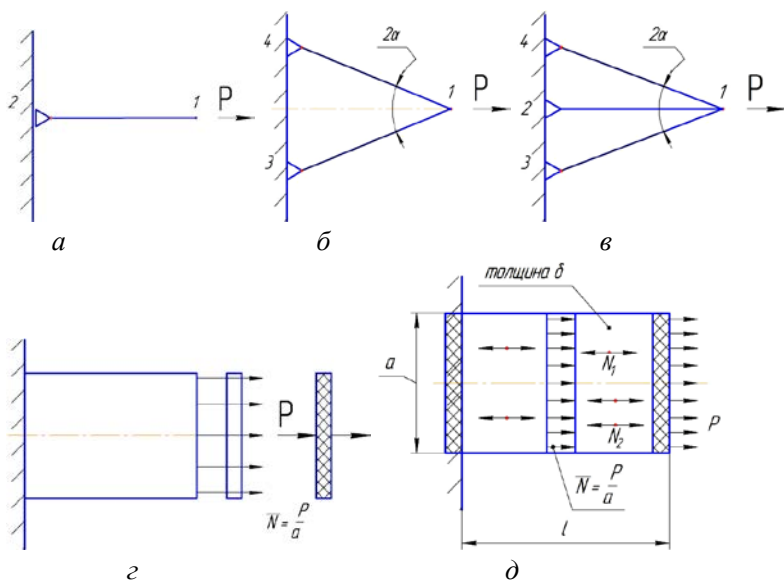


Рис. 5. Варианты решения задачи: *а* – единственный стержень; *б* – статически определимая ферма; *в* – статически неопределимая ферма; *г* и *д* – плоская пластинка

Руководствуясь только что сделанным выводом, можно заключить, что наилучшим решением, которое при одинаковых прочих условиях обеспечит минимальную массу конструкции, будет вариант *а*. Силовой фактор для этого варианта $G^a = Pl$.

Для сравнения: силовой фактор для варианта *б*:

$$G^6 = Pl \frac{1}{\cos^2 \alpha}. \quad (14)$$

Вариант *а* можно считать представляющим только теоретический интерес, поскольку изолированный стержень, у которого один конец шарнирно прикреплен к опоре, а другой свободен, представляет собой геометрически изменяемую систему. Вариант *б* соответствует уже реальному конструктивному элементу, например, кронштейну навески рулевой поверхности самолета, нагруженному одной из составляющих равнодействующей силы в проушине кронштейна. Конструкция в варианте *в*) статически неопределима. Читателю предлагается самостоятельно определить усилия в стержнях и подсчитать значения силового фактора. Разумеется, при этом необходимо задаться некоторыми значениями жёсткостей стержней, т.е. площадей поперечных сечений и модуля упругости материала. Можно также провести исследование (рекомендуется) зависимости величины силового фактора от соотношений жесткостей стержней. В случае затруднений с раскрытием статической неопределимости системы можно обратиться, например, к учебнику [27, с. 65–71]. Другие примеры вариантов конструкции для условий задачи, показанных на рис. 4, и способов выделения лучшей из них можно найти в книге [28].

Легко убедиться, что для условия этой задачи наряду со стержнем можно предложить не менее эффективную по величине силового фактора конструкцию в виде тонкой пластинки шириной a и толщиной δ (рис. 5з), если силу P преобразовать в равномерно распределенные по ширине пластинки погонные усилия \bar{N} (поток усилий по аналогии с потоком касательных сил). Преобразование можно осуществить посредством абсолютно жестких зажимов – губок по концам пластинки, как показано на рис. 5д. В пластинке создается одноосное напряженное состояние с напряжениями $\sigma = \frac{P}{a\delta}$, при этом силовой фактор $G = \sigma a \delta l$.

Обратим внимание, что на рис. 5д внутренние усилия в пластинке представлены в двух формах: эпюрой \bar{N} в сечении I-I пластинки и потоками главных усилий в некоторых ее точках. Потоки главных усилий (ПГУ), по аналогии с потоками касательных сил и использованными в выражениях (11) и (12) эквивалентными потоками усилий, есть произве-

дения главных напряжений и толщин тонкостенных элементов конструкций [16]. В отличие от эквивалентных потоков усилий ПГУ – векторные величины, поэтому на рисунках и схемах их изображают с использованием стрелок так: направления стрелок и их ориентация соответствуют направлениям главных напряжений (растяжение – стрелка направлена от точки, сжатие – к ней), а длины стрелок принимают пропорциональными величинам потоков усилий в данной точке или элементе конструкции. Подробное изображение ПГУ в конструкции дает наглядное и четкое представление о характере напряжённого состояния конструктивных элементов и её общей силовой работе, то есть о способах передачи усилий в ней. Такой способ графического представления силовой работы конструкции часто используется в данном учебном пособии и его рекомендуется использовать при выполнении учебных заданий и реальных проектных работ. Если конструктивный элемент находится в условиях только одноосного растяжения, то форма его поперечного сечения принципиально может быть любой: величина силового фактора и потребный теоретический объем конструкции от нее не зависят и определяются только величинами действующей силы и длины элемента (расстоянием, на которое передается внешняя сила). В условиях одноосного сжатия разрушение может наступить в результате потери устойчивости (местной или общей). В этих случаях форму поперечного сечения элемента надо выбрать такой, для которой наименьшее критическое напряжение из всех возможных форм потери устойчивости принимало бы наибольшее значение (при заданной площади поперечного сечения). Примером использования рациональных форм поперечного сечения конструктивных элементов, нагруженных растяжением – сжатием, могут быть трубчатые тяги в системах управления самолётом, стрингеры и разнообразные стойки в конструкциях несущих поверхностей и фюзеляжа. Рекомендации по выбору рациональных форм и параметров поперечных сечений сжатых элементов конструкций содержатся в учебной и справочной литературе [9, 19, 20, 21, 29]. Там же приводятся и расчетные формулы для вычисления критических напряжений местной и общей потери устойчивости для стержней, пластин, оболочек и их элементов.

Сравнением значений силового фактора G или коэффициента силового фактора C_k для вариантов конструкций, показанных на рис. 5, можно выбрать лучшую из них – конструкцию минимальной массы

(здесь два лучших варианта 5а и 5г равнозначны, если не учитывать элементы, обеспечивающие приложение нагрузок). Напомним, что коэффициент C_k характеризует «затраты силового фактора» при передаче конструкцией единичной силы на единичное расстояние.

Обратившись к рис. 5, можно видеть, что для лучших вариантов 5а и 5г коэффициент C_k принимает значение равное 1 – это минимальное значение коэффициента силового фактора при передаче силы вдоль направления ее действия. Относительную эффективность силовой работы любых конструкций, выполняющих подобные функции, можно оценивать сравнением значений коэффициента C_k для них с единицей.

Обратимся теперь к элементарной задаче передачи силы по направлению, перпендикулярному направлению действия силы (для краткости будем использовать выражение «в поперечном направлении»). Схема условий задачи показана на рис. 6а: сила P приложена в т.1 на расстоянии l от опорной плоскости А и направлена параллельно ей. Область, в которой может размещаться конструкция, ограничена размерами l и h и показана пунктирными линиями.

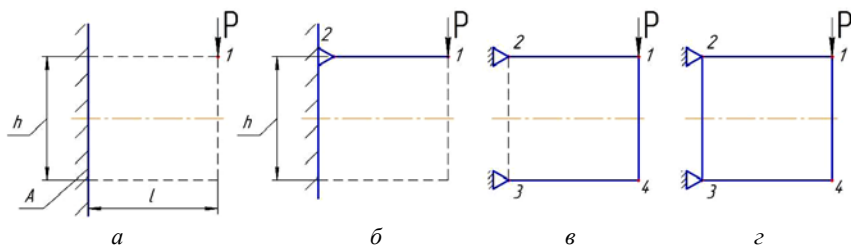


Рис. 6. Задача о передаче силы в поперечном направлении

Очевидно, что передать силу P на опору по кратчайшему пути – в поперечном направлении – одним шарнирно закрепленным на опоре стержнем невозможно (рис. 6б). Невозможно также выполнить задачу с помощью комбинации (совокупности) стержней, в которой оси стержней ориентированы либо вдоль направления линии действия силы, либо перпендикулярно к ней – такие системы геометрически изменяемы (рис. 6в, 6г). Необходим еще хотя бы один *наклонный* стержень (подкос), образующий с направлением силы P угол, отличный от прямого. Такой стержень будет иметь ненулевые проекции на направление действия силы и перпендикулярное ему. Некоторые из множества возможных ва-

риантов ферм, осуществляющих требуемую передачу силы P , показаны на рис. 7.

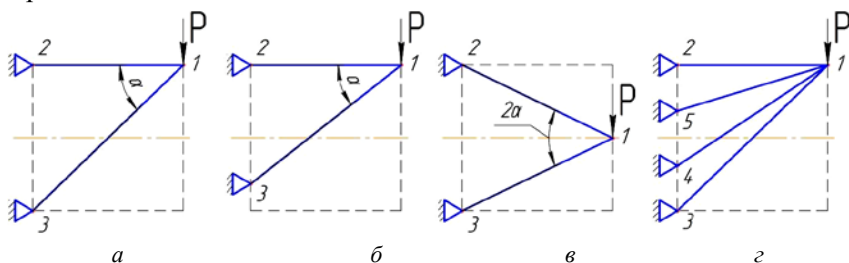


Рис. 7. Варианты решения задачи: a – двухстержневая ферма с подкосом максимальной длины; $б$ – двухстержневая ферма с подкосом меньшей длины; $в$ – двухстержневая симметричная ферма с наклонными стержнями; $г$ – статически неопределимая ферма

Замечание. В варианте $7в$ условия задачи несколько изменены: точка приложения силы смещена вдоль линии её действия на половину высоты области h . В практических задачах это не всегда возможно. Однако в нашем «академическом» случае такой приём позволяет, не изменяя по сути содержания задачи (передача силы P в поперечном направлении на расстояние l), включить в число рассматриваемых вариантов её решения симметричные конструкции ферм.

Сравнение эффективности силовой работы представленных на рис. 7 (и бесчисленного множества других возможных вариантов силовых ферменных конструкций, выполняющих поставленную задачу), можно провести по значениям силового фактора G (т.к. для всех вариантов значения P и l одинаковы) или коэффициента силового фактора C_k . Опирируя с модулями усилий в стержнях, для вариантов $a, б$ получим следующее (в приведённых далее соотношениях углы α для каждого варианта конструкции соответствуют показанным на рис. 7; обозначения стержней здесь и далее образованы номерами их узлов).

$$|N_{1-3}| = \frac{P}{\sin \alpha}; \quad |N_{1-2}| = \frac{P}{\operatorname{tg} \alpha}; \quad l_{1-3} = \frac{l}{\cos \alpha}; \quad l_{1-2} = l.$$

Силовой фактор

$$G = |N_{1-2}|l_{1-2} + |N_{1-3}|l_{1-3} = Pl \left(\frac{1}{\operatorname{tg} \alpha} + \frac{1}{\sin \alpha \cos \alpha} \right).$$

Коэффициент силового фактора

$$C_k = \frac{1}{\operatorname{tg} \alpha} + \frac{1}{\sin \alpha \cos \alpha}. \quad (15)$$

Если принять $h=l$ и $\alpha=45^0$, то коэффициент C_k получает значение 3,0. Это в три раза больше, чем при передаче силы стержнем вдоль ее линии действия. Нетрудно убедиться, что для симметричной фермы, показанной на рис. 7в, выражение для коэффициента силового фактора принимает вид:

$$C_k = \frac{1}{\sin \alpha \cos \alpha} = \frac{2}{\sin 2\alpha}. \quad (16)$$

Тогда для размеров области $h = l$ угол $2\alpha=53^0$, а коэффициент силового фактора этой фермы получает значение 2,5, т.е. 5/6 от несимметричной фермы, показанной на рис. 6а.

Анализ выражений (15) и (16) и полученных численных значений коэффициента силового фактора C_k позволяет выдвинуть два *предположения*. Во-первых, симметричная конструкция выгоднее несимметричной. Во-вторых, для обоих вариантов (симметричного и несимметричного) существует некоторый угол α , при котором коэффициент силового фактора принимает минимальное значение. Читателю предлагается провести самостоятельно проверку этих предположений – гипотез и найти наилучшее значение угла α_{opt} для каждого варианта. Напомним еще, что для симметричной двухстержневой фермы, которая передает силу P на опору вдоль линии действия силы (рис. 5б), коэффициент силового фактора может быть вычислен по соотношению (13).

Отдельный интерес представляют статически неопределимые схемы, один из вариантов которых показан на рис. 7г. Для вычисления усилий в стержнях здесь надо раскрывать статическую неопределимость. Для этого следует задаться соотношениями жесткостей стержней: площадями сечений стержней и их модулями упругости. Далее по полученным значениям усилий можно вычислить значения силового фактора, коэффициента силового фактора и дать оценку эффективности силовой работы вариантов конструкции. В случае использования одного материала для всех стержней, наиболее просто принять их площади попе-

речных сечений одинаковыми. Любознательному читателю предоставляется здесь обширное поле для упражнений и исследований в оценке эффективности силовой работы вариантов схем ферм и поиске рациональных конструкций. При этом можно рассмотреть также случаи одновременного действия сил параллельно опорной плоскости (передача в поперечном направлении) и перпендикулярно ей (передача вдоль линии действия силы).

1.3.2 Передача сил сдвигом

Обратимся вновь к задаче, условия которой показаны на рис. 6а и к конструкции, показанной на рис. 6г. «Неработоспособную» геометрически изменяемую систему из четырех стержней (рис. 6г) можно преобразовать в геометрически неизменяемую силовую конструкцию не за счет введения в нее «подкоса» 1-3 как на рис. 7а и 7в, а другим путем: «защитить» образованную стержнями рамку тонкой пластинкой – стенкой толщиной δ . Для простоты рассуждений будем считать стержни абсолютно жесткими, т.е. не испытывающими под действием нагрузок никаких деформаций. (Разумеется, в действительности это не так, но такое предположение помогает выделить главную часть в рассматриваемом явлении и понять механику передачи силы P , т.е. силовую работу данной конструкции). Оси стержней после деформации конструкции остаются прямыми, а их длина не изменяется. Края пластинки – стенки, соединенные по всей длине со стержнями, также остаются прямолинейными. Если перемещения узлов 1 и 4 очень малы (в практике часто бывает именно так), можно принять их линейными вдоль линии действия силы P (а не дугowymi относительно узлов 2 и 3). Тогда после деформации рамка стержней, защищенная стенкой, примет форму, показанную на рис. 8а пунктирными линиями. Здесь номерами 1' и 4' обозначены узлы 1 и 4 после деформации.

Ясно, что при этих условиях пластинка-стенка будет испытывать деформацию чистого сдвига. В сечениях стенки, параллельных стержням 1-4 и 2-3, будут действовать касательные напряжения τ и потоки касательных сил $T = \tau\delta$, уравнивающие внешнюю силу P . По закону парности касательных напряжений такие же напряжения и потоки

усилий будут действовать и в сечениях стенки, параллельных стержням 1-2 и 4-3. На рис. 8б стержни и стенка представлены в расчлененном виде и показано взаимодействие стенки с окаймляющими стержнями – потоки касательных сил T . На этом рисунке $T_{пл.}$ – поток, с которым стержни действуют на пластинку-стенку; $T_{ст.}$ – поток, с которым стенка действует на стержни.

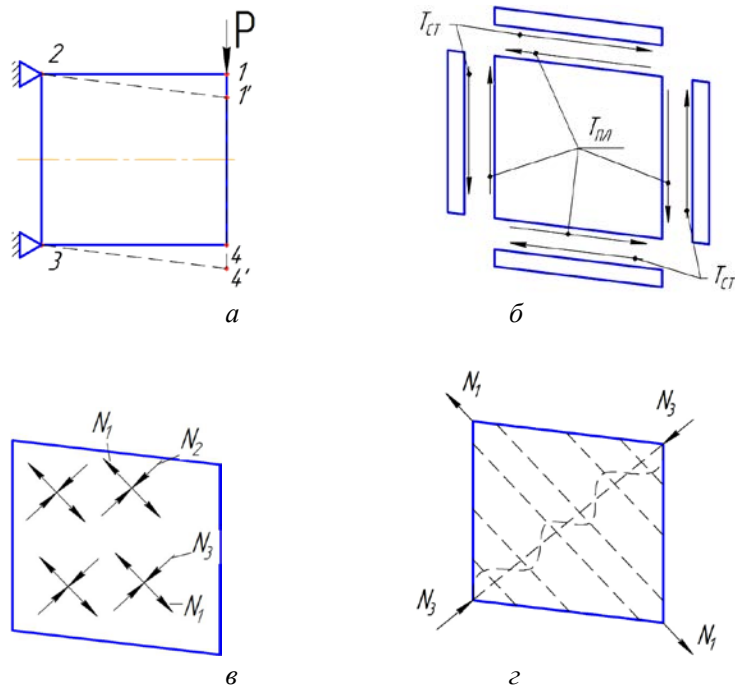


Рис. 8. Деформации и усилия в рамке с тонкой стенкой:
 а – деформированное состояние; б – усилия взаимодействия стенки с окаймляющими стержнями; в – потоки главных усилий в стенке;
 г – стенка, потерявшая устойчивость

Очевидно, что при этом в стержнях должны возникать, благодаря их взаимодействию со стенкой, осевые усилия. Очевидно также, что в любом сечении пластинки – стенки, окаймленной стержнями, на участке между стержнями 1-4 и 2-3 проекции осевых усилий в стержнях 1-2 и 4-3 на направление силы P равны нулю.

Иначе говоря, осевые усилия в этих стержнях не участвуют в уравнивании внешней силы P и в непосредственной передаче ее на опору. В данной конструкции внешняя сила передается в поперечном направлении *касательными усилиями* в пластинке – стенке. Стенка испытывает одинаковую деформацию сдвига по всей ее площади, и во всех ее сечениях, параллельных стержням, действуют одинаковые потоки касательных сил $T = P/h$ и касательные напряжения $\tau = T/\delta$.

Для оценки эффективности такого способа передачи силы в поперечном направлении подсчитаем значения силового фактора G стенки и коэффициента силового фактора C_k и сравним их с подобными значениями для ферменных конструкций. Для вычисления значения силового фактора воспользуемся общим выражением (8). Эквивалентное напряжение $\sigma_{\text{эkv}}$ вычислим с использованием общей формулы для удельной потенциальной энергии деформации через главные напряжения $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ при сложном напряженном состоянии [27].

При этом для чистого сдвига $\sigma_1=\tau, \sigma_2=0, \sigma_3=-\tau$ [27, с. 126]:

$$\sigma_{\text{эkv}} = (\sigma_1^2 + \sigma_3^2 - 2\mu\sigma_1\sigma_3)^{1/2}, \quad (17)$$

где $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ – главные напряжения, μ – коэффициент Пуассона.

Или, учитывая, что $|\sigma_1| = |\sigma_3| = |\tau|$

$$\sigma_{\text{эkv}} = [2(1 + \mu)\tau^2]^{1/2}. \quad (18)$$

Тогда, положив $\mu=0,3$, получим $\sigma_{\text{эkv}} = \sqrt{2,6}\tau$, а силовой фактор

$$G = \int_V \sigma_{\text{эkv}} dV = \sigma_{\text{эkv}} V = \sqrt{2,6}\tau\delta hl = \sqrt{2,6} \frac{P}{\delta h} \delta hl = \sqrt{2,6} Pl; \quad (19)$$

и коэффициент силового фактора

$$C_k = \sqrt{2,6} \approx 1,61. \quad (20)$$

Для полученных результатов (19) и (20) отметим два замечательных обстоятельства – вывода. Первое – из (19) следует, что при передаче силы в поперечном направлении стенкой, находящейся в условиях чистого сдвига, величина силового фактора G не зависит от параметра конструкции h , а определяется величиной действующей силы и расстоянием l , на которое передается сила. Это, конечно, почти очевидный факт, поскольку при изменении параметра h изменяется поток касательных сил T

и, при фиксированном значении толщины δ , касательное напряжение τ . При этом сила, действующая в поперечном сечении стенки, не изменяется. Для каждого значения h можно подобрать потребную толщину стенки δ , при которой напряжения в ней будут равны разрушающим. Условие прочности (1) будет выполняться как равенство, а стенка будет иметь минимальный потребный объем независимо от параметра h . (Так, например, теоретически потребная по условию статической прочности (без учёта влияния потери устойчивости) толщина стенки лонжерона однолонжеронного крыла и её масса не зависят от строительной высоты лонжерона и его размещения вдоль хорды крыла).

Второй вывод можно сделать, сравнивая значения коэффициентов силового фактора для ферм, показанных на рис. 7, и для рассмотренной нагруженной сдвигом тонкой стенки. Так, для соотношения размеров области $h=l$ нагруженная сдвигом пластинка выгоднее симметричной двухстержневой статически определимой фермы (рис. 7в), согласно соотношению значений коэффициентов силового фактора, в $2,5 : 1,61 \approx 1,55$ раза. (Без учёта массы стержней, к ним обратимся в следующем подразделе 1.3.3). Здесь замечательно то, что при уменьшении размера h по отношению к l угол 2α в вершине фермы, показанной на рис. 7в, будет уменьшаться, а коэффициент силового фактора, согласно (16) – расти; при этом коэффициент силового фактора тонкой пластинки – стенки будет оставаться неизменным.

На рис. 8в силовая работа стенки, которая передает силу в поперечном направлении и находится в условиях чистого сдвига, представлена потоками главных усилий $N_1 = \sigma_1 \delta$ и $N_3 = \sigma_3 \delta$ ($\sigma_2 = 0$). ПГУ N_1 и N_3 , соответственно растягивающие и сжимающие, направлены под углами $\pm 45^\circ$ к линии действия силы P и численно одинаковы. Потоки усилий N_1 и N_3 действуют на всем пространстве стенки, включая края, где стенка присоединена к стержням. Если размер h достаточно велик, то стенка с толщиной, потребной по условиям прочности $\delta_{\text{потр}} = \frac{P}{h\tau_{\text{разр}}}$, где $\tau_{\text{разр}}$ –

разрушающее напряжение сдвига, принятое по четвертой теории прочности, может потерять устойчивость уже при малых значениях касательных напряжений – критических напряжениях $\tau_{\text{кр}}$. Потеря устойчивости стенкой происходит под действием сжимающих ПГУ N_3 . Потерявшая устойчивость стенка покрывается волнами в направлении пото-

ков усилий N_3 – вдоль сжатой диагонали пластинки (см. рис. 7з). Потерявшая устойчивость стенка не может воспринимать усилия в направлении ПГУ N_3 большие, чем те, при которых произошла потеря устойчивости стенки. Формулы для критических напряжений потери устойчивости при сдвиге приводятся в учебной и справочной литературе [7, 8, 9, 19, 20, 21, 29, 31]. Если в идеальной модели предположить, что потеря устойчивости стенки произойдет при значениях касательных напряжений, равных нулю, то волны потери устойчивости будут ориентированы строго под углом 45^0 к направлению действия силы. При этом в стенке вдоль направления главных напряжений σ_1 будут действовать растягивающие напряжения $\sigma_{\text{раст.ст}}$ по абсолютной величине вдвое большие тех, которые действовали бы в стенке без потери устойчивости. Такое явление называют «чисто диагональным полем растяжения» (см., например, [31]).

$$\sigma_{\text{раст.ст}} = 2\sigma_1 = 2|\sigma_3| = 2|\tau|; \quad |\tau| = \left| \frac{P}{h\delta_{\text{ст}}} \right|. \quad (21)$$

В реальных конструкциях критические напряжения тонких стенок $\tau_{\text{кр.ст.}}$, нагруженных сдвигом, больше нуля и угол наклона волн отличается от 45^0 . Растягивающие напряжения в стенке после потери ею устойчивости вычисляются по соотношению [7]:

$$\sigma_{\text{раст.ст}} = 2\tau \left(1 - \frac{\tau_{\text{кр}}}{\tau} \right),$$

где τ вычисляется по формуле (21), а $\tau_{\text{кр}}$ – критическое касательное напряжение потери устойчивости стенки.

После потери устойчивости стенки она взаимодействует с окаймляющими стержнями частично как до потери устойчивости – потоками главных усилий N_1 и N_3 , соответствующими значению критических касательных напряжений в стенке $\tau_{\text{кр}}$, – и частично дополнительными усилиями растяжения, действующими в стенке вдоль растянутой диагонали после потери устойчивости стенки. Работа стенок, потерявших устойчивость при сдвиге, и их взаимодействие с окаймляющими стержнями подробно рассмотрены в литературе (см., например, [8, 9, 29, 31, 32]).

Итак, эффективной (рациональной) конструкцией для передачи силы в поперечном направлении является стенка, работающая на сдвиг.

Силовой фактор стенки не зависит от высоты (ширины) стенки, а определяется только величиной действующей силы и расстоянием, на которое осуществляется передача силы. Коэффициент силового фактора имеет стационарное значение (при использовании четвёртой теории прочности (коэффициент Пуассона $\mu=0,5$) – 1,73). Возможные осложнения в работе стенки связаны с потерей ею устойчивости. При этом стенка, соединенная по всем четырем сторонам с достаточно жесткими стержнями, полностью работоспособность не утрачивает, но система внутренних усилий (механика силовой работы) и жесткость конструкции существенно изменяются [31].

1.3.3 Передача сил балкой

Обратимся теперь к стержням, окаймляющим по всем сторонам стенку (рис. 8а и 8б). Рассмотрим сначала взаимодействие стенки со стержнями 1-2 и 4-3.

Схема взаимодействия показана на рис. 9а – 9г.

На рис. 9а показана стенка, нагруженная самоуравновешенными потоками касательных сил (ПКС) $T_{пл.}$ (обозначение усилий аналогично рис. 8) и стержни 1-2 и 3-4, на которые со стороны стенки действуют ПКС стенки $T_{ст.}$ Стержни 1-4 и 2-3 на этом рисунке для удобства не показаны. ПКС $T_{ст.}$ создают в поперечных сечениях стержней 1-2 и 4-3 нормальные усилия соответственно растяжения и сжатия. На рис. 9б показаны участки этих стержней длиной z и действующие на них самоуравновешенные усилия. ПКС $T_{ст.}$ на участке длиной z создают нормальные усилия в стержнях $|\Delta N_{1-2}| = |\Delta N_{4-3}| = T_{ст.}z$.

На рис. 9в показаны эпюры нормальных усилий в стержнях и опорные реакции в узлах $|R_2|$ и $|R_4| = |T_{ст.}|l$.

На рис. 9г показана правая отсеченная часть конструкции – рамка с пластинкой и стержнями, на которую действует самоуравновешенная система сил: одна внешняя сила P и внутренние усилия (действие отсеченной левой части конструкции) – нормальные в стержнях 1-2' и 4-3' и ПКС в стенке $T_{ст.}$. Ранее уже были установлены значения всех внутренних усилий ($T_{ст.} = P/h$; $|\Delta N_{1-2}| = |\Delta N_{3-4}| = |T_{ст.}|z$) путём анализа взаимо-

действия стенки и стержней. Теперь можно получить те же соотношения, рассматривая равновесие отсеченного участка конструкции в целом.

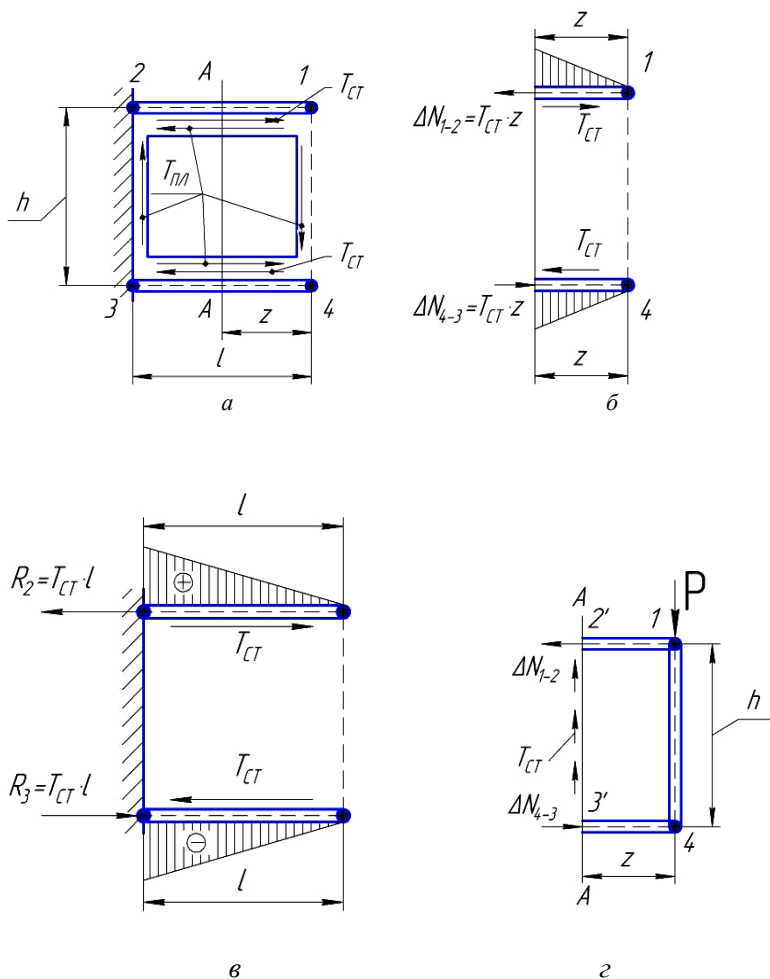


Рис. 9. Образование нормальных усилий в стержнях:
 а – взаимодействие со стенкой; б – уравнивание участков стержней;
 в – эпюры нормальных усилий в стержнях и опорные реакции;
 г – уравнивание участка стенки совместно со стержнями

Действительно, проектируя все силы на направление действия силы P , получим равенство $P = T_{\text{ст}} h$, откуда $T_{\text{ст}} = P/h$; приравняв нулю сумму моментов относительно точки 2' или 3', получим равенство $Pz = \left| \Delta N_{1-2} \right|_{4-3} h$, откуда $\left| \Delta N_{1-2} \right|_{4-3} = Pz/h = T_{\text{ст}} z$. Таким образом, ПКС $T_{\text{ст}}$ на длине h создает внутреннее усилие, уравнивающее внешнюю силу P , обеспечивает передачу ее от крайнего правого сечения – от стержня 1-4 – в поперечном направлении на расстояние z . При этом передача («перенос») силы P параллельно самой себе на расстояние z сопровождается возникновением момента $M = Pz$. Этот момент, создаваемый в сечении А-А внешней силой P , уравнивается парой внутренних нормальных усилий в стержнях с плечом пары h .

Итак, в рассматриваемой конструкции стенка передает внешнюю силу P в поперечном направлении и испытывает деформацию сдвига; нормальные усилия растяжения – сжатия в стержнях уравнивают момент, возникающий при поперечной передаче силы.

Для полной ясности необходимо установить назначение стержней 1-4 и 2-3 и понять механику выполнения ими своих функций. С этой целью рассмотрим их взаимодействие со стенкой. На рис. 10а – 10д показаны эти стержни, действующие на них самоуравновешенные системы внешних сил и внутренних усилий со стороны отсеченных частей конструкции, а также три варианта опорных реакций.

Рис. 10а показывает передачу внешней силы P на стенку – преобразование сосредоточенной силы в ПКС посредством стержня 1-4. В поперечных сечениях стержня действуют усилия сжатия, переменные по длине стержня – от $N_{1-4} = P$ в т.1 до нуля в т.4. Любой участок этого стержня уравнивается аналогично тому, как показано на рис. 9б для стержней 1-2 и 3-4. На рис. 10б показано нагружение стержня 2-3 ПКС $T_{\text{ст}}$ и образование вертикальных опорных реакций в точках 2 и 3. Реакции создаются обоими опорами. Считая жесткости опор одинаковыми (в нашем случае стержни и опоры абсолютно жесткие), реакция в каждой опоре будет уравнивать половину силы P . Эпюра нормального усилия в стержне 2-3 для этого случая также показана на рисунке. Таким образом, посредством стержня 2-3 осуществляется «обратное» преобра-

зование ПКС T_{CT} в сосредоточенную силу, точнее – в две сосредоточенные силы реакций в т.т. 2 и 3, уравнивающие внешнюю силу P .

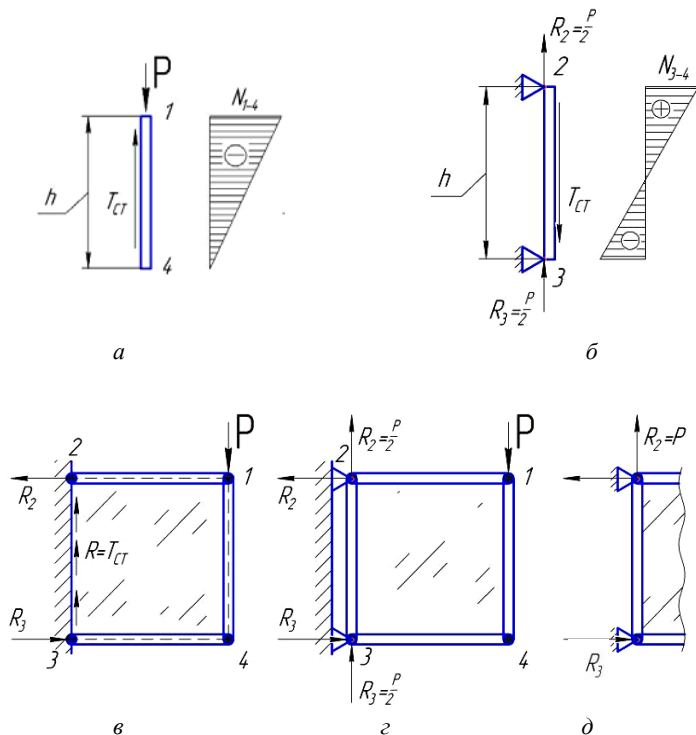


Рис. 10. Взаимодействие со стенкой вертикальных стержней и образование опорных реакций: а – передача внешней силы на стенку; б – передача силы от стенки к стержню 3-4; в – стержень 3-4 совмещен с опорной плоскостью; г – опорные реакции при закреплении конструкции на двух шарнирно-неподвижных опорах; д – случай одной шарнирно-подвижной опоры

Полная система опорных реакций, уравнивающая внешнюю силу P и момент, образовавшийся при передаче ее в поперечном направлении на расстояние l , показана на рис. 10в. Можно надеяться, что внимательному читателю не составит труда представить систему внутренних сил в любых сечениях конструкции, параллельных или перпендикулярных линии действия внешней силы P . На рис. 10д показаны опорные реакции для варианта, в котором опора в точке 3 выполнена

шарнирно-подвижной. Очевидно, что вся система внутренних усилий в конструкции в этом случае остается неизменной за исключением только стержня 2-3. Читателю предлагается самостоятельно построить эпюру нормальных усилий в стержне 2-3 в этом случае. На рис. 10г показан вариант крепления конструкции, в которой стержень 2-3 совмещен с опорной плоскостью, т.е. стенка по всей стороне длиной (высотой) h соединена с опорой. Ясно, что в этом варианте условия работы других стержней и стенки останутся неизменными. Лишь вертикальные сосредоточенные реакции в т.т. 2 и 3 замещаются распределённым ПКС взаимодействия стенки с опорной плоскостью.

Замечание. В действительности в конструкциях, подобных рассмотренной, стержни не могут быть абсолютно жесткими. Их деформации могут привести к появлению концентрации напряжений, особенно в местах приложения больших сосредоточенных сил (точки 1, 2, 3 в данном случае). В результате ПКС в сочленениях стенки со стержнями – стойками 1-4 и 2-3 станут переменными, а эпюры нормальных усилий в стержнях – нелинейными. Концентрация напряжений распространяется на небольшую окрестность в зоне приложения сосредоточенной силы. Поэтому в проектной практике часто используют представленные здесь модели взаимодействия стержней и тонких стенок. Концентрацию напряжений учитывают различными способами и всеми средствами стараются устранить или уменьшить [5, 9, 19, 20, 21].

Подготовленному читателю, для которого предназначено настоящее учебное пособие, ясно, что рассмотренная система внутренних усилий в пластинке с соединенными с ней стержнями и взаимодействие этих усилий характерны для участка тонкостенной балки – «идеального двутавра» при поперечном изгибе. В такой балке горизонтальные стержни – пояса (1-2, 4-3 на рис. 8, 9, 10), работающие на растяжение или сжатие, и пластинка – стенка, работающая на сдвиг, обеспечивают передачу внешней перерезывающей силы (стенка) и уравнивание изгибающего момента (пояса) в сечении балки. Посредством стержней-стоек 1-4 и 2-3 осуществляется преобразование внешней сосредоточенной силы P в ПКС в стенке (стержень 1-2) и обратное преобразование ПКС в опорные реакции (стержень 2-3).

Теперь можно сопоставить значения силового фактора и коэффициента силового фактора всей конструкции в виде комбинации стенки и окаймляющих ее стержней по соотношениям (8) и (13) соответственно.

Подсчитаем сначала значение силового фактора стержней. Из рис. 9 и 10 видно, что в каждом стержне нормальные усилия линейно изменяются по длине стержня от нулевого до максимального значения. При соотношении размеров $l/h=1$ максимальные усилия в стержнях достигают величины внешней силы P .

Тогда силовой фактор стержней для варианта 10в составит $G_{cm} = 3 \times 0,5 \times |P| \times l = 1,5|P|l$. Силовой фактор всей конструкции принимает значение $G_{\Sigma} = G_{стенки} + G_{ст} = 1,61Pl + 1,5Pl = 3,11Pl$, а коэффициент силового фактора $C_{k_{\Sigma}} = 3,11$. Это значение больше, чем для симметричной фермы (рис. 7в) в $3,11/2,5 \approx 1,24$ раза. Для фермы с подкосом (рис. 7а) такое соотношение составит (см. стр. 39) $3,11/3,0 \approx 1,04$.

Понятно, что соотношение значений коэффициента силового фактора стержневой конструкции – фермы и комбинации тонкой стенки и стержней-поясов (1-2, 4-3) и стоек (1-4, 2-3), т.е. консольной балки с шарнирными узлами крепления по поясам, будет изменяться в зависимости от параметра l/h . Обозначим этот параметр \bar{l} и будем называть его далее удлинением балки. Запишем расчетные соотношения для составляющих силового фактора фермы и балки. Для этого воспользуемся рис. 11.

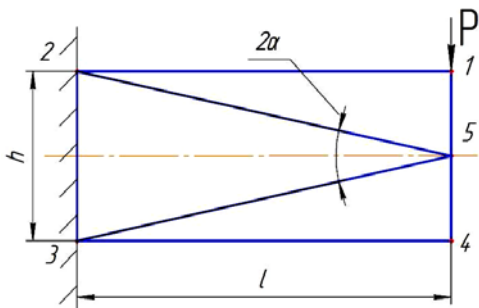


Рис. 11. Ферма и балка, вписанные в область с размерами l и h

Согласно (16) коэффициент силового фактора фермы

$$C_{k_{фермы}} = \frac{2}{\sin 2\alpha}; \quad \alpha = \arctg \frac{h}{2l} = \arctg \frac{1}{2\bar{l}}.$$

Составим выражение для коэффициентов силового фактора для элементов балки и просуммируем их.

– Для стенки из (19) согласно *четвёртой теории прочности* следует $C_{k_{стенки}} = \sqrt{3} = 1,73$;

– для двух стержней – поясов 1-2 и 3-4

$$G_{\text{поясов}} = 2 \times 0,5 \times T_{\text{ст}} \times l \times l = \frac{P}{h} l^2 = Pl\bar{l},$$

тогда коэффициент силового фактора для поясов $C_{k_{\text{поясов}}} = \bar{l}$.

Для двух стоек 1-4 и 2-3 силовой фактор

$$G_{\text{стоек}} = 2 \times 0,5 \times T_{\text{ст}} \times h \times h = \frac{P}{h} h^2 = Ph,$$

тогда коэффициент силового фактора стоек $C_{k_{\text{стоек}}} = G_{\text{стоек}} \frac{1}{Pl} = \frac{h}{l} = \frac{1}{\bar{l}}$.

Расчетные соотношения для коэффициентов силового фактора симметричной фермы, составленной из стержней 5-2 и 5-3 на рис. 11, и балки, ограниченной отрезками, проходящими через точки 1-2-3-4 – на том же рисунке, представим в следующем виде.

– Ферма из двух стержней 5-2 и 5-3:

$$C_{k_{\text{фермы}}} = \frac{2}{\sin 2\alpha}; \quad \alpha = \arctg \frac{h}{2l} = \arctg \frac{\bar{l}}{2} \quad (22)$$

– Стенка балки. $C_{k_{\text{стенки}}} = \sqrt{3} \approx 1,732$.

– Пояса балки

$$C_{k_{\text{поясов}}} = \bar{l}. \quad (23)$$

– Стойки для передачи силы P на стенку и обратно

$$C_{k_{\text{стоек}}} = \frac{1}{\bar{l}}. \quad (24)$$

— Балка в целом

$$C_{k_{\text{балки}}} = C_{k_{\text{стенки}}} + C_{k_{\text{поясов}}} + C_{k_{\text{стоек}}} \approx 1,732 + \bar{l} + \frac{1}{\bar{l}}. \quad (25)$$

Численные значения величин, полученные по соотношениям (22)–(25) для некоторых значений удлинения балки \bar{l} приведены в табл. 1.

Таблица 1 – Коэффициенты силового фактора фермы и балки в зависимости от удлинения балки \bar{l} .

\bar{l}	1	2	4	8	16	32	50
2α , град.	53	28	14 ⁰ 20'	7 ⁰ 8'	3 ⁰ 34'	1 ⁰ 48'	1 ⁰ 10'
$C_{k_{\text{фермы}}}$	2,504	4,260	8,078	16,10	32,15	63,69	98,04
$C_{k_{\text{балки}}}$	3,732	4,231	5,981	9,855	17,79	33,76	51,75
В.Т.Ч.	$C_{k_{\text{поясов}}}$	1,000	2,000	4,000	8,000	16,000	32,00
	$C_{k_{\text{стоек}}}$	1,000	0,500	0,250	0,125	0,0625	0,0312
	$C_{k_{\text{стенки}}}$	1,732	1,732	1,732	1,732	1,732	1,732
$\frac{C_{k_{\text{фермы}}}}{C_{k_{\text{балки}}}}$	0,671	1,007	1,351	1,635	1,807	1,887	1,894

Анализ приведенных в табл. 1 значений позволяет сделать некоторые выводы. Ясно, что при малых значениях удлинения балки \bar{l} (не более чем ~ 2) выгодно передавать силу в поперечном направлении ферменной конструкцией с рациональной схемой стержней. В области значений \bar{l} около 2,0 ферменная и балочная конструкции являются конкурирующими по потребному объему материала и массе конструкции. В реальных условиях в этой области значений \bar{l} результат сравнения этих вариантов конструкции в большой мере будет зависеть от мастерства конструктора и других условий – ограничений, в том числе технологических. При значениях \bar{l} от нескольких единиц и более передача сил в поперечном направлении тонкостенной балкой приобретает неоспоримое преимущество перед использованием для этой цели двухстержневой фермы.

Нельзя не обратить внимание на то, что с ростом значения удлинения балки \bar{l} в общей величине силового фактора балки растет доля поясов и уменьшается доля стенки и стоек. Подчеркнем, что при этом абсо-

лютное значение коэффициента силового фактора стенки остается постоянным. Можно заметить, что при некоторых дополнительных допущениях предельное значение отношения коэффициента силового фактора фермы $C_{k_{фермы}}$ к таковому же для балки $C_{k_{балки}}$ составит 2,0. Читателю предлагается самостоятельно сформулировать такие допущения и пояснить физическую природу этого отношения, а также показать его математическую модель.

В реальных конструкциях балок пояса имеют конкретные размеры – толщины полок, отличные от нуля, и эффективная высота балок $h_{эф}$ уменьшается по сравнению с рассмотренной моделью идеального двутавра. Известно, что за эффективную высоту поперечного сечения балки принимают расстояние между центрами тяжести плоских фигур, образующих поперечные сечения поясов. Мастерство (квалификация) конструктора должно проявиться в подобных случаях в том, чтобы сконструировать поперечное сечение балки с наибольшим значением эффективной строительной высоты сечения. При этом должны быть учтены все возможные формы разрушения, в том числе потери устойчивости, поясов и стенки балки [17, 19, 20, 21].

Эффективность силовой работы ферменной конструкции при больших значениях \bar{l} можно повысить, если полнее использовать строительную высоту области h (рис. 11). Или, другими словами, тонкую стенку в балке заменить некоторой «решеткой» стержней. Некоторые примеры таких балок ферменной конструкции показаны на рис. 12.

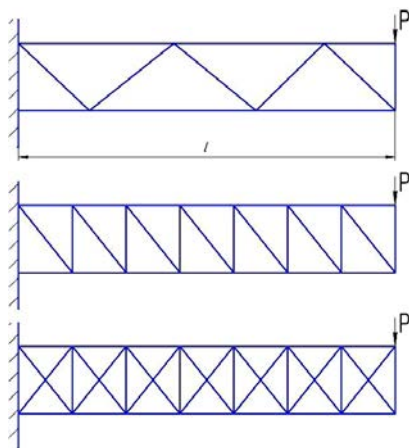


Рис. 12. Примеры балок, составленных только из стержней

Читатель может самостоятельно предложить варианты схем подобных балок и провести сравнение эффективности их силовой работы между собой и с тонкостенными балками с различными значениями $h_{эф}$. По результатам сравнения можно выбрать наилучшую схему балки, для которой значение коэффициента силового фактора (или силового фактора при фиксированных значениях h и l) будут минимальными.

1.3.4 Передача крутящих моментов

В летательных аппаратах конструкции, состоящие из стержней и плоских или искривленных тонкостенных элементов, эффективно выполняют задачи передачи внешних сил вдоль направления линии действия силы и (или) в поперечном направлении. Принципиально теми же элементами, работающими либо на сдвиг, либо на растяжение или сжатие, может быть осуществлена передача крутящего момента, действующего относительно какой-либо оси. Из строительной механики тонкостенных конструкций известно, что эффективные конструкции для передачи крутящих моментов представляют замкнутые тонкостенные контуры – тонкостенные оболочки (рис. 13).

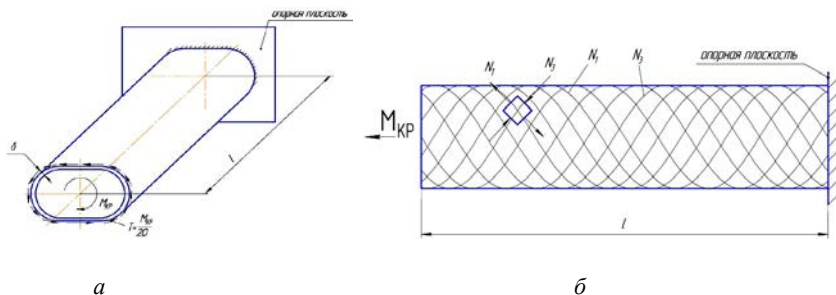


Рис. 13. Кручение тонкостенной оболочки с замкнутым контуром поперечного сечения: *а* – схема нагружения; *б* – потоки главных усилий (ПГУ)

На этом рисунке: $M_{кр}$ – крутящий момент; δ – толщина оболочки; l – длина оболочки (расстояние, на которое передается крутящий момент); Ω – площадь фигуры, ограниченной замкнутым контуром поперечного сечения оболочки; T – поток касательных усилий в тонкостенном контуре поперечного сечения оболочки. В предположении о том, что после деформации поперечные сечения оболочки остаются плоскими (как и до деформации), каждое поперечное сечение оболочки под действием внешнего крутящего момента $M_{кр}$ совершит поворот относительно оси оболочки на некоторый угол, отличающийся от такового в других сечениях. В оболочке создастся деформация сдвига и соответственно касательные усилия и напряжения. Если толщина оболочки значительно меньше размеров контура, ограничивающего поперечное сечение, поток касательных усилий в контуре поперечного сечения можно определять по известной формуле Бредта:

$$T = \frac{M_{кр}}{2\Omega}. \quad (26)$$

Строго рассуждая, в этой формуле величина Ω должна определять площадь контура, ограниченную средней линией контура. По этой линии должны действовать потоки T , показанные на рис. 12. В реальных авиационных конструкциях толщина оболочки δ , как правило, во много раз меньше линейных размеров поперечного сечения (например, при диаметре фюзеляжа 3000 мм и толщине обшивки фюзеляжа 1,5 мм толщина оболочки $\delta_{общ}$ составляет всего 0,001 от радиуса ограниченного

ею круга). Поэтому в практике за величину Ω принимают площадь фигуры, ограниченной линией наружного контура поперечного сечения оболочки.

Для оценки эффективности силовой работы такой конструкции подсчитаем значение силового фактора и коэффициента силового фактора оболочки, показанной на рис. 13. Материал оболочки во всём объеме конструкции находится в условиях сдвига с касательными напряжениями

$$\tau = \frac{T}{\delta} = \frac{M_{кр}}{2\Omega\delta}. \quad (27)$$

Эквивалентные напряжения при сдвиге $\sigma_{экр} = \sqrt{3}\tau$. Объем материала оболочки

$$V = F_{сеч} l = \delta \Pi l,$$

где V – объем материала оболочки; $F_{сеч}$ – площадь, Π – периметр поперечного сечения оболочки.

Тогда значение силового фактора $G_{ст}$ тонкостенной оболочки с замкнутым контуром площадью Ω и толщиной оболочки δ , которая передает крутящий момент $M_{кр}$ на расстояние l , вычислим согласно выражению

$$G_{об} = \int_V \sigma_{экр} dV = \sigma_{экр} V = \sqrt{3} \frac{M_{кр}}{2\Omega\delta} \delta \Pi l = 0,5\sqrt{3} M_{кр} l \frac{\Pi}{\Omega} \quad (28)$$

Из этого выражения видно, что меньшие значения силового фактора при прочих одинаковых условиях будут иметь оболочки с меньшими отношениями периметра к площади контура. Потребный объем и масса конструкции будут тем меньше, чем меньше это отношение. Известно, что это отношение минимально для окружности и ограниченного ею круга. Иначе говоря, наилучшей конструкцией для передачи крутящего момента является тонкостенная оболочка с круговой формой поперечного сечения (тонкостенный вал).

Для того, чтобы получить выражение для коэффициента силового фактора $C_{k_{об.кр}}$ при передаче тонкостенной оболочкой с замкнутым контуром крутящего момента $M_{кр}$ на расстояние l , необходимо определить характерную внешнюю силу и характерный линейный размер конструк-

ции. За линейный размер конструкции (напомним, он должен определять направление и путь передачи характерной силы) естественно принять длину оболочки l . Для определения характерной силы представим внешний крутящий момент как результат действия пары сил с плечом, равным площади контура Ω в степени $1/2$, и в качестве характерной силы возьмём одну из составляющих этой пары:

$$P_r = \frac{M_{кр}}{\Omega^{1/2}}.$$

Тогда из (13) с учётом (28) выражение для коэффициента силового фактора в рассматриваемых условиях приобретает вид

$$C_{k_{ос.кр}} = \frac{\sqrt{3}}{2} \frac{P}{\Omega^{1/2}}. \quad (29)$$

Для оболочки с круговой формой поперечного сечения периметр $P = \pi D$, а площадь контура $\Omega = \frac{1}{4} \pi D^2$. Подставив эти выражения в формулу (29), получаем, что значение коэффициента силового фактора цилиндрической тонкостенной оболочки с круговой формой поперечного сечения, нагруженной крутящим моментом, составляет 3,069, т.е. имеет стационарное значение и не зависит от диаметра оболочки.

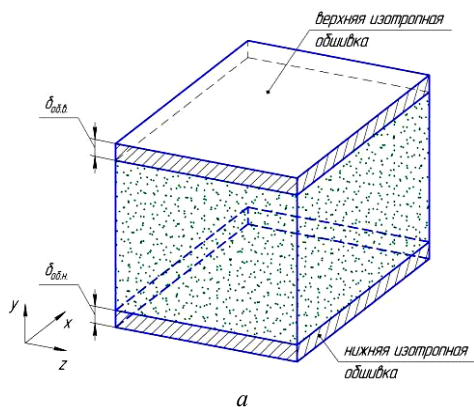
Механика силовой работы конструкции в рассматриваемых условиях принципиально аналогична работе стенки при передаче силы в поперечном направлении (перерезывающей силы). ПГУ в оболочке (N_1 и N_3) представляют собой винтовые линии с углами подъема $\pm 45^\circ$ к оси оболочки, как показано на рис. 13б.

1.3.5. Передача сил объёмным напряженным состоянием

Силовые конструкции, составленные из тонкостенных элементов, находящихся в плоском напряженном состоянии, и стержней, работающих на одноосное напряжение или сжатие, наиболее распространены в конструкциях летательных аппаратов. Однако в местах, где приложены большие сосредоточенные силы, обеспечить местную прочность конструкции только стержневыми и тонкостенными элементами не всегда

удается. В этих зонах (узлах) требуются массивные силовые элементы, материал в которых испытывает объемное напряженное состояние, т.е. все три главных напряжения σ_1 , σ_2 , σ_3 существенно отличны от нуля и соизмеримы по абсолютному значению. В сущности, назначение этих силовых элементов в каркасных агрегатах планера самолета состоит в том, чтобы обеспечить местное восприятие сосредоточенных силовых воздействий и преобразовать их в распределенные внутренние усилия в тонкостенных элементах и одноосных стержнях. Для анализа механики силовой работы конструкции в таких зонах и поиска рациональных путей и способов передачи сил на тонкостенные и стержневые элементы используются специальные *объемные модели тела переменной плотности* [33, 34, 35].

В значительном числе случаев, в частности, при проектировании несущих поверхностей, включая проектирование узлов, хорошие результаты достигаются путем использования объемных трехслойных элементов, составленных из двух слоев изотропной обшивки, в которой создается плоское напряженное состояние, и находящегося между ними непрерывного заполнителя, который может работать только на сдвиг (подобно стенке в балке – идеальном двутавре). Схема такого элемента показана на рис. 14а.



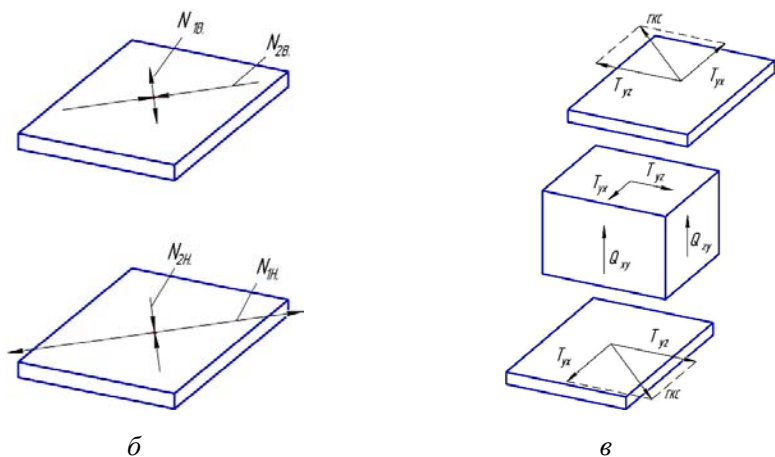


Рис. 14. Трехслойный объемный элемент: *а* – схема элемента; *б* – ПГУ в несущих слоях; *в* – взаимодействие несущих слоев с наполнителем

На рис. 14б показаны ПГУ в верхней и нижней обшивках, а на рис. 14в представлена схема взаимодействия наполнителя с верхней и нижней обшивками. Наполнитель работает на сдвиг и передает перерезывающие силы Q_{xy} и Q_{xz} (показаны перерезывающие силы и ПКС только на видимых гранях элемента). В плоскостях сочленения наполнителя с обшивками действуют касательные напряжения τ_{yx} и τ_{xz} и ПКС, численно равные касательным напряжениям. Их векторная сумма названа главной касательной силой (ГКС) [16, 33]. Для визуального представления ГКС можно изображать как векторы с началом в центре масс элемента обшивки при виде на нее сверху (снизу). Действие наполнителя на несущие слои обшивки в виде передачи перерезывающих сил Q_{xy} и Q_{xz} можно заменить либо действием пары ортогональных стенок, расположенных в плоскостях XY и ZY соответственно, либо одной стенкой, размещенной в плоскости действия ГКС. В последнем случае, очевидно, стенка будет иметь минимальную массу [33, 35].

Картины ПГУ в верхней и нижней обшивках и картины ГКС в наполнителе дают наглядное представление о силовой работе пространственной конструкции – направлениях действия и величинах ПГУ и ГКС и характере напряженного состояния несущих слоев – обшивок. На рис. 15 в качестве примера показана картина силовой работы неподвижной

части крыла с изменяемой стреловидностью [35] в одном из случаев нагружения.

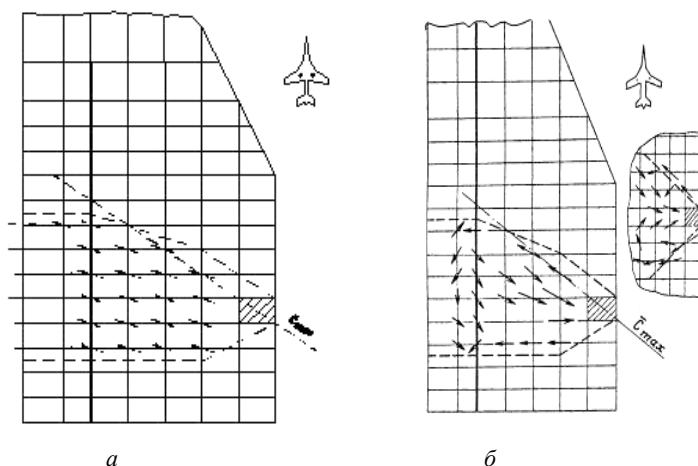


Рис. 15. Силовая работа неподвижной части крыла с изменяемой стреловидностью: *a* – потоки главных усилий в изотропных элементах верхнего несущего слоя; *б* – главные касательные силы в заполнителе

Как видно из приведенного описания, силовая работа объемного тела представляется здесь, как и раньше, взаимодействием участков конструкции, находящихся в плоском напряженном состоянии – несущих слоев (обшивок) и стенок. Но известно, что в зонах действия больших сосредоточенных сил и около больших вырезов наблюдаются большие градиенты усилий и напряжений, действуют значительные местные изгибающие моменты, которые приводят к несимметричности усилий в несущих слоях континуальной модели, составленной из трехслойных элементов, подобных показанным на рис. 14. В этих сложных случаях такая модель силовой работы конструкции становится мало пригодной. С целью устранения подобных затруднений в статье [33] было предложено использовать для моделирования и анализа силовой работы объемных силовых конструкций, а также для их оптимизации, гипотетический изотропный материал с переменной плотностью ρ , у

которого модуль упругости E и прочностные характеристики пропорциональны плотности [35]

$$E = \rho \bar{E}, \quad (30)$$

$$\bar{\sigma} = \rho \bar{\sigma}, \quad (31)$$

где $\bar{\sigma}$ – разрушающее (допускаемое) напряжение материала; \bar{E} и $\bar{\sigma}$ – модуль упругости и разрушающее (допускаемое) напряжение при единичной плотности.

Следуя [33], использованию такой модели конструкционного материала можно привести следующие обоснования.

Первое. При большом разнообразии плотности, упругих и прочностных свойств современных конструкционных материалов их удельные характеристики значительно однообразнее, т.е. налицо связь механических свойств материалов с их плотностью.

Второе. Современные технологии получения композиционных материалов путем армирования или вспенивания позволяют практически получить материалы со свойствами, подобными представленным соотношениям (30) и (31).

Третье. Многие естественные объекты – конструкции, выполняющие функцию передачи сил, по своей структуре не являются однородными. Такие совершенные природные «конструкции» как кости имеют переменную по поперечному сечению плотность: плотное и прочное вещество на периферии, менее прочное пористое вещество с уменьшающейся плотностью по мере приближения к центру.

С целью анализа силовой работы объемных конструкций и отыскания рациональных способов и путей передачи усилий в ней конструкция разбивается на трехмерные элементы, в пределах которых плотность материала и связанные с ней соотношениями (30) и (31) механические свойства считаются постоянными. Характеристики напряженно-деформированного состояния конструкции в целом и каждого трехмерного элемента рассчитываются с использованием метода конечных элементов. Для отыскания рациональных (т.е. близких к оптимальным) конструкций используются различные процедуры оптимизации, в которых за проектные переменные принимают плотности материала в эле-

ментах [35]. Разработано программное обеспечение, реализующее эти процедуры и позволяющее находить оптимальное или близкое к нему распределение плотности материала и механических свойств согласно (30) и (31) в объемной конструкции по критерию равнопрочности [36, 37], а также с учетом условий устойчивости и требований к жесткости конструкций [38]. Однако пока не вполне ясными здесь представляются вопросы интерпретации силовой работы конструкции по результатам оптимизации и вопросы перехода к понятным и реализуемым конструктивно-силовым схемам. Некоторые варианты решения этих вопросов описаны в последующих разделах учебного пособия.

Иные подходы к моделированию и оптимизации объемных конструкций использованы и реализованы в зарубежных работах [см., например, 39, 40].

2 АНАЛИЗ ЗАДАНИЯ НА ПРОЕКТИРОВАНИЕ

В реальном проектировании самолета техническое задание (ТЗ) на проектирование содержит сведения о назначении объекта проектирования, условиях его применения (использования), важнейшие технические и технико-экономические характеристики объекта. Изучение и анализ задания – это первый и очень важный этап работы. Но именно важность этого этапа часто недооценивается студентами и даже начинающими профессиональными конструкторами. Применительно к проектированию узла силовой конструкции результатом выполнения этапа должны стать четкие и по возможности наиболее полные ответы на следующие вопросы (разумеется, их формулировки надо принимать как примерные).

1) Что предстоит спроектировать? Каково назначение узла и какие функции он выполняет в составе агрегата? Здесь важно перечислить и подробно охарактеризовать все функции рассматриваемого фрагмента конструкции: силовая (передача сил), компоновочная (обеспечение необходимого внутреннего объема для размещения элементов систем самолета и самой конструкции), кинематическая (обеспечение подвижности и кинематических параметров движения, если таковые заданы), аэродинамическая (если поверхности проектируемого узла омываются воздушным потоком), эксплуатационная (необходимость доступа при обслуживании) и др. Назначение и функции узла следует формулировать конкретно, подробно (но четко и кратко) и представлять в письменной форме (в расчётно-пояснительной записке проекта).

2) Каковы условия функционирования узла? Эта группа сведений также многообразна и требует подробного и тщательного изучения и представления: характеристика действующих нагрузок (сосредоточенные или распределенные, постоянные или переменные, места, направленные действия и способы приложения и т.д.); взаимодействие узла с прилегающей сопряженной конструкцией, наличие обязательных (т.е. указанных в ТЗ) разъемов внутри (в пределах) узла или по его границам, возможные ограничения на будущую конструкцию со стороны сопряженных элементов; характеристика окружающей среды (выходит узел на наружный контур или нет, находится в герметичной или негерметичной зоне агрегата, находится в контакте с топливом или другими средами, в том числе агрессивными, находится в запыленной или загрязненной

ной зоне, подвергается ли нагреву, каков диапазон рабочих температур, возможно ли обледенение и др.); особенности условий эксплуатации (наличие элементов для периодической смазки или осмотра, имеются ли зоны, которые будут подвергаться частой (или не частой) разборке, регулировке или контролю в эксплуатации и т.д.). Условия функционирования узла также представляют в письменной форме.

Полно и конкретно сформулированные назначение, функции и условия работы узла, по сути, характеризуют цель проектирования.

3) Каковы условия проектирования? Прежде всего, необходимо установить степень полноты исходных данных по содержанию задания на проектирование, изучить или составить перечень документации и других материалов, откуда исходные данные могут быть пополнены. Подчеркнем, что здесь имеем в виду только исходные данные, а не параметры конструкции узла, которые конструктор будет принимать в процессе проектирования. Например, в задании может быть не задан ресурс конструкции или, напротив, ограничен перечень допустимых для использования конструкционных материалов, технологий и т.п. Важно иметь ясные сведения о сроках выполнения проекта и его отдельных этапов, доступных программно-инструментальных и технических средствах, требованиях к оформлению и представлению документации в условиях все большего и массового внедрения в авиационную отрасль и в учебный процесс ИПИ (CALS) –технологий. Проектирование как процесс отличает итерационный характер, поскольку исходные данные в постановке проектной задачи бывают, как правило, неполными и часто неточными. А ошибки, допущенные в начале решения любой проектной задачи, влекут за собой обширные и трудно исправимые последствия. Поэтому следует стремиться как можно полнее представить источники исходных данных и использовать наиболее достоверные из них. При этом надо иметь в виду, что в процессе проектирования могут потребоваться дополнительные данные, не учтенные в начале проектирования. Желательно, чтобы их использование не повлекло бы за собой необходимость изменения основных исходных данных, принятых в начале проектирования, и пересмотра всех принятых ранее решений по проекту.

Завершают этап изучения и анализа задания на проектирование разработкой требований к проектируемой конструкции.

Характеристика общих требований к силовым авиационным конструкциям была дана в первом разделе пособия. Результаты анализа задания позволяют перейти от общих формулировок к конкретным требованиям с учетом назначения, функций и особенностей условий работы проектируемого узла.

Функциональные требования включают следующие развернутые формулировки.

1) *Назначение узла.*

2) *Перечень функций*, выполняемых узлом в составе конструкции агрегата или в сочленении агрегатов (для узлов стыка агрегатов).

3) *Требования к статической и усталостной прочности* конструкции узла формулируют в соответствии с заданными в задании нагрузками. Здесь необходимо самым внимательным образом просмотреть все возможные варианты нагружения узла и величины нагрузок, соответствие их Нормам летной годности самолётов (режимы полета, перегрузки, коэффициенты безопасности), включая дополнительные коэффициенты безопасности (для стыковых узлов агрегатов, отливок, конструкций из композиционных материалов и т.д.), взаимосвязь и соотношение расчетных, эксплуатационных и ресурсных (определяющих долговечность) нагрузок. Для подвижных элементов предусмотреть проверку условий прочности при различных положениях звеньев кинематической цепи. Необходимо конкретно сформулировать условия проверки достижения предельного состояния, согласно подразделу 1.1 данного пособия, всеми силовыми элементами узла (условия (1), (2), (3), (4)).

4) *Требования к жесткости* конструкции узла. Конкретные формулировки данного требования получают с использованием типовых, приведенных в первом разделе пособия, с учетом конкретных количественных характеристик действующих нагрузок, условий функционирования узла и анализа возможного влияния деформаций на работоспособность узла и прилегающей (ответной) конструкции, включая влияние их на характеристики прочности; провести анализ возможности влияния деформаций на перераспределение внутренних усилий между элементами и при необходимости отразить это отдельными указаниями в содержании требований.

5) *Требования к надежности* узла формулируют как совокупность требований к составляющим свойства «надежность» – к безопасности, долговечности, ремонтпригодности и сохраняемости. Как и для

предшествующих групп требований, на основе общих формулировок составляют конкретные требования, содержащие количественные показатели названных свойств конструкции с учетом установленных условий функционирования.

В требованиях *безотказности* указывают концепцию проектирования конструкции по условию обеспечения надежности: как безопасно подтверждаемой конструкции (БПК) или конструкции, гарантированной от повреждений (КГП). Проектируемый узел может содержать элементы (детали), спроектированные по одной концепции и элементы, спроектированные по другой концепции. Следует указать эти элементы и дать количественные характеристики безотказности для обеих групп элементов. Разумеется, детальный состав проектируемого узла на рассматриваемом этапе, как правило, неизвестен. Однако требования к безотказности названных групп элементов следует определить уже здесь, поскольку их необходимо будет учитывать на последующих этапах проектирования (выбор материалов и их свойств, поддетальный состав узла и типы соединений и др.). Для элементов БПК должны быть указаны места и характеристики возможных (допустимых) повреждений (характеристики предельного состояния конструкции), условия их возникновения и обнаружения. Для элементов КГП указывают характеристики условий эксплуатации, при которых должно быть гарантировано отсутствие усталостных повреждений (трещин).

В требованиях *долговечности* указывают показатели ресурса и срока службы проектируемого узла. Современные пассажирские магистральные самолеты имеют полный расчетный ресурс планера 60–70 и более тысяч часов налета и соответствующее число полетов в зависимости от расчетной дальности и продолжительности полета. Такой экономически оправданный ресурс, как правило, состоит из двух частей, которые отличаются организацией технического обслуживания планера самолета. Конструкция планера создается такой, чтобы в течение не менее половины полного расчетного ресурса усталостные повреждения в ней не возникали. Т.е. в течение первой половины расходования ресурса планер может эксплуатироваться как конструкция с гарантированным ресурсом. Поскольку в ней гарантировано отсутствие усталостных повреждений, конструкция не требует осмотров с целью обнаружения усталостных повреждений (разумеется, при соблюдении нормальных условий эксплуатации, для которых определялся расчетный ресурс при

создании самолета). Во второй половине расходования ресурса в конструкции допускается появление нормированных усталостных повреждений.

Безопасность эксплуатации конструкции на этом этапе обеспечивается рядом условий.

Во-первых, нормированием допустимых усталостных повреждений: указывают характер и максимальный размер повреждения и требования к остаточной статической прочности конструкции (т.е. к статической прочности поврежденной конструкции). Например, для кессонного крыла, у которого нижняя обшивка и стрингеры выполнены в виде монолитных панелей, предусматривается членение панелей в направлении хорды крыла. Ширина каждой панели выбирается такой, чтобы при полностью разрушенной панели была обеспечена статическая прочность крыла при однократном нагружении его эксплуатационной нагрузкой. Эксплуатационная нагрузка рассматривается при этом как расчетная.

Во-вторых, для обнаружения возможных усталостных повреждений в эксплуатации самолета устанавливается (нормируется) процедура периодических осмотров конструкции. Процедурой регламентируются длительность промежутка времени между двумя осмотрами или число часов налета (число полетов), способы и средства обнаружения повреждений при осмотре и другие параметры процесса технического обслуживания конструкции планера.

В-третьих, устанавливается (нормируется) предельно допустимая скорость распространения усталостных трещин при нормальных условиях эксплуатации самолета. Эта скорость ограничивается таким ее значением, при котором в случае зарождения трещины в любой момент времени в период между двумя осмотрами, к следующему осмотру ее длина не может стать больше допустимой.

Весь комплекс свойств, обеспечивающих безопасную эксплуатацию поврежденной конструкции, спроектированной и изготовленной согласно концепции БПК, называют эксплуатационной живучестью.

В учебном проектировании необходимо назначить, если это не задано в задании, полный (расчетный) ресурс, ресурс до появления усталостных трещин (оба показателя – в часах налета и в числе полетов) и календарный срок службы узла (обычно это срок службы планера самолета).

При назначении допускаемых по усталостной прочности напряжений $[\sigma]_{уст}$ с использованием результатов испытаний образцов, приводимых в справочной литературе ([6] и т.п.), следует учитывать коэффициент запаса по ресурсу, который составляет несколько единиц [5]. В курсовом проектировании его можно принять равным 3 или 4. Число циклов нагружений конструкции определяется как произведение числа полетов и коэффициента запаса по ресурсу.

Требования *ремонтпригодности* формулируются в форме требований к обеспечению возможности обнаружения усталостных или иного характера и природы повреждений элементов конструкции узла, а также возможности восстановления характеристик прочности и жесткости узла путем замены деталей и (или) проведения доработок поврежденной конструкции узла, т.е. к обеспечению доступа в зону ремонта и выполнения всех необходимых работ.

Требования *сохраняемости* указывают в виде срока сохраняемости ($T_{сох.}$) самолета (планера) в годах.

б) Требования *живучести* для гражданских самолётов, построенных по принципу БПК, определяются, главным образом, показателями эксплуатационной живучести. Это свойство и пути его обеспечения кратко описаны в подразделе 1.1 и в данном подразделе при описании требования надежности. Из этого описания понятно, что свойство безопасной повреждаемости конструкции обеспечивается силовой схемой и конструкцией силовых элементов, влияющих на общую прочность агрегата. При проектировании узла обеспечение общей прочности часто находится за пределами тех вопросов, которые надлежит решить в данной конкретной задаче. Чтобы определить степень влияния живучести узла на общие показатели живучести агрегата, надо, по крайней мере, знать его силовую схему и некоторые особенности конструктивной реализации силовых элементов. В ТЗ на проектирование узла эти сведения могут отсутствовать. Поэтому уровень конкретности формулировок требований, относящихся к показателям эксплуатационной живучести, может быть различным. Но во всяком случае надо провести анализ задания в том числе на этот предмет и при необходимости указать конкретные формулировки данного требования.

К другим показателям живучести самолета и его конструкции относят поражаемость и уязвимость. В учебном проектировании узлов эти

достаточно узкие и специфические свойства конструкции, как правило, оценить не удастся. При необходимости подробнее ознакомиться с ними и с путями и средствами обеспечения соответствующих показателей можно в специальной литературе, например [41].

Объем и конкретность формулировок *производственно-технологических требований* определяется содержанием ТЗ на проектирование узла и результатами его анализа. Общие требования к применяемой технологии производства содержатся в Нормах летной годности самолётов [2,3]. Применяемая технология должна обеспечивать постоянство необходимого качества изготовления конструкции. Производственные процессы, требующие строгого контроля для достижения этой цели, должны выполняться в соответствии с утвержденными техническими условиями. Применение новых технологических процессов должно быть обосновано исследованиями и испытаниями.

При всех условиях очевидно желаемым является обеспечение минимальной себестоимости изготовления узла. Но нельзя забывать, что снижение себестоимости производства может быть достигнуто за счет изменения (а именно – в сторону ухудшения) других свойств конструкции (сопротивление, масса, ресурс, ремонтпригодность и др.). Поэтому меры, направленные на снижение себестоимости производства, должны получить экономическую оценку с учетом затрат на эксплуатацию самолета. Когда рассматривается самолет в целом, для подобных оценок используется метод градиентов взлетной массы самолета в различных формах и методы определения эквивалентов стоимости изменений, вносимых в конструкцию самолета [10, 18]. На этапе проектирования узла подобные достоверные оценки сделать очень затруднительно по причине отсутствия большого количества необходимых данных. Тем не менее, задачу снижения себестоимости производства – теперь только при неизменных остальных качествах проектируемой конструкции – автор должен видеть перед собой постоянно. Это требование следует конкретно и четко формулировать. Следует указать также другие общие (типовые) технологические требования (степень взаимозаменяемости и преемственности конструкции, применение высокопроизводительных процессов получения заготовок и обработки деталей, стандартизация и унификация деталей и их элементов вместе с крепежными деталями, степень панелирования (при необходимости), рекомендации или, напротив, ограничения по применению отдельных технологических процес-

сов, доступность к отдельным деталям (элементам) узла при сборке и т.д.). Необходимо задать (если отсутствует в ТЗ) программу выпуска изделий. Понятно, что каждая программа выпуска потребует своей технологии производства. Последняя, в свою очередь, требует приспособить к ней разрабатываемую конструкцию. Развернутые характеристики требований к производственной технологичности содержатся в известных учебниках, а также в специальной литературе, например [10, 11, 42, 43].

В *эксплуатационных* требованиях указывают те конструктивные особенности узла, которые необходимо предусмотреть для удобства при выполнении работ по техническому обслуживанию узла в процессе эксплуатации: периодический осмотр подвижных узлов и пополнение смазки, контроль затяжки крепежных элементов, осмотр внешней поверхности на предмет повреждения антикоррозионного покрытия и обнаружения коррозии или усталостных повреждений, обеспечение доступа для использования средств неразрушающего контроля (при необходимости) и т.д. Сформированный комплекс технических требований дополняет характеристику цели проектирования, главная часть которой содержится в ТЗ.

3 ФОРМИРОВАНИЕ КОМПЛЕКСА ИСХОДНЫХ ДАННЫХ

Содержание технического задания на проектирование узла, результаты его анализа и разработанный комплекс требований к конструкции узла составляют информационную базу для формирования исходных данных для проектирования. По сути, необходимо осуществить дополнение и согласование – комплексирование – разнородных исходных данных, значительная часть которых уже определена или установлены источники, из которых должны быть почерпнуты недостающие сведения. Уместно обратить внимание на большой объем, разнородность и взаимосвязанность принимаемых исходных данных. Задача здесь не в том, чтобы собрать до малозначительных элементов все сведения из ТЗ и результатов его анализа, которые требуют априорных решений в течение всего процесса проектирования. Схема проектного цикла, реализующего современную технологию проектирования летательного аппарата [15,16], показана на рис. 16.

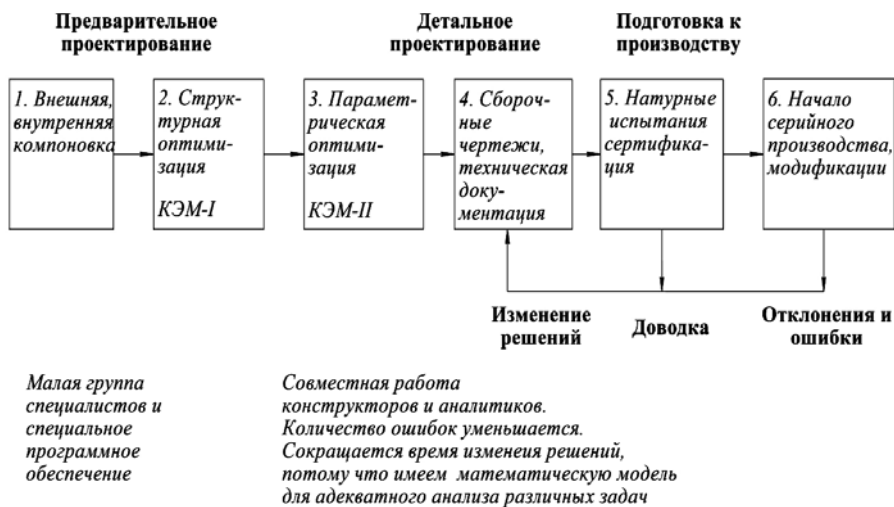


Рис. 16. Схема процесса проектирования по технологии «точное попадание»

Не обсуждая подробно весь цикл (это сделано в указанных работах), отметим, что место задачи проектирования узла в этой схеме – в блоках 3 и 4. Суть работ, выполняемых в блоке 3, – параметрическая оптимизация с использованием конечно-элементных моделей (КЭМ) второго уровня – КЭМ II. Результаты работы в этом блоке – тщательная проработка вариантов силовой схемы будущей конструкции на подробных математических моделях с их параметрической оптимизацией – создают хорошую информационную основу для детальной проработки конструкции. Подчеркнем, что такой порядок проектирования вполне согласуется с использованием как двумерного, так и все больше захватывающего процесс трехмерного геометрического моделирования.

Итак, на ранних стадиях проектирования по результатам внешней и внутренней компоновки и частично параллельно с ней с использованием относительно простых математических моделей первого уровня (КЭМ I) отыскивают теоретически оптимальные конструкции агрегатов или планера самолёта в целом и анализируют основные пути передачи сил в них. На последующей стадии разрабатывают достаточно подробную конечно-элементную модель второго уровня (КЭМ II), как правило, в нескольких вариантах. Она представляет собой математическое описание будущей конструкции, в котором конечные элементы выполняют функции языка для описания конструкции. С этой целью в КЭМ II предпочтительно использовать специализированные конечные элементы и способы представления результатов расчетов, исключающие неоднозначность их понимания специалистами. В учебном пособии [16] отмечено, что разработка КЭМ II, как и всё проектирование летательного аппарата, ведется итерационно. Некоторые места необычной работы конструкции, концентрации усилий или напряжений выясняются только после пробных расчетов, и в этих местах бывает целесообразно пойти на определенное изменение силовой схемы. Нетрудно видеть, что как раз подобные зоны агрегатов планера самолета и относятся в настоящем учебном пособии к наиболее характерным узлам. Другим примером зоны конструкции, требующей уточнения силовой схемы, могут быть места крепления разнообразных кронштейнов, фитингов и других деталей, предназначенных для восприятия и передачи на регулярную конструкцию значительных сосредоточенных сил. И не всегда эти места с доста-

точной точностью бывают известны на более ранних стадиях проектирования и моделируются с достаточной подробностью. Можно сказать, что задача проектирования узла носит в этих случаях характер доработок – усиленный регулярной конструкции. При этом усиление может потребовать внести существенные изменения в силовую схему прилегающей зоны или даже всего агрегата. Таким образом, в общем случае проектирование узла включает отыскание рациональной силовой схемы узла – эта задача должна стать первым этапом проектирования.

Здесь уместно сделать некоторые замечания о содержании и результатах выполнения этапа, а также о терминологии. Силовая схема определяется типами и размещением силовых элементов в пространстве, способами их соединения. Отыскание рациональной силовой схемы с позиций теории оптимального проектирования конструкций относится к задаче *структурной оптимизации*. Современные подходы к отысканию оптимальных силовых схем во многих случаях используют процедуры, связанные с геометрическими преобразованиями упругой сплошной среды, заполняющей некоторый объём пространства, в котором должна размещаться силовая конструкция. В процессе преобразований в этом объёме появляются пустоты и, напротив, зоны, занятые силовыми элементами. Свойства геометрических фигур в непрерывных пространствах изучаются в разделе математики, называемом топологией. В связи с этим задачи проектирования силовых схем часто называют задачами *топологической оптимизации* [35, 39, 40].

Чтобы охарактеризовать структуру необходимых исходных данных, приведем общую постановку и план решения задачи проектирования силовой схемы применительно к узлу конструкции летательного аппарата.

Дано:

- ограничения внешних размеров;
- внешние воздействия (нагрузки);
- условия опирания или способы уравнивания внешних нагрузок.

Требуется определить:

- материал конструкции и его свойства;

- основные (генеральные) пути передачи сил в конструкции;
- характер напряженного состояния во всех необходимых – важных для силовой работы – зонах конструкции;
- предпочтительные (рациональные) для использования типы силовых элементов;
- рациональную силовую схему конструкции, возможно, путем сравнения вариантов структуры (топологии) по значению силового фактора или коэффициента силового фактора;
- дать оценку теоретической массы конструкции с использованием значений силового фактора или массы КЭМ узла.

Общий план решения задачи [15, 16].

1. В ограничения внешних размеров проектируемой конструкции вписывается непрерывная упругая среда (называемая далее *континуальной моделью*), которая включает в себя все возможные силовые схемы.

2. Задаются физико-механические свойства материала упругой среды (континуальной модели)

2. Решается задача об оптимальном распределении материала в исходной континуальной модели и находится таким образом топологическая структура – *теоретически оптимальная конструкция*.

3. Анализируются основные пути передачи сил в теоретически оптимальной конструкции и разрабатываются рациональные варианты силовых схем с учетом конструктивных и технологических требований.

4. По значениям силового фактора оценивается относительная эффективность разработанных вариантов силовых схем и их близость к идеалу – теоретически оптимальной конструкции.

Отсюда следует, что наряду с ТЗ на проектирование и разработанными требованиями к узлу исходные данные для проектирования необходимо дополнить и конкретизировать следующими группами сведений.

- *Ограничения внешних размеров* – т.е. объем пространства, в котором может размещаться проектируемая конструкция. Этот объем ограничивается внешней и внутренней компоновками агрегата или (и) размещением стыкового узла агрегатов. Границы зоны проектируемого узла в определенной мере указаны в задании. Их необходимо уточнить с учетом возможного расширения зоны влияния узла на его окрестность.

Это может оказаться важным для моделирования условий взаимодействия с соседними (отсеченными) частями конструкции. Принципиально желательно использовать все возможности свободного пространства для размещения силовой конструкции, которое на этом этапе заполняется упругой средой. Стоит дать оценку целесообразности занять для этой цели объемы, образованные зализами, обтекателями, створками и т.п., не нарушая при этом аэродинамические обводы и не мешая работе систем оборудования.

Если по результатам предыдущего этапа проектирования с использованием КЭМ I установлены жесткие рекомендации – ограничения по силовой схеме в зоне узла, они обязательно должны учитываться. Так, может быть определено (и указано осевыми линиями в ТЗ) размещение основных силовых элементов агрегата в зоне узла, оси крепежных элементов стыковых узлов агрегатов и данные об их взаимном расположении и др. Эта группа сведений в итоге должна содержать все данные, необходимые для построения двумерных или, предпочтительнее, трехмерных геометрических моделей, по которым далее будут построены КЭМ узла.

Внешние воздействия (нагрузки). Внешние нагрузки на узел задаются в задании на проектирование, и общий анализ их выполнен на предшествующем этапе. Но необходимо удостовериться в полноте и точности данных о нагрузках согласно принятым ограничениям внешних размеров проектируемой конструкции (узла).

Условия опирания или способы уравнивания внешних нагрузок. Эта группа данных должна обеспечить нагружение будущих КЭМ узла самоуравновешенными системами сил. В реальном проектировании согласно технологии, показанной на рис. 15, в распоряжении конструктора узла имеются результаты расчетов внутренних усилий в конструкции, полученные с использованием КЭМ I на этапе отыскания общей силовой схемы. Тогда по границам вырезанного из агрегата узла прикладываются потоки усилий или сосредоточенные усилия, действующие в соответствующих элементах КЭМ I. Искусство здесь заключается в том, чтобы правильно перейти от относительно грубой сетки КЭМ I к более подробной и точной сетке КЭМ узла, по своим характеристикам соответствующей требованиям, предъявляемым к КЭМ II. Этот переход

может быть особенно затруднен в тех случаях, когда в КЭМ I и в КЭМ II используются разные типы конечных элементов. Чтобы упростить эту задачу и снизить жесткие требования к точному воспроизведению взаимодействия вырезанного узла с остальной частью агрегата, можно отодвинуть границы КЭМ узла и воспроизвести в ней больший по размерам участок агрегата. В этом случае неточное воспроизведение распределения усилий взаимодействия КЭМ узла с конструкцией агрегата, согласно известному принципу Сен-Венана, приведет к погрешностям в распределении внутренних усилий в КЭМ узла только в небольшой зоне около границ. При анализе результатов расчетов с использованием КЭМ узла эти вспомогательные элементы КЭМ вне границ собственно узла следует из рассмотрения исключать. Однако в любом случае необходимо обеспечить равновесие КЭМ по интегральным силовым факторам – равенство нулю проекций на оси координат всех сил и моментов, создаваемых внешними силами и реакциями со стороны отсеченных частей конструкции.

В тех случаях, когда данные о распределении внутренних усилий по границам узла, полученные из расчетов с использованием других (более «старших» и грубых) КЭМ отсутствуют, приходится пользоваться эпюрами распределенных нагрузок и обобщенных силовых факторов – перерезывающих сил Q , изгибающих $M_{изг.}$ и крутящих $M_{кр.}$ моментов – для агрегата в целом. По известным методам, с использованием известных упрощенных (в большинстве своем «балочных») моделей агрегатов, находят распределение внутренних усилий в сечениях по границам КЭМ узла и преобразуют их в узловые силы КЭМ. Заметим, что значения интегральных силовых факторов по границам узла полезно использовать для контроля правильности задания узловых сил КЭМ при уравнивании КЭМ узла и при использовании результатов расчетов на КЭМ I.

Во всех случаях уравнения равновесия – фундаментальные уравнения механики конструкций – должны быть выполнены. Это условие следует использовать во всех необходимых случаях для проверки правильности задания внешних нагрузок и уравнивающих их реакций. Здесь обратим внимание, что при построении КЭМ необходимо задавать ее «закрепления» – условия, устраняющие перемещения модели как твердого тела. Если система сил, приложенных к модели (внешняя на-

грузка плюс усилия взаимодействия с отсеченными частями конструкции) самоуравновешена, то реакции в закреплениях модели будут нулевыми. При нагружении КЭМ неуравновешенной системой сил или не полностью уравновешенной (например, вследствие неточности определения или преобразования в узловые силы распределенной внешней нагрузки или усилий взаимодействия КЭМ узла с отсеченной частью агрегата) в закрепленных узлах КЭМ по направлениям исключенных перемещений возникнут реакции. Во многих реальных случаях небольшие реакции мало влияют на распределение внутренних усилий в КЭМ, и их наличие можно допустить. Это позволяет не добиваться полного уравновешивания узла при построении КЭМ и упростить эту процедуру, в некоторых случаях достаточно трудоемкую. Кроме того, довольно часто можно выбрать границу КЭМ узла так, чтобы не проводить ее уравновешивание внутренними усилиями взаимодействия с отсеченными частями агрегата, а заменить их действие специально выбранной системой закреплений узлов КЭМ.

4 ВЫБОР ОСНОВНЫХ КОНСТРУКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ И ИХ СВОЙСТВ

Вопрос выбора наиболее подходящего конструкционного материала – один из важнейших для авиационного конструктора. Ему посвящены большие разделы в большинстве учебников и учебных пособий по проектированию авиационных конструкций, а также в специальной литературе по отдельным вопросам авиастроения [5, 9, 15, 19, 20, 21, 22, 23, 29, 42, 43]. С общими принципами выбора конструкционных материалов при проектировании читатели учебного пособия знакомы. Стоит, однако, заметить, что в опубликованной литературе, доступной для использования в учебном проектировании, содержится очень мало сведений о современных металлических и неметаллических конструкционных материалах, в том числе композиционных, из которых строятся новые летательные аппараты. Так, в основном справочнике по материалам [6] практически отсутствуют сведения по алюминий-литиевым сплавам, комбинированным материалам типа СИАЛ (GLARE по зарубежной терминологии), волокнистым композиционным материалам и др. Особенно это относится к композиционным материалам, которые, по сути, представляют собой и не материал вовсе в традиционном понимании, а особый тип конструкции, требующий применения специальных методов проектирования.

Пользуясь случаем, автор рекомендует читателям данного пособия, прежде всего студентам, обратиться к книге воспоминаний И.Н. Фридляндера [44] – «...выдающегося учёного – материаловеда, теоретика и создателя высокоэффективных алюминиевых сплавов для авиаракетной и ядерной техники.» – так в предисловии к книге характеризовал её автора бывший президент РАН академик Ю.С. Осипов. Наряду с личными впечатлениями И.Н. Фридляндера о прожитой жизни и её событиях, книга содержит много полезных сведений о свойствах авиационных конструкционных материалов, поучительных историй их создания и внедрения, об использовании их в авиастроении, успехах и неудачах на этом пути. Чтение книги будет способствовать накоплению и формированию у молодого читателя «инженерной мудрости» и принесёт ему, как профессионалу, несомненную пользу.

5 РАЗРАБОТКА СИЛОВОЙ СХЕМЫ УЗЛА

Разработка силовой схемы узла – отыскание ответа на вопрос о рациональных путях и способах передачи внешних сил на уравновешивание их усилиями взаимодействия узла с отсеченными частями агрегата или с сопряженными агрегатами – один из ключевых этапов в проектировании узла. Согласно используемой технологии проектирования по принципу «точное попадание» разработка силовых схем любых объектов, от летательного аппарата в целом до отдельных нестандартных конструктивно сложных деталей, ведется в автоматизированном режиме на адекватных по основным характеристикам математических моделях – КЭМ, потенциально включающих в себя все множество возможных силовых схем. В задачах проектирования силовой схемы узла возможны два существенно отличных варианта подхода к их решению.

В первом случае силовая схема узла практически однозначно задана общей силовой схемой агрегата, которая определена на предшествующем этапе рассмотрения агрегата. Задача состоит в том, чтобы найти рациональные способы усиления элементов силовой схемы с целью обеспечения местной прочности с учетом более точного и подробного приложения внешних нагрузок. Для построения КЭМ узла используются конечные элементы, приспособленные для моделирования типовых силовых элементов, составляющих силовую схему агрегата (стержней, балок, стенок, обшивок и др.). Такую КЭМ с некоторой долей условности можно назвать тонкостенной. Результатом этапа в этом случае являются предложения по видоизменению силовой схемы агрегата в зоне узла, т.е. уточнению жесткостных характеристик элементов схемы и уточнению их типов. Т.е. по сути дела речь здесь идет о параметрической оптимизации, в которой количественные результаты могут приводить к целесообразности некоторых качественных преобразований силовой схемы.

В иных случаях жесткие ограничения на силовую схему агрегата в зоне узла могут отсутствовать. В практике проектирования чаще всего встречаются именно подобные случаи. В этих условиях при проектировании узла целесообразно в полной мере реализовать процедуру отыскания рациональной силовой схемы, представленную в подразделе 3. Для построения КЭМ используют объемные конечные элементы тела переменной плотности [1, 33, 34, 35]. Результатом оптимизации является

распределение плотностей и соответствующих механических свойств конечных элементов, распределенных во всем объеме выделенного из агрегата узла. На основании анализа распределения внутренних усилий в полученном гипотетическом трехмерном теле разрабатывают варианты силовой схемы узла.

Во всех случаях разработка силовой схемы узла включает следующие этапы – виды работ:

- определение границ зоны узла;
- построение трехмерной геометрической модели пространства узла;
- построение конечно-элементной модели, задание свойств материала, нагрузок, закреплений и условий оптимизации;
- отладка модели и выполнение процедуры оптимизации;
- визуализация результатов оптимизации – представление теоретически оптимальной конструкции;
- анализ путей передачи усилий в теоретически оптимальной конструкции;
- разработка вариантов силовой схемы узла с учётом общих технологических, компоновочных и иных ограничений;
- анализ силовой работы вариантов и их сравнение по значениям силового фактора и коэффициента силового фактора;
- принятие решения – выбор рационального варианта силовой схемы узла.

5.1 Определение границ зоны узла

Чтобы правильно определить размеры зоны агрегата, включающей проектируемый узел и обеспечивающей построение адекватной КЭМ для отыскания теоретически оптимальной конструкции узла, необходимо, прежде всего, отчетливо представлять действующие внешние силы. Второе неперемное условие – надо ясно понимать общую силовую работу агрегата: назначение и функции каждого элемента его силовой схемы в передаче и уравнивании каждого компонента интегральных силовых факторов и возможные способы передачи сил (см. раздел 2). При этом полезно руководствоваться также следующими *правилами*, приведенными в учебном пособии [45].

Правило 1. В тонкостенных конструкциях стержневые элементы воспринимают только осевые силы и практически не воспринимают поперечную нагрузку.

Правило 2. Тонкостенные элементы очень хорошо воспринимают сдвиговую нагрузку в своей плоскости и практически не воспринимают поперечную нагрузку (т.е. нагрузку, перпендикулярную плоскости стенки – примечание автора).

Правило 3. Если сосредоточенная нагрузка приложена в точке сочленения нескольких силовых элементов каркасированной оболочки, то каждый из этих элементов будет воспринимать ту составляющую полной нагрузки, которая действует по направлению наибольшей жесткости данного элемента.

Определить наилучшие пути и способы передачи усилий внутри (в пределах) узла конструктору поможет теоретически оптимальная конструкция (ТОК) и ее анализ. Однако начало и окончание этих путей он должен предвосхитить и воспроизвести в КЭМ, построенной для определения ТОК. Напомним еще, что действительные границы зоны, которая будет представлена в КЭМ для отыскания ТОК, должны при необходимости включать вспомогательные участки конструкции с целью создания более простых условий для приложения в КЭМ самоуравновешенной системы усилий.

На уровне узлов тщательного проектирования требуют, как правило, зоны нерегулярностей силовых конструкций: стыки агрегатов, места приложения больших сосредоточенных сил, окрестности вырезов. Под действием компоновочных ограничений в этих зонах объемы пространства, в которых допустимо размещать силовую конструкцию, часто имеют очень сложные формы. В стремлении упростить эти формы, способы их описания, способы построения КЭМ и сами модели, следует также руководствоваться следующими принципами проектирования и конструирования зон с возможными большими градиентами усилий и жесткостей элементов:

- сосредоточенные силы воспринимать силовыми элементами, расположенными вдоль направления действия силы и как можно скорее распределять их по тонкостенным элементам обшивки и каркаса;

- изгибающие моменты воспринимать элементами, имеющими наибольшую строительную высоту;

– крутящие моменты воспринимать тонкостенными замкнутыми контурами;

– разновре́менно действующие усилия воспринимать одними и теми же элементами; использовать для передачи усилий, по возможности, уже имеющиеся элементы, вместо того, чтобы вводить новые.

Рекомендуется также принять к сведению правила 4 – 6 из уже цитированного учебного пособия О.Н. Королькова [45, с.10-14].

Использование этих рекомендаций поможет исключить или уменьшить ошибки при компоновании объема пространства для размещения конструкции узла.

5.2 Построение трехмерной геометрической модели пространства для размещения узла

Трехмерную геометрическую модель пространства, которое потенциально может быть использовано для размещения в нем силовой схемы, а при последующем проектировании и самой конструкции узла, строят согласно принятым границам зоны узла.

Для узлов несущих поверхностей эта зона представляет собой участок агрегата, ограниченный верхней и нижней обшивками и плоскостями, как правило, параллельными или совпадающими с плоскостями лонжеронов (продольных стенок), нервюр, балок, границ вырезов и т.п. элементов.

Для узлов, принадлежащих фюзеляжу, – это объем, ограниченный наружной поверхностью фюзеляжа (обшивкой), двумя плоскостями, параллельными плоскости силового шпангоута с обеих сторон от неё, и двумя радиальными плоскостями, образующими между собой близкий к прямому угол. Внутри выделенных таким образом объемов могут оказаться полости, предназначенные для размещения различных систем и механизмов.

Геометрическую трехмерную модель строят в какой-либо среде компьютерного геометрического моделирования, удобной для последующего импортирования модели в среду конечно-элементного моделирования и оптимизации.

5.3 Построение и отладка конечно-элементной модели

По геометрической модели строят КЭМ, потенциально включающую в себя все множество силовых схем. Возможно использование одной из двух типов КЭМ: тонкостенной, составленной из мембранных изотропных элементов [46], или объемной, составленной из трехмерных элементов тела переменной плотности [33, 34, 35]. Следует заметить, что опыт использования моделей тела переменной плотности пока сравнительно невелик. Вместе с тем уже можно сказать, что обозначились достоинства такого подхода и трудности в его использовании. Отчасти неожиданным стало то, что построение КЭМ из трехмерных элементов, заполняющих все проектное пространство, оказалось даже более простым (менее трудоёмким) по сравнению с КЭМ, составленной из тонкостенных конечных элементов.

Значительно более трудным делом становится визуализация и интерпретация силовой работы трехмерного тела переменной плотности и переход к вариантам силовых схем, составленных из типовых и реализуемых тонкостенных или стержневых элементов. Большой опыт накоплен применительно к конструкциям несущих поверхностей [35] и существенно меньший – для фюзеляжей и корпусов летательных аппаратов. Но несомненно, что этот опыт будет нарастать и даст возможность разработать эффективные приемы перехода от теоретически оптимальной конструкции в виде тела переменной плотности к понятным и реализуемым силовым схемам, причем необязательно тонкостенным. Такой подход будет приобретать всё большее практическое значение и эффективность особенно по мере расширения использования композиционных материалов и накопления опыта проектирования конструкций из них, а также по мере расширения применения аддитивных технологий.

Свойства материалов в КЭМ конструктор задаёт согласно требованиям используемого комплекса программ расчета напряженно-деформированного состояния конструкций. Настоящее учебное пособие ориентировано на использование специальных инструментальных программных средств оптимизации, разработанных в Самарском университете [35, 36, 37, 38]. Эти средства в настоящее время сопряжены с комплексом MSC NASTRAN [46].

В соответствующих формах, с учетом изложенных в разделе 3 положений, задают нагрузки (самоуравновешенную систему внешних сил

и сил реакций со стороны отсеченных частей агрегатов и, при необходимости, реакций в креплениях КЭМ) и все необходимые крепления узлов КЭМ.

Отладка КЭМ состоит в проверке ее работоспособности и подтверждении правильности результатов расчета напряженно-деформированного состояния. Для достижения этой цели удобно выполнить расчет напряженно-деформированного состояния КЭМ при нагружении её простой нагрузкой с известным и понятным результатом, например, одной сосредоточенной (можно единичной) силой или моментом. В некоторых случаях приходится делать контрольные расчеты для нескольких простых нагрузок. Как удобное средство для контроля правильности полученного решения, а также возможных источников ошибок, можно рекомендовать вывод на экран монитора деформированного состояния КЭМ.

5.4 Разработка вариантов силовой схемы узла

Последующие этапы, связанные с разработкой силовой схемы узла, рассмотрим на примере, заимствованном из проектной практики: проектирование узла для приложения усилия от домкрата при установке самолета на подъемники для технического обслуживания. Подробно эта задача рассмотрена в учебном пособии [16]. Схема условий задачи показана на рис. 17.

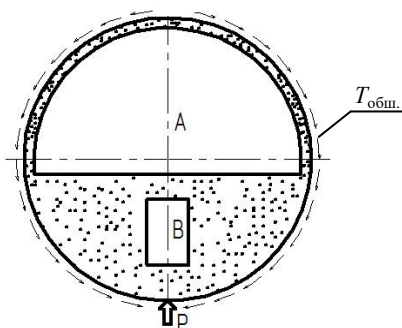


Рис. 17. Схема условий задачи проектирования силового шпангоута:
 P – внешняя нагрузка, $T_{\text{общ.}}$ – уравнивающий поток касательных сил,
 A , B – зоны, запрещенные для размещения конструкции

Фюзеляж имеет круглое поперечное сечение. В плоскости действия силы P от подъемника может быть размещён силовой шпангоут. Верхняя часть поперечного сечения фюзеляжа занята функциональным отсеком (зона А на рис. 17). В нижней части поперечного сечения зоной В показаны границы проёма в стенке шпангоута для обеспечения доступа в отсек оборудования. Остальная часть площади поперечного сечения фюзеляжа может быть использована для размещения конструкции.

На рисунке показаны внешняя сила P от подъемника, действующая на фюзеляж, и уравнивающий ее поток касательных сил в обшивке фюзеляжа $T_{\text{общ}}$. Итак, существо условий задачи: сосредоточенная поперечная сила P через силовой шпангоут передается на основной элемент силовой схемы фюзеляжа, обеспечивающий передачу перерезывающей силы вдоль фюзеляжа – обшивку. В других условиях эксплуатации, как на земле, так и в полете, данный шпангоут большими сосредоточенными силами не нагружается и в силовой работе выполняет практически функции рядового шпангоута. Таким образом, рассматриваемый случай нагружения является для шпангоута определяющим (расчетным). При таких условиях данный расчетный случай, очевидно, не требует внесения изменений в общую силовую схему фюзеляжа в зоне узла. Поэтому задача состоит в разработке силовой схемы собственно шпангоута. Для определения границ зоны узла, в которой должна быть построена конечно-элементная модель для отыскания ТОК шпангоута, необходимо рассмотреть его взаимодействие с обшивкой фюзеляжа и уравнивание силы P касательными усилиями со стороны обшивки (рис. 17).

Если предположить, что шпангоут будет достаточно жестким в своей плоскости, то распределение уравнивающего потока касательных сил в обшивке будет слабо зависеть от жесткостей отдельных участков (элементов) шпангоута. Для того чтобы учесть влияние жесткости шпангоута на распределение уравнивающего ПКС в обшивке, границы рассматриваемой зоны узла следует расширить в обе стороны от плоскости шпангоута до регулярной зоны фюзеляжа. При этом по границам зоны приложить уравнивающие усилия со стороны отсеченных частей фюзеляжа, полученные из расчетов на КЭМ I фюзеляжа или (за неимением последних) согласно эпюрам внешних нагрузок, действующих на фюзеляж в соответствующем расчетном случае. В рассматриваемом примере уравнивание шпангоута осуществлялось

усилиями его взаимодействия с обшивкой в составе КЭМ хвостовой части фюзеляжа.

На рис. 18 показана сетка КЭМ I допустимой области шпангоута, в которую вписана изотропная пластинка.

Сетка составлена из мембранных изотропных конечных элементов, подобных элементам Membrane из библиотеки конечных элементов комплекса NASTRAN [46].

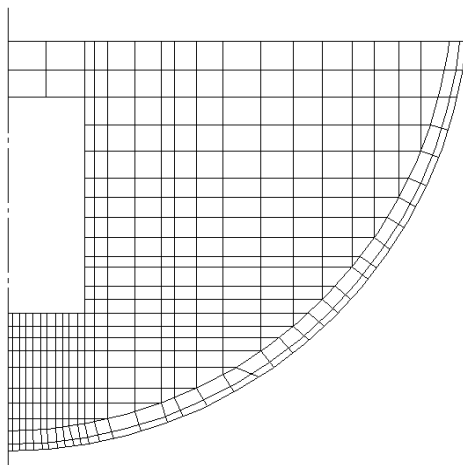


Рис. 18. Сетка КЭМ I для отыскания теоретически оптимальной конструкции шпангоута

Для отыскания ТОК шпангоута был использован алгоритм перераспределения толщин элементов КЭМ, приведенный в [16]. Результаты оптимизации представлены на рис. 19, 20. На этих и последующих рисунках показана только нижняя часть шпангоута, на которой сосредоточенная сила P практически полностью распределяется на стенке шпангоута. На рис. 19 линиями равных уровней показано распределение материала (толщин элементов) в ТОК шпангоута. Стоит обратить внимание читателей на зоны «вырождения» a , b , c и на отсутствие выраженной зоны больших толщин вдоль направления действия силы P , что объясняется влиянием выреза В. На этом рисунке стрелками и эпюрой показано также распределение ПКС взаимодействия шпангоута с обшивкой фюзеляжа.

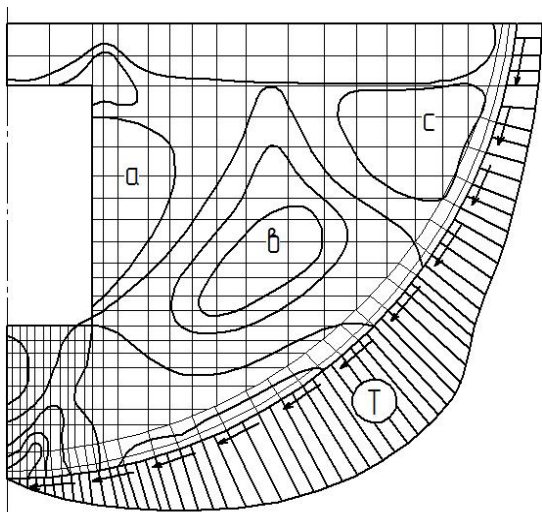


Рис. 19. Распределение материала в ТОК шпангоута
и взаимодействие его с обшивкой

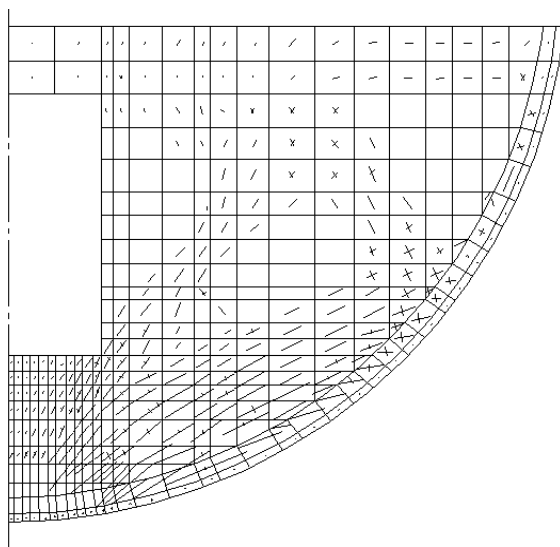


Рис. 20. Потоки главных усилий в ТОК шпангоута

На рис. 20 представлены потоки главных усилий в ТОК шпангоута. Здесь стоит обратить внимание на преимущественно одноосное напряженное состояние в «невырожденных» зонах шпангоута.

Анализ силовой работы теоретически оптимальной конструкции шпангоута, представленной на рис. 19 и 20, позволяет с большой определенностью наметить рациональную ферменную силовую схему шпангоута. Согласно принятой технологии проектирования должны разрабатываться варианты силовой схемы и их сравнительная оценка по значениям силового фактора. С этой целью строят КЭМ II и проводят оптимизацию распределения материала в ней. Заметим, что КЭМ этого этапа должны быть достаточно подробными и построенными из конечных элементов, которые наиболее точно воспроизводят свойства конструктивных элементов. Например, участки лонжеронов и нервюр целесообразно описывать балочными элементами, зоны тонких стенок, где возможна потеря устойчивости – сдвиговыми элементами, участки подкрепленной обшивки – анизотропными мембранными элементами, обшивки или стенки из композиционных материалов – многослойными анизотропными мембранными элементами и т.д. Один из вариантов такой модели шпангоута показан на рис. 21.

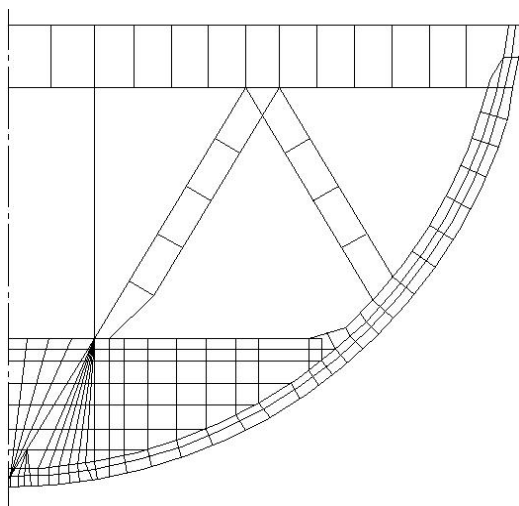


Рис. 21. Сетка КЭМ II варианта силовой схемы шпангоута

Путём сравнения значений силового фактора и (или) коэффициента силового фактора, а также с учётом характера напряженно – деформированного состояния вариантов КЭМ II выбирают рациональный вариант конструктивно – силовой схемы узла и приступают к его конструированию: выбору схемы членения (структуры) узла, конструктивных форм и размеров поперечных сечений входящих в узел деталей и их соединений.

6 РАЗРАБОТКА СТРУКТУРЫ И КОНСТРУИРОВАНИЕ УЗЛА

Результаты параметрической оптимизации КЭМ II позволяют не только уточнить и принять в окончательном варианте силовую схему узла, но дают конструктору подробную и достоверную информацию для выбора конструктивных форм деталей и параметров соединений. Задача конструктора на этом этапе – обеспечить адекватность напряженно-деформированного состояния конструкции, представленной в сборочных и детальных чертежах, и конечно-элементной модели. При конструировании важно не только добиться адекватности основных путей и способов передачи усилий, но и сделать действительно несилowymi элементы конструкции, занимающие вырожденные участки КЭМ, если по каким – либо соображениям эти участки не могут быть сделаны пустыми.

Наряду с разработкой силовой схемы данный этап проектирования в большой степени определяет не только массу конструкции будущего узла, но и все его производственно-технологические и эксплуатационные качества, а также стоимость. Важнейшее значение здесь приобретают решения о разделении узла на отдельные детали, выборе разъемов и способов соединения деталей с учетом всех предъявляемых к узлу требований. На результаты этого процесса оказывает влияние большое число часто противоречивых факторов, например: стремление к монолитности и технологические ограничения на габариты и формы деталей; повышение степени монолитности и обеспечение безопасной повреждаемости конструкций и др.

Известно, что каждый разъем может быть отнесен к одной из трех групп: конструктивные, эксплуатационные и технологические разъемы.

К конструктивным относят разъемы, необходимые для функционирования объекта, в нашем случае – для выполнения функциональных требований. Как правило, это разъемы, обеспечивающие взаимную подвижность агрегатов (крыло – элерон и т.п.).

Эксплуатационные разъемы необходимы для расчленения конструкций по условиям эксплуатации – для замены оборудования, доступа к местам осмотра и обслуживания или ремонта, уменьшения габаритов при транспортировке и др.

Технологические разъемы обусловлены технологией изготовления конструкций. Количественно это наибольшая группа разъемов в конструкции самолета.

Снижение массы конструкции в большинстве случаев достигается путем уменьшения числа разъемов. Очевидно, что исключить конструктивные разъемы невозможно. Во всяком случае, подобные решения не могут быть приняты на этапах проектирования узлов. Размещение таких разъемов и требования к ним, как правило, содержатся в задании на проектирование. При необходимости конструктор разрабатывает дополнительные требования на соответствующем этапе работы.

Эксплуатационные разъемы диктуются, прежде всего, группой эксплуатационных требований. Число таких разъемов и места их размещения в основном определяет конструктор. В техническом задании также могут быть указаны полностью или частично сведения об эксплуатационных разъемах.

Большинство технологических разъемов назначает конструктор узла с учётом указаний о принципиальных технологических решениях для агрегата в целом (если таковые имеются в задании на проектирование узла).

Кроме снижения массы конструкции повышение монолитности позволяет улучшить еще ряд её свойств, например, снизить трудоемкость сборочных работ и повысить объем механизированных и автоматизированных работ, повысить надежность работы некоторых систем и др. Снижение числа эксплуатационных и технологических разъемов можно принять как основной принцип при разработке структуры узла, т.е. определении состава деталей, мест и способов их соединений. При этом все эксплуатационные и технологические требования должны быть выполнены.

Разъемы в составе узла целесообразно размещать в менее нагруженных зонах и обеспечивать удобный доступ для установки крепежных деталей, выполнения сварных или клеевых соединений.

Исключение из работы несилowych участков конструкции, в том числе с учетом деформации под нагрузкой, можно обеспечить люфтами и зазорами в соединениях. Сведения о необходимой (и достаточной) величине люфтов и зазоров можно получить из результатов анализа КЭМ II узла.

На рис. 22 показана примерная схема конструкции силового шпангоута, построенная по результатам параметрической оптимизации КЭМ II, показанной на рис. 21.

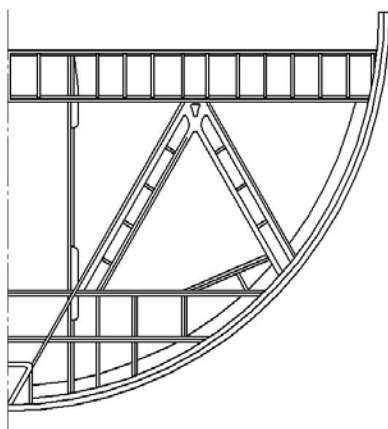


Рис. 22. Схема конструкции шпангоута

Полезные рекомендации по определению структуры узла содержатся в учебном пособии [23], по выбору конструктивных форм деталей с учетом технологических требований в книгах [19, 23, 29, 42, 43], по проектированию соединений – в учебниках и справочниках [7, 9, 19, 20, 21, 24, 47].

На этапе конструирования узла и деталей уточняется выбор материалов деталей с учетом подробных и достоверных сведений о напряженном состоянии конструкции по результатам анализа КЭМ II узла, уровней расчетных (разрушающих) напряжений, видов полуфабрикатов, термической обработки деталей и видов защитных покрытий и т.д.

Площади поперечных сечений или толщины тонкостенных элементов назначают по действующим усилиям в элементах КЭМ II и по распределению материала в ней. Все места возможной потери устойчивости проверяют на соответствующие критические напряжения. Полезные рекомендации по детальной проработке конструктивных элементов деталей и соединений содержатся в учебных пособиях [19, 20, 21, 22, 23, 47]. Результаты проектирования полезно представлять в виде трёхмерных электронных моделей, включая сборочные и детальные чертежи.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В учебном пособии рассмотрены основные этапы проектирования узлов авиационных конструкций с использованием технологии проектирования, основанной на реализации принципа «от математической модели – к чертежу (к конструкции)».

Основное внимание в учебном пособии уделено разработке силовой схемы проектируемой конструкции. С этой целью рассмотрены предварительно элементарные задачи передачи сил и моментов к местам уравнивания и способы оценки эффективности силовой работы конструкций на уровне их силовых схем с использованием величин «силовой фактор» и «коэффициент силового фактора». Разработка рациональной силовой схемы узла осуществляется с использованием конечно-элементных моделей разных уровней, позволяющих провести структурную (топологическую) и параметрическую оптимизацию. По окончательно выверенному варианту силовой схемы узла и результатам параметрической оптимизации разрабатывается структура узла (состав деталей, места разъемов и способы соединения деталей) и осуществляется конструирование деталей и соединений.

Представленная технология проектирования направлена на «встраивание» ее в технологию автоматизированного управления жизненным циклом авиационной техники (CALS (ИПИ) – технологии). Учебное пособие ориентировано на подготовку студентов к работе в условиях широкого использования трёхмерного электронного моделирования, «цифрового» проектирования и CALS (ИПИ) – технологий в авиастроении.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

- 1 *Комаров, В.А.* Точное проектирование [Текст] / *В.А. Комаров* // Онтология проектирования. – 2012. – №3 (5). – С. 8-23.
- 2 *Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолётов транспортной категории* [Текст] / Межгосударственный авиационный комитет. – М.: ОАО «Авиаиздат», 2009. – 267 с.
- 3 *Авиационные правила. Часть 23. Нормы летной годности гражданских лёгких самолётов* [Текст] / Межгосударственный авиационный комитет. – М.: ОАО «Авиаиздат», 2009. – 146 с.
- 4 *Авиация* [Текст]: Энциклопедия / Гл. ред. *Г.П. Свищев*. – М.: Больш. рос. энцикл., 1994. – 735 с.
- 5 *Сопrotивление усталости элементов конструкций* [Текст] / *А.З. Воробьев* [и др.]. – М.: Машиностроение, 1990. – 239 с.
- 6 *Авиационные материалы. Т. 1-8.* – М.: ОНТИ ВИАМ, 1973-1986.
- 7 *Кан, С.Н.* Расчет самолета на прочность [Текст]: учеб. для авиац. вузов / *С.Н. Кан, И.А. Свердлов*. – 5-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1966. – 518 с.
- 8 *Стригунов, В.М.* Расчет самолета на прочность [Текст]: учеб. / *В.М. Стригунов*. – М.: Машиностроение, 1984. – 376 с.
- 9 *Астахов, М.Ф.* Справочная книга по расчету самолета на прочность [Текст] / *М.Ф. Астахов, А.В. Караваяев, С.Я. Макаров* [и др.] – М.: Оборонгиз, 1954. – 708 с.
- 10 *Беляков, И.Т.* Технологические проблемы проектирования летательных аппаратов [Текст] / *И.Т. Беляков, Ю.Д. Борисов*. – М.: Машиностроение, 1978. – 240 с.
- 11 *Крысин, В.Н.* Технологическая подготовка авиационного производства [Текст] / *В.Н. Крысин*. – М.: Машиностроение, 1984. – 200 с.
- 12 *Смирнов, Н.Н.* Эксплуатационная технологичность транспортных самолётов [Текст] / *Н.Н. Смирнов, И.К. Мулкиджанов*. – М.: Транспорт, 1972. – 208 с.
- 13 *Бирюк, В.И.* Методы проектирования конструкций самолётов [Текст] / *В.И. Бирюк, Е.К. Липин, В.М. Фролов*. – М.: Машиностроение, 1977. – 232 с.
- 14 *Баничук, Н.В.* Методы оптимизации авиационных конструкций [Текст] / *Н.В. Баничук, В.И. Бирюк, А.П. Сейранян* [и др.]. – М.: Машиностроение, 1989. – 296 с.

15 *Комаров, В.А.* Конструкция и проектирование несущих поверхностей летательных аппаратов [Текст]: учеб. пособие / *В.А. Комаров*. – Самара: Изд-во СГАУ, 2002. – 95 с.

16 *Комаров, В.А.* Автоматизация проектирования авиационных конструкций [Текст]: учеб. пособие / *В.А. Комаров*. – Самара: Изд-во СГАУ, 1993. – 72 с.

17 *Козлов, Д.М.* Проектирование детали [Текст]: учеб. пособие / *Д.М. Козлов, В.Н. Майнсков, Г.А. Резниченко*. – Самара: Изд-во Самар. гос. ун-та, 2017. – 88 с.

18 Проектирование самолётов [Текст]: учеб. для вузов в обл. авиац. и ракет.-косм. техники по направлениям 160100 «Авиа- и ракетостроение», 160200 «Авиастроение» и специальностям 160201 «Самолётостроение» и вертолётостроение» и 160202 «Системы жизнеобеспечения и оборудование летат. Аппаратов» / *С.М. Егер* [и др.]; под ред. *С.М. Егера*; предисл. *А.М. Матвеевко* [и др.]. – 4-е изд. – М.: Логос, 2005. – 613 с.

19 *Гиммельфарб, А.Л.* Основы конструирования в самолётостроении [Текст]: учеб. пособие для высш. авиац. учеб. заведений / *А.Л. Гиммельфарб*. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1980. – 367 с.

20 Проектирование конструкций самолётов [Текст]: учеб. для вузов по специальности «Самолётостроение» / *Е.С. Войт, А.И. Ендогур, З.А. Мелик-Саркисян* [и др.]. – М.: Машиностроение, 1987. – 414 с.

21 *Ендогур, А.И.* Проектирование авиационных конструкций. Проектирование конструкций деталей и узлов [Текст]: учеб. пособие / *А.И. Ендогур*. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2009. – 540 с.

22 *Вильчек, М.И.* Проектирование узлов силовых конструкций летательных аппаратов [Текст] / *М.И. Вильчек*. – Куйбышев: КуАИ, 1985. – 64 с.

23 *Новиков, В.Н.* Основы устройства и конструирования летательных аппаратов [Текст]: учеб. для вузов / *В.Н. Новиков, Б.М. Авхимович, В.Е. Вейтин*. – М.: Машиностроение, 1991. – 368 с.

24 *Гришин, В.И.* Проектирование, расчет и технология соединений авиационной техники [Текст] / *В.И. Гришин*. – М.: Машиностроение, 2006. – 331 с.

25 *Добровольский, В.А.* Детали машин [Текст] / *В.А. Добровольский*. – Киев: Государственное издательство технической литературы УССР, 1954. – 599 с.

26 *Комаров, В.А.* Критерий силового совершенства конструкций крыльев [Текст] // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2003. № 6. – С. 24-30.

27 *Беляев, Н.М.* Соппротивление материалов [Текст] / *Н.М. Беляев.* – М.: Главная редакция физико-математической литературы изд-ва «Наука», 1976. – 608 с.

28 *Комаров, А.А.* Основы проектирования силовых конструкций [Текст] / *А.А. Комаров.* – Куйбышев: Куйбышевское книжное издательство, 1965. – 88 с.

29 *Хертель, Г.* Тонкостенные конструкции [Текст] / *Г. Хертель;* пер. с нем. – М.: Машиностроение, 1965. – 527 с.

30 *Комаров, В.А.* Весовой анализ авиационной конструкции: теоретические основы [Текст] / *В.А. Комаров* // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». – 2000. – №1. – С. 31-39.

31 *Кун, П.* Расчет на прочность оболочек в самолётостроении [Текст] / *П. Кун;* пер. с англ. – М.: Оборонгиз, 1961. – 306 с.

32 *Абрамов, В.И.* Проектировочный расчет на сдвиг тонкостенных балок [Текст] / *В.И. Абрамов* // Теория и практика проектирования пассажирских самолётов. – М.: Наука, 1976. – С. 270-277.

33 *Комаров, В.А.* Проектирование силовых схем авиационных конструкций [Текст] / *В.А. Комаров* // Актуальные проблемы авиационной науки и техники. – М.: Машиностроение, 1984. – С. 114-129.

34 *Болдырев, А.В.* Развитие технологии проектирования авиационных конструкций на основе модели переменной плотности [Текст] / *А.В. Болдырев*//Общероссийский научно-технический журнал «Полет». – 2009. – №11. – С. 23-28.

35 *Болдырев, А.В.* Проектирование крыльев летательных аппаратов с использованием модели переменной плотности [Текст]: учеб. пособие / *А.В. Болдырев, В.А. Комаров.* – Самара: Изд-во СГАУ, 2011. – 173 с.

36 *Болдырев А.В.* Программа генерации материала переменной плотности для оптимизируемых элементов континуальной модели «CREATE-MATERIAL» // Свидетельство об официальной регистрации программы для ЭВМ №20116126576, РОСПАТЕНТ, 24.08.2011.

37 *Болдырев, А.В.* OPT-VDB. Программа определения равнопрочного распределения материала в конечно-элементной модели переменной плотности [Текст] / *А.В. Болдырев, В.А. Комаров, А.С. Кузнецов* //

Свидетельство об официальной регистрации программы для ЭВМ №2010613429, РОСПАТЕНТ, 25.05.2010.

38 *Болдырев, А.В.* OPTSOLID. Программа оптимизации распределения материала в конечно-элементной модели переменной плотности с учетом условий прочности, жесткости и устойчивости [Текст] // Свидетельство об официальной регистрации программы для ЭВМ №2010612755, РОСПАТЕНТ, 22.04.2010.

39 *Bendsoe, M.P.* Optimization of Structural Topology, Shape, and Material [Text] / *M.P. Bendsoe* // Berlin: Springer, 1995. – 271 p.

40 *Eschenauer, H.A.* Topology optimization of continuum structures: A review [Текст] / *H.A. Eschenauer, N. Olhoff* // Appl. Mech. Rev. 2001. – V. 54. – № 4. – P. 331–389.

41 *Анцилиович, Л.Л.* Надежность, безопасность и живучесть самолета: учеб. для студентов вузов, обучающихся по специальности «Самолётостроение» [Текст] / *Л.Л. Анцилиович.* – М.: Машиностроение, 1985. – 296 с.

42 *Вигдорчик, С.А.* Технологические основы проектирования и конструирования самолётов [Текст]: в 3 ч. / *С.А. Вигдорчик.* – М.: Изд-во МАИ, 1974–1976.

43 *Орлов, П.И.* Основы конструирования [Текст]: в 3 кн. / *П.И. Орлов.* – М.: Машиностроение, 1977.

44 *Фридляндер, И.Н.* Воспоминания о создании авиакосмической и атомной техники из алюминиевых сплавов / *И.Н. Фридляндер.* – М.: Наука, 2005. – 277 с.

45 *Корольков, О.Н.* Проектирование местных усилений каркасных агрегатов самолета [Текст]: учеб. пособие / *О. Н. Корольков.* – Самара: Изд-во СГАУ, 1997. – 64 с.

46 *Рычков, С.П.* MSC. visual Nastran для Windows [Текст] / *С.П. Рычков.* – М.: НТ Пресс, 2004. – 552 с.

47 *Майнсков, В.Н.* Проектирование соединений элементов авиационных конструкций [Текст]: учеб. пособие / *В.Н. Майнсков.* – Самара: Изд-во СГАУ, 2006. – 71 с.

Учебное издание

КОЗЛОВ Дмитрий Михайлович

**ПРОЕКТИРОВАНИЕ УЗЛОВ
АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ**

Учебное пособие

Редактор И.И. Спиридонова

Доверстка И.И. Спиридонова

Подписано в печать 7.04.2017. Формат 60 x 84 1/16.

Бумага офсетная. Печать офсетная. Печ. л. 6,0.

Тираж 25 экз. Заказ . Арт. – 10/2017.

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
имени академика С.П. КОРОЛЕВА (САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

Издательство Самарского университета. 443086 Самара, Московское шоссе, 34.

