

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО
ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

Алтайский государственный технический университет
им. И. И. Ползунова

Учебно-научно-производственный центр «Композит»

В. Б. МАРКИН

КОНСТРУКЦИИ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Рекомендовано

*Алтайским государственным техническим университетом им. И.И. Ползунова
в качестве учебного пособия для студентов, обучающихся по направлениям
22.03.01 и 22.04.01 «Материаловедение и технологии материалов»*

ISBN 978-5-7568-1405-7



9 7 8 5 7 5 6 8 1 4 0 5 7

Барнаул • 2022

Об издании – [1](#), [2](#)

© Маркин В. Б., 2022

© Алтайский государственный технический
университет им. И. И. Ползунова, 2022

УДК 620.22.53, 624.041

Маркин, В. Б. Конструкции из композиционных материалов: учебное пособие / Барнаул: АлтГТУ, 2022. – 253 с. : ил. – URL : http://elib.altstu.ru/uploads/open_mat/2022/Markin_KonstrKompMat_up.pdf. – Текст : электронный.

ISBN 978-5-7568-1405-7

Учебное пособие предназначено для студентов, обучающихся по направлению «Материаловедение и технологии материалов», а также будет полезно студентам технических направлений, связанных с материаловедением в области композиционных материалов. Учебное пособие хорошо иллюстрировано и содержит сведения, которые помогут читателям оценить не только роль композитных материалов в современной технике, но и получат сведения о принципах и методах получения расчетных схем для конструкций, изготовленных из композиционных материалов.

Основная задача учебного пособия – показать особенности анализа и расчета композитных конструкций на базе основных положений строительной механики, адаптированных на применение анизотропных материалов и материалов с регулируемой степенью анизотропии. С этой целью проведена классификация конструкций по типу расчетной схемы и показаны примеры их расчета.

Рекомендовано Алтайским государственным техническим университетом им. И.И. Ползунова в качестве учебного пособия для студентов, обучающихся по направлениям 22.03.01 и 22.04.01 «Материаловедение и технологии материалов». Протокол № 9 от 20.05.2022 г.

Рецензенты:

Головина Елена Анатольевна, кандидат технических наук
Блазнов Алексей Николаевич, доктор технических наук
Морозов Сергей Валерьевич, кандидат технических наук
Насонов Алексей Дмитриевич, кандидат физико-математических наук

Учебное пособие

Минимальные системные требования

Yandex (20.12.1) или Google Chrome (87.0.4280.141) и т.п.
скорость подключения - не менее 5 Мб/с, Adobe Reader и т.п.

Дата подписания к использованию 4.11.2022. Объем издания – 6 Мб.
Федеральное государственное образовательное учреждение высшего образования «Алтайский государственный технический университет им. И. И. Ползунова, 656038, г. Барнаул, пр-т Ленина, 46, <https://www.altstu.ru>.

ISBN 978-5-7568-1405-7

© Маркин В. Б., 2022

© Алтайский государственный технический университет им. И.И. Ползунова, 2022

[вперед \(содержание\)](#)

СОДЕРЖАНИЕ

Введение	5
1 Конструкции из композиционных материалов	10
1.1 Аспекты применения композиционных материалов	10
1.1.1 Космическая промышленность	10
1.1.2 Авиастроение	13
1.1.3 Военная промышленность	17
1.1.4 Автомобилестроение	18
1.1.5 Другие области применения полимерных композитов	20
1.2 Классификация конструкций по типу расчетной схемы	22
1.2.1 Ферменные конструкции	22
1.2.2 Подкрепляющие элементы, профили жесткости	23
1.2.3 Длинномерные конструкции с замкнутым контуром сечения	24
1.2.4 Изделия плоской формы, выполненные из слоистых композиционных материалов (панели)	25
1.2.5 Баллоны давления	26
1.2.6 Цилиндрические оболочки	27
1.2.7 Маховики гироскопических систем	28
<i>Контрольные вопросы по разделу</i>	30
2 Композитные панели	31
2.1 Методы расчета основных параметров напряженно- деформированного состояния	31
2.2 Композитные панели. Однослойные и многослойные панели	45
2.3 Слоистые композиционные материалы	55
<i>Контрольные вопросы по разделу</i>	63
3 Композитные фермы	64
3.1 Типовая расчетная модель композитного стержня	66
3.2 Методы расчета ферменных стержневых конструкций	72
<i>Контрольные вопросы по разделу</i>	77
4 Композитные подкрепляющие элементы	78
4.1 Уравнения теории изгиба композитных балок	79
4.2 Геометрические характеристики в прикладной теории изгиба	86

4.3 Применение подкрепляющих композитных элементов	90
<i>Контрольные вопросы по разделу</i>	94
5 Длинномерные композитные конструкции	95
<i>Контрольные вопросы по разделу</i>	106
6 Крупнотоннажные композитные конструкции	107
6.1 Технологические параметры процессов намотки	115
6.2 Определение конструктивно-технологических параметров намотки	117
<i>Контрольные вопросы по разделу</i>	138
7 Композитные баллоны высокого давления	139
7.1 Общие сведения о технологии непрерывной намотки	141
7.2 Типы лейнеров и методика контроля толщины стенки	158
7.3 Разработка технологии изготовления металлокомпозитных баллонов давления	164
<i>Контрольные вопросы по разделу</i>	179
8 Ребристые конструкции	180
<i>Контрольные вопросы по разделу</i>	196
9 Инерционные накопители энергии из композиционных материалов	197
9.1 Общие сведения	197
9.2 Предельная энергоемкость и мощность вращающихся элементов конструкций	201
9.3 Нитяные оболочки и диски	208
9.4 Анизотропные диски	216
9.5 Хордовые маятники	220
<i>Контрольные вопросы по разделу</i>	230
10 Межконтинентальная баллистическая ракета: как она устроена	231
Заключение	251
Литература	253

ВВЕДЕНИЕ

Технический прогресс сопровождается постоянным расширением класса конструкционных материалов и совершенствованием их свойств. Как правило, новые материалы появляются в результате естественного стремления проектировщиков улучшить характеристики эксплуатируемых конструкций, а, будучи освоенными, они открывают новые возможности для разработки принципиально новых конструкций и технологических процессов. Одно из наиболее ярких проявлений такой взаимной обусловленности в разработке материалов, конструкций и технологий связано с композитными материалами, находящими все более широкое распространение в различных областях техники.

Композитные материалы по праву считаются материалами XXI века – они обладают высочайшими физико-механическими характеристиками при низкой плотности – они крепче стали и легче алюминиевых сплавов.

Композитные материалы представляют собой многосложные гетерогенные (разнородные) структуры, образованные комбинацией армирующих элементов и изотропного связующего. Армирующие элементы в виде тонких волокон, нитей, жгутов или тканей обеспечивают физико-механические характеристики материала, в частности, высокую прочность и жесткость в направлении ориентации волокон, а связующее, или матрица, обеспечивает его монолитность. Современные композитные материалы обладают удельной прочностью и жесткостью в направлении армирования, в 4-5 раз и более превышающей удельную прочность и удельную жесткость стали, алюминиевых и титановых сплавов. Что же такое удельные характеристики материала? Прочность конструкции определяется предель-

ным уровнем напряжений, возникающих в материале в момент разрушения и являющихся следствием действующих внешних нагрузок. Жесткость (или модуль упругости) – характеристика материала, определяющая перемещения в конструкции под действием внешних нагрузок. Жесткость напрямую связана с явлением потери устойчивости конструкции, когда в ней развиваются большие перемещения и часто, как следствие, высокий уровень напряжений. Это явление обычно приводит к разрушению или, как говорят механики, к исчерпанию несущей способности конструкции. Удельная прочность и удельная жесткость – есть отношение предельных напряжений и модуля упругости соответственно к плотности материала. Чем больше удельные характеристики материала, тем легче и прочнее конструкция и тем выше порог ее потери устойчивости.

В качестве армирующих материалов используются высокопрочные стеклянные, углеродные, органические, борные волокна, металлические проволоки, нитевидные кристаллы и др.

Матрица является важным элементом, она обеспечивает монолитность композита, фиксирует форму изделия и взаимное расположение армирующих волокон. Материал матрицы определяет в значительной степени метод изготовления изделий, уровень рабочих температур композита, химическую стойкость, характер изменения свойств при воздействии атмосферного и других факторов. В качестве матрицы используются отвержденные эпоксидные, полиэфирные и некоторые другие термореактивные смолы, металлы, а также полимерные термопластичные материалы.

В волокнистых композитах высокопрочные волокна воспринимают напряжения, возникающие в конструкции при действии внешних нагрузок, и обеспечивают жест-

кость и прочность композиции в направлении армирования. Направленный характер свойств композитов – важнейшее достоинство. Можно создавать из композитов элементы конструкций с заранее заданными свойствами, наиболее полно отвечающие характеру и условиям работы. Многообразие волокон и матричных материалов, а также схем армирования, используемых при создании композитов, позволяют направленно регулировать прочность, жесткость, уровень рабочих температур, химическую стойкость и другие свойства. В результате совмещения армирующих элементов и матрицы образуется комплекс свойств композита, не только определяемый исходными характеристиками его компонентов, но и включающий свойства, которыми изолированные компоненты не обладают. Композиты позволяют использовать новые принципы проектирования и изготовления изделий, основанные на том, что материал и изделие создаются одновременно в рамках одного и того же технологического процесса.

Эффективность применения композитных материалов в различных конструкциях определяется степенью совершенства методов расчета и проектирования и технологий изготовления изделий. Характерной особенностью таких материалов, отличающих их от традиционных металлических сплавов, является то, что они, как правило, образуются одновременно с изготовлением конструкции. При этом их механические характеристики, определяемые схемой расположения волокон, могут изменяться в широких пределах, что позволяет получить конструкцию с направленной анизотропией физико-механических свойств, соответствующих спектру действующих нагрузок. Таким образом, изготовление конструкции из композиционных материалов предусматривает, кроме создания геометрических форм, определение рациональной структуры материала, т.е. чис-

ла и порядка чередования слоев, углов ориентации и вида армирующих элементов, их относительного содержания в композиции и других параметров. При этом эффективность в значительной степени зависит от степени соответствия формы, назначения и условий эксплуатации изделия возможностям композитных материалов, а также технологическим возможностям реализации проекта. Последнее очень важно. Спектр имеющихся технологических процессов изготовления изделий различной формы определяет спектр конструкций и изделий, которые могут быть изготовлены. Технологический процесс требует применения специальных станков, оборудования, оснастки и приспособлений.

Таким образом, современные композиты обладают широким комплексом свойств, открывающих при соответствующем развитии практически неограниченные возможности как для совершенствования существующих конструкций самого различного назначения, так и для разработки новых конструкций и технологических процессов.

Однако следует заметить, что полный цикл создания изделий из композитных материалов требует от специалистов знаний, опыта и навыков в направлении науки и техники, кажущихся, на первый взгляд, не связанными друг с другом. Это материаловедение, технология переработки неметаллических материалов, математика, механика деформируемых тел, общие и специальные вопросы технологии, создание и эксплуатация различного оборудования – от технологического до испытательного. Задача организации высшего образования и подготовки таких специалистов с широким спектром знаний для отраслей промышленности, создающих изделия из композитов, успешно решается в России. Это московские вузы: Московский авиационный институт (Национальный исследовательский

университет (МАИ), Московский государственный технический университет (МВТУ) им. Н.Э. Баумана, ряд вузов в европейской части России, Поволжье и на Урале, а также Алтайский государственный технический университет им. И. И. Ползунова.

Особое место в подготовке специалистов занимает обучение навыкам и принципам построения расчетных схем для конструкций различного типа, использующих композиционные материалы, что практически невозможно без учета базовых положений классической строительной механики. В связи с этим курс «Конструкции из композиционных материалов» предполагает рассмотрение теоретических подходов построения расчетных схем, а также и прикладных задач, связанных с использованием этих подходов и основной особенности композиционных материалов, заключающейся в возможности формирования направленной анизотропии физико-механических свойств.



1 КОНСТРУКЦИИ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Традиционные материалы (металлы и сплавы) имеют широкий спектр применения – из стали, например, можно сделать и штырь, и корпус военного корабля, из алюминия – и оберточную фольгу, и самолеты. Этого нельзя сказать пока о композиционных материалах, хотя область их применения распространяется и на бытовую технику, и на космические аппараты. Так как комплекс свойств композитов достаточно широк, применение их постоянно нарастает, поэтому сведения о возможных вариантах их использования постоянно обновляются.

Классификация полимерных композиционных материалов в зависимости от типа армирующего материала (стеклопластики, углепластики, органопластики, боропластики) предполагает использование наполнителя в виде волокон или тканей из них. Но в любом случае особенностью композитных конструкций является то, что их расчет совмещается с прочностными расчетами материалов, которые используются в данных конструкциях.

1.1 Аспекты применения композиционных материалов

1.1.1 Космическая промышленность

Наибольшее применение имеют углепластики, в меньшей степени – стекло- и органопластики. Это обусловлено их сравнительно низкой плотностью, хорошими удельными характеристиками, поэтому их высокая стоимость не является сдерживающим фактором. Считается, что количество углеродных волокон, используемых в кос-

мической технике, составляет до 30 % объема их производства. Однако здесь оценка затруднена, так как эти отрасли связаны с совершенными технологиями и имеют оборонное значение.

Начало применения композиционных материалов в космосе связано с запуском в 1974 году ВВС США геостационарного спутника метеорологического назначения массой 680 кг, в котором было использовано покрытие из углепластика массой 0,5 кг. Более совершенный геостационарный спутник связи Intelsat V, запущенный в 1979 году, при массе 1400 кг имел 58 % деталей (свыше 45 % массы спутника), изготовленных из высококачественных композитов, главным образом углепластиков. Использование углепластиков в космических конструкциях обусловлено не только их малой плотностью, т. е. малой массой. Дело в том, что любая конструкция в космосе находится в сравнительно глубоком вакууме, следовательно, части ее, обращенные к Солнцу, нагреваются до температуры порядка 150 °С, а противоположная сторона охлаждается до -150 или -200 °С. В таких условиях любой материал подвержен термической деформации, но армирующие волокна в углепластике имеют отрицательное значение термического коэффициента линейного расширения (порядка $-1 \div 2 \cdot 10^{-7} \text{ К}^{-1}$) и при рациональном проектировании конструкции можно добиться отсутствия термической деформации.

При разработке конструкций космического назначения исходят из требования к их жесткости. Поэтому при увеличении модуля упругости армирующих волокон становится возможным дальнейшее снижение массы изделия. Это играет существенную роль для каркасов корпусов искусственных спутников Земли (ИСЗ), скелетных конструкций солнечных батарей, несущих рамных конструкций

широкоформатных орбитальных систем, антенных блоков и т. д.

Применение для космических проектов кораблей многооразового пользования (система «Спейс Шатл» США и отечественный «Буран») определило широкое использование композиционных материалов как в качестве конструктивных для изготовления створок багажного отсека, фюзеляжа, крыльев и других деталей, так и их тепловой защиты при возвращении на Землю.



Рисунок 1.1 – Корабль многооразового пользования «Буран»

Большое внимание уделяется композиционным материалам при создании международной космической станции, несколько модулей которой почти 20 лет состыкованы на околоземной орбите. Считается, что композитные конструкции можно производить и разворачивать в космосе. В этом направлении разработаны технологии, использующие в качестве материалов матрицы термопласты, которые не имеют газовой выделений при повышенных температурах.

1.1.2 Авиастроение

Композиционные материалы достаточно широко используются в современном самолетостроении. Это связано с их уникальными свойствами, особенно удельными характеристиками. В таблице 1.1 сопоставлены некоторые свойства материалов, используемых в авиационных конструкциях.

Таблица 1.1 – Механические свойства авиационных конструкционных материалов

Материал	Плотность, 10^{-3} кг/м ³	Удельная прочность, МПа/(кг/м ³)	Удельный модуль упругости, ГПа/(кг/м ³)
Алюминиевый сплав	2.8	167	25
Титановый сплав	4,5	206	25
Мартенситная сталь (25% Ni)	8.0	137	26
Японская ель	0,5	137	26
Эпоксидный стеклопластик на основе тка- ни	2,0	294	24
Эпоксидный углепластик (одна- правленный)	1.6	1470	81

Приведенные данные объясняют целесообразность применения композиционных материалов в авиастроении,

что приводит к существенным экономическим результатам. На рисунке 1.1 приведена диаграмма распределения массы снаряженного самолета, из которой следует, что масса самолета без топлива и коммерческой загрузки в два раза меньше массы снаряженного, в том числе 30 % приходится на различные конструкции планера. Снижение веса этих конструкций благодаря использованию современных материалов позволяет уменьшить габариты двигателя, размеры оперения и т.п., что приводит к снижению расхода горючего. Подсчитано, что снижение массы конструкционных материалов всего на 1 кг приводит к снижению общей массы самолета на 3-7 кг.



Рисунок 1.1 – Распределение массы снаряженного самолета

Использование композиционных материалов в производстве самолетов позволяет также снизить их общую стоимость и варьировать условия проектирования. Применение полимерных композитов благодаря анизотропии их деформационно-прочностных свойств дает возможность создавать конструкции с заданным распределением прочности и жесткости. Разработка самолетов нового поколения (вертикального взлета, «летающее крыло», высокоскоростных самолетов-перехватчиков и т. д.) оказалась невоз-

можной без композиционных материалов, имеющих возможность одностадийного формования крупных элементов конструкций, при котором уменьшается количество деталей, сокращаются затраты на сборку, что ведет к снижению стоимости всего изделия.

В области военного самолетостроения требуются материалы с очень хорошими характеристиками, поскольку эксплуатационные режимы сложны. Постоянное возрастание отношения реактивной тяги к массе самолета имеет четкую тенденцию к нарастанию, что напрямую связано с применением композиционных материалов. Анализ конструкций, в которых используются композиты, показывает, что они являются сложнапряженными и требуют явно выраженной анизотропии физико-механических параметров. К таким конструкциям относятся: аэродинамический тормоз, горизонтальное хвостовое оперение, вертикальные стабилизаторы, детали фюзеляжа и основных крыльев, рули направления, закрылки, интерцепторы, лопасти несущего винта вертолета и многие другие.

Характерно положение полимерных композиционных материалов в самолетостроении в сравнение с другими конструкционными материалами (рисунок 1.2), проведенное по данным НИМАТ (Hingly Maneuvable Aircraft Technology). Эти данные позволяют признать значительную роль композиционных конструкционных материалов в формировании основных функциональных систем современного самолета. Такое положение будет сохраняться, возможно, в течение нескольких лет. Дальнейшее развитие материаловедения и появление материалов нового поколения может существенно изменить соотношение между материалами авиационных конструкций.

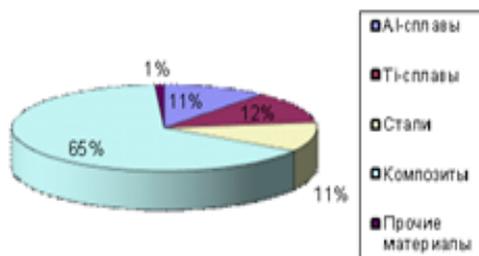


Рисунок 2.1 – Структура материального баланса планера современного самолета

Применение композитов в гражданском самолетостроении отличается от их использования в военных самолетах, поскольку в целях безопасности полетов новые материалы до использования в серийном производстве проходят испытания в течение 50000 часов. В США такие испытания проводятся под контролем НАСА, в России – под эгидой Российского авиационно-космического агентства (РАКА). В настоящее время перечень конструкций гражданского авиастроения, значительно снижающих массу планера, включает интерцепторы, рули направления, рули набора высоты, горизонтального и вертикального хвостового оперения, элероны, фрагменты фюзеляжа (рисунок 1.3), шасси и т. д. Эти фрагменты конструкции планера самолетов соответствуют определенным силовым формам, расчет и проектирование которых проводится на основании положений строительной механики композиционных конструкций, которые будут рассмотрены в следующих разделах.



Рисунок 1.3 – Секция фюзеляжа пассажирского лайнера Боинг-787, изготовленная методом намотки

1.1.3 Военная промышленность

Применение композиционных материалов в военном самолетостроении отражено в предыдущем разделе. Сведения о применении композитов в других областях военного производства достаточно скудны, что связано с закрытостью работ оборонного значения. Однако имеющиеся в печати сведения позволяют сделать анализ применения полимерных композитов органопластиков (ОП), стеклопластиков (СП), углепластиков (УП) и гибридных композитов (ГК) в изделиях военного назначения, приведенный в таблице 1.2.

Таблица 1.2 – Применение композиционных материалов в военных целях

Назначение	Материал
Цилиндрические корпуса тактических ракет	СП, ОП, УП, ГК
Цилиндрические корпуса снарядов	СП, УП

Продолжение таблицы 1.2

Назначение	Материал
Цилиндрические корпуса торпед	СП, УП
Корпуса двигателей РДТТ	СП, ОП, УП
Опорные конструкции радиолокаторов	УП, СП, ГК
Орудийные стволы	УП
Танковая броня типа «сэндвич»	ОП
Бронежилеты	ОП
Защитные каски	ОП
Корпуса радиостанций	УП
Детали временных мостов	УП
Антенны и их опоры	УП

1.1.4 Автомобилестроение

Масштаб применения композиционных материалов в автомобилестроении несколько меньше, нежели в космической или авиационной промышленности, что, несомненно, связано с высокой стоимостью композитов, особенно углепластиков. Однако вопрос снижения расхода топлива послужил одним из стимулов интенсивного проведения работ по снижению металлоемкости в автомобильной промышленности, т. е. внедрению конструкционных композитов. Экономия горючего достигается путем снижения массы автомобиля (кроме, естественно, улучшения аэродинамических свойств, применения турбонаддува и т. д.). Чтобы повысить экономичность автомобиля на 0,0042 км/л, необходимо снизить его массу приблизительно на 7 кг. В связи с этим предполагается замена стали и чугуна на композиционные материалы, что позволит снизить массу автомобиля на 320 кг за 10 лет. Для автомобиля фирмы «Форд» рамной конструкции применение композитов

(в основном углепластиков) позволило решить ряд задач по снижению массы, отраженных в таблице 1.3.

Однако широкое применение опыта, полученного при создании этого автомобиля, оказалось затруднено в связи с невозможной последующей переработкой материалов и их рекуперации, поскольку среднее время использования автомобиля в те годы в США не превышало 3-4 лет, после чего он подлежал переработке в металл и вторичную пластмассу. Прогрессивных методов переработки композиционных материалов не существовало, что привело бы к захламлению автомобильных свалок.

Таблица 1.3 – Масса деталей опытного рамного автомобиля «Форд» (данные 1979 г.)

Наименование детали	Масса стальных деталей, кг	Масса деталей из КМ, кг	Снижение массы	
			кг	%
Кузов	209,1	94,3	114,8	61
Рама	128,3	94,0	34,3	27
Передняя панель	43,5	13,3	30,2	70
Капот	22,2	7,6	14,6	66
Крышка багажника	19,4	6,3	13,1	67
Бампер	55,8	20,1	35,7	74
Диски колес	41,7	22,4	19,3	46
Двери	70,6	27,7	42,9	61
Другие детали	31,4	16,2	15,2	49
Итого	622	301,9	320,1	51

В настоящее время накоплен конструкторский и технологический опыт при создании рессор и приводных карданных валов из полимерных композитов (стекло- и углепластиков, а также гибридных композитов), обладающих высокими усталостными характеристиками. В результате происходит снижение массы в 3-4 раза, а усталостная прочность повышается в 1,8-2 раза. Широкое применение нашли в настоящее время комплектующие автомобилей из карбона, то есть углепластика, что отмечается всеми ведущими производителями автомобилей.

1.1.5 Другие области применения полимерных композитов

Композиционные материалы нашли достаточно широкое применение в производстве бытовой техники, спортивного инвентаря и других промышленных товаров. В таблице 1.4 сделана попытка систематизировать эти области применения углепластиков в зависимости от типа изделия и используемого свойства материала. Применение именно углепластика (карбона) связано с его уникальными свойствами: высоким модулем упругости (жесткость), прочностью в направлении армирующих волокон, малой деформативностью (даже при критических нагрузках) и, что особенно важно, очень низким значением линейного коэффициента термического расширения, позволяющим снизить практически до нуля температурные деформации материала. Эта позиция играет очень большую роль при создании изделий, работающих в сложных температурных полях, например, в космическом пространстве или в изделиях специальной техники.

Анализ направлений применения композиционных материалов в различных областях современной техники

показывает, что можно провести классификацию конструкций из полимерных композитов по типу и конфигурации изделий или элементов, а также дать рекомендации по способам их расчета и получения расчетных схем.

Таблица 1.4 – Свойства и применение композиционных материалов на основе углеродных волокон

Тип изделия	Используемое свойство	Примеры применения
Изделия с высокой скоростью перемещения	Удельная прочность, удельный модуль упругости	Скоростные транспортные средства, спортивные транспортные средства (мотоциклы, велосипеды, байдарки), оборудование для намотки (укладчик нитей, направляющая нитеводов), детали роботов, печатающие устройства
Предметы личного потребления		Альпинистское снаряжение, фотоаппараты, видеокамеры, оправы очков
Изделия с высокой скоростью вращения		Цилиндрические роторы различных установок, маховики, шлифовальные круги, шинный корд, шкивы, лопасти вентиляторов, лопасти пропеллеров, вращающиеся элементы прядильных машин
Вибростойкие изделия	Удельная жесткость, демпфирующие свойства	Плоские пружины вибротранспортеров и вибрационных грузочных устройств
Крупногабаритные изделия	Жесткость, отсутствие ползучести	Суда и другие плавсредства, резервуары, баллоны для сжатых газов, силосные башни, крылья ветряных мельниц, элементы конструкции мостов
Изделия с высокой стабильностью размеров	Жесткость, малое тепловое расширение	Микромоторы, синхронизаторы, резервуары для криогенных температур, эталонные образцы

1.2 Классификация конструкций по типу расчетной схемы

1.2.1 Ферменные конструкции

Ферменные конструкции (фермы) из композиционных материалов используются достаточно широко в ракетно-космической технике для соединений частей сборных конструкций, стержневых панелей солнечных батарей (рисунок 1.4) и т. п.



Рисунок 1.4 - Международная космическая станция (а); стержневые конструкции солнечных батарей (б)

На рисунке 1.5 показана композитная прямоугольная ферма, нагруженная 10 пакетами с цементом.



Рисунок 1.5 – Прямоугольная ферма из композитных (углепластиковых) стержней выдерживает вес 10 пакетов цемента

В основу расчета композитных ферменных конструкций положена классическая ферма, а основное граничное

условие заключается в постоянстве относительных деформаций всех элементов конструкции:

$$\mathcal{E}_x^i = const.$$

Это условие является основным соотношением, превращающим статически неопределимую задачу расчета фермы в статически определимую.

1.2.2 Подкрепляющие элементы, профили жесткости

Изделия такого типа используются для создания конструкций и элементов конструкций повышенной жесткости. Изготовленные методами пултрузии или выкладки, они заменяют традиционные металлические профили и позволяют существенно снизить массу изделия. Профили могут иметь традиционную форму сечения, характерную для металлических подкрепляющих элементов, а также специфическую, определяемую максимальным использованием жесткости композитных накладок или жгутов (рисунки 1.6). В основу расчетной схемы изделий этого класса положена теория упругого изгиба слоистой балки, для которой граничные условия связаны с отсутствием поперечных деформаций и угловых деформаций в плоскости xz :

$$\mathcal{E}_z = 0, \quad \gamma_{xz} = 0.$$

В данном случае для расчета используются классические представления строительной механики и теории упругости, адаптированные под особенности и анизотропию конструкционных композиционных материалов. Последнее позволяет использовать тонкостенные композиты для подкрепления классических бетонных конструкций.

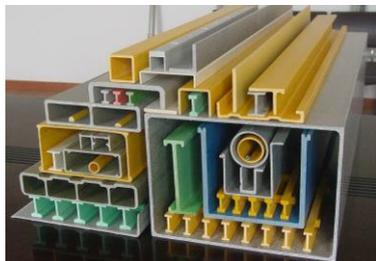


Рисунок 1.6 – Композитные профили различного сечения, изготавливаемые методом пултрुзии

1.2.3 Длинномерные конструкции с замкнутым контуром сечения

Изделия такого типа используются в виде цилиндрического отсека, работающего на наружное давление, изгибающий момент и поперечную нагрузку. К ним можно отнести также и лопасть винта вертолета (рисунок 1.7), а также конструкцию крыла или элерона. В основу получения расчетной схемы положена балочная теория тонкостенных конструкций, для силовой оболочки которой характерен плоскостной характер распределения продольных деформаций и отсутствие окружной (контурной) деформации:

$$\varepsilon_z = Ax + By + C, \quad \varepsilon_s = 0.$$



Рисунок 1.7 – Сечение лопасти винта вертолета из стеклопластика

1.2.4 Изделия плоской формы, выполненные из слоистых композиционных материалов (панели)

Изделия такого плана применяются для замены металлической обшивки в конструкциях различного назначения, что приводит к снижению их веса, а, следовательно, металлоемкости (рисунки 1.8 и 1.9).

В основу расчета изделий такого типа положена теория тонкой пластины, в которой гипотетически (гипотезы Кирхгофа) исключаются поперечная деформация ε_z и угловые деформации γ_{xz} и γ_{yz} .

Если слоистая панель испытывает термонапряженное состояние вследствие градиента температур, ее кривизны χ_x и χ_y определяются теорией коробления слоистой пластины.

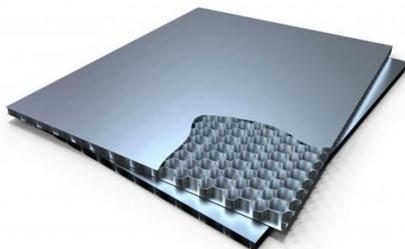


Рисунок 1.8 – Композитная панель с сотовым наполнителем, применяемая в авиастроении



Рисунок 1.9 – Композитная панель после отверждения в автоклаве будет использоваться при изготовлении российского узкофюзеляжного самолёта МС-21

1.2.5 Баллоны давления

Одной из самых распространенных конструкций из композиционных материалов следует считать баллоны давления, которые используются при создании корпусов ракетных двигателей твердого топлива, баков для хранения жидкостей и газов (рисунок 1.10), конических раструбов. В основу построения расчетной схемы положена безмоментная оболочка вращения.

Особенностью таких конструкций следует считать технологию изготовления, совмещающую как создание материала, так и создание изделия. Это достигается непрерывной намоткой волокнистого наполнителя, совмещенного со связующим, на оправку, имеющую форму оболочки вращения, в результате получают баллоны давления различной формы и целевого назначения.



Рисунок 1.10 – Баллон давления, используемый в качестве двигателя твердотопливной ракеты, изготавливается методом непрерывной намотки

1.2.6 Цилиндрические оболочки

В основу расчета конструкций этого типа положена общая теория цилиндрической оболочки, в которой рассматриваются задачи осесимметричного и моментного нагружения. На рисунках 1.11 – 1.12 приведены фотографии некоторых типов цилиндрических оболочек и процесс намотки такой оболочки на станке FW4-600/3000 CNC Master (рисунок 1.13).



Рисунок 1.11 – Композитная цилиндрическая оболочка – контейнер для твердотопливной баллистической ракеты



Рисунок 1.12 – Цилиндрическая композитная конструкция, подкреплённая ребристой оболочкой, предназначена для использования в ракетной технике



Рисунок 1.13 – Намотка цилиндрической композитной оболочки на намоточном станке FW4-600/3000 CNC Master

Основные теории, использующиеся для построения методов расчета соответствующих конструкций, вошедших в представленную классификацию изделий из композиционных материалов, будут приведены в последующих главах.

1.2.7 Маховики гироскопических систем

Гироскоп – это устройство, которое используется для измерения или поддержания ориентации или угловой скорости различных конструкций. В общем случае это маховик или диск, в котором ось вращения может свободно принимать любую ориентацию сама по себе. При вращении ориентация этой оси не зависит от наклона или поворота самой конструкции. Области применения гироскопов включают инерциальные навигационные системы, например, в корпусе подводной лодки, надводных кораблей, самолетов или космических объектов, например, телескопа Хаббла. Благодаря своей точности гироскопы также ис-

пользуются в гидротеодолитах для поддержания направления при разработке различных туннелей. Гироскопы могут быть использованы для построения гирокомпасов, которые дополняют или заменяют магнитные компасы (на кораблях, самолетах, космических аппаратах и других транспортных средствах), для обеспечения устойчивости (велосипеды, мотоциклы и корабли) или могут использоваться как часть инерциальной системы наведения в ракетной технике. На рисунках 1.14 и 1.15 приведены фотографии различных систем, использующих гироскопы.

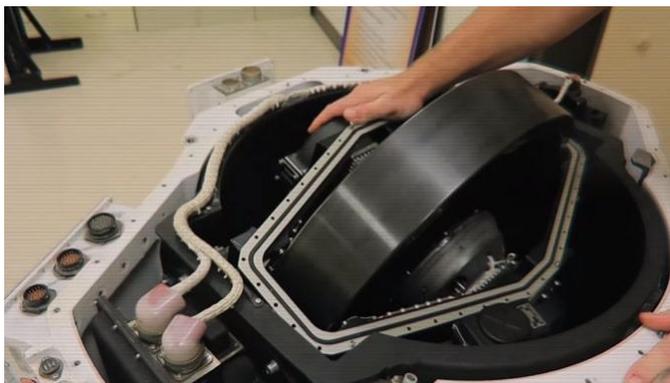


Рисунок 1.14 – Гироскопический стабилизатор-гиродин для Международной космической станции, маховик которого выполнен из композита

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ГИРОСКОПА С 3 СТЕПЕНЯМИ СВОБОДЫ В КАЧЕСТВЕ АВТОГОРИЗОНТА ВОЗДУШНОГО СУДНА

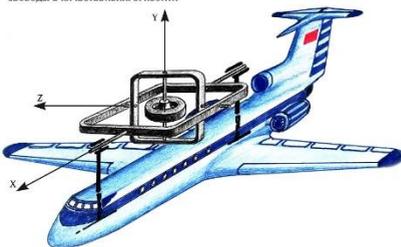


Рисунок 1.15 – Использование гироскопа с тремя степенями свободы в качестве автогоризонта воздушного судна

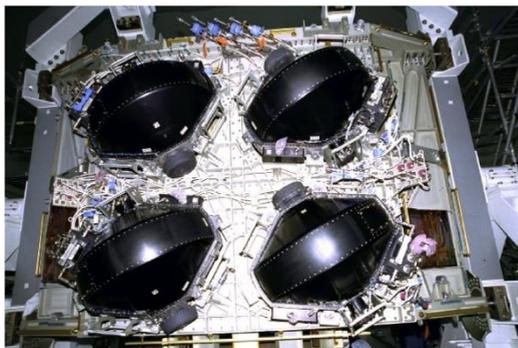


Рисунок 1.16 – Гироскопы с контрольным моментом, используемые в американских Шаттлах

Контрольные вопросы по разделу

1. Основные отрасли применения конструкций из композиционных материалов.
2. По какому принципу проводится классификация композитных конструкций?
3. Основные типы композитных конструкций и их характеристика.

2 КОМПОЗИТНЫЕ ПАНЕЛИ

2.1 Методы расчета основных параметров напряженно-деформированного состояния

Композитные панели представляют достаточно широкий слой изделий из армированных материалов, которые применяются в современных конструкциях различного назначения (рисунки 2.1 - 2.4).

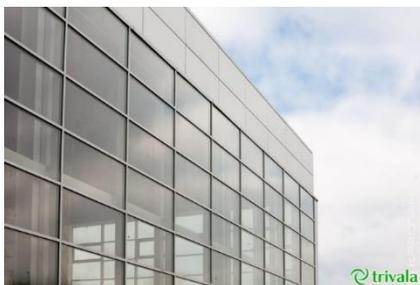


Рисунок 2.1 – Стальные композитные панели для облицовки зданий



Рисунок 2.2 – Композитные панели для вентилируемых фасадов

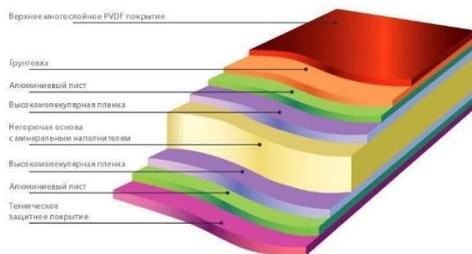


Рисунок 2.3 – Структура композитной панели для наружного применения



Рисунок 2.4 – Композитная панель как деталь корпуса современного самолёта

Расчет изделий типа панель в настоящее время совмещен с использованием различных компьютерных программ, позволяющих определить их основные характеристики и, следовательно, возможность применения в соответствующем техническом решении. Однако в основу этих компьютерных программ положены главные положения теории тонкой упругой пластины, которая имеет определенный вид закрепления краёв и нагружена распределённым или сосредоточенным усилием. Для наглядности рассмотрим основные положения этой теории и её возможности при расчете изделий типа панель.

Поскольку задача такого типа относится к разряду статически неопределимых, в классических расчетах применяют гипотезы Кирхгофа, которые позволяют перевести проблему в разряд задач, имеющих аналитическое решение, поскольку позволяют избавиться от ряда подлежащих расчету параметров. К ним относятся деформации сдвига в вертикальных плоскостях, пластины, неизменяемость её толщины, нейтральность срединной плоскости и отсутствие вертикальных напряжений.

- Гипотеза прямых нормалей: любой линейный элемент, нормальный к срединной поверхности пластины, остается прямолинейным и нормальным к срединной поверхности после деформации, и его длина не изменяется. Это означает, что линейный элемент, направленный по оси

z , т. е. перпендикулярный срединной плоскости (xy), остается неизменным, когда отсутствует деформация сдвига, т. е.

$$\gamma_{yz} = \gamma_{zx}, \text{ следовательно, } \varepsilon_z = 0 \text{ и } h = \text{const.}$$

- Гипотеза о нерастяжимости срединной плоскости: в срединной плоскости отсутствуют деформации растяжения, сжатия и сдвига, а значит, срединная плоскость является нейтральной. Это означает, что перемещения вдоль осей x и y отсутствуют, т.е.

$$U_0 = 0 \text{ и } V_0 = 0.$$

- Гипотеза об отсутствии давления между слоями пластины: ввиду малости давления между слоями, параллельными срединной плоскости, напряжениями σ_z по сравнению с σ_x и σ_y можно пренебречь.

Это позволяет выбрать в качестве основной характеристики тонкой пластины, от которой зависят все остальные – функцию прогиба (W), т. е. деформацию пластины в направлении нормали к ней z . Эти зависимости можно представить следующим образом:

- Перемещения в пластине в направлении осей x (U) и y (V):

$$U = -z \frac{\partial W}{\partial x}, \quad V = -z \frac{\partial W}{\partial y} \quad (2.1)$$

- Основные линейные деформации в направлении осей x и y и угловая деформация в плоскости xy :

$$\varepsilon_x = \frac{\partial U}{\partial x} = -z \frac{\partial^2 W}{\partial x^2}, \quad (2.2)$$

$$\varepsilon_y = \frac{\partial V}{\partial y} = -z \frac{\partial^2 W}{\partial y^2},$$

$$\gamma_{xy} = \frac{\partial U}{\partial y} + \frac{\partial V}{\partial x} = -z \frac{\partial^2 W}{\partial x \partial y} - z \frac{\partial^2 W}{\partial x \partial y} = -2z \frac{\partial^2 W}{\partial x \partial y}.$$

- Напряжения в пластине (нормальные - σ_x , σ_y и сдвиговые τ_{xy}):

$$\sigma_x = -\frac{Ez}{1-\nu^2} \left(\frac{\partial^2 W}{\partial x^2} + \nu \frac{\partial^2 W}{\partial y^2} \right), \quad \sigma_y = -\frac{Ez}{1-\nu^2} \left(\frac{\partial^2 W}{\partial y^2} + \nu \frac{\partial^2 W}{\partial x^2} \right) \quad (2.3)$$

$$\tau_{xy} = \frac{E}{2(1+\nu)} \cdot \gamma_{xy} = -\frac{Ez}{1+\nu} \frac{\partial^2 W}{\partial x \partial y}$$

- Усилия в пластине (нормальные усилия N_x , N_y , сдвиговые усилия S_x , S_y , изгибающие моменты M_x , M_y , поперечные силы в сечении Q_x , Q_y , и крутящие моменты $M_{yx} = M_{xy} = H$). Для сечения с нормалью, совпадающей с осью x :

$$N_x = 0, S_x = 0, \quad M_x = -D \left(\frac{\partial^2 W}{\partial x^2} + \nu \frac{\partial^2 W}{\partial y^2} \right),$$

$$Q_x = -D \frac{\partial}{\partial x} \nabla^2 W, M_{yx} = -D(1-\nu) \frac{\partial^2 W}{\partial x \partial y} \quad (2.4)$$

Аналогично для сечения с нормалью, совпадающей с осью y .

$$N_y = 0; \quad S_y = 0;$$

$$M_y = -D \left(\frac{\partial^2 W}{\partial y^2} + \nu \frac{\partial^2 W}{\partial x^2} \right); \quad (2.5)$$

$$Q_y = -D \frac{\partial}{\partial y} \nabla^2 W; \quad M_{xy} = -D(1-\nu) \frac{\partial^2 W}{\partial x \partial y}.$$

Здесь и далее $D = \frac{Eh^3}{12(1-\nu^2)}$ – цилиндрическая жесткость

пластины, т. е. её физическая и геометрическая характеристика (h – толщина пластины, E – модуль упругости и ν – коэффициент Пуассона).

На рисунке 5 приведены направления всех усилий, действующих в пластине.

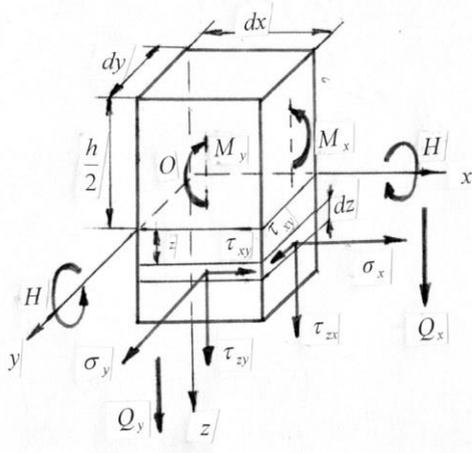


Рисунок 2.5 – Усилия и напряжения в тонкой пластине

Элемент пластины размером $dx \cdot dy$ и высотой h . $h/2$ – положение срединной плоскости, dz – тонкий слой в котором действуют нормальные напряжения σ_x и σ_y , а также касательные напряжения (сдвиговые) τ_{xy} , τ_{zy} и τ_{zx} . Результирующие этих напряжений усилия Q_x и Q_y , изгибающие моменты M_x и M_y и крутящие моменты H .

Из сравнения выражений для напряжений и усилий можно легко установить связь между ними:

$$\sigma_x = \frac{12M_x}{h^3}; \quad \sigma_y = \frac{12M_y}{h^3};$$

$$\text{или } \sigma_x = \frac{M_x z}{I}; \quad \sigma_y = \frac{M_y z}{I}$$

через момент инерции сечения пластины I .

Эти сведения позволили французскому математику и механику Софи Жермен получить дифференциальное уравнение изогнутой срединной поверхности тонкой пластины, нагруженной распределенным усилием интенсив-

ности q , которое и носит её имя – уравнение Софи Жермен:

$$D\left(\frac{\partial^4 W}{\partial x^4} + 2\frac{\partial^4 W}{\partial x^2 \partial y^2} + \frac{\partial^4 W}{\partial y^4}\right) = q, \quad \text{или} \quad D\nabla^4 W - q = 0. \quad (2.6)$$

Это уравнение играет основную роль в создании теории расчета изделий типа «панель».

Интегрирование дифференциального уравнения четвертого порядка сопряжено с математическими сложностями и необходимостью определения произвольных постоянных интегрирования, которые находятся из условий на контуре пластины.

В зависимости от характера закрепления тонкой пластины могут быть заданы некоторые условия, связывающие такие понятия как перемещения, прогибы, углы поворота срединной плоскости или усилия и моменты.

Если на контуре задаются перемещения, т.е. прогибы, или углы поворота срединной плоскости, то такие условия называют геометрическими. Статическими называют такие условия, при которых на контуре задаются усилия, т.е. изгибающие или крутящие моменты и поперечные силы. Смешанные условия, когда задаются и те, и другие.

На каждом крае следует задать два граничных условия. Рассмотрим различные способы закрепления пластины:

Защемленный край (сторона OA пластины, рисунок 2.6).

В защемлении отсутствуют прогибы и невозможен поворот краевого сечения относительно оси x . В связи с этим имеем геометрические граничные условия:

$$y = 0, \quad W = 0, \quad \frac{\partial W}{\partial y} = 0.$$

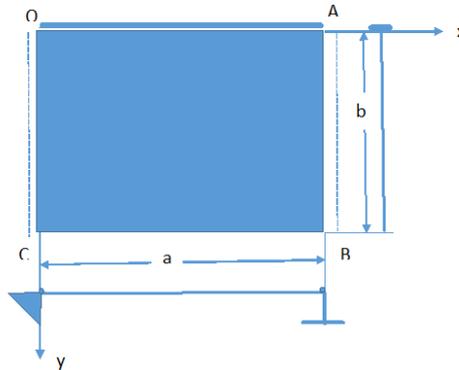


Рисунок 2.6 – Возможные варианты закрепления тонкой пластины

Шарнирно опертые края (стороны OC и AB пластины). В этом случае прогибы и изгибающие моменты равны нулю, т.е. имеют место смешанные граничные условия:

Свободный край (сторона CD пластины). Здесь обращается в ноль изгибающий момент M_y , поперечная сила Q_y

$$x=0 \quad \text{и} \quad x=a, \quad W=0, \quad M_x=0 \quad \left(\text{или} \quad \frac{\partial^2 W}{\partial x^2} + \nu \frac{\partial^2 W}{\partial y^2} = 0 \right).$$

и крутящий момент H , т.е. появляются три условия вместо двух.

Поэтому основная задача расчета основных характеристик изделия типа панель заключается в нахождении функции прогиба, её вида, который имеет соответствие основному уравнению Софи Жермен.

Существует несколько методов расчета тонкой упругой пластины (панели):

- *Метод Навье (решение Навье).*

Французский математик и механик Навье предложил использовать функцию прогиба в виде двойного тригоно-

метрического ряда по синусам для решения пластины, шарнирно опертой по всем краям и нагруженной произвольной поперечной нагрузкой $q(xy)$.

$$W(xy) = \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} A_{mn} \operatorname{Sin} \frac{m\pi x}{a} \operatorname{Sin} \frac{n\pi y}{b}, \quad (2.7)$$

где A_{mn} – постоянные числа (коэффициенты ряда), m и n – целые числа (>0) 1, 2, 3 ...

Предложенная функция Навье удовлетворяет граничным условиям шарнирного опирания и может быть использована в уравнении Софи Жермен:

$$D\pi^4 \sum_m \sum_n A_{mn} \left(\frac{m^2}{a^2} + \frac{n^2}{b^2} \right)^2 \operatorname{Sin} \frac{m\pi x}{a} \operatorname{Sin} \frac{n\pi y}{b} = q(xy). \quad (2.8)$$

Если нагрузку $q(x,y)$ разложить в тригонометрический ряд Фурье (по синусам) в областях $0 \leq x \leq a$ и $0 \leq y \leq b$, получим:

$$q(x, y) = \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} C_{mn} \operatorname{Sin} \frac{m\pi x}{a} \operatorname{Sin} \frac{n\pi y}{b} \quad (2.9)$$

А затем из равенства двух рядов найти коэффициенты ряда:

$$A_{mn} = \frac{4}{abD\pi^4 \left(\frac{m^2}{a^2} + \frac{n^2}{b^2} \right)^2} \int_0^a \int_0^b q(x, y) \operatorname{Sin} \frac{m\pi x}{a} \operatorname{Sin} \frac{n\pi y}{b} dx dy \quad (2.10)$$

Полученное выражение является общим для нахождения коэффициентов ряда, определяющих вид функции прогибов тонкой пластины в решении Навье.

Дальнейшее решение зависит от вида функции $q(xy)$, определяющей нагрузку, действующую на пластину. Можно рассмотреть частные случаи.

1. Равномерно распределенная нагрузка по всей поверхности пластины

$$q(xy)=q=const,$$

тогда выражение для коэффициентов ряда примет следующий вид:

$$A_{mn} = \frac{4q}{abD\pi^4 \left(\frac{m^2}{a^2} + \frac{n^2}{b^2} \right)^2} \int_0^a \int_0^b \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b} dx dy.$$

Очевидно, что коэффициенты A_{mn} и определяемая через них функция прогибов определяется в результате интегрирования последнего соотношения.

После интегрирования получаем следующие коэффициенты ряда:

$$A_{mn} = \frac{16q}{D\pi^6 mn \left(\frac{m^2}{a^2} + \frac{n^2}{b^2} \right)^2} \quad (m=1,3,5\dots n=1,3,5\dots)$$

тогда функция прогиба примет следующий вид:

$$W(xy) = \frac{16q}{\pi^6 D} \sum_m \sum_n \frac{\sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b}}{mn \left(\frac{m^2}{a^2} + \frac{n^2}{b^2} \right)^2} \quad (m=1,3,5\dots n=1,3,5\dots).$$

Максимальный прогиб будет наблюдаться в центре пластины при $x=a/2$ и $y=b/2$, т.е.

$$\max W = \frac{16q}{\pi^6 D} \sum_m \sum_n \frac{\sin \frac{m\pi}{2} \sin \frac{n\pi}{2}}{mn \left(\frac{m^2}{a^2} + \frac{n^2}{b^2} \right)^2} \quad (m=1,3,5\dots n=1,3,5\dots).$$

Используя полученное выражение функции прогиба можно рассчитать любую характеристику панели, характеризующую её напряженно-деформированное состояние.

Степень точности расчета определяется количеством использованных членов ряда.

Если нагрузка сосредоточена, т.е. усилие P приложено к конкретной точке панели с координатами $x=x_0$ и $y=y_0$, то получим следующее выражение для коэффициентов ряда:

$$A_{mn} = \frac{4P \sin \frac{m\pi x_0}{a} \sin \frac{n\pi y_0}{b}}{D\pi^4 ab \left(\frac{m^2}{a^2} + \frac{n^2}{b^2} \right)^2},$$

подстановка которого в ряд позволяет получить функцию прогибов пластины при нагружении сосредоточенной силой, которое можно использовать в расчетах напряженно-деформированного состояния панели:

$$W(x, y) = \frac{4P}{D\pi^4 ab} \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} \frac{\sin \frac{m\pi x_0}{a} \sin \frac{n\pi y_0}{b}}{\left(\frac{m^2}{a^2} + \frac{n^2}{b^2} \right)^2} \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b}. \quad (2.15)$$

- *Решение Леви*

Решение Навье справедливо только для пластин, шарнирно опертых по контуру. Решение Леви является более общим. Оно справедливо для прямоугольной пластины, у которой два противоположных края оперты шарнирно, а два других имеют любое закрепление: защемление, шарнирное опирание или свободный край.

Чтобы выполнить эти условия функцию прогиба можно взять в виде, предложенном Леви:

$$W = \sum_{n=1}^{\infty} Y \sin \alpha x, \quad (2.16)$$

где Y – произвольная функция одного аргумента y , $\alpha = n\pi/a$.

Так как при $x=0$ и $x=a$ $\sin \alpha x = 0$, то функция удовлетворяет граничным условиям для прогибов.

После проверки предложенной функции в уравнении Софи Жермен после сравнительно трудных математических преобразований можно получить выражение для функции прогиба в виде, который, например, использует только один член ряда и позволит в этом приближении определить параметры напряженно-деформированного состояния панели:

$$W_{11} = \frac{16qa^4}{\pi^6 D} \frac{\sin \frac{\pi x}{a} \sin \frac{\pi y}{b}}{\left(1 + \frac{a^2}{b^2}\right)^2}. \quad (2.17)$$

- *Вариационные методы решения задач по расчету тонких пластин.*

Большинство задач сводится к интегрированию дифференциальных уравнений с заданными граничными условиями, для которых точного решения не получается в связи с математическими трудностями. Поэтому важное значение приобрели вариационные методы, позволяющие получать эффективно приближенные решения дифференциального уравнения с достаточной для инженерных расчетов точностью.

Сущность вариационных методов: приведение основного дифференциального уравнения в частных производных к системе линейных алгебраических уравнений или к обыкновенному дифференциальному уравнению.

Для приведения основного дифференциального уравнения изгиба пластины к системе линейных алгебраических уравнений приближенное значение функции прогибов можно выбрать в виде ряда с конечным числом членов:

$$W_n = \sum_{i=1}^n a_i \varphi_i, \quad (2.18)$$

где $\varphi_i(xy)$ – линейные независимые функции, удовлетворяющие граничным условиям задачи, а a_i – постоянные параметры, подлежащие определению.

В зависимости от n решение может быть получено с любой степенью точности. Существует несколько методов отыскания этих констант (a_i), которые в дальнейшем используют в расчетах, либо в программном продукте.

- *Метод Рунца-Тимошенко*

Этот метод использует принцип возможных перемещений из теоретической механики: для того, чтобы система, подчиненная идеальным удерживающим связям, находилась в равновесии, необходимо и достаточно, чтобы сумма элементарных работ всех приложенных к ней сил на всяком возможном перемещении равнялась нулю:

$$\delta A - \delta U = 0, \quad (2.19)$$

где δA – возможная работа внешних сил (объемных и поверхностных) на каком-либо возможном перемещении;

δU – возможная работа внутренних сил, представляющая собой приращение потенциальной энергии на том же возможном перемещении с обратным знаком.

Метод решения задачи можно представить в виде следующего алгоритма:

1. Приближенное значение функции прогибов $W(xy)$ выбираем в форме двойного ряда

$$W_{mn}(xy) = \sum_{k=1}^m \sum_{l=1}^n a_{kl} \varphi_{kl}(xy). \quad (2.20)$$

Здесь функция φ_{kl} должна удовлетворять начальным условиям.

2. Вычисляем приближенное значение потенциальной энергии системы \mathcal{E}_{mn} .

$$\frac{\partial \mathcal{E}_{mn}}{\partial a_{kl}} = 0 \quad (k = 1, 2, 3, \dots, m; l = 1, 2, 3, \dots, n). \quad (2.21)$$

3. Для определения постоянных a_{kl} используем систему уравнений, которые примут вид:

$$\frac{\partial \mathcal{E}}{\partial a_i} = 0 \quad (i = 1, 2, 3, \dots). \quad (2.22)$$

Решив эту систему, найдем параметры a_{kl} , которые подставим в функцию прогибов $W_{mn}(xy)$ и получим приближенное решение изгиба пластины.

4. Определим поперечные силы и изгибающие моменты. (Примечание: функции φ_{kl} лучше выбирать так, чтобы они удовлетворяли всем условиям (геометрическим и статическим).

- *Метод Бубнова-Галеркина.*

Он основан на свойстве ортогональных функций. Из курса математического анализа известно, что если имеется семейство непрерывных функций

$$\psi_0(x), \psi_1(x), \psi_2(x) \dots \psi_k(x), \psi_l(x), \dots \psi_n(x) \quad (2.23)$$

и интеграл от произведения любых двух различных функций этого семейства в промежутке $[a, b]$ равен нулю

$$\int_a^b \psi_k(x) \psi_l(x) dx = 0, \quad (2.24)$$

то функции образуют в этом промежутке ортогональную систему.

На основании леммы математического анализа следует, что если одна из функций тождественно равна нулю, например, $\psi_k(x) \equiv 0$, то она ортогональна ко всем без исключения функциям, так как в этом случае условие равенства нулю выполняется. Примером такой функции может служить дифференциальное уравнение изогнутой срединной поверхности пластины, так как эта функция есть тождественный ноль при любых значениях площади S , следо-

вательно, поэтому при решении задачи для тонкой пластины уравнение ортогональности можно представить в виде:

$$\iint_S (D\nabla^4 W_{mn} - q)\varphi_{kl} dx dy = 0. \quad (k = 1, 2, 3, \dots, m; l = 1, 2, 3, \dots, n), \quad (2.25)$$

где рассматривается плоская область S , ограниченная контуром пластины, а функция W_{mn} представлена в виде следующего двойного ряда по области S :

$$W_{mn}(xy) = \sum_{k=1}^m \sum_{l=1}^n a_{kl} \varphi_{kl}(xy). \quad (2.26)$$

Методу Бубнова-Галеркина можно дать и другое толкование. Функция $D\nabla^4 W_{mn} - q$ представляет собой проекцию на ось z всех внешних и внутренних сил, действующих на бесконечно малый элемент пластины. Функция прогибов W_{mn} есть перемещение в направлении той же оси, значит функции φ_{kl} тоже являются перемещениями в направлении оси z и их можно считать возможными перемещениями. Следовательно, уравнение Бубнова-Галеркина приближенно выражает равенство нулю работы всех внешних и внутренних сил в пластине на возможных перемещениях φ_{kl} .

Аппроксимирующая функция так же, как и в методе Ритца-Тимошенко, выбирается так, чтобы она удовлетворяла геометрическим граничным условиям.

Таким образом, рассмотрены основные теоретические представления для решения задач, связанных с определением параметров напряженно-деформированного состояния изделий, относящихся к конструкциям типа панель. Вполне естественно, что рассмотренные решения были использованы при разработке программных продуктов, позволяющих автоматизировать процесс расчёта.

2.2 Композитные панели. Однослойные и многослойные панели

Создание, т.е. проектирование, расчет и изготовление композитных панелей связаны с проблемами выкладки армирующих волокон, следовательно, с оптимизацией армирования.

Плоское напряженное состояние слоистой композиционной системы характеризуется отсутствием касательных напряжений в τ_{xy} каждом слое. Действительно, если конструкция должна быть равнопрочной, касательные напряжения в каждом слое не учитываются и поверхность прочности вырождается в плоскую кривую, характер которой определяется только параметрами прочности компонент, а уравнение этой кривой имеет вид:

$$F_{11}\sigma_1^2 + F_{12}\sigma_1\sigma_2 + F_{22}\sigma_2^2 = 1, \quad (2.27)$$

при этом $\tau_{12} = 0$.

Это - плоское напряженное состояние слоистого композиционного материала, при котором в соответствии с законом Гука, сдвиговые деформации в каждом слое отсутствуют.

$$\gamma_{12}^i = \frac{\tau_{12}}{G_{12}} = 0.$$

Учитывая связь между угловой и линейными деформациями, получаем уравнение:

$$\gamma_{12} = (\varepsilon_y - \varepsilon_x)\sin 2\varphi = 0,$$

решение которого возможно в двух случаях:

- а) $\sin 2\varphi = 0$, т.е. $\varphi_1 = 0$ и $\varphi_2 = \pi/2$ – случай ортотропного материала, обладающего явной ортотропностью, т. е. ортогональным армированием;
- б) $\varepsilon_x = \varepsilon_y = \varepsilon$ – случай равнодеформируемости пакета, т. е. выбором структуры пакета при заданном усилии можно варьировать деформациями. Действительно,

для основных направлений в любом слое (i) пакета имеем

$$\begin{aligned}\varepsilon_1^i &= \varepsilon_x \cos^2 \varphi_i + \varepsilon_y \sin^2 \varphi_i = \varepsilon; \\ \varepsilon_2^i &= \varepsilon_x \sin^2 \varphi_i + \varepsilon_y \cos^2 \varphi_i = \varepsilon.\end{aligned}\quad (2.28)$$

Напряжения в произвольном слое определяются этими деформациями, т.е. для плоского напряженного состояния зависят от функции прогиба, в котором модули упругости вдоль и поперек армирования связаны свойством ортотропии $E_1 \mu_{12} = E_2 \mu_{21}$.

Нормальные усилия при условии равнодеформируемости композита выражаются через соответствующие жесткости и деформации

$$\begin{aligned}N_x &= B_{11} \varepsilon_x + B_{12} \varepsilon_y; \\ N_y &= B_{12} \varepsilon_x + B_{22} \varepsilon_y,\end{aligned}\quad (2.29)$$

где

$$B_{11} = \sum h_i [\bar{E}_1 \cos^4 \varphi_i + 2\bar{E}_1 \mu_{12} \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i + \bar{E}_2 \sin^4 \varphi_i + G_{12} \sin^2 2\varphi_i];$$

$$B_{12} = \sum h_i [(\bar{E}_1 + \bar{E}_2) \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i + \bar{E}_1 \mu_{12} (\sin^4 \varphi_i + \cos^4 \varphi_i) - G_{12} \sin^2 2\varphi_i];$$

$$B_{22} = \sum h_i [\bar{E}_1 \sin^4 \varphi_i + 2\bar{E}_1 \mu_{12} \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i + \bar{E}_2 \cos^4 \varphi_i + G_{12} \sin^2 2\varphi_i].$$

В силу условий равнодеформируемости имеем

$$\begin{aligned}N_x &= (B_{11} + B_{12}) \varepsilon; \\ N_y &= (B_{12} + B_{22}) \varepsilon.\end{aligned}$$

И тогда деформация в пакете определяется соотношением

$$\varepsilon = \frac{N_x + N_y}{B_{11} + 2B_{12} + B_{22}} = \frac{N_x + N_y}{h_{\Sigma} [\bar{E}_1 (1 + \mu_{12}) + \bar{E}_2 (1 + \mu_{21})]}.\quad (2.30)$$

Следовательно, деформация будет одинаковой и не зависит от толщины пакета и углов армирования, а это возможно в соответствии с принципами механики композиционных материалов, согласно которым деформации в композитах должны быть совместными. Применимость этой гипотезы совместного деформирования определяется

толщиной пакета и, в основном, приемлема для малых толщин, однако, если пакет достаточно толстый, используются свои принципы его построения, но применять толстенные конструкции из композитов нецелесообразно, так как главные напряжения в конструкции в целом могут не совпадать с главными напряжениями в слоях.

При плоском напряженном состоянии и в случае армирования по главным направлениям напряжений в слоях, касательные напряжения между волокнами в каждом слое отсутствуют, т. е. $\tau_{12}^i = 0$. В слоистой пластине действуют нормальные усилия N_x и N_y , а также сдвиговое усилие N_{xy} при соответствующем линейном ($\varepsilon_x, \varepsilon_y$) и угловом (γ_{xy}) деформировании. Очевидно, что если касательные напряжения отсутствуют, деформации сдвига в каждом слое обращаются в ноль, т. е.

$$\gamma_{12}^i = (\varepsilon_y - \varepsilon_x) \sin 2\varphi_i + \gamma_{xy} \cos 2\varphi_i = 0,$$

что возможно только в двух случаях:

$$1) \operatorname{tg} 2\varphi_i = \frac{\gamma_{xy}}{\varepsilon_x - \varepsilon_y}, \quad 2) \varepsilon_x = \varepsilon_y = \varepsilon, \gamma_{xy} = 0.$$

Попробуем исследовать эти два варианта. Из варианта 1 следует, что возможны два значения угла армирования: φ и $\varphi + \pi/2$, т.е. налицо принцип ортотропности, однако при таком способе нагружения структура материала должна быть неравновесной, чтобы оно воспринимало все нагрузки, значит структура не может быть ортотропной.

Рассмотрим действующие в этом пакете слоёв усилия:

$$\begin{aligned} N_x &= B_{11}\varepsilon_x + B_{12}\varepsilon_y + B_{13}\gamma_{xy}; \\ N_y &= B_{12}\varepsilon_x + B_{22}\varepsilon_y + B_{23}\gamma_{xy}; \\ N_{xy} &= B_{13}\varepsilon_x + B_{22}\varepsilon_y + B_{33}\gamma_{xy}, \end{aligned} \quad (2.31)$$

где недостающие к системе уравнений коэффициенты жесткости B_{13} , B_{23} и B_{33} определяются соотношениями:

$$B_{13} = \sum h_1 \sin \varphi_i \cos \varphi_i [\bar{E}_1 (1 - \mu_{12}) \cos^2 \varphi_i + \bar{E}_2 (1 - \mu_{21}) \sin^2 \varphi_i - G_{12} \cos 2\varphi_i];$$

$$B_{23} = \sum h_i \sin \varphi_i \cos \varphi_i [\bar{E}_1 (1 - \mu_{12}) \sin^2 \varphi_i + \bar{E}_2 (1 - \mu_{21}) \cos^2 \varphi_i - G_{12} \cos 2\varphi_i];$$

$$B_{33} = \sum h_i [(\bar{E}_1 + \bar{E}_2 - 2\bar{E}_1 \mu_{12}) \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i + G_{12} \cos^2 2\varphi_i].$$

Уравнения справедливы для общего случая армирования, если же рассмотреть частный случай, когда имеется всего два угла армирования φ и $(\varphi + \pi/2)$, получаем

$$B_{13} = -B_{23}; \quad B_{11} = B_{22}; \quad \gamma_{xy} = (\varepsilon_x - \varepsilon_y) \operatorname{tg} 2\varphi.$$

Физические соотношения для усилий, действующих в пакете:

$$N_x = (B_{11} + B_{13} \operatorname{tg} 2\varphi) \varepsilon_x + (B_{12} + B_{13} \operatorname{tg} 2\varphi) \varepsilon_y;$$

$$N_y = (B_{12} + B_{13} \operatorname{tg} 2\varphi) \varepsilon_x + (B_{11} + B_{13} \operatorname{tg} 2\varphi) \varepsilon_y;$$

$$N_{xy} = (B_{33} + B_{11} \operatorname{ctg} 2\varphi) \gamma_{xy},$$

что очень напоминает закон Гука для изотропного материала.

Как же реально получить изотропный композиционный материал? Для получения такого композиционного материала используют различные схемы армирования. В США это так называемая изогридная (isogrid) структура, образованная углами армирования 0° и $\pm 30^\circ$, в нашей стране используется так называемая «звездная» структура (рисунок 2.7), обеспечивающая создание квазиизотропного материала.

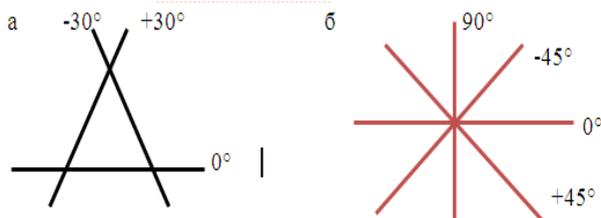


Рисунок 2.7 – Схемы армирования для получения квазиизотропных композитов: а – изогридная (США), б – «звездная» (СССР, Россия)

Таким образом, для получения оптимального армирования при плоском напряженном состоянии (композитная панель) необходимо по траектории главных напряжений конструкции провести армирование композита одинаковыми слоями ϕ и $(\phi+\pi/2)$. Если же ввести в задачу армирования технологическое ограничение на толщину слоя, получим выигрыш в толщине и массе изделия.

Практическое применение оптимизации армирования при плоском напряженном состоянии можно показать на примере обшивки крыла самолёта (рисунок 2.8). Например, требуется заменить одну из металлических панелей обшивки крыла на композитную, причем необходимо это сделать оптимально. В силу того, что армирование необходимо провести по траектории главных напряжений конструкции, для определения этих траекторий можно наклеить на металлическую исходную панель тензометрические датчики, нагрузить в аэродинамической трубе фрагмент крыла и найти линии главных напряжений. Можно рассчитать их и теоретически, по условиям аэродинамики. После этого изготавливаем композитную панель, армирование которой проводим по линиям главных напряжений и ставим такую панель в обшивку крыла. Конструкция крыла не изменилась, а композитная панель легче металлической и имеет оптимальные характеристики.



Рисунок 2.8 – Фрагмент крыла самолета и панель обшивки, подлежащая замене на композитную

Второй пример относится к композитной панели, обладающей свойствами, одинаковыми в двух направлениях. Вполне естественно, что инженерное решение будет базироваться на свойстве ортотропии, т. е. на ортогональном армировании пластины (0° и 90°) (рисунок 2.9, а). Рассмотрим панель, имеющую шарнирное опирание по краям (рисунок 2.9, б). Характеристики панели, определяемые условиями задачи: $E_x=E_y=E$ – модуль упругости, G_{xy} – модуль сдвига, $\mu_{xy} = \mu_{yx} = \mu$ – коэффициент Пуассона.

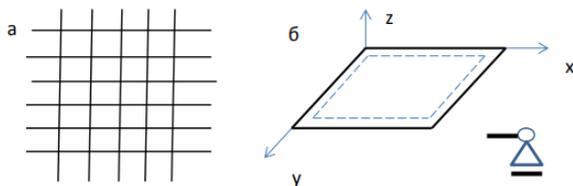


Рисунок 2.9 – Плоская пластина (панель), имеющая шарнирное опирание (б) и интуитивное (инженерное) решение, позволяющее получить ортотропную структуру армирования (а)

Расчет такой панели проводится на основе теории тонких пластин, т. е. разрешающим уравнением будет уравнение Софи Жермен (см. раздел 2.1) с представлением жесткости пластины через коэффициенты цилиндрической и изгибной жесткости. Уравнение было получено в теории изгиба тонких упругих пластин, использующей известные гипотезы Кирхгофа: о нерастяжимости срединной плоскости, отсутствии нормальных к ней деформаций растяжения или сжатия и отсутствия давления между слоями пластины.

Введение функции прогиба $W(x,y)$ в качестве основного параметра деформативности тонкой пластины позволило получить уравнение:

$$D_x \frac{\partial^4 W}{\partial x^4} + 2(D_x \mu_{xy} + 2D_{xy}) \frac{\partial^4 W}{\partial x^2 \partial y^2} + D_y \frac{\partial^4 W}{\partial y^4} = -q(x, y)$$

где $q(x, y)$ – интенсивность внешней нагрузки.

Коэффициенты цилиндрической жесткости

$$D_x = D_y = D = \frac{Eh^3}{12(1 - \mu^2)},$$

а изгибная жесткость

$$D_{xy} = \frac{G_{xy}h^3}{12}.$$

Решение уравнения Софи Жермен можно записать в виде двойного тригонометрического ряда по синусам:

$$W(x, y) = \sum_{m,n} W_{mn} \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b}. \quad (2.32)$$

Здесь m и n – целые числа 1, 3, 5, ..., a и b – размеры панели.

Решение удовлетворяет граничным условиям, т. е. условиям на краях панели:

$$x = 0 \quad \leftarrow \quad \rightarrow \quad W = \frac{\partial^2 W}{\partial x^2} = 0,$$

$$x = a \quad \leftarrow \quad \rightarrow$$

$$y = 0 \quad \leftarrow \quad \rightarrow \quad W = \frac{\partial^2 W}{\partial y^2} = 0.$$

$$y = b \quad \leftarrow \quad \rightarrow$$

Использование известных методов нахождения коэффициентов ряда W_{mn} позволяет найти инженерное решение для функции прогиба $W(x, y)$:

$$W(x, y) = \frac{16q_0 a^4}{\pi^6 [D_x + 2D_3 + D_y]} \sin \frac{\pi x}{a} \sin \frac{\pi y}{b},$$

где $D_3 = D_x \mu_{xy} + 2D_{xy}$, для которого значение максимального прогиба будет для центра панели, т.е. при $x=a/2$ и $y=b/2$. Подстановка этих координат в уравнение прогиба позволит получить следующее значение W_{max} :

$$W_{max} = \frac{8q_0 a^4}{\pi^6 D \left[1 + \mu + \frac{2(1 - \mu^2)G}{E} \right]}$$

А теперь применим к решению этой задачи научные основы оптимизации, в соответствии с которыми армирование должно проводиться вдоль направления главных напряжений. Вспомним, как определяются главные напряжения и связанные с ними деформации, а также зависимость последних от функции прогиба.

$$\sigma_x = \bar{E}_x (\varepsilon_x + \mu_{xy} \varepsilon_y); \sigma_y = \bar{E}_y (\varepsilon_y + \mu_{yx} \varepsilon_x), \text{ откуда}$$

$$\varepsilon_x = -z \frac{\partial^2 W}{\partial x^2}, \varepsilon_y = -z \frac{\partial^2 W}{\partial y^2}$$

Подставляя W в ε_x и ε_y а затем ε_x и ε_y в σ_x и σ_y и учитывая значение модуля упругости в направлении армирования, окончательно имеем для квадратной пластины ($a=b$)

$$\sigma_x = -z \bar{E} \frac{4q_0 a^4}{\pi^6 D} \left[-\frac{\pi^2}{a^2} - \mu \frac{\pi^2}{a^2} \right] \sin \frac{\pi x}{a} \sin \frac{\pi y}{b}$$

$$\sigma_y = -z \bar{E} \frac{4q_0 a^4}{\pi^6 D} \left[-\frac{\pi^2}{a^2} - \mu \frac{\pi^2}{a^2} \right] \sin \frac{\pi x}{a} \sin \frac{\pi y}{b},$$

то есть получается, что в квадратной пластине напряжения σ_x и σ_y одинаковы. Таким образом, оптимальный угол армирования, определяемый из условия

$$tg 2\varphi = \frac{2\tau_{xy}}{\sigma_x - \sigma_y} = \frac{2\tau_{xy}}{0} = \infty,$$

откуда $\varphi_{opt} = \pm \pi/4$, то есть волокна в тканном наполнителе следует располагать под углом 45° , следовательно, выбор оптимального армирования (0° , 90°) был сделан неверно, следует укладывать слои ткани по диагонали. При этом максимальный прогиб будет равен

$$W_{max} = \frac{4q_0 a^4}{\pi^6 D}$$

Оценим эффективность замены угла армирования, то есть определим, какая из пластин будет иметь большую жесткость:

$$\frac{W_{max.опт.}}{W_{max.инж.}} = \frac{1 + \mu + \frac{2(1 + \mu)G_{12}}{E}}{2}$$

Например, для наполнителя из углеродной ткани ($\mu = 0,3$) отношение модуля сдвига G_{12} к модулю упругости E равно 0,5, а, следовательно,

$$\frac{W_{max.опт.}}{W_{max.инж.}} = 0,615.$$

Таким образом, инженерный расчет дает худшие результаты.

Рассмотрим второй случай (равнодеформируемости) при оптимальном армировании в плоском напряженном состоянии материала: $\varepsilon_x = \varepsilon_y = \varepsilon$, $\gamma_{xy} = 0$. Последнее равенство позволяет приравнять нулю и относительную деформацию $\varepsilon_{xy} = 0$.

Запишем физические соотношения, предполагая, что последнее условие выполнимо:

$$\begin{aligned} N_x &= (B_{11} + B_{12})\varepsilon; \\ N_y &= (B_{12} + B_{22})\varepsilon; \\ N_{xy} &= (B_{13} + B_{23})\varepsilon, \end{aligned} \quad (2.33)$$

Откуда относительная линейная деформация определяется соотношением

$$\varepsilon = \frac{N_x + N_y}{B_{11} + 2B_{12} + B_{22}} \quad (2.34)$$

Подставим полученную деформацию в уравнение для сдвигового усилия системы N_{xy} , получим соотношение,

$$N_{xy} = \frac{(B_{13} + B_{23})(N_x + N_y)}{B_{11} + 2B_{12} + B_{22}}. \quad (2.35)$$

из которого следует:

- структура пакета должна быть несимметричной, чтобы воспринимались касательные усилия;
- воспринимались бы они как объемные (как, например, усилия, связанные с нормальными напряжениями), чтобы можно было управлять жесткостями B_{13} и B_{23} .

Так как $B_{11} + 2B_{12} + B_{22} = \sum h_i [E_i (1 + \mu_{12}) + E_2(1 + \mu_{21})]$, то знаменатель последнего уравнения не зависит от угла армирования. Исключив из первых двух равенств системы уравнений (2.33) получим

$$N_x (B_{11} + B_{22}) = N_y (B_{11} + B_{12}) .$$

Согласно условия оптимальности для нормальных усилий N_x и N_y

$$\sum h_i [E_1 (1 + \mu_{12})(N_y \cos^2 \varphi_i - N_x \sin^2 \varphi_i) + E_2(1 + \mu_{21})(N_y \sin^2 \varphi_i - N_x \cos^2 \varphi_i)] = 0,$$

получим аналогичное условие оптимальности для касательных усилий:

$$N_{xy} = (N_x + N_y) \frac{(\bar{E}_1 - \bar{E}_2) \sum h_i \sin \varphi_i \cos \varphi_i}{\bar{E}_1(1 + \mu_{12}) + \bar{E}_2(1 + \mu_{21})}$$

Таким образом, оптимальные структуры обладают следующими свойствами:

1. Пропорциональность напряжений в связующем напряжениям в волокнах для каждого слоя пакета, т. е.

$$\frac{\sigma_2^i}{\sigma_1^i} = \frac{E_2(1 + \mu_{21})}{E_1(1 + \mu_{12})} = \text{const}$$

2. Структура пакета может быть абсолютно оптимальной, если все соотношения сохраняются вплоть до разрушения, т. е.

$$\frac{\sigma_2^i}{\sigma_1^i} = \frac{E_2(1 + \mu_{21})}{E_1(1 + \mu_{12})} = \frac{\bar{\sigma}_2^i}{\bar{\sigma}_1^i}$$

3. Если соотношения не сохраняются (а это, как правило, для неидеальных структур) то оптимальной следует считать структуру до растрескивания, связанного со следующими зависимостями:

$$\frac{\sigma_2^i}{\sigma_1^i} = \frac{E_2(1+\mu_{21})}{E_1(1+\mu_{12})} = \frac{\bar{\sigma}_2^i}{\bar{\sigma}_1^i},$$

$$\sigma_2^i = \frac{N_x + N_y}{h_\Sigma} \frac{E_2(1 + \mu_{21})}{E_1(1 + \mu_{12}) + E_2(1 + \mu_{21})}.$$

Эти соотношения определяют оптимальную структуру композитной панели.

2.3 Слоистые композиционные материалы

Неметаллические слоистые композиционные материалы, также, как и металлические, состоят из отдельных слоистых элементов, связанных в единое целое в ходе полимеризации, склеивания, пайки или сварки. В силу принципиального многообразия слоистых композитов построить их стройную классификацию довольно затруднительно. Для иллюстрации свойств и возможностей этой группы композитов ниже приведен краткий перечень некоторых распространенных слоистых композиционных материалов:

- **Гетинакс** представляет собой слоистый прессованный материал, изготовленный из нескольких слоев бумаги, пропитанной феноло-формальдегидной или эпоксидной смолой. Гетинакс применяется в качестве конструкционного и электроизоляционного материала.

- **Гипсокартон** – популярный легкий строительный материал, применяемый для облицовки стен и потолков. Гипсокартон состоит из слоя гипса и двух слоев специального картона. Поставляется в виде листов толщиной до 24 мм.

- **Декоративные бумажно-слоистые пластики** (ДБСП), получают горячим прессованием специальных бумаг, пропитанных синтетическими термореактивными связующими. Материал обладает хорошей твердостью, стойкостью к износу, царапанию, ударам, кипячению в воде, бытовым загрязнителям, теплу. ДБСП используют для облицовывания мебельных деталей, стеновых панелей, в качестве напольных покрытий и т. п.

- **Древесно-слоистый пластик** (ДСП). Древесно-слоистый пластик производится прессованием пакета из листов натурального деревянного шпона, предварительно пропитанного термореактивными синтетическими смолами. Оно осуществляется в горячих плоских прессах под высоким давлением. ДСП представляет собой высокопрочный универсальный конструкционный материал, используемый в различных областях техники, включая тяжелое машиностроение.

- **Древесностружечные плиты** из ориентированной стружки изготавливаются методом плоского прессования из специальной крупноразмерной древесной стружки. В настоящее время они считаются основной альтернативой клееной фанере, т. к. не требуют для производства дефицитного фанерного сырья.

- **Искусственные кожи** широкий круг композиционных полимерных материалов, применяемых для изготовления обуви, одежды, головных уборов, галантерейных изделий и изделий технического назначения. По строению и структуре они могут быть пористыми, монолитными и пористо-монолитными, одно- и многослойными, безосновными и на волокнистой основе, армированными и т. п.

- **Клееная фанера.** Фанера производится путем склеивания листов натурального деревянного шпона толщиной 0,8 – 3 мм, преимущественного лущеного, в горячих плос-

ких прессах. Фанера является универсальным конструкционным материалом, используемым в самых различных областях. В мебельном производстве имеют важное значение плоскоклееные элементы, получаемые в плоских прессах и гнутоклееные - получаемые в фасонных прессформах. Для строительных целей используются высокопрочные фанерные балки.

- **Текстолиды** изготавливают горячим прессованием нескольких слоев ткани, пропитанной термореактивными смолами. Текстолит – хороший диэлектрик, стоек к действию слабых кислот и щелочей, имеет низкий коэффициент трения (0,02 со смазкой и 0,32 без смазки), небольшую плотность (1,3- 1,4 г/см), легко поддается механической обработке (фрезерование, распиловка, сверление, штамповка, шлифование, строгание). Текстолит используется в качестве конструкционного материала в приборо- и станкостроении, машиностроении, в том числе химическом и нефтехимическом, в автоматических системах управления, судо- и тракторостроении и других отраслях. Из текстолидов изготавливают: шестерни; сепараторы для подшипников, обеспечивающих высокие скорости и т. д.

- **Стеклотекстолиды** представляют собой прессованные слоистые материалы, состоящие из нескольких слоев стеклоткани, пропитанной связующим на основе эпоксидных или эпоксидно-фенольных смол. Они используются в качестве электроизоляционного и теплоизолирующего материала в радиотехнике, приборостроении, применяется в электрических высоковольтных машинах и аппаратах.

- **Миканиты** представляют собой слоистые композиционные материалы получаемые на основе слюды с применением различных видов связующих (глифталевых, масляно-глифталевых, кремнийорганических и др.), использу-

емые в качестве изоляционных материалов в электрических машинах и аппаратах.

- **Многослойные стекла** состоят из одного или более листов силикатного или органического стекла и одного или более слоев полимера (пленки). Трехслойные стекла обычно называют триплексами. Многослойные стекла применяются для остекления автомобилей, самолётов, вертолётов, судов, подвижного состава железнодорожного транспорта, в строительстве и т. д. Входящие в состав многослойных стекол полимерные пленки поглощают энергию удара и препятствуют разлетанию осколков. Многослойные стекла используются для антивандальных и пуленепробиваемых остеклений.

- **Линолеум**, полимерный рулонный материал для покрытия полов. Первоначально линолеум получали на тканевой (джутовой) основе из растительных масел (льняного, подсолнечного, тунгового), пробковой муки и др. — так называемый глифталевый линолеум. Глифталевый линолеум с 50-х гг. уступил место поливинилхлоридному линолеуму, который получил наибольшее распространение. В зависимости от основного исходного сырья (связующего) линолеум подразделяется на поливинилхлоридный, глифталевый (алкидный), коллоксилиновый (нитролинолеум) и резиновый (релин). Линолеум может быть безосновный (одно- и многослойный) и на упрочняющей (тканевой, пергаминовой) или теплозвукоизоляционной основе.

- **Рубероид**, многослойный рулонный кровельный и гидроизоляционный материал, изготавливаемый путём пропитки кровельного картона мягкими нефтяными битумами с последующим покрытием обеих поверхностей слоем тугоплавкого битума. Рубероид применяется для устройства верхнего слоя кровельного ковра; лицевая поверхность ру-

бероида покрыта сплошным слоем крупнозернистой или чешуйчатой посыпки (крупный песок, слюда и др.), защищающим рубероид от воздействия солнечных лучей.

Стеклорубероид изготавливается на основе стеклотканей.

- ***Стеклослодопласты***, стеклопенко-слодопласты изготавливаются на основе слюдяных или слюдопластовых бумаг, полимерных пленок, полиэфирноэпоксидных или кремнийорганических связующих. Они используются в качестве изоляционных материалов в электрических машинах и аппаратах.

Слоистые гибридные композиты – представляют собой сочетание металлических и неметаллических слоев. Примеры гибридных композитов:

- ***Фольгированные материалы*** представляют собой различные слоистые конструкции, покрытые с одной или с обеих сторон слоем металлической фольги. Фольгированные гетинаксы, текстолиты и стеклотекстолиты используются в качестве монтажных плат в производстве электронной аппаратуры. Фольгированные пенопласты широко применяются в качестве теплозащитных материалов, радионепрозрачных экранов, а также в качестве несущих элементов в конструкциях летательных аппаратов и т.п.

- ***Гибридный слоистый композит марки АЛОР***, разработанный в ВИАМ. Он представляет собой сочетание чередующихся, адгезионно соединенных слоев органопластика и алюминиевого сплава. Равнопрочный АЛОР имеет механические свойства на уровне алюминиевого сплава, однако за счет более низкой плотности достигается выигрыш по массе. Данный материал предназначен для изготовления элементов конструкции летательных аппаратов.

- ***Гибридный слоистый композит марки СИАЛ***, разработанный в ВИАМ. Они включают в свой состав тонкие

алюминиевые листы (0,25...0,6 мм) и промежуточные тонкие слои полимерного композита (0,2...0,4 мм), состоящего из терморезактивных клеевых и термопластичных связующих с высокопрочными армирующими стеклянными волокнами. Основные свойства материалов СИАЛ пятислойной структуры представлены в таблице 2.1.

Таблица 2.1 – Основные свойства материалов СИАЛ

Материал	Состав СИАЛа		σ_p , МПа	E, ГПа	ρ , кг/м ³	Рабочая температура, °С
	Al сплав	Основа СП				
СИАЛ-1	Д16 ч.-АТ	Клеевой препрег марки КМКС1.80.Т60.37 на основе кордной ткани Т-60(ВМП)	900	60	2470	80
СИАЛ-3	Д16 ч.-АТ		600	55	2470	80
СИАЛ-1-1	144 1-РДТ 11	Клеевой препрег марки КМКС2.120.Т60.37 на основе кордной ткани Т-60(ВМП)	900	68	2360	120
СИАЛ-3-1			600	64	2360	
СИАЛ-1-1Р		Клеевой препрег марки КМКС2МР.120.Р ВМПН.30 на основе ровинга из высокомодульного стекловолокна	990	70	2350	120
СИАЛ-3-1Р	630		64,5	2350		

Данный материал предназначен для изготовления элементов конструкции летательных аппаратов. Для расчетов

панелей используются данные, приведенные в этой таблице.

Панели с сотовым наполнителем

Материалы с сотовой структурой природного или искусственного происхождения имеют ячеистую геометрию, что позволяет минимизировать количество используемого сырья для достижения минимального веса и минимальной стоимости готовой конструкции. Геометрия ячеистых конструкций может варьироваться в широких пределах, но в общих чертах каждая из этих структур представляет собой массив из полых ячеек, образованных тонкими вертикальными стенками. Ячеистая структура обеспечивает относительно высокие свойства материалу с минимальной плотностью. Соты часто столбчатые и имеют гексагональную форму. Сотовые композиты получили свое название из-за визуального сходства с сотами пчел.

Искусственные конструкционные материалы с сотовой структурой, как правило, сделаны из слоя(ев) ячеистого сотового наполнителя между двумя тонкими листами металла, который обеспечивает материалу прочность на растяжение. В результате образуются пластинчатые сборные конструкции.

Ячеистые материалы широко используются там, где необходимы плоские или слегка изогнутые поверхности, и придается высокое значение отношению прочности к весу. Они широко используются в аэрокосмической промышленности. По этой причине начиная с далекого 1950 года ячеистые структуры из алюминия, стеклопластика и современных композитных материалов активно применялись при производстве самолетов и ракет. Они также нашли широкое применение во многих других областях: от сферы производства упаковочных материалов в виде картона с бумажными сотами, до спортивных товаров (лыжи и сно-

уборды). Недавние исследования показали, что сотовые структуры также применимы для приложений, связанных с наночастицами массивами из анодированного алюминия, микропористыми массивами в полимерных пленках, активированным углем и запрещенными зонами в трехмерных фотонных кристаллах.

Список применений подобных материалов включает наполнители для сэндвич-панелей - структурированные композиты с ячейками в виде сот. Искусственные конструкционные материалы с сотовой структурой производятся с помощью различных материалов в зависимости от конкретных целей и необходимых характеристик: из бумаги или термопластов, из алюминия или армированного пластика. Конструкции из бумаги или термопластов широко используются для приложений с низкими нагрузками, где позволительна низкая прочность и жесткость. Для задач, где основными приоритетами выступают высокая прочность и жесткость применяются алюминий или армированный пластик. Прочность ламинированных или включенных в состав сэндвич-панелей ячеистых конструкций зависит от размера панели, используемого материала и количества или плотности ячеек внутри него.

В качестве примера можно привести расчет панели укрытия антенны стационарной РЛС (радиолокационная станция), внешний вид которой приведен на рисунке 2.10, а.

Размеры конструкции огромны – более 50 м по высоте и горизонтальному направлению, поэтому композитное укрытие целесообразно выполнить в виде отдельных элементов, имеющих определенные механизмы соединения.

Расчет такой панели на все виды эксплуатационных нагрузок будет проведён в рамках практического занятия.



Рисунок 2.10 – Антенный комплекс стационарной РЛС типа «Воронеж» (а) и фрагмент стеклопластиковой панели для укрытия секции антенны

Контрольные вопросы по разделу

1. Как можно охарактеризовать изделия типа панель?
2. Композитные панели. Где они могут применяться?
3. Какая теория положена в основу расчета тонких панелей?
4. Что представляют собой гипотезы Кирхгофа в теории упругих тонких пластин?
5. Основные моменты теории тонких упругих пластин, позволившие все параметры её напряженно-деформированного состояния выразить через функцию прогиба W .
6. В чем различие между методами Навье и Леви при нахождении функции прогиба?
7. В чем заключается сущность вариативных методов решения задач по изгибу тонких упругих пластин?
8. В чем различие метода Бубнова-Галеркина и метода Рунда-Тимошенко?

3 КОМПОЗИТНЫЕ ФЕРМЫ

Композитные фермы нашли достаточно широкое применение в современных конструкциях различного назначения и это обусловлено, прежде всего, значительным снижением массы по сравнению с традиционными металлическими аналогами при сохранении несущей способности. Это относится как к «земным» отраслям промышленности, например, строительство, так и для различного применения в аэрокосмической области (рисунок 3.1).



Рисунок 3.1 – Композитные ферменные конструкции для применения в аэрокосмических конструкциях из углепластика (а) и в строительстве зданий и сооружений из стеклопластика (б)

Исключительное место занимают композитные фермы в космических конструкциях. Примером может служить Международная космическая станция (МКС), на которой очень большой по объёму комплекс солнечных батарей выполнен в виде ферменной конструкции из композитных (углепластиковых) стержней. Кроме того, для непосредственного изготовления ферменных конструкций в откры-

том космосе используются автоматизированные устройства (рисунок 3.2).

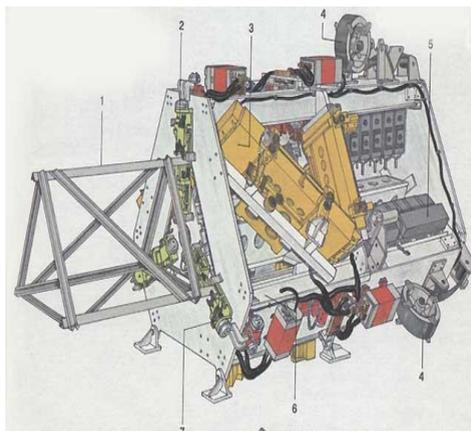


Рисунок 3.2 – Общий вид установки для формирования треугольной фермы из композиционных материалов непосредственно в космическом пространстве:

- 1 – готовое изделие (ферма), получаемая в космосе;
- 2, 7 – устройства для термической сварки элементов конструкции; 3 – набор элементов поперечной и диагональной связки конструкции;
- 4 – катушки с препрегом для формирования продольных элементов фермы; 5 – механизм управления подачей комплектующих в рабочую зону; 6 – станина установки

Применение стержневых и ферменных конструкций из композиционных материалов в современной технике определило необходимость отработки расчетных схем, позволяющих определять основные параметры напряженно-деформированного состояния конструкции в условиях эксплуатации. Особый интерес представляют стержни ферменных конструкций, которые имеют замкнутый кон-

тур поперечного сечения и могут изготавливаться наиболее распространенным методом «мокрой» намотки.

3.1 Типовая расчетная модель композитного стержня

Типовая расчетная модель стержня представляет собой цилиндрическую оболочку, образованную из слоев композита, армированных под углом $\pm\varphi_i$ ($i=1, 2, 3, \dots, k$) и толщинами h_i . Стержень можно описать уравнениями, получив которые с учетом особенностей формы стержня и условий нагружения несложно. Рассмотрим стержень (рисунок 3.3), для которого продольной координатой будет являться ось Z , а контурную координату S отчитывают от точки пересечения контура сечения с осью U .

Коэффициенты квадратичной формы $A_1=A_2=1$. Стенка стержня тонкая, т.е. изменения метрических свойств по толщине не учитываются ($H_1=H_2=1$). При рассмотрении уравнений равновесия элемента оболочки стержня и геометрических соотношений (из теории упругих оболочек) проводим замены координаты α на z и β – на S . При этом следует иметь в виду, что $R_1=\infty$, а $R_2=R_s$. В результате получаем уравнения равновесия, в которых использованы усилия, представленные на рисунке 3.4. Здесь N_z, N_s – нормальные усилия, действующие в сечениях тонкостенной оболочки, N_{zs} – сдвиговое усилие, Q_z и Q_s – перерезывающие усилия, M_z и M_s – изгибающие моменты и M_{zs} – крутящий момент.

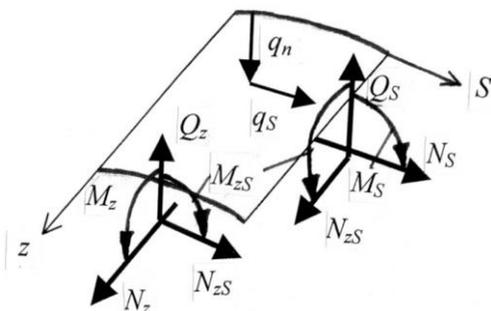


Рисунок 3.4 – Усилия, действующие в элементе силовой оболочки тонкостенного стержня

Соотношения упругости для силовой оболочки этого стержня (физические соотношения) можно записать следующим образом:

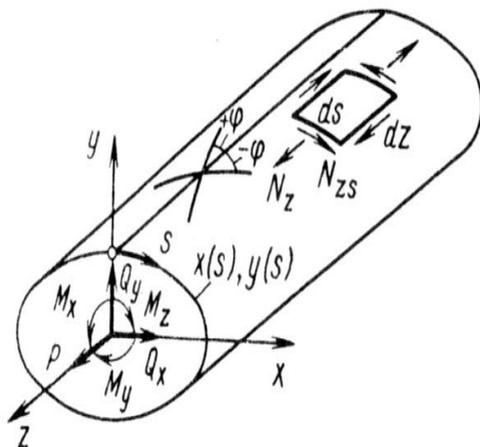


Рисунок 3.3 – Тонкостенный композитный стержень

$$\begin{aligned}
N_z &= B_{11}\varepsilon_z + B_{12}\varepsilon_S + C_{11}\chi_z + C_{12}\chi_S; \\
N_S &= B_{12}\varepsilon_z + B_{22}\varepsilon_S + C_{21}\chi_z + C_{22}\chi_S; \\
N_{zS} &= N_{S_z} = B_{33}\gamma_{zS} + C_{33}\chi_{zS}; \\
M_z &= C_{11}\varepsilon_z + C_{12}\varepsilon_S + D_{11}\chi_z + D_{12}\chi_S; \\
M_S &= C_{21}\varepsilon_z + C_{22}\varepsilon_S + D_{21}\chi_z + D_{22}\chi_S; \\
M_{zS} &= M_{S_z} = C_{33}\gamma_{zS} + D_{33}\chi_{zS}; \\
Q_z &= K_z\psi_z; \quad Q_S = K_S\psi_S.
\end{aligned} \tag{3.1}$$

Здесь все, перечисленные выше усилия, связаны с деформациями через мембранные (B_{11} , B_{12} , B_{22} и B_{33}), изгибные (C_{11} , C_{12} , C_{21} , C_{22} и C_{33}), смешанные (D_{11} , D_{12} , D_{21} , D_{22} и D_{33}) и крутильные жесткости (K_z и K_S).

Геометрические соотношения, определяющие деформируемость оболочки стержня, примут следующий вид:

$$\begin{aligned}
\varepsilon_z &= \frac{\partial U_z}{\partial z}; \quad \varepsilon_S = \frac{\partial U_S}{\partial S} + \frac{U_n}{R_S}; \quad \gamma_{zS} = \varepsilon_{zS} + \varepsilon_{S_z} = \frac{\partial U_z}{\partial S} + \frac{\partial U_S}{\partial z}; \\
\chi_z &= \frac{\partial \theta_z}{\partial z}; \quad \chi_S = \frac{\partial \theta_S}{\partial S}; \quad \chi_{zS} = \chi_{zS} + \chi_{S_z} = \frac{\partial \theta_z}{\partial S} + \frac{\partial \theta_S}{\partial z}; \\
\theta_z &= \psi_z - \frac{\partial U_n}{\partial z}; \quad \theta_S = \psi_S + \frac{U_S}{R_S} - \frac{\partial U_n}{\partial S}.
\end{aligned} \tag{3.2}$$

Здесь U_z , U_S и U_n – смещение точки средней линии контура сечения в направлении соответствующих осей и нормали к контуру, θ – угловая координата контура по отношению к z и S ; ε_z , ε_S и γ_{zS} – линейные и угловая деформации контура, χ_z , χ_S – кривизны контура, χ_{zS} – кручение, ψ_z и ψ_S – деформации поворота контура.

Исходные уравнения представлены в общем виде, поэтому нуждаются в некотором упрощении, связанном с ха-

рактором действующих на стержень усилий. Стержень работает на растяжение, сжатие, кручение и общий изгиб. При этом в его поперечных сечениях действуют осевая сила P , изгибающие моменты M_x , M_y и крутящий момент M_k , а также поперечные силы Q_x , Q_y , которые являются равнодействующими мембранных и поперечных усилий (N_z , N_{zS} , Q_z), а также изгибающего (M_z) и крутящего (M_{zS}) моментов.

Ввиду того, что мембранная жесткость тонкой стенки значительно больше ее изгибной и крутильной жесткости, учитываем только мембранные усилия N_z и N_{zS} , приближенно считая изгибные, крутильные и соответствующие смешанные жесткости для направления Z равными нулю, т.е. $D_{11}=0$, $D_{12}=D_{21}=0$, $D_{33}=0$, $C_{11}=0$. Тогда очевидно, что и $M_z=0$, $M_{zS}=0$, $Q_z=0$.

Используются также гипотезы, определяющие распределение перемещений по контуру: в теории изгиба и кручения стержней, как правило, не учитываются деформации контура сечения в своей плоскости, т.е. полагают $B_{22} \rightarrow \infty$, $C_{22} \rightarrow \infty$, $D_{22} \rightarrow \infty$, $K_S \rightarrow \infty$. В результате следует, что деформативные характеристики контура сечения $\psi_S=0$ (деформация поворота контура отсутствует), $\varepsilon_S=0$ (длина контура не изменяется) и $\chi_S=0$ (кривизна контура не изменяется).

В результате из геометрических соотношений останутся только выражения:

$$\frac{\partial U_S}{\partial S} + \frac{U_n}{R_S} = 0; \quad \frac{\partial}{\partial S} \left(\frac{U_S}{R_S} - \frac{\partial U_n}{\partial S} \right) = 0. \quad (3.3)$$

Решение этих уравнений определяет искомое распределение перемещений по контуру сечения стержня. Это очевидно и логически: жесткий в своей плоскости контур может лишь поступательно смещаться и поворачиваться в этой плоскости.

Упрощение уравнений равновесия показывает, что существенным является только первое, т.е.

$$\frac{\partial N_z}{\partial z} + \frac{\partial N_{zS}}{\partial S} = 0.$$

В результате все действующие нагрузки можно привести к равнодействующим (рисунок 3.5). Здесь q_n – нагрузка, перпендикулярная к контуру (обжимающая, или внутреннее давление), q_s – касательная к контуру и N_{zS} – сдвиговое усилие в оболочке контура.

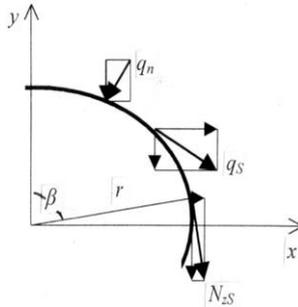


Рисунок 3.5 – Равнодействующие нагрузки в контуре стержня

Для оценки прочности стержня необходимо знать напряжения в слоях композита, т. е. деформации в направлении армирования (ε_1), перпендикулярно армированию (ε_2) и сдвига (ε_{12}) в каждом слое композита i :

$$\begin{aligned} \varepsilon_1^{(i)} &= \varepsilon_z \cos^2 \varphi_i \pm \gamma_{zS} \sin \varphi_i \cos \varphi_i; \\ \varepsilon_2^{(i)} &= \varepsilon_z \sin^2 \varphi_i \pm \gamma_{zS} \sin \varphi_i \cos \varphi_i; \\ \varepsilon_{12}^{(i)} &= \pm \varepsilon_z \sin 2\varphi_i + \gamma_{zS} \cos 2\varphi_i. \end{aligned} \quad (3.4)$$

Знаки \pm относятся к симметричным элементарным слоям с армированием. $\pm \varphi_i$

Используя закон Гука (обобщенная форма), определим напряжения в слоях:

$$\begin{aligned}\sigma_1^{(i)} &= \bar{E}_1^{(i)} [\varepsilon_1^{(i)} + \mu_{12}^{(i)} \varepsilon_2^{(i)}]; \\ \sigma_2^{(i)} &= \bar{E}_2^{(i)} [\varepsilon_2^{(i)} + \mu_{21}^{(i)} \varepsilon_1^{(i)}]; \\ \tau_{12}^{(i)} &= G_{12}^{(i)} \varepsilon_{12}^{(i)}.\end{aligned}$$

Установим положение одной важной точки сечения - центра изгиба, который обладает следующим свойством: если поперечная сила проходит через центр изгиба, стержень не закручивается. Пусть точка А - центр изгиба (рисунок 3.6), тогда $\theta_K=0$ и $Q_y=Q$, $Q_x=0$, $aM_K=-aQ$.

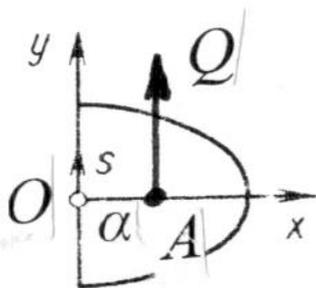


Рисунок 3.6 – Представление центра изгиба сечения с одной осью симметрии

В результате определяем координату центра изгиба

$$a = 2F \frac{\int \frac{F_y}{c} dS}{\int \frac{dS}{c}}, \quad (3.5)$$

где F – площадь, ограниченная контуром сечения (его средней линией), а F_y – параметр, характеризующий поток касательных напряжений в сечении стержня.

Таким образом, рассмотрены основные теоретические соотношения, позволяющие провести расчет любого композитного стержня.

Следует отметить, что эти соотношения положены в основу всех компьютерных программ расчета композитных стержней.

3.2 Методы расчета ферменных стержневых конструкций

Один из основных принципов расчета ферменных конструкций, изготовленных из композитных стержней, является принцип равнодеформируемости, который относится к разряду конструктивных критериев оптимальности.

Деформируемость — способность материала принимать необходимую форму под влиянием внешних сил (нагрузки) без разрушения и при меньшем сопротивлении нагрузке. Данное механическое свойство может быть улучшено способами оптимизации конструкции, состоящей из стержней, например, композитной фермы. На рисунке 3.7 показаны способы нагружения ферменных конструкций и деформации, существующие при таких нагружениях по аналогии с балками.

Фермами называют плоские и пространственные **стержневые конструкции** с шарнирными соединениями элементов, загружаемые исключительно в узлах. Шарнир допускает вращение, поэтому считается, что стержни под нагрузкой работают только на центральное **растяжение-сжатие**. Фермы позволяют значительно сэкономить материал при перекрытии больших пролётов.

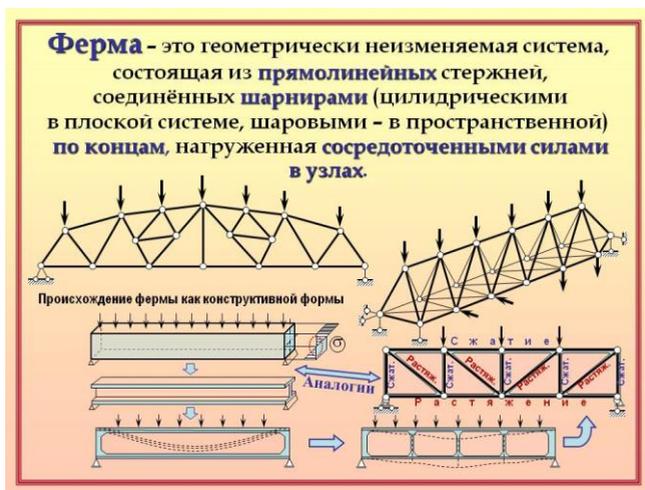


Рисунок 3.7 – Некоторые сведения о ферменных конструкциях

Также выделяют *простейшие и сложные фермы*. Простейшими называют фермы, образованные последовательным присоединением шарнирного треугольника. Такие конструкции отличаются геометрической неизменяемостью, статической определимостью. Фермы со сложной структурой, как правило, статически неопределимы.

Для успешного расчёта фермы необходимо знать виды связей и уметь определять реакции опор. Эти задачи подробно рассматриваются в курсе *теоретической механики*. Разницу между нагрузкой и внутренним усилием, а также первичные навыки определения последних дают в курсе *сопротивления материалов*.

Рассмотрим основные методы расчёта статически определимых плоских ферм.

- *Способ проекций*.

В этом случае опорные реакции определяются путём приведения фермы к балке на двух шарнирных опорах.

- *Метод вырезания узла*.

Метод вырезания узла заключается в отсечении отдельно взятого узла конструкции с обязательной заменой разрезаемых стержней внутренними усилиями с последующим составлением уравнений равновесия. Суммы проекций сил на оси координат **должны равняться нулю**. Прикладываемые усилия изначально предполагаются растягивающими, то есть направленными от узла. Истинное направление внутренних усилий определится в ходе расчёта и обозначится его знаком.

- Метод сечений.

Ферму мысленно разделяют сечением, проходящим как минимум по трём стержням, два из которых параллельны друг другу. Затем рассматривают **равновесие одной из частей конструкции**. Сечение подбирают таким образом, чтобы сумма проекций сил содержала одну неизвестную величину.

- Способ моментной точки.

Способ моментной точки требует составлять уравнение моментов относительно точки пересечения двух неизвестных сил. Как и в методе сечений, три стержня (один из которых не пересекается с остальными) разрезаются и заменяются растягивающими усилиями. Способ моментной точки позволяет **определить внутренние усилия** независимо друг от друга, поэтому влияние одного ошибочного результата на качество последующих вычислений исключено. Данным способом можно воспользоваться в расчёте некоторых сложных статически определимых ферм.

- Расчет ферм на персональном компьютере.

Современные вычислительные комплексы основаны на методе конечного элемента. С их помощью осуществляют расчёты ферм любого очертания и **геометрической сложности**. Профессиональные программные пакеты **Stark ES, SCAD Office, ПК Лура** обладают широким функцио-

налом и, к сожалению, высокой стоимостью, а также требуют глубокого понимания теории упругости и строительной механики. Для учебных целей и подойдут бесплатные аналоги, например, *Полюс 2.1.1*.

Ещё раз о примерах применения фермовых стержневых конструкций в современной технике (рисунки 3.8–3.11)



Рисунок 3.8 – Композитный стержневой пандус (строительство)



Рисунок 3.9 – Композитная сетчатая несущая конструкция (космос)



Рисунок 3.10 – Применение композитных стержней в строительстве



Рисунок 3.11 – Фермовые конструкции солнечных батарей МКС



Рисунок 3.12– Рама карбонового велосипеда, в которой несущие элементы выполнены в виде прямоугольных и треугольных балок

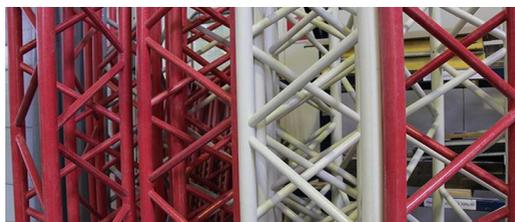


Рисунок 3.13 – Фермовые конструкции из стеклопластика

Таким образом, в данном разделе рассмотрена одна из важных композитных конструкций – композитная ферма, основой которой являются композитные стержни.

Контрольные вопросы по разделу

1. Композитные фермовые конструкции, их особенность и отличие от металлических ферм.
2. Основные положения типовой расчетной модели композитного стержня.
3. Какие гипотезы используются в теории расчета композитных стержней?
4. Что представляет собой центр изгиба в контуре сечения композитного стержня?
5. Какие методы расчета фермовых конструкций используются на практике?
6. Какие программные продукты нашли наибольшее применение при расчете композитных ферм?

4 КОМПЗИТНЫЕ ПОДКРЕПЛЯЮЩИЕ ЭЛЕМЕНТЫ

Подкрепляющие элементы из композиционных материалов призваны заменить традиционные металлические профили и ребра жесткости и обеспечить снижение массы конструкции. Общей особенностью всех изделий этого класса следует считать значительное превышение одного из размеров (чаще всего длины) над остальными (поперечное сечение).

Высокомодульные композиты на основе углеродных и борных волокон успешно применяют для изготовления балочных элементов конструкций летательных аппаратов и для увеличения жесткости металлических балок.

На рисунке 4.1 приведены основные типы композитных балок, отличающихся формированием слоев, элементов и т. п.

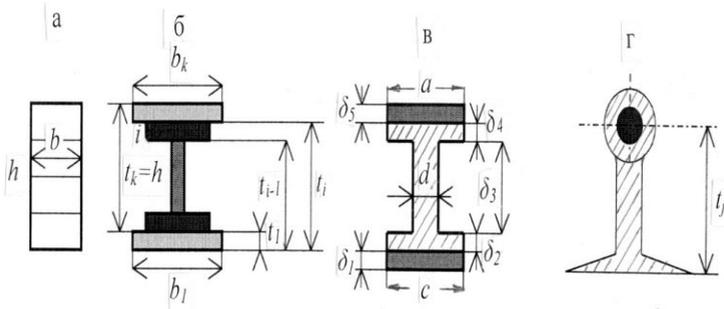


Рисунок 4.1 – Сечения балок, образованных из одинаковых (а) и разнородных (б) слоев, металлических профилей, подкрепленных (усиленных) композитными накладками (в) и жгутами (г)

4.1 Уравнения теории изгиба композитных балок

Рассмотрим композитную балку постоянной ширины (рисунок 4.1, а). Уравнения теории изгиба такой балки могут быть получены непосредственно из общих уравнений изгиба балок прямоугольного сечения, известных из курса сопротивления материалов. Однако, учитывая, что ширина может изменяться по высоте балки (рисунок 4.1, б), рассмотрим вывод уравнений, основанных на использованных ранее гипотезах строительной механики. Для балки переменного сечения (рисунок 4.2), закрепленной консольно и нагруженной распределенными нагрузками (q , p), осевой силой N , поперечным усилием P и изгибающим моментом M , выделим элемент длиной dx (рисунок 4.3) и запишем условия его равновесия:

$$b\tau_{xy} + \int_0^y \frac{\partial \sigma_x}{\partial x} b dy = 0; \quad (4.1)$$

$$b\sigma_y + b_1 p + \int_0^y \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} b dy = 0. \quad (4.2)$$

Эти уравнения учитывают статические граничные условия на поверхности $y=0$, т. е.

$$\sigma_y(y=0) = -p; \quad \tau_{xy}(y=0) = 0.$$

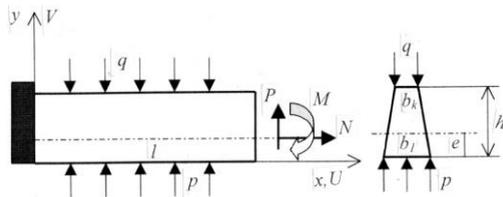


Рисунок 4.2 – Композитная балка переменного сечения при консольном закреплении

Напряжения σ_y и τ_{xy} должны удовлетворять также граничным условиям на поверхности $y=h$:

$$\sigma_y(y=h) = -q; \quad \tau_{xy}(y=h) = 0.$$

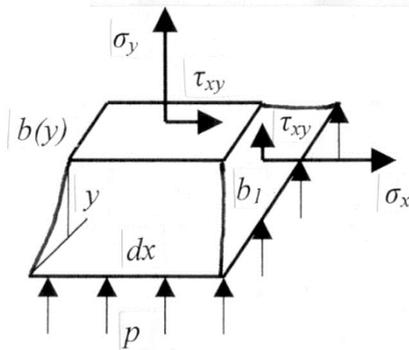


Рисунок 4.3 – Представление элемента балки переменного сечения

Напряжения связаны с деформациями законом Гука:

$$\varepsilon_x = \frac{\sigma_x}{E_x} - \mu_{xy} \frac{\sigma_y}{E_y}; \quad \varepsilon_y = \frac{\sigma_y}{E_y} - \mu_{yx} \frac{\sigma_x}{E_x}; \quad (4.3)$$

$$\varepsilon_{xy} = \gamma_{xy} = \frac{\tau_{xy}}{G_{xy}}. \quad (4.4)$$

Деформации могут быть выражены через перемещения:

$$\varepsilon_x = \frac{\partial U_x}{\partial x}; \quad \varepsilon_y = \frac{\partial U_y}{\partial y}; \quad \varepsilon_{xy} = \gamma_{xy} = \frac{\partial U_x}{\partial y} + \frac{\partial U_y}{\partial x}. \quad (4.5)$$

Для вывода уравнений прикладной теории изгиба композитных балок воспользуемся гипотезой недеформируемости материала в направлении оси OY ($\varepsilon_y=0$). Так как σ_x и σ_y отличны от нуля, то очевидно, что $E_y \rightarrow \infty$ и $\mu_{yx}=0$,

чтобы равенство (4.3) удовлетворялось тождественно. Тогда первое равенство системы (4.3) имеет вид:

$$\varepsilon_x = \frac{\sigma_x}{E_x} \quad \text{или} \quad \sigma_x = E_x \varepsilon_x. \quad (4.6)$$

Из геометрических соотношений (4.5) при $\varepsilon_y=0$ получим

$$U_y=V(x), \quad (4.7)$$

где $V(x)$ – прогиб балки.

Введем осредненную по высоте деформацию сдвига

$$\psi = \frac{1}{h} \int_0^h \varepsilon_{xy} dy \quad (4.8)$$

и в силу малости h приближенно заменим в третьем соотношении (4.5) $\varepsilon_{xy}(x,y)$ на $\psi(x)$. Интегрируем (4.8) и, учитывая (4.7), будем иметь

$$U_x = U(x) + \bar{y}\theta(x), \quad \text{где} \quad \bar{y} = y - e; \quad \theta = \psi - V'. \quad (4.9)$$

Здесь $U=U(x)(y=e)$ – смещение точек нейтральной оси ($y=e$) в направлении оси OX , θ – угол поворота сечения,

$$V' = \frac{\partial V}{\partial x}.$$

Это распределение перемещений (4.7) и (4.9) соответствует гипотезе плоских сечений, широко используемой при расчете балок. Подставляя перемещения (4.9) в первое равенство системы (4.5), а полученную деформацию ε_x подставим в закон Гука (4.6), найдем

$$\sigma_x = E_x(U' + \bar{y}\theta'). \quad (4.10)$$

$$\left\{ \varepsilon_x = \frac{\partial U_x}{\partial x} = \frac{\partial U}{\partial x} + \bar{y} \frac{\partial \theta}{\partial x} = U' + \bar{y}\theta' \right\}$$

Это напряжение (4.10) может быть выражено через две другие функции переменной x – осевую силу N и изгибающий момент M :

$$N = \int_0^h \sigma_x b dy; \quad M = \int_0^h \sigma_x b \bar{y} dy.$$

Подставляя сюда напряжения (4.10), получим

$$N = BU' + C\theta'; \quad M = CU' + D\theta', \quad (4.11)$$

где $B=I_0$; $C=I_1-eI_0$; $D=I_2-2eI_1+e^2I_0$ - обобщенные жесткости, которые выражаются через интегралы

$$I_n = \int_0^h b E_x y^n dy \quad (n = 0, 1, 2, \dots). \quad (4.12)$$

Для слоистой балки (рисунок 4.1 в) интегралы (4.12) выражаются через характеристики и координаты слоев в виде суммы:

$$I_n = \frac{1}{n+1} \sum_{i=1}^k b_i E_x^{(i)} (t_i^{n+1} - t_{i-1}^{n+1}). \quad (4.13)$$

Положение нейтральной оси найдем, приняв смешанную жесткость $C=0$. Тогда из второго равенства для обобщенных жесткостей имеем

$$e = \frac{I_1}{I_0} \quad (4.14)$$

и соотношения для усилия N и момента M (4.11) принимают вид:

$$N = BU'; \quad M = D\theta'. \quad (4.15)$$

Здесь, с учетом равенства (4.14), получим

$$B = I_0; \quad D = I_2 - \frac{I_1^2}{I_0}. \quad (4.16)$$

Для определения жесткостей балки необходимо найти суммы (4.13) и воспользоваться формулами (4.16). Например, для балки, изображенной на рисунке 4.1в, в уравнении (4.13) следует принять $k=5$. Тогда получим: $b_1=c$; $t_0=0$;

$t_1 = \delta_1$; $E_x^{(1)} = E_k$; $b_2 = c$; $t_2 = \delta_1 + \delta_2$; $E_x^{(2)} = E_m$; $b_3 = d$; $t_3 = \delta_1 + \delta_2 + \delta_3$; $E_x^{(3)} = E_m$; $b_4 = a$; $t_4 = \delta_1 + \delta_2 + \delta_3 + \delta_4$; $E_x^{(4)} = E_m$; $b_5 = a$; $t_5 = \delta_1 + \delta_2 + \delta_3 + \delta_4 + \delta_5$; $E_x^{(5)} = E_k$ (индекс k означает композит, индекс m – металл).

Выражая из (4.15) U' и θ' и подставляя их в (4.10), найдем продольные напряжения σ_x

$$\sigma_x = E_x \left(\frac{N}{B} + \frac{M}{D} \bar{y} \right). \quad (4.17)$$

Для получения других напряжений (τ_{xy} , σ_y) воспользуемся уравнениями равновесия (4.1) и (4.2). Подставляя (4.17) в (4.1), выразим касательное напряжение, т.е.

$$\tau_{xy} = -\frac{1}{b} \left(\frac{N'}{B} \int_0^y E_x b dy + \frac{M'}{D} \int_0^y E_x b \bar{y} dy \right). \quad (4.18)$$

$$\left\{ \frac{\partial \sigma_x}{\partial x} = E_x \frac{1}{B} \frac{\partial N}{\partial x} + \bar{y} E_x \frac{1}{D} \frac{\partial M}{\partial x} = E_x \frac{N'}{B} + \bar{y} E_x \frac{M'}{D} \right\}.$$

Удовлетворим граничное условие $\tau_{xy}(y=h)=0$ и с учетом того, что $\bar{y} = y - e$, а также равенства (4.12), получим

$$\frac{N'}{B} I_0 + \frac{M'}{D} (I_1 - e I_0) = 0. \quad (4.19)$$

Из уравнения (4.19), поскольку второе слагаемое из условия (4.14) равно нулю ($e I_0 = I_1$), очевидно, что $N' = 0$. С учетом этого выражение для касательных напряжений принимает вид

$$\tau_{xy} = -\frac{M'}{bD} \int_0^y E_x b \bar{y} dy. \quad (4.20)$$

Введем поперечную силу Q

$$Q = \int_0^h b \tau_{xy} dy. \quad (4.21)$$

Подставим в выражение (4.21) касательное напряжение (4.20) и, преобразуя двукратный интеграл по частям с учетом равенств (4.14) и (4.16), получим:

$$\int_0^h dy \int_0^y E_x b(y-e) dy = h \int_0^h E_x b y dy - \int_0^h E_x b y^2 dy - e \left(h \int_0^h E_x b dy - \int_0^h E_x b y dy \right) = -D$$

Окончательно имеем

$$Q = M'. \quad (4.22)$$

Это уравнение можно получить как уравнение моментов из условия равновесия оси балки.

Таким образом, выражение для касательных напряжений τ_{xy} преобразуется с учетом (4.22) следующим образом:

$$\tau_{xy} = -\frac{Q}{Db(y)} \int_0^y E_x b \bar{y} dy. \quad (4.23)$$

Для определения напряжений σ_y , рассмотрим уравнение равновесия (4.2) и подставим в него касательное напряжение из (4.23), получим

$$\sigma_y = \frac{1}{b} \left(\frac{Q'}{D} \int_0^y dy \int_0^y E_x b \bar{y} dy - p b_1 \right). \quad (4.24)$$

Удовлетворим граничное условие $\sigma_y(y=h) = -q$. Используя преобразование для двукратного интеграла, приведенное выше, будем иметь

$$Q' + \bar{p} = 0, \quad (4.25)$$

где $\bar{p} = p b_1 - q b_k$, а уравнение (4.25) представляет сумму проекций всех сил, действующих на балку, на ось ОУ.

С учетом (4.25) напряжения σ_y определяются как

$$\sigma_y = -\frac{1}{b(y)} \left(\frac{\bar{p}}{D} \int_0^y dy \int_0^y E_x b \bar{y} dy + p b_1 \right). \quad (4.26)$$

Для завершения рассматриваемой прикладной теории изгиба композитных балок остается связать поперечную силу Q с осредненной по высоте балки деформацией сдви-

га ψ . С этой целью в уравнении (4.8) заменим угловую деформацию $\varepsilon_{xy}=\gamma_{xy}$ через касательные напряжения из закона Гука (4.4).

$$\psi = \frac{1}{h} \int_0^h \frac{\tau_{xy}}{G_{xy}} dy. \quad (4.27)$$

Подставим сюда τ_{xy} из (4.23), получим

$$Q = K\psi, \quad (4.28)$$

где $K = -Dh \left(\int_0^h \frac{dy}{bG_{xy}} \int_0^y E_x b \bar{y} dy \right)^{-1}$ - сдвиговая жесткость балки. (4.29)

Уравнение (4.29) можно упростить, если в равенстве (4.27) осреднить τ_{xy} по высоте балки. $\bar{\Psi}$ – осредненная по высоте деформация сдвига $\varepsilon_{xy}=\gamma_{xy}$. Поскольку последняя, в силу (4.4), отличается от τ_{xy} только конечным множителем

G_{xy} , естественно осреднить и τ_{xy} , приняв $\tau_{xy} = \frac{Q}{bh}$, тогда

вместо (4.29) будем иметь

$$K = h^2 \left(\int_0^h \frac{dy}{bG_{xy}} \right)^{-1}. \quad (4.30)$$

Таким образом, основные уравнения рассматриваемой теории получены. Они допускают общее решение, которое строится последовательным интегрированием. Интегрируя уравнения $N' = 0$ и (4.25), получаем:

$$N' = 0 \Rightarrow N = N_0; \quad (4.31)$$

$$Q' + \bar{p} = 0 \Rightarrow Q = Q_0 - \int_0^x \bar{p} dx. \quad (4.32)$$

Подставляя Q из (4.32) в (4.22), после интегрирования получаем:

$$Q = M' \Rightarrow M = M_0 + Q_0 x - \int_0^x dx \int_0^x \bar{p} dx. \quad (4.33)$$

Таким образом, мы определились с осевым усилием, поперечным усилием и изгибающим моментом, которые действуют в сечениях композитной балки. В выражениях (4.31)-(4.33) используются параметры N_0 , Q_0 , M_0 , представляющие собой значения осевой силы, поперечной силы и изгибающего момента в сечении $x=0$.

4.2 Геометрические характеристики в прикладной теории изгиба

Определим осевое смещение, прогиб композитной балки и угол поворота сечения, представляющие геометрические параметры ее изгиба.

С учетом (4.31) и (4.33) интегрирование равенства (4.15) дает следующее соотношение:

$$N = BU' \Rightarrow U = U_0 + \frac{N_0}{B} x, \quad (4.34)$$

$$M = D\theta' \Rightarrow \theta = \theta_0 + \frac{M_0}{D} x + \frac{Q_0}{2D} x^2 - \frac{1}{D} \int_0^x dx \int_0^x dx \int_0^x \bar{p} dx. \quad (4.35)$$

Для нахождения прогиба балки V воспользуемся последней формулой и соотношением (4.9): $\theta = \psi - V' \rightarrow V' = \psi - \theta$. Подставим ψ из формулы (4.28) и учитывая соотношения (4.32) и (4.35), в результате интегрирования получим:

$$V = V_0 + \frac{1}{K} \left(Q_0 x - \int_0^x dx \int_0^x \bar{p} dx \right) - \left(Q_0 x + \frac{M_0}{2D} x^2 + \frac{Q_0}{6D} x^3 + \frac{1}{D} \int_0^x dx \int_0^x dx \int_0^x \bar{p} dx \right). \quad (4.36)$$

В решения (4.34)-(4.36) входят параметры U_0 , θ_0 , V_0 , представляющие собой осевое перемещение, угол поворота сечения и прогиба балки в сечении $x=0$. Значения этих пара-

метров определяются из граничных условий, для вывода которых используют вариационный принцип Лагранжа.

Вариация полной энергии для балки, нагруженной давлением \bar{p} , имеет вид:

$$\delta\Pi_e = \int_0^l (N\delta U' + M\delta\theta' + Q\delta\psi - \bar{p}\delta V)dx. \quad (4.37)$$

Учитывая, что $\psi = \theta + V'$, и осуществляя в (37) варьирование по U , V и θ , из условия $\delta\Pi_e = 0$ можно получить уравнения равновесия, приведенные выше, и естественные граничные условия:

$$N\delta U = 0; \quad Q\delta V = 0; \quad M\delta\theta = 0. \quad (4.38)$$

Отсюда следует, что для защемленного края балки $U = V = \theta = 0$, для свободного края $N = Q = M = 0$, при этом на краю напряжения $\sigma_x = \tau_{xy} = 0$. В случае шарнирно опертого края $N = 0$ (или $U = 0$), $V = 0$, $M = 0$.

Попробуем установить степень соответствия результатов, полученных из двух последних формул, для сдвиговой жесткости K (29), (30). В случае однородной балки (рисунок 4.1, а), т. е. когда $b = \text{const}$, $E_x = \text{const}$, $G_{xy} = \text{const}$ и согласно условию (4.14) $e = \frac{h}{2}$, эти формулы дают одинаковый результат: $K = bhG_{xy}$. Это свидетельствует о том, что максимальное различие может быть, если существует наибольший перепад сдвиговой жесткости по высоте балки (случай трехслойной системы с легким заполнителем, у которой для несущих слоев можно считать $G_{xy} \rightarrow \infty$, а для заполнителя $E_x = 0$). В этом случае можно получить

$$K = Gbh \frac{1 + 4\eta + \frac{4}{3}\eta^2}{1 + \eta}; \quad K = Gbh(1 + 2\eta),$$

где $\eta = \frac{\delta}{H}$.

Рассмотрим пример металлической балки прямоугольного сечения, усиленной накладками из композита (рисунок 4.4). Жесткости такой балки при растяжении и изгибе имеют следующий вид:

$$B = E_m b h \left[1 + 2\alpha \left(\frac{E_k}{E_m} - 1 \right) \right]; \quad D = E_m b \frac{h^3}{12} \left[1 + 2\alpha \left(\frac{E_k}{E_m} - 1 \right) (4\alpha^2 - 6\alpha + 3) \right]$$

(4.39)

а ее масса

$$g = \rho_m b h \left[1 - 2\alpha \left(1 - \frac{\rho_k}{\rho_m} \right) \right],$$

где E_m, ρ_m – модуль упругости и плотность металла;

E_k, ρ_k – модуль упругости и плотность композита.

При $\alpha=0$ (композитные накладки отсутствуют) $B_m = E_m b h$,
 $D_m = E_m b h^3 / 12$, $g_m = \rho_m b h$.

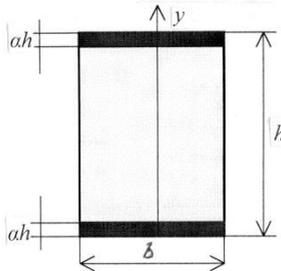


Рисунок 4.4 – Металлическая балка, подкрепленная композитными накладками

Если балка с параметрами (4.39) закреплена консольно и нагружена на свободном конце силой P , то в общем решении (4.31)-(4.36) следует принять $\bar{p}=0$, $U_0=V_0=\theta_0=0$ и найти N_0 , Q_0 и M_0 из условий $N(x=l)=0$, $Q(x=l)=P$, $M(x=l)=0$. В результате получим: $N=0$; $Q=P$; $M=-P(l-x)$; $U=0$;

$$\theta = -\frac{Px}{D}\left(l - \frac{x}{2}\right); \quad V = \frac{Px^2}{2D}\left(l - \frac{x}{3}\right) + \frac{Px}{K}.$$

Максимальный прогиб балки имеет вид:

$$V(x=l) = V_m(1+\Delta),$$

где $V_m = \frac{Pl^3}{3D}$ – максимальный прогиб без учета сдвига, а

$\Delta = \frac{3D}{Kl^2}$ – поправка, связанная с учетом сдвига.

Для чисто металлической балки ($\alpha=0$) при относительной длине $l/h=10$ получим $\Delta=0,0065$, а для чисто композитной балки $\Delta=0,085$.

Напряжения определяются из равенств (4.17) и (4.23). При $0 \leq y \leq ah$ и $h - ah \leq y \leq h$ имеем:

$$\sigma_x = \frac{PE_K}{D}(l-x)\left(\frac{h}{2} - y\right); \quad \tau_{xy} = \frac{PE_K}{2D}y(h-y).$$

При $ah \leq y \leq -ah$ имеем:

$$\sigma_x = \frac{PE_M}{D}(l-x)\left(\frac{h}{2} - y\right); \quad \tau_{xy} = \frac{P}{2D}\left[h^2\alpha(1-\alpha)(E_K - E_M) + E_M y(h-y)\right]$$

Распределение напряжений σ_x , τ_{xy} зависит от параметра α и представлено на рисунке 4.5.

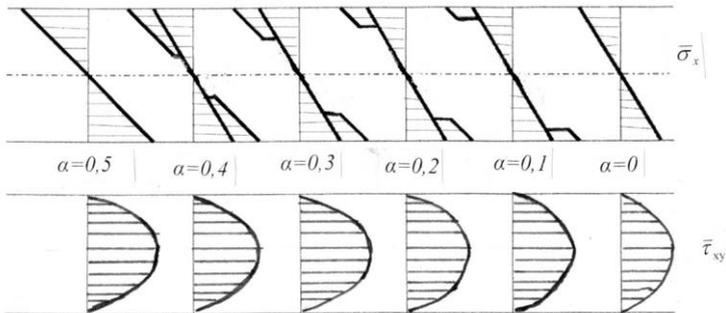


Рисунок 4.5 – Распределение нормальных и сдвиговых напряжений в прямоугольной балке, усиленной композитными накладками при различной доле композита

Композиты используются и в виде однонаправленных жгутов, усиливающих металлический профиль (например, алюминий-боропластик). В этом случае формула (4.13) обобщается следующим образом ($n=0, 1, 2$):

$$I_n = \frac{1}{n+1} \sum_{i=1}^k b_i E_x^{(i)} (t_i^{n+1} - t_{i-1}^{n+1}) + \sum_{j=1}^m E_j F_j t_j^n, \quad (4.40)$$

здесь m – число композитных жгутов, E_j и F_j – модуль сечения и площадь i -го жгута, t_j – расстояние от грани $y=0$ до центра тяжести j -го включения.

4.3 Применение подкрепляющих композитных элементов

Особое внимание можно уделить применению подкрепляющих композитных элементов в современных конструкциях.

Одной из существенных особенностей изделий из КМ, отличающей их от аналогичных изделий из металлов, является их повышенная чувствительность к концентраторам

напряжения, и низкая стойкость к сосредоточенным нагрузкам. Как следствие, одна из основных задач при проектировании соединения элементов конструкции из КМ, является проработка вопроса распределения нагрузки.

Особенности внутреннего строения так же требуют учета при проектировании соединения. Как следствие имеющихся особенностей при проектировании элементов конструкции из КМ, вопросам соединения следует уделять внимание уже на начальной стадии проектирования.

На рисунке 4.6 показаны схемы формирования поддерживающих элементов одновременно с панелью, которую они должны поддерживать.

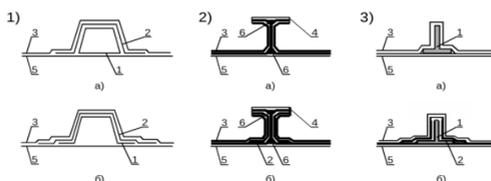


Рисунок 4.6 – Схемы формирования поддерживающих элементов (стрингеров) заодно с панелью:

1 а, б – трапеция-образного; 2 а, б – двугаврового;
3 а, б – Т-образного;

1,6 – вставки; 2 – дополнительные слои;

3, 5 – соответственно, внутренние и внешние слои обшивки панели; 4 – слои пояса стрингера

В последние годы получил серьёзную признание метод подкрепления обычных изделий (балок, плит перекрытий и пр.), из традиционных материалов композитными накладками (чаще всего выполненными из углепластика). Это позволило (в соответствии с рассмотренным выше рисунком 4.5) существенно укреплять несущие

конструкции и увеличивать срок их службы. Результаты такого подкрепления приводятся на рисунке 4.7



Рисунок 4.7 – Результаты использования композитных накладок для упрочнения бетонных строительных конструкций

Результат такого подкрепления представлен на рисунке 4.8.



Рисунок 4.8 – Подкрепление бетонных конструкций углепластиковыми накладками

В отличие традиционных способов усиления несущих строительных конструкций, усиление углепластиковыми не увеличивает сечение усиливаемых элементов, что имеет большое значение не только в случае промышленных зданий и сооружений, но, что особенно важно, в жилом, коммерческом и административном строительстве. Применение углепластиков, при усилении зданий, значительно сокращает сроки выполнения работ, и при комплексном подходе имеет ощутимый экономический эффект (рисунок 4.9).



Рисунок 4.9 – Подкрепление мостовых балок углеродным волокном

По многим характеристикам углеродное волокно, используемое в углепластике, превосходит другие популярные строительные материалы:

1. Оно крепче и тверже.
2. Имеет термостойкость.
3. Имеет устойчивость к ударам и химической внешней среде.

4. Время службы практически неограниченно.
5. Наносится в несколько слоев, при необходимости.
6. При строительстве не требуется прекращение работы всего здания.
7. Вес материала намного меньше других.

Еще один плюс материала – это его инновационность, это изобретение нашего века. Давно используется в авиа- и ракетостроении, а с конца прошлого столетия и в строительстве.

Контрольные вопросы по разделу

1. Какие типы подкрепляющих элементов находят широкое применение?
2. Какие виды закрепления балок используются на практике?
3. Что можно считать основными уравнениями теории изгиба композитных балок?
4. Что характеризует сдвиговая жесткость балки?
5. Какие характеристики в теории изгиба балок относятся к геометрическим?
6. Как влияют на свойства балок подкрепляющие композитные элементы?
7. Почему для подкрепления бетонных конструкций используются в основном углеродные волокна?

5 ДЛИННОМЕРНЫЕ КОМПОЗИТНЫЕ КОНСТРУКЦИИ

Анизотропия композиционных материалов открыла широкие возможности их применения в высоконагруженных элементах специальной техники, в том числе авиационной техники, т.е. в конструкциях многоразового пользования. К числу таких элементов относятся лопасти винта вертолѐта. Применение композиционных материалов позволяет направленно формировать жесткостные характеристики лопасти (изгибные и крутильные) за счет соответствующей ориентации армирующих волокон с учетом сложного характера действующих на неё нагрузок. Поэтому вертолетостроение оказалось наиболее передовой отраслью авиационной техники, где стали смело применять композиты в таком ответственном и сложно нагруженном агрегате, как лопасть винта.

Эффективность применения композиционных материалов в силовых элементах лопастей определяется рядом преимуществ этих материалов по сравнению с металлами. В частности, аэродинамические и аэроупругие параметры лопастей из композитов могут выбираться без учета ограничений, вызываемых технологическими процессами получения катаных, экструдированных (прессованных) или механически обработанных металлических конструктивных элементов.

Композитным конструкциям можно придать сложные аэродинамические формы, а регулируемая анизотропия материала позволяет создавать требуемую жесткость в пределах заданных аэродинамических и аэроупругих параметров. В результате достигается большая аэродинамическая эффективность винтов, определяемая отношением подъемной силы к аэродинамическому сопротивлению. С

помощью композитов, обладающих более высокой удельной прочностью, изготавливают лопасти меньшей массы, чем металлические. Снижение массы лопастей, в свою очередь, оказывает влияние на центробежные силы, инерцию ротора, частотные и другие характеристики. А регулируемая в широких пределах анизотропия композитов позволяет получать необходимые конструктивные и демпфирующие параметры лопасти.

Частота собственных колебаний лопасти может быть изменена не только перераспределением массы, но и выбором армирующих волокон, имеющих низкий или высокий модуль упругости, включая их гибридизацию (смешивание), степени армирования и ориентации армирующих волокон относительно оси лопасти. Крутильная жесткость лопасти может быть существенно увеличена за счет добавления слоёв с ориентацией $\pm 45^\circ$ относительно размаха лопасти при незначительном изменении частот продольных колебаний.

На рисунке 5.1 приведена фотография многоцелевого транспортного вертолета МИ-26 (конструкторское бюро Миля), диаметр лопасти которого составляет 32 м.



Рисунок 5.1 – Многоцелевой транспортный вертолет МИ-26, крупнейший в мире серийно выпускаемый транспортный вертолёт

Одним из возможных критериев оптимальности изделия из композиционных материалов, обеспечивающих минимум его массы, является условие совпадения траектории

армирования с траекторией максимального главного напряжения. Как правило, композит представляет собой совокупность однонаправленных или тканевых слоёв с различными толщинами и углами ориентации волокон. Свойства такого материала определяются свойствами отдельных слоёв и их структурой.

Эффективная реализация достоинств композитов в конструкциях лопастей требует решения комплекса задач, связанных с выбором взаимно согласованных исходных компонентов (волокон и матрицы), определением рациональной структуры материала, соответствующей характеру внешних нагрузок и других воздействий с учетом специфических свойств материала и технологических ограничений при разработке элементов лопасти.

Механическое поведение композиционного материала определяется высокой прочностью армирующих волокон, жесткостью матрицы и прочностью связи на границе «волокно-матрица». Наибольшее применение получили стеклопластики на эпоксидной матрице. Дальнейшее развитие конструкции лопасти из композиционного материала связано с использованием гибридных композиций.

Вначале проведем анализ конструкции и возможные условия её разрушения. Фрагмент лопасти показан на рисунке 5.2, где выделены все усилия, действующие на лопасть в процессе работы двигателя.

При вращении на лопасть действуют инерционные силы (N) и аэродинамические силы: изгибающий момент ($M_{изг}$), крутящий момент ($M_{кр}$) и поперечная (подъемная) сила Q . Поэтому для нормальной эксплуатации лопасти необходимы высокие значения прочности материала лопасти и её жесткость.

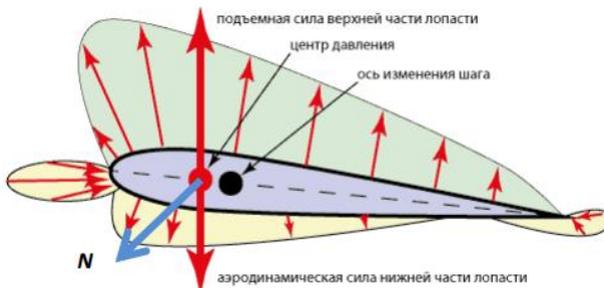


Рисунок 5.2 – Фрагмент лопасти винта вертолёта и действующие на неё усилия

В эксплуатационном режиме лопасти длиной 11 м (например, вертолет Камова) допустимый угол «загиба» не должен превышать 5° . Следовательно, возможные условия разрушения такого изделия связаны: с потерей прочности при разрушении под действием инерционных сил, разрушении под действием изгибающего момента и закручивание крутящим моментом на угол больше предельного, в результате чего теряются аэродинамические свойства.

Необходимость выбора расчетной схемы обусловлена процессом оптимального проектирования. Конструкция длинномерная, следовательно, её можно было бы рассматривать как балку, но она тонкостенная, т.е. она не может быть рассчитана как балка. Но специально для таких изделий была разработана балочная теория тонкостенных конструкций, основные моменты которой представлены на рисунке 5.3 и в следующих гипотезах:

1) гипотеза жесткости контура поперечного сечения балки: в контуре балки отсутствует контурная деформация, т.е. $\varepsilon_S = 0$. Конструктивно это положение подтверждается наличием жестких подкрепляющих элементов или специальным видом армирования, например, поперечного.

2) гипотеза плоского распределения продольных деформаций:

$$\varepsilon_z = A_x + B_y + C \text{ или } \sigma_z = F_z (B_y + C).$$

Эта гипотеза, в отличие от гипотезы плоских сечений, допускает свободную деформацию, которая не допускает свободных напряжений. То есть этим допущением нельзя пользоваться в местах жесткого контакта конструкций.

3) Действующие на оболочку нагрузки в каждом поперечном сечении сводятся к следующим силовым факторам (рисунок 5.3):

- осевой силе N ;
- поперечным силам Q_x, Q_y ;
- изгибающим моментам M_x, M_y ;
- крутящему моменту M_z .

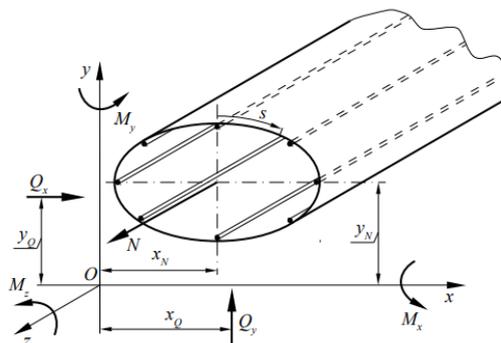


Рисунок 5.3 – Силовые факторы, действующие в поперечном сечении оболочки

4) Продольные подкрепляющие обшивку элементы (пояса лонжеронов, стрингеры) работают только на растяжение-сжатие, т. е. воспринимают только нормальные напряжения σ_z , которые вызваны действием изгибающих моментов M_x, M_y и осевой силы N . При этом считается, что

нормальные напряжения σ_z равномерно распределены по сечению элемента.

5) Нормальные σ_z и касательные τ напряжения по толщине обшивки распределены равномерно. Это допущение основано на том, что толщина обшивки мала по сравнению с размерами сечения, вследствие чего ее можно считать безмоментной оболочкой. Если толщина обшивки также мала по сравнению с размерами поперечных сечений продольных элементов, то можно ввести допущение о том, что обшивка вообще не работает на растяжение-сжатие от действия изгибающих моментов M_x , M_y и осевой силы N , т.е. в ней не возникают нормальные напряжения σ_z . В этом случае изгибающие моменты и осевая сила воспринимаются только продольными элементами, а обшивка работает только на сдвиг от действия поперечных сил Q_x , Q_y и крутящего момента M_z , т.е. в ней возникают только касательные напряжения τ .

6) Напряжения в элементах подкрепленной тонкостенной оболочки определяются законом Гука, т.е. не выходят за предел пропорциональности.

7) Считается, что элементы оболочки не теряют устойчивости.

На первом уровне рассмотрения балочной теории тонкостенных конструкций потребуем её удовлетворения уравнениям равновесия:

$$\sum N_z = N; \sum M_x = M_{\text{изг}}; \oint \sigma_z \delta_\sigma dSN; \oint \sigma_z y dS = M_{\text{изг}}, \delta_\sigma \quad (5.1)$$

где δ_σ – условно участки поверхности с преобладающим армированием 0° , поскольку только они работают на нормальные напряжения. Следовательно, можно два последних уравнения системы (5.1) записать через продольную и изгибную жесткости:

$$\begin{aligned} B \oint \bar{E}_z \delta_\sigma dS + C \oint \bar{E}_z \delta_\sigma dS &= N \\ B \oint \bar{E}_z \delta_\sigma y dS + C \oint \bar{E}_z \delta_\sigma y dS &= M_{изг}. \end{aligned} \quad (5.2)$$

при этом статический момент с учетом высокой жесткости равен нулю, тогда можно определиться со значениями коэффициентов жесткости:

$$C = \frac{N}{\oint \bar{E}_z \delta_\sigma dS}; \quad B = \frac{M_{изг}}{\oint \bar{E}_z \delta_\sigma dS}. \quad (5.3)$$

Эти формулы справедливы для жесткостной симметрии в композитной оболочке.

На втором уровне проведем определение сдвиговых деформаций γ_{zS} . В элементе слоистой композитной оболочки $dz \cdot dS$ (рисунок 5.4) действуют нормальные продольные напряжения σ_z и сдвиговые τ_{zS} . С учетом доли поверхности с преобладающим продольным армированием можно определить поток касательных напряжений через всю армированную поверхность δ :

$$\delta_\sigma \frac{\partial \sigma_z}{\partial z} = \delta \frac{\partial \tau_{zS}}{\partial S}.$$

Поскольку поток касательных напряжений через армированную поверхность $q = \tau_{zS} \delta$, получим

$$\frac{\partial q}{\partial S} = \delta_\sigma \frac{\partial \sigma_z}{\partial z}.$$

После интегрирования определиться поток касательных напряжений

$$q = \int_0^S \delta_\sigma \frac{\bar{I}_{zy}}{\oint B_{11} y^2 dS} \frac{\partial M_{изг}}{\partial z} dS + q_0, \quad (5.4)$$

где q_0 – поток касательных напряжений при $S=0$.

Или окончательно, если контур открыт, т.е. не имеет замкнутости, когда $q_0 = 0$,

$$q = \frac{Q_0 \int_0^S B_{11} y dS}{\oint B_{11} y^2 dS}. \quad (5.5)$$

В рамках принятой гипотезы открытый контур не воспринимает крутящего момента.

Для примера определим подъемную силу лопасти вертолёта.

При вращении на лопасть действуют инерционные силы (N) и аэродинамические силы: изгибающий момент ($M_{изг}$), крутящий момент ($M_{кр}$) и поперечная (подъемная) сила Q . Поэтому для нормальной эксплуатации лопасти необходимы высокие значения прочности материала лопасти и её жесткость.

Впервые законы возникновения подъемной силы были изучены великим русским ученым Николаем Егоровичем Жуковским. Им же были разработаны методы определения подъемной силы крыла самолета, которые аналогичны и для лопасти несущего винта вертолета. При вращении лопасть вертолета, установленная под небольшим углом атаки, создает подъемную силу, уравнивающую вес вертолета. При движении лопасть испытывает сопротивление воздуха, которое преодолевается за счет конструктивных особенностей несущего винта. Чем меньше скорость вращения, тем больше должен быть угол атаки лопасти. Однако увеличивать угол атаки больше критического, как известно, нельзя. В соответствии с порядком процедуры оптимального проектирования проведем анализ конструкции и условий её возможного разрушения (рисунок 5.4), где показаны все усилия, действующие на лопасть в плоскости лонжерона при воздушном потоке, охватывающем лопасть при её вращении.



Рисунок 5.4 – Фрагмент лопасти вертолёта и действующие на лопасть усилия в плоскости лонжерона

Величина подъемной силы, действующей на лопасть при вращении пропорциональна скорости воздушного потока V , обтекающего лопасть и её площади $S = Lb$ (здесь L – длина, а b – ширина лопасти):

$$F_{\text{под}} = C_{\alpha} \frac{V^2}{2} \rho L b, \quad (5.6)$$

где C_{α} – коэффициент подъемной силы, зависящий от угла «атаки» α ;

ρ – плотность воздуха.

В плоскости лонжерона определяют на его оси два центра, между которыми существует расстояние be (e – долевая часть ширины лопасти), играющее важную роль: - центр жесткости (центр изгиба) – точка приложения упругих сил, физический смысл которой состоит в том, что приложенные в ней силы вызывают изгиб конструкции без закручивания; - центр приложения динамических сил (центр тяжести), положение которого регулируется при помощи продольной по лопасти вставки (чаще из свинца). Определим, как угол закручивания лопасти при вращении связан с подъемной силой. Аэродинамический момент, со-

здаваемый подъемной силой при увеличении угла атаки на величину θ , определяется соотношением

$$M_{\text{аэр}} = F_{\text{под}} b e = C_{\alpha} (\alpha + \theta) \frac{\rho V^2}{2} b^2 e.$$

При этом за счет упругих сил возникает момент

$$M_{\text{упр}} = C \theta.$$

Здесь C – крутильная жесткость лонжерона лопасти.

Из равенства этих моментов можно определить возможное увеличение угла атаки θ .

$$\theta = \frac{C_{\alpha} \alpha \frac{\rho V^2}{2} b^2 e}{C - C_{\alpha} \frac{\rho V^2}{2} b^2 e}$$

На рисунке 5.5 представлена зависимость крутильной жесткости лопасти от угла «атаки», которая показывает наличие критического угла ($\alpha_{\text{кр}}$) по достижении которого крутильная жесткость резко снижается, что может привести к разрушению лопасти.

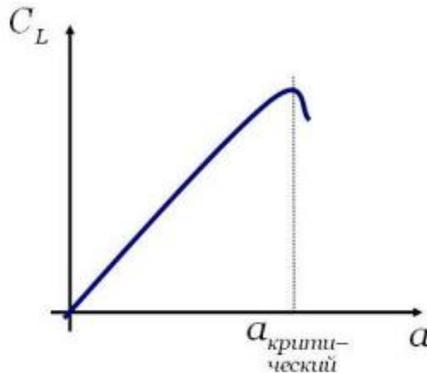


Рисунок 5.5 – Зависимость крутильной жесткости лопасти от угла закручивания

Структура лопасти винта вертолета и его лонжерона показана на рисунке 5.6.

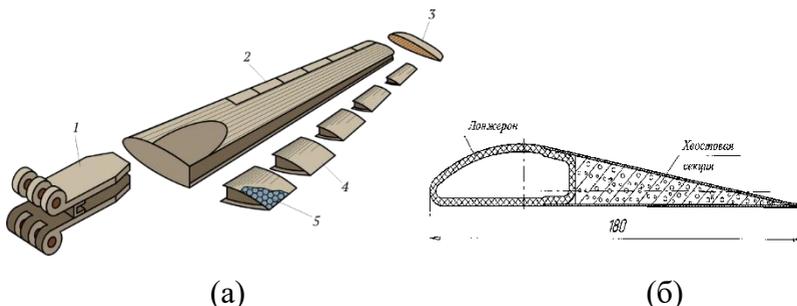


Рисунок 5.6 – Структура лопасти винта вертолётa (а):
1 – узел навески лопасти на втулку несущего винта; 2 – оковка из листов; 3 – концевой обтекатель; 4 – хвостовая секция; 5 – сотовый наполнитель; б – структура лонжерона

Общий вид лопасти представлен на рисунке 5.7. На фотографии очень хорошо видны основные элементы конструкции.

Комплект готовых лопастей для вертолётa на заводе изготовителе представлен на рисунке 5.8.



Рисунок 5.7 – Одна из лопастей винта вертолета



Рисунок 5.8 – Комплект лопастей несущего винта вертолета

Контрольные вопросы по разделу

1. В чем преимущество композиционных материалов при создании лопасти винта вертолѐта?
2. Что представляет собой балочная теория тонкостенных конструкций? Каковы её основные положения и допущения?
3. Что такое аэродинамическая эффективность винтов вертолета?
4. Рассчитать подъёмную силу лопастей вертолета модели Камова по имеющимся данным:
Длина лопасти – 14 м;
Количество лопастей – 4;
Ширина лопасти – 30 см;
Коэффициент подъёмной силы 0,56;
Скорость вращения винта – 5000 об/мин.
5. Как крутильная жесткость лопасти винта зависит от угла её закручивания? Что такое критический угол?

6 КРУПНОТОННАЖНЫЕ КОМПОЗИТНЫЕ КОНСТРУКЦИИ

В авиакосмической, ракетной и других отраслях современной техники нашли широкое применение изделия, представляющие собой емкости (баллоны) повышенного давления, к которым предъявляются очень высокие требования по прочности, герметичности, весовому совершенству. Одно из главных требований, определяющих эти конструкции, связано с минимизацией веса и обязательно-го безосколочного действия в случаях механического разрушения. В конструкциях летательных аппаратов такие изделия применяют в качестве баллонов сжатого газа, газовых аккумуляторов, топливных баков или прямо- и криволинейных трубопроводов и системах пневмоавтоматики, наддува, терморегулирования, управления и жизнеобеспечения. Баллоны давления нашли широкое применение в наземном транспорте, в частности, для газобаллонных автомобилей, а также в дыхательных аппаратах, переносимых на спине человека (для служб МЧС, подводного плавания и т. п.). На рисунке 6.1 представлены компьютерные решения оболочек различного типа, которые можно реализовать намоткой волокна.

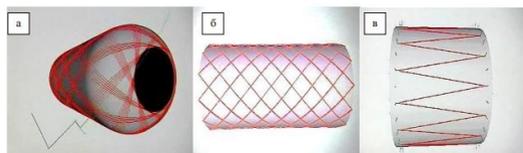


Рисунок 6.1 – Компьютерное моделирование оболочек вращения различного типа: а – цилиндрический баллон с днищами; б – цилиндрическая оболочка; в – цилиндрическая оболочка-заготовка под ребристую конструкцию

Среди наиболее важных требований, предъявляемых к конструкциям баллонов давления, можно назвать минимальную массу, высокую надежность, максимальный ресурс работы в условиях эксплуатации. Этих требований невозможно достичь без разработки современных прогрессивных технологий и применения высокопрочных материалов, в том числе композиционных. Изделия из композиционных материалов изготавливаются в основном методом намотки нитей или жгутов и лент из стеклянных, органических или углеродных волокнистых материалов. Получение конструкций методом намотки явилось подлинным прогрессом в технологии производства изделий из полимерных композиционных материалов. Это закономерно, поскольку он включает в себе огромные возможности совершенствования, многие из которых уже реализованы сегодня.

Методом намотки изготавливают изделия, имеющие форму тел вращения: баллоны давления, баки, корпуса ракетных двигателей, головные части, отсеки ракет, транспортно-пусковые контейнеры, корпуса подводных аппаратов, стволы орудий и корпуса снарядов, жидконаливные цистерны, трубопроводные магистрали, коробчатые шпангоуты, воздухозаборники самолетов, лопасти винтов вертолетов, различные профили, пространственно изогнутые трубы и т. д.

Технология изготовления изделий из композиционных материалов методом намотки имеет ряд преимуществ по сравнению с другими известными методами переработки их в изделия. Важнейшими из этих преимуществ являются, во-первых, возможность наиболее полной реализации в изделиях высокой прочности на растяжение волокон, составляющих намоточный материал, а, во-вторых, возможность обеспечения высокой степени автоматизации техно-

логического процесса изготовления на станках с программным управлением.

Наиболее эффективна укладка волокон в направлении действия главных напряжений, появляющихся в материале вследствие действия силовых нагрузок, а также если эти волокна одинаково натянуты и прочно скреплены между собой, что наиболее характерно для тел вращения, имеющих выпуклую форму типа цилиндра, сферы, овалоида, изотензона, тора и т.п.

Одними наиболее распространенными и сложными конструкциями, для изготовления которых используется метод непрерывной намотки, являются корпуса ракетных двигателей твердого топлива (РДТТ). Сложность разработки таких конструкций заключается в том, что намотка композиционного материала силовой оболочки корпуса, как правило, осуществляется на мягкую основу – теплозащиту корпуса, а в ряде случаев, вызванных спецификой разрабатываемой конструкции, требуется выполнение внецентровых отверстий на днищах или цилиндрической части корпуса.

Силовые оболочки корпусов изготавливаются из стеклянной, органической или углеродной нити, теплозащита корпусов – из высокодеформативных покрытий на основе каучука. Наиболее часто в мировой практике для изготовления корпусов применяют высокомодульные, высокопрочные параарамидные волокна и ткани на их основе.

Кроме корпусов ракетных двигателей можно отметить и большой ассортимент намоточных изделий для хранения и транспортировки различных жидкостей горизонтального и вертикального исполнения (например, силосные башни и резервуары для хранения сыпучих материалов).

В таблицах 6.1 и 6.2 приведены данные по параарамидным волокнам, которые используются при изготовлении баллонов давления.

Таблица 6.1 – Некоторые физико-механические свойства* высокопрочных высокомодульных параарамидных волокон

Волокно	Плотность, г/см ³	Физико-механические показатели					Удлинение при разрыве, %	Влагопоглощение при кон- ditionных условиях, %
		Прочность при растяжении, МПа	Удельная прочность, кМ	Модуль упругости при растяжении, ГПа	Удельный модуль упругости, кМ	Удлинение при разрыве, %		
Армос	1.44	4500- 5500	310- 380	140- 160	9700- 11000	3.0- 4.0	3.0- 5.5	
СВМ	1.44	3800- 4200	260- 290	125- 135	8700- 9400	3.5- 4.5	4.5- 6.0	
Кевлар, тва- рон**	1.44- 1.46	2700- 3500	190- 240	70-180	4850- 12500	2.0- 3.5	3.0- 4.5	
Технора	1.39	2700- 3200	180-22-	70-80	5000- 5750	4.0- 4.5	2.0- 3.0	

*Усредненные показатели, наиболее типичные для данных волокон.

** Кевлар и тварон объединены, так как имеют одинаковую химическую природу – полипарафенилентерефталамид.

В зависимости от способа нанесения связующего на волокнистый армирующий материал и обеспечение необходимого содержания его в материале конструкции разли-

чают несколько технологических способов формования изделий намоткой.

Таблица 6.2 – Характеристики тканей на основе органических волокон

Марка ткани (страна)	Тип переплетения нитей	Поверхностная плотность m , кг/м ²	Толщина h , мм	Плотность укладки нитей, текс/мм		Средняя прочность σ_1 , ГПа		Предельная деформация ϵ , %	
				По основе	По утку	По основе	По утку	По основе	По утку
СВМ (Россия)	Полотно	-	0,45	142	142	0,39	0,3	-	-
		0,11	0,25-	44,1	47	0,24	9	14	12
		0,075	0,3	26,5	30	0,28	0,2	10	9
	Рогожка 2/2	0,18	0,15	59	74	0,27	7	9	11
		0,11	0,35	43	44	0,26	0,3	10	10
	Сатин 8/3	0,16	0,20	75	69	0,26	5	12	9
Однонаправленная лента	0,17	0,40	0,35	168	25,7	71	0,3 1 0,2 0,2 1	7,5	-
Кевлар-49 (США)	Полотно	-	0,45	140	130	-	-	-	-

В зависимости от способа нанесения связующего на волокнистый армирующий материал и обеспечение необходимого содержания его в материале конструкции различают несколько технологических способов формования изделий намоткой.

Способ «сухой» намотки заключается в том, что волокнистый армирующий материал перед формованием предварительно пропитывают связующим на пропиточных машинах, которые обеспечивают не только качественную пропитку, но и требуемое равномерное содержание связующего в препреге (полуфабрикате с неполным циклом отверждения) на основе стекло-, органо- и углеволокон за счет применения различных растворителей для регулирования вязкости связующего в процессе пропитки. Особенно эффективно применение предварительно пропитанных ровингов, полотен стекло-, углетканей и лент. Схема намотки изделия препрегом на станке с программным управлением приведена на рисунке 6.2. Для программной намотки изделия в зависимости от его сложности, применяют от 3 до 5 координат управления перемещением раскладочного устройства (головки).

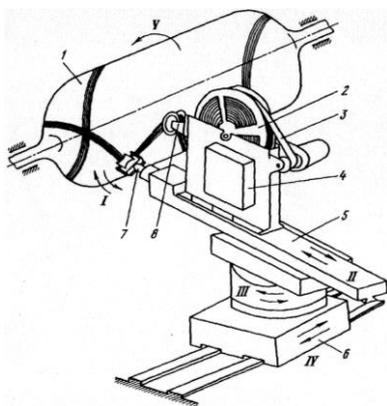


Рисунок 6.2 – Схема «сухой» намотки изделия препрегом:

1 – оправка; 2 – бобина с препрегом; 3 – разделительная пленка; 4 – нагреватель; 5 – суппорт; 6 – каретка; 7 – головка укладчика; 8 – устройство натяжения; I-IV – степени подвижности (свободы) станка

При использовании способа сухой намотки улучшаются условия и культура производства, повышается в 1,5-2 раза производительность процесса намотки, появляется возможность использования практически любого связую-

щего: эпоксидного, эпоксифенольного, фенолформальдегидного, полиимидного.

Способ «мокрой» намотки отличается тем, что пропитка волокнистого армирующего наполнителя связующим и намотка на оправку совмещены. При способе «мокрой» намотки (рисунок 6.3) нити, предварительно подсушенные горячим воздухом, попадают из шпулярика на индивидуальные натяжители, собираются в прядь и поступают в пропиточно-натяжной тракт. Пропитка армирующего волокнистого материала связующим осуществляется одним из следующих способов: протягивание нитей через ванночку со связующим; контактированием с роликом, купающимся в связующем; принудительной пропиткой в клиновой или вакуумной камере.

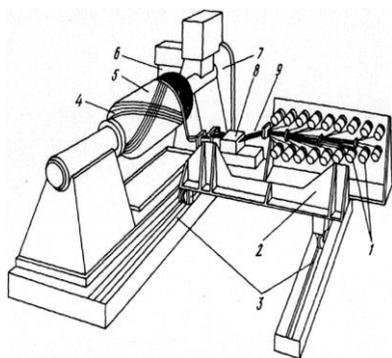


Рисунок 6.3 – Схема мокрой намотки: 1 – шпули с нитями; 2 – шпулярик; 3 – направляющие перемещения намоточно-пропиточного тракта; 4 – спиральные слои; 5 – оправка; 6 – окружные слои; 7 – привод вращения; 8 – ванночка со связующим; 9 – сформированная прядь.

Непосредственный технологический процесс намотки корпусов ракетных двигателей твердого топлива представлен на рисунке 6.4.

После пропитки излишек связующего отжимается, прядь нитей натягивается, проходит через систему контроля и через раскладывающее устройство поступает на

вращающуюся оправку, укрепленную на намоточном станке. Необходимая вязкость связующего в данном случае обеспечивается выбором соответствующей смолы и применением подогрева связующего в пропитывающей ванне. Преимущество способа «мокрой» намотки заключается в более низком контактном давлении формования, что требует оборудования с меньшей мощностью привода и лучшей формруемостью поверхности изделия.



Рисунок 6.4 – «Мокрая» намотка композитного баллона

Способ «мокрой» намотки характеризуется следующими показателями: - невысокая скорость намотки, ограниченная скоростью пропитки наполнителя связующим; - невозможность обеспечения равномерного содержания связующего по толщине наматываемого изделия (особенно для толстостенных конструкций); - большое количество отходов связующего в виде загустевших остатков в пропиточной ванне и выдавленного излишка связующего из наматываемого изделия;

- загрязнение намоточно-пропиточного тракта и рабочего места связующим; - невозможность применения высоковязких связующих (например, термопластов).

6.1 Технологические параметры процессов намотки

В связи с тем, что материал наматываемых изделий формируется во время их намотки, его физико-механические свойства в значительной степени зависят от технологического процесса изготовления таких изделий, точности поддержания его важнейших технологических параметров.

Основными параметрами, определяющими свойства ПКМ, в соответствии с законом аддитивности, являются характеристики компонентов и объемное содержание V_B волокон в композите:

$$\sigma_k = V_g \sigma_g + (1 - V_g) \sigma_{cg}^* \quad (6.1)$$

Здесь σ_k , σ_g , σ_{cg}^* — прочностные характеристики компонентов, волокон и связующего соответственно.

Из уравнения видно, что с увеличением коэффициента армирования V_g предел прочности однонаправленного КМ линейно возрастает. Однако эксперименты показывают, что существует оптимальное значение коэффициента V_g^{onm} , при котором прочность композита σ_k достигает своего максимума (σ_k^{max}) при растяжении. Так, для однонаправленных стеклопластиков $V_g^{onm} = 0,70 - 0,72$, а для органических углепластиков $V_g^{onm} = 0,60 - 0,65$.

Это объясняется тем, что предельные значения коэффициента армирования зависят от геометрии упаковки волокон. Так, для круглых волокон в зависимости от схемы их упаковки (рисунок 5.5) предельные значения $V_g^{onm} = 0,907$ (гексагональная укладка), $V_g^{onm} = 0,785$ (тетрагональ-

ная укладка). Другое ограничение связано с выбором минимального значения толщины прослойки связующего между волокнами, которое приближенно оценивают следующим образом:

$$\delta_{\min} > \frac{d_s}{\varepsilon_{св} / \varepsilon_s - 1}, \quad (6.2)$$

где $\varepsilon_{св}$ ε_s – относительные деформации связующего и волокна, соответственно.

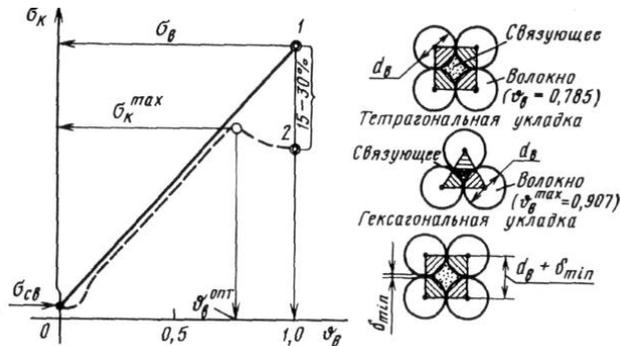


Рисунок 6.5 – Качественная зависимость прочности ПКМ от коэффициента армирования:

- 1 – теоретический предел прочности ПКМ;
- 2 – практический предел прочности ПКМ

Объемное содержание волокон в ПКМ всегда меньше массового содержания вследствие наличия пор и воздушных включений в материале. Соотношение между объемным и массовым содержанием волокон определяется выражением

$$V_s^{об} = \frac{V_s^{мас}}{V_s^{мас} + (1 - V_s^{мас}) \rho_{св} \rho_s},$$

где $\rho_{св}$ ρ_v – плотность связующего и волокна, соответственно.

Очевидно, что соотношение между объемным и массовым содержанием в системе наполнитель-связующее в основном определяется технологией изготовления. И в первую очередь оно зависит от следующих факторов: натяжения армирующего наполнителя, его вида; вязкости и температуры связующего и температуры разогрева препрега; скорости намотки.

При способе "мокрой" намотки все эти параметры необходимо контролировать в ходе технологического процесса изготовления изделия. При способе "сухой" намотки процессы получения намоточного материала и изготовления силовой оболочки разделены, и параметрами, подлежащими обязательному контролю, являются технологическое натяжение ленты, скорость намотки и температура разогрева препрега. В этом случае остальные параметры отслеживаются в процессе получения ленты-препрега. Преимущества метода "сухой" намотки заключаются в возможности обеспечения качественного контроля и поддержания оптимальных значений перечисленных выше технологических параметров при изготовлении намоточного материала. При этом увеличивается коэффициент трения армирующей нити на поверхности оправки, что является также некоторым технологическим преимуществом.

6.2 Определение конструктивно-технологических параметров намотки

Рассмотрим схему укладки прядей нитей или ленты препрега шириной $l_{л}$ (рисунок 6.6) на поверхность вращающейся оправки. За один двойной ход нитераскладчика

или один такт T намотки на оправку будет уложен один полный виток нитей (одна спираль). При этом начало и конец витка нитей совпадут только в том случае, если за время одного такта намотки оправка повернется на целое число оборотов Z_T . Во всех остальных случаях, когда Z_T не является целым числом, начало и конец витка не совпадают на угловой шаг намотки $\Delta\varphi$.

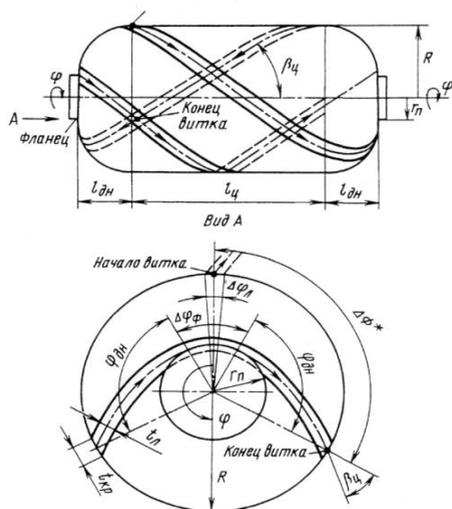


Рисунок 6.6 – Схема намотки цилиндрических оболочек с днищами

Для обеспечения плотной (без зазоров) укладки наматываемых лент необходимо добиться, чтобы угол $\Delta\varphi$ был кратным углу 2π (или 360°), то есть одному полному повороту оправки. Кратными же будут те углы, для которых отношение $2\pi/\Delta\varphi$ является целым числом: 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8 и т. д. Этим числам соответствуют значения углового шага намотки $\Delta\varphi^*$, равные 360° , 180° , 120° , 90° , 72° , 60° , 45° и т. д. Наиболее просто кратность углового шага до-

стигается дополнительным поворотом оправки на фланцах оболочки на $\Delta\varphi_\phi$. Кроме того, после каждого такта намотки или укладки одного витка ленты оправку следует повернуть на угловую ширину ленты $\Delta\varphi_n$, которая должна укладываться целое число раз в угловом шаге намотки $\Delta\varphi^*$.

Таким образом, в одном слое оболочки после его намотки будет уложено $2\pi/\Delta\varphi_n$, лент. Так как за один такт намотки виток ленты дважды пересечет любую окружность оболочки, то при числе тактов $T = 2\pi/\Delta\varphi_n$ образуется два полных спиральных слоя, уложенных под углами $\pm\beta$ в каждой точке. При этом оправка при $Z = Z_T T$ вернется в исходное положение со смещением на угловую ширину ленты $\Delta\varphi_n$.

Для заданных геометрических размеров технологические параметры намотки рассчитывают в указанной последовательности.

1. Определяют угол намотки на цилиндрической части оболочки

$$\beta_0 = \beta_u = \arcsin(r_n/R), \quad (6.3)$$

где R и r_n – радиусы цилиндрической части и полюсного отверстия оболочки соответственно; β_u – угол намотки на цилиндрической части.

2. Рассчитывают угол, на который поворачивается оправка при укладке ленты на цилиндрическую часть оболочки за один такт намотки,

$$\Phi_u = 2\varphi_u = 2\frac{I_u}{R} \operatorname{tg}\beta_u, \quad (6.4)$$

где I_u – длина цилиндрической части сосуда давления; φ_u – угол поворота ленты.

3. Определяют угол поворота оправки при укладке ленты на каждом из днищ (рисунок 6.7)

$$\Phi_{\text{дн}} = 2\varphi_{\text{дн}} = 2 \int_{r=r_n}^R \frac{\text{tg}\beta r}{K} dS = 2 \int_{r=r_n}^R \sqrt{1+y^2(r)} dr, \quad (6.5)$$

где r – текущее значение радиуса вращения днища оболочки;

β_r - угол армирования на днище;

$y'(r)$ – производная образующей контура днища:

$$y = \int_{r=R}^r \frac{r^3 dr}{\sqrt{(R^2 - r^2)[r^2 - R^2(k_1 - 2)][r^2 - R^2(k_2 - 2)]}} + C_2,$$

где

$$k_{1,2} = \frac{1}{2} (3 \pm \sqrt{1 + 4\text{tg}^2 \beta_0}), \quad (6.6)$$

β_0 – начальный угол намотки.

При этом максимальный радиус вращения $r_{\text{max}} = R$, а минимальный

$$r_{\text{min}} = \pm \frac{R}{\sqrt{2}} \sqrt{\sqrt{1 + 4\text{tg}^2 \beta_0} - 1}, \quad (6.7)$$

В конечном виде интеграл (6.5) после замены переменной на θ

$$r = R\sqrt{1 - k_1 \sin^2 \theta}, \quad (6.8)$$

выражается через эллиптические интегралы первого и второго родов

$$y = R \left[\frac{1 - k_2}{\sqrt{k_2}} F(x, \theta) + \sqrt{k_2} E(x, \theta_2) \right], \quad (6.9)$$

где $F(x, \theta)$ и $E(x, \theta_2)$ - табличные значения эллиптических интегралов первого и второго родов;

$x = \sqrt{k_1/k_2}$ - модуль эллиптического интеграла.

Форма образующих днищ, построенных в относительных координатах ($y = y/R$ и $r = z/R$) по формулам (6.8) и (6.9) для разных значений β_0 показана на рисунке 6.7. В вершине оболочки при $\beta_0 \neq 0$ образуется отверстие, причем предполагается, что при действии внутреннего давления оно закрывается крышкой; меридиональная кривая $y(z)$ определена в интервале $z_{min} < z < R$.

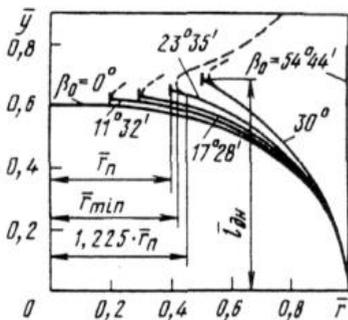


Рисунок 6.7 –
Форма меридианов равнонапряжённых днищ цилиндрических оболочек при различных углах намотки на экваторе оболочки

4. Находят расчетный угол поворота оправки за один такт намотки или при укладке одной спирали

$$\Phi_T^P = \Phi_y + 2\Phi_{дн}, \quad (6.10)$$

5. Определяют расчетный угловой шаг намотки

$$\Delta\Phi_p = \Phi_T^P - \left[\frac{\Phi_T^P}{2\pi} \right] 2\pi, \quad (6.11)$$

где $\left[\Phi_T^P / 2\pi \right]$ – целое число оборотов оправки в одном такте намотки.

6. Определяют дополнительный поворот оправки на фланцах оболочки

$$\Delta\varphi_{\phi} = \frac{(\Delta\Phi^* - \Delta\Phi_p)}{2}, \quad (6.12)$$

где $\Delta\varphi^*$ – принятый угловой шаг намотки, равный ближайшему кратному углу.

Рекомендуется в качестве углового шага выбирать $\Delta\varphi^* \geq 60^\circ$ ($60^\circ, 72^\circ, 90^\circ, 120^\circ$ и 180°). Если $\Delta\varphi_p > 180^\circ$, то оправку следует повернуть на $2 \Delta\varphi_{\phi}$ до ближайшего дополнительного угла ($240^\circ, 270^\circ, 288^\circ, 300^\circ$ и 360°).

7. Рассчитывают смещение последующей, спирали (витка ленты) по отношению к ранее уложенной, т.е. определяют поворот оправки на угловую ширину ленты

$$\Delta\varphi_{л} = \frac{t_{кр}}{R} = \frac{t_{л}}{R \cos \beta_{ц}}, \quad (6.13)$$

где $t_{кр}$ и $t_{л}$ – кроющая и нормальная, ширина наматываемой ленты соответственно. При этом угол $\Delta\varphi_{л}$ должен быть кратным углу $\Delta\varphi^*$, что не сложно выполнить для названных выше значений $\Delta\varphi^*$. Максимальное значение $\Delta\varphi^*$ ограничивается коэффициентом трения f_{mp} пряжи нитей о поверхность оправки или поверхность наматываемого слоя.

В данном случае можно принять $tg(\Delta\varphi_{л}/2) < f_{mp}$. Следовательно, максимальная ширина наматываемой ленты $t_{л}^{\max} < 2R \cos\beta_{ц} \arctg f_{mp}$. Минимальная ширина ленты зависит от скорости процесса намотки $V_{нам}$.

8. После выбора угловой ширины ленты $\Delta\varphi_{л}$ определяют фактический угол поворота оправки за один такт намотки

$$\Phi_T^* = \Phi^* = \Phi_{ц} + 2\Phi_{дн} + 2\Delta\varphi_{\phi} + \Delta\varphi_{л}, \quad (6.14)$$

9. Определяют число оборотов оправки за один такт намотки

$$Z_T = \frac{\Phi^*}{2\pi}, \quad (6.15)$$

10. Находят число витков ленты или число тактов при намотке двойного спирального слоя

$$T = \frac{2\pi}{\Delta\varphi_L} = \frac{2\pi R \cos \beta_L}{t_L}, \quad (6.16)$$

11. Находят полное число оборотов оправки, необходимое для намотки двойного спирального слоя

$$Z_{ОП} = Z_T T = \frac{\Phi^*}{\Delta\varphi_L} = \Phi^* \frac{R \cos \beta_{Ц}}{t_L}, \quad (6.17)$$

12. Определяет допустимую частоту вращения оправки из расчёта максимальной скорости намотки

$$n_{ОП} = \frac{V_{mib}^{\max} \sin \beta_{Ц}}{2\pi R}, \quad (6.18)$$

13. Находят время одного такта намотки

$$\tau_T = \frac{Z_T}{n_{он}} = \frac{R\Phi^*}{V_{НАМ} \sin \beta_{Ц}}, \quad (6.19)$$

14. Рассчитывают минимально возможное время намотки двойного спирального слоя

$$\tau_{СЛ} = \tau_T \cdot T = \frac{Z_{ОП}}{n_{ОП}} = \frac{2\pi R^2 \Phi^*}{t_L V_{НАМ} \operatorname{tg} \beta_{Ц}}, \quad (6.20)$$

Проектировочный расчёт баллонов давления, выполненных из композиционных материалов методом непрерывной намотки, сводится к определению проектных па-

раметров конструкции, обеспечивающих удовлетворение следующих условий:

1. Обеспечение минимальной массы проектируемой конструкции;
2. Сохранение требуемой прочности (жёсткости) при действии расчётных нагрузок;
3. Технологическая реализуемость.

Основными параметрами баллонов давления, определяемыми в процессе проектирования, являются:

1. Контуры днищ баллонов;
2. Распределение углов армирования (углов ориентации армирующих волокон относительно меридиональных линий поверхности баллона);
3. Количество слоев армирующего материала, образующих силовую оболочку.

При изготовлении силовых оболочек баллонов давления методом непрерывной намотки укладку армирующих нитей на поверхность оправки наиболее целесообразно производить по геодезическим линиям поверхности. Траектория намотки при этом определяется известным соотношением теоремы Клеро:

$$r \sin \varphi = const, \quad (6.21)$$

где r – радиус оболочки;

φ – угол армирования.

Целесообразность такой схемы армирования обусловлена следующими обстоятельствами:

1. При геодезическом армировании нить, укладываемая на оправку, находится в равновесии даже при сколь угодно малом коэффициенте трения между оправкой и нитью, поскольку касательные усилия, действующие на нить в поперечном направлении, в данном случае отсутствуют.
2. Усилия в нитях, уложенных по геодезическим траекториям, при действии на баллон внутреннего давления

оказываются постоянными по длине, что позволяет спроектировать равнопрочную силовую конструкцию.

Равенство (6.21) может быть переписано в следующем виде:

$$r \sin\varphi = r_0 = \text{const}, \quad (6.22)$$

Здесь r_0 – радиус полюсного отверстия, где, исходя из условия непрерывности намотки, $\varphi=90^\circ$. Анализируя последнее соотношение, нетрудно видеть, что геодезическая намотка реализуема только в случае, когда радиусы полюсных отверстий одинаковы. Если же эти радиусы различны (рисунок 6.8), значения функции Клеро $r \sin\varphi$ лежат в диапазоне от r_{01} до r_{02} , где $r_{01} < r_{02}$ – радиусы переднего и заднего полюсных отверстий соответственно. При этом условие (6.22), очевидно, не выполняется, и траектории укладки армирующих нитей, как минимум, на части баллона будут отличаться от геодезических. Такую намотку принято называть *негеодезической*.

Поскольку при негеодезической намотке армирующая нить удерживается от соскальзывания с поверхности оправки благодаря силам трения, очевидно, существует минимальное значение коэффициента трения между нитью и поверхностью, обеспечивающее статическое равновесие нити. Математически это условие формулируется следующим образом:

$$|\operatorname{tg} \theta| \leq k_{TP} \quad (6.23)$$

где k_{mp} – коэффициент трения,

θ – угол между нормалью к поверхности оправки $\bar{\mathbf{n}}$ и нормалью к траектории укладки нити $\bar{\mathbf{v}}$, называемый углом геодезического отклонения.

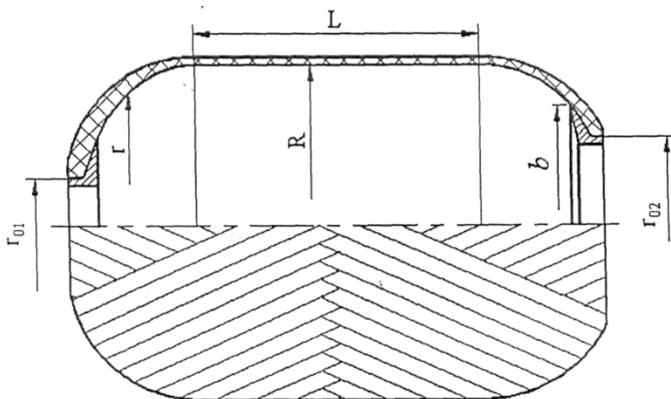


Рисунок 6.8 – Схема баллона давления

Руководствуясь определением угла геодезического отклонения и используя аппарат дифференциальной геометрии, нетрудно получить выражение для тангенса угла геодезического отклонения применительно к укладке нити на поверхность, образованную вращением кривой $r = r(z)$ вокруг оси z :

$$\operatorname{tg} \theta = - \frac{\xi' r^2}{\xi^2 - \frac{r r''}{1 + r'^2} (r^2 - \xi^2)} . \quad (6.24)$$

Здесь и в дальнейшем $\xi = r \sin \varphi$ – обозначение, введённое для функции Клеро, а верхним штрихом обозначается операция дифференцирования по координате z .

Очевидно, что реализуемость (с точки зрения устойчивости нити на оправке) траекторий негеодезической намотки по заданному закону $\xi = \xi(z)$ на поверхность вращения с заданной формой образующей $r(z)$ может быть оценена по критерию (6.23) после определения тангенса угла геодезического отклонения по формуле (6.24).

Отметим, что траектории укладки армирующей нити, соответствующие $|tg\theta| = const$, принято называть *линиями постоянного отклонения*.

Очевидно, что случаю $|tg\theta|=k_{тр}$ соответствует траектория, отклоняющаяся от траектории геодезической намотки в наибольшей степени, определяемой коэффициентом трения $k_{тр}$.

Конкретизируем основные проектные требования, сформулированные в общем виде в начале настоящего раздела.

Оптимальность проекта оценивается по величине массы оболочки баллона, определяемой по формуле:

$$m = n f S_l \rho \quad (6.25)$$

где n – число нитей, образующих силовую оболочку;

f – приведенная площадь сечения нити с учётом связующего;

S_l – длина нити между полюсами;

ρ – плотность материала силовой оболочки.

Технологические ограничения сводятся к условию (6.23) и условию непрерывности нити при намотке (постоянства числа нитей, проходящих через любое сечение оболочки), математическая запись которого имеет вид:

$$nf = const, \quad (6.26)$$

Условие сохранения прочности формулируется следующим образом:

$$\sigma_{max}(p) \leq \bar{\sigma} \quad (6.27)$$

где $\sigma_{max}(p)$ – максимальные напряжения в армирующих нитях, возникающие при действии внутреннего давления p ; $\bar{\sigma}$ – допускаемые напряжения.

Проектным параметром в данном случае является зависимость функции Клеро от продольной координаты $\zeta(z) = r(z)\sin\varphi(z)$, однозначно определяющая траекторию намотки конструкции.

При проектировании баллона, изготавливаемого намоткой однонаправленной ленты, будем пренебрегать несущей способностью полимерного связующего, соединяющего отдельные нити в ленте, и заменим ленту системой нитей, воспринимающих нагрузку только в направлении армирования. Такое упрощение является допустимым, поскольку прочность однонаправленной ленты поперёк армирования на 1 - 2 порядка меньше, чем в направлении армирования. Кроме того, физическая картина работы конструкции при нагрузках, близких к разрушающим, как правило, соответствует нитяной системе, так как разрушение связующего наступает существенно раньше истощения несущей способности оболочки.

Уравнения равновесия безмоментной оболочки вращения, нагруженной внутренним давлением p , для случая осесимметричного деформирования имеют вид:

$$\frac{d}{d\theta}(rT_1) - T_2 R_1 \cos \theta = 0, \quad \frac{T_1}{R_1} + \frac{T_2}{R_2} = 0. \quad (6.28)$$

Здесь T_1, T_2 - интенсивности меридиональных и кольцевых усилий, возникающих в оболочке, R_1, R_2 - главные радиусы кривизны поверхности вращения (рисунок 6.9).

Используя известное соотношение $R_1 \cos \theta d\theta = dr$, первое уравнение равновесия из системы (5.28) можно записать в более простой форме:

$$\frac{d}{dr}(rT_1) - T_2 = 0, \quad (6.29)$$

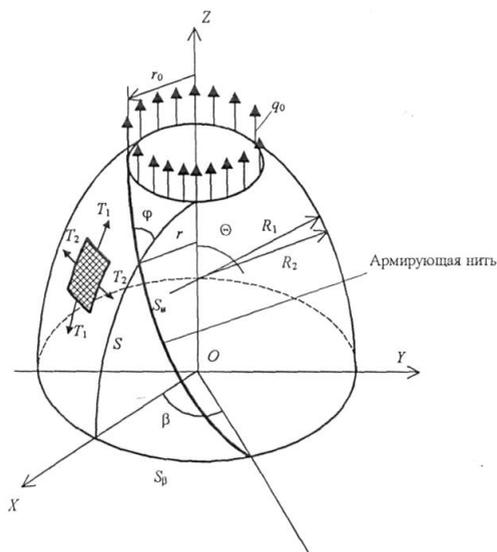


Рисунок 6.9 – Геометрическое представление оболочки вращения и расположение армирующей нити на днище сосуда давления

Меридиональные и кольцевые напряжения в оболочке σ_1 и σ_2 выражаются через напряжения в армирующих нитях σ следующим образом:

$$\sigma_1 = \sigma \cos^2 \varphi, \quad \sigma_2 = \sigma \sin^2 \varphi, \quad (6.30)$$

Соответствующие выражения для меридиональных и кольцевых погонных усилий имеют вид:

$$T_1 = \sigma_1 h = h \sigma \cos^2 \varphi, \quad T_2 = \sigma_2 h = h \sigma \sin^2 \varphi, \quad (6.31)$$

Здесь h – толщина оболочки, определяемая из условия непрерывности намотки (6.26) по формуле:

$$\frac{T_1}{R_1} + \frac{T_2}{R_2} = 0., \quad (6.32)$$

Отметим, что формальное использование соотношения (6.32) для определения толщины оболочки в зоне по-

люсных отверстий при ($\varphi \rightarrow 90^\circ$) приводит к получению бесконечно большой величины. Причиной этого является неучёт формулой (6.32) того обстоятельства, что намотка осуществляется лентой конечной ширины. Поэтому теоретический результат $h \rightarrow \infty$ при $\varphi \rightarrow 90^\circ$ на практике не реализуется, и формулу (6.32) можно считать справедливой при удалении от края полюсного отверстия на расстояние, превышающее ширину ленты.

С учётом (6.32) соотношения (6.31) могут быть переписаны в виде:

$$T_1 = \frac{nf}{2\pi r} \sigma \cos \varphi, \quad \frac{T_2}{T_1} = tg^2 \varphi. \quad (6.33)$$

Непосредственно из (6.33) следует:

$$\frac{T_2}{T_1} = tg^2 \varphi. \quad (6.34)$$

Мысленно рассечём днище плоскостью, перпендикулярной оси вращения. Условие равновесия отсечённой части формулируется следующим образом:

$$q = q_0 \frac{r_0}{r} + p \frac{r^2 - r_0^2}{2r}, \quad (6.35)$$

где q – осевое погонное усилие, q_0 – погонное осевое усилие, действующее на контуре полюсного отверстия (рисунок 5.9). Это осевое усилие уравнивается напряжениями в армирующих нитях:

$$q = \frac{nf\sigma}{2\pi r} \cos \varphi \sin \theta = \frac{nf\sigma}{2\pi R_2} \cos \varphi, \quad (6.36)$$

Совместно рассматривая второе уравнение равновесия (6.28), уравнения (6.34) и (6.36), нетрудно получить следующее соотношение:

$$\frac{R_2}{R_1} - \frac{2r^2}{r^2 - t_0^2} = -tg^2 \varphi, \quad (6.37)$$

здесь $t_0^2 = r_0^2 - \frac{2q_0 r_0}{p}$ – параметр, определяемый силовыми

граничными условиями по контуру полюсного отверстия. Для днищ, замкнутых в вершине или закрытых крышкой,

$q_0 = \frac{Pr_0}{2}$ и $t_0 = 0$, для свободного от нагрузки контура $t_0 =$

r_0 .

Соотношение (6.37) называется условием существования, оболочки вращения, образованной системой гибких нитей. При невыполнении этого условия оболочка превращается в механизм, т.е., не воспринимает внешней нагрузки в рамках гипотез нитяной системы.

Выражая слагаемое в правой части уравнения (6.37) через функцию Клеро, запишем уравнение, описывающее профиль образующей днища:

$$\frac{R_2}{R_1} - \frac{2r^2}{r^2 - t_0^2} = \frac{\xi^2}{r^2 - \xi^2}, \quad (6.38)$$

Используя выражение для тангенса угла геодезического отклонения (6.24) и соотношение (6.38), запишем решающее уравнение траектории намотки относительно функции Клеро:

$$\xi' = - \frac{2(r^2 - \xi^2)tg \theta}{r^2 - t_0^2}, \quad (6.39)$$

Отметим, что в случае $tg \theta = 0$ уравнение (6.39) превращается в уравнение геодезической траектории.

Задача о нахождении оптимальной траектории намотки и формы равновесного днища решается методами вари-

ационного исчисления. Полная разрешающая система уравнений для определения профиля оптимального днища и оптимальной траектории армирующей нити имеет вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{d^2 r}{dz^2} = \frac{(1+r'^2)\xi^2}{r(r^2-\xi^2)} - \frac{2(1+r'^2)}{r^2-t_0^2}, \\ \frac{d\xi}{dz} = -\frac{2(r^2-\xi^2)k_T}{r^2-t_0^2}, \\ \frac{dS_\varphi}{dz} = \frac{R\xi}{r} \sqrt{\frac{1+r'^2}{r^2-\xi^2}}, \\ \frac{dS}{dz} = \sqrt{1+r'^2}. \end{array} \right. \quad (6.40)$$

Здесь S_φ , S – криволинейные координаты траектории намотки (рисунок 6.9), используемые для удобства её практической реализации.

Граничные условия для решения разрешающей системы (6.40), выглядят следующим образом:

$$\left. \begin{array}{l} r' = 0; r = R; \xi = r_{02}; \\ z = 0 \\ S_\beta = S = 0. \end{array} \right|$$

Здесь R – радиус экватора.

Система уравнений (6.40) не может быть проинтегрирована в квадратурах, вследствие чего для её решения используются численные методы.

Проектные толщины силовой оболочки определяется по формулам, вытекающим из основных теоретических положений предыдущего раздела.

Толщина спиральных слоев на экваторе днища рассчитывается по формуле:

$$h_{cna} = \frac{p(a^2 - r_0^2) + 2q_0 r_0}{2a\bar{\sigma} \cos^2 \varphi_a}, \quad (6.41)$$

где a – экваториальный радиус днища;

p – величина внутреннего давления;

q_0 – осевое погонное усилие, распределённое по контуру полюсного отверстия;

r_0 – радиус полюсного отверстия;

$\bar{\sigma}$ – допускаемое напряжение при растяжении нити;

φ_a – угол армирования на экваторе днища.

При закрытом полюсном отверстии принимается $q_0 = 0,5pr_0$, при открытом $q_0 = 0$.

Толщина кольцевых слоев на цилиндрической части корпуса рассчитывается по формуле:

$$h_k = \frac{pa(2 - \operatorname{tg}^2 \varphi_a)}{2\bar{\sigma}}, \quad (6.42)$$

Исходя из толщины элементарного монослоя h_e , определяются количества спиральных и кольцевых слоев n_{cn} и n_k :

$$n_{cn} = \frac{h_{cna}}{h_e}, n_k = \frac{h_k}{h_e}, \quad (6.43)$$

В случае, когда полученные величины n_{cn} и n_k , не являются целыми, их следует округлить в сторону возрастания, при этом количество спиральных

$h_{cna}^\phi = n_{cn} h_e$, ных слоев должно быть чётным.

Определяются фактические толщины спиральных слоёв на экваторе днища и кольцевых слоёв на цилиндрической части корпуса:

$$h_k^\phi = n_k h_e.$$

После завершения проектировочных расчётов должен быть выполнен проверочный расчёт напряжений для вы-

бранных фактических толщин. Напряжение в спиральном слое в произвольной точке меридиана днища определяются по формуле:

$$\sigma_{cn} = \frac{pr}{2h_{cn} \cos^2 \varphi}, \quad (6.44)$$

где h_{cn} – толщина спирального слоя в текущем сечении. Как отмечалось выше, эта величина является переменной и определяется из условия непрерывности намотки формулой (6.42). так как величина nf является постоянной для всех сечений, её можно выразить через толщину оболочки на экваторе, то есть согласно равенству (6.42) имеем:

$$nf = 2\pi ah_{cna}^\phi \cos \varphi_a, \quad (6.45)$$

С учётом (6.45) формула для определения толщины оболочки в текущем сечении днища может быть записана в виде:

$$h(r) = h_{cna}^\phi \frac{a \cos \varphi_a}{r \cos \varphi}. \quad (6.46)$$

Напряжения в кольцевых слоях материала на цилиндрической части оболочки корпуса определяются по формуле:

$$\sigma_\kappa = \frac{pa - \sigma_{cn} h_{cna}^\phi \sin^2 \varphi_a}{h_\kappa^\phi}, \quad (6.47)$$

В рамках жёсткостного расчета определяются деформации и перемещения цилиндрической части баллона, деформативность которой существенно превосходит деформативность днищ. Вначале вычисляются жесткости цилиндрической части по формулам:

$$\begin{aligned}
 B_{11} &= Eh_{cna}^{\phi} \cos^4 \varphi_a, \\
 B_{12} &= Eh_{cna}^{\phi} \cos^2 \varphi_a \sin^2 \varphi_a, \\
 B_{22} &= Eh_{cna}^{\phi} \sin^4 \varphi_a + Eh_{\kappa}^{\phi},
 \end{aligned}
 \tag{6.48}$$

Осевая и окружная относительные деформации цилиндрической части ε_1 и ε_2 определяются по формулам:

$$\begin{aligned}
 \varepsilon_1 &= pa \frac{0,5B_{22} - B_{12}}{B_{11}B_{22} - B_{12}^2}, \\
 \varepsilon_2 &= pa \frac{B_{11} - 0,5B_{12}}{B_{11}B_{22} - B_{12}^2}
 \end{aligned}
 \tag{6.49}$$

Максимальное радиальное перемещение баллона w и осевое удлинение u его цилиндрической части длиной l определяются по формулам:

$$w = \varepsilon_2 a, \quad u = \varepsilon_1 l, \tag{6.50}$$

Таким образом, здесь в удобоваримой форме показан весь процесс расчета композитного баллона, работающего на внутреннее давление, величина которого и его длительность зависят от вида топлива и характера его сгорания. Однако применение основных положений безмоментной теории оболочек в совокупности с некоторыми гипотезами и упрощениями позволяют получить желаемые результаты.

Хотелось бы, чтобы студенты постарались понять весь процесс расчета намотки корпусов двигателей изделий, которые находятся на передовой линии защиты нашего отечества. Вот они (рисунки 6.10 – 6.14):



Рисунок 6.10 – Межконтинентальная баллистическая ракета “Тополь” (РС-27) мобильного базирования



Рисунок 6.11 – Межконтинентальная баллистическая ракета “Тополь-М”



Рисунок 6.12 – Ракетный комплекс МБР “Ярс” с разделяемой головной частью на марше



Рисунок 6.13 – Ракетный комплекс «Сармат» (РС-28) с гиперзвуковыми планируемыми блоками «Авангард»



Рисунок 6.14 – Ракетноситель «Ангара-5» призвана заменить ракетноситель «Протон»

Контрольные вопросы по разделу

1. Какие конструкции относятся к разряду крупнотоннажных?
2. Какие методы намотки изделий вы знаете?
3. Какие параметры процессов намотки изделий относятся к технологическим?
4. Что такое коэффициент армирования для полимерных композиционных материалов?
5. Что такое угол намотки и как он изменяется в процессе намотки баллонов давления?
6. Как проводится проектировочный расчет конструкции?
7. Геодезическая намотка и коэффициент трения. Какая связь?
8. Какое армирование называется оптимальным?

7 КОМПОЗИТНЫЕ БАЛЛОНЫ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ

В авиакосмической, ракетной и других отраслях современной техники нашли широкое применение изделия, представляющие собой емкости (баллоны) высокого давления, к которым предъявляются очень высокие требования по прочности, герметичности, весовому совершенству. Одно из главных требований, определяющих эти конструкции, связано с минимизацией веса и обязательного безосколочного действия в случаях механического разрушения. В конструкциях летательных аппаратов такие изделия применяют в качестве баллонов сжатого газа, газовых аккумуляторов, топливных баков или прямо- и криволинейных трубопроводов и системах пневмоавтоматики, наддува, терморегулирования, управления и жизнеобеспечения. Баллоны давления нашли широкое применение в наземном транспорте, в частности, для газобаллонных автомобилей, а также в дыхательных аппаратах, переносимых на спине человека (для служб МЧС, подводного плавания и т. п.).

Изделия такого типа из композиционных материалов изготавливаются, в основном, методом намотки нитей или жгутов и лент из стеклянных, органических или углеродных волокнистых материалов. Получение конструкций методом намотки явилось подлинным прогрессом в технологии производства изделий из полимерных композиционных материалов. Это закономерно, поскольку он заключает в себе огромные возможности совершенствования, многие из которых уже реализованы сегодня.

Широкое применение в настоящее время нашли металлокомпозитные емкости, представляющие собой металлическую тонкостенную оправку (лейнер) на которую

производится намотка композитного материала. Особенность их заключается в создании высокой герметичности изделия, а также реализации безоправочного метода производства.

Такие баллоны разрабатываются и производятся во многих странах мира (США "SCI", "Luxfer inc", Чехия, Китай, Финляндия, Швеция, Российские предприятия ЦНИИ "Спецмаш", НПО "Композит" и др.).

Иногда вместо металлических лейнеров используют полимерные баллоны из полиэтилена, полипропилена или иных полимерных материалов. Это приводит к значительному снижению массы конструкции. Можно отметить, что на всех предприятиях, изготавливающих такие конструкции, по-разному подходят как к выбору конструкции, так и технологии её изготовления. Поэтому в данном разделе поставлена задача обобщения существующего опыта и разработки основ проектирования и порядка технологических операций при изготовлении сверхлегких металлокомпозитных баллонов давления (сверхлегкий баллон - герметичная композитная конструкция минимального веса).

Подробный анализ существующих методов намотки и исследование этапов технологического процесса непрерывной намотки баллонов из композиционных материалов, в том числе технологические способы и схемы намотки, технологические параметры процесса отверждения полимерного композиционного материала, оборудования для намотки, определяется следующими инженерными решениями:

- исследование определяющих технологических параметров намотки нитью, разработка рекомендации по расчету, выбору параметров траектории намотки и алгоритмов расчета движения исполнительных органов намоточного станка;

- разработка инженерной методики проектирования и расчета силовой оболочки корпуса сверхлегкого баллона на прочность и жесткость;
- разработка комплекса методов проектирования конструкции и технологии производства сверхлегких комбинированных баллонов высокого давления;
- анализ результатов отработки стеклопластиковых и углепластиковых баллонов с использованием различных конструкций и технологий изготовления металлических и пластиковых лейнеров;
- исследование роли процессов термического отверждения конструкции в формировании её эксплуатационных характеристик.

Полученные сведения могут быть использованы при проектировании любого реального баллона давления, поскольку заложенные в расчетах и исследованиях закономерности являются общими для конструкции и её элементов.

7.1 Общие сведения о технологии непрерывной намотки

Методом намотки изготавливаются изделия, имеющие форму тел вращения: баллоны давления, баки, корпуса ракетных двигателей, головные части, отсеки ракет, транспортно-пусковые контейнеры, корпуса подводных аппаратов, стволы орудий и корпуса снарядов, жидконаливные цистерны, трубопроводные магистрали, коробчатые шпангоуты, воздухозаборники самолётов, лопасти винтов вертолётов, различные профили, изогнутые трубы и т. д.

Основным элементом перечисленных конструкций является силовая оболочка. Структура материала стенки оболочки создаётся в результате намотки n -го количества

слоев, которые образуют узор намотки или схему армирования оболочки.

Наиболее эффективна укладка волокон и нитей в направлении действий главных напряжений, появляющихся в материале, вследствие действий силовых нагрузок, а также, если эти волокна одинаково натянуты и прочно скреплены между собой. Одинаково натянутыми волокна оказываются лишь при намотке нитей на тела, имеющие выпуклую поверхность типа цилиндра, сферы, овалоида, изотенсоида, тора и других им подобных, называемых телами вращения. Создание конструкций из композитных материалов неразрывно связано с созданием самого материала, параметры которого в основном зависят от относительного и абсолютного соотношения между волокнистым (армирующий наполнитель) и изотропным (полимерная матрица) компонентами, и рисунка укладки волокнистого материала в структуре создаваемой конструкции. То есть, создание конструкций из волокнистых композиционных материалов неразрывно связано с одновременным созданием материала и технологий их изготовления. Причем технология изготовления конструкции существенно влияет как на механические и физические характеристики получаемого композиционного материала, так и на конструктивные параметры создаваемого изделия.

Непрерывная намотка волокон (или ленты из волокон) производится на оправку, которая обычно имеет конфигурацию внутренней поверхности будущей конструкции. Волокна при намотке укладываются с определенным натяжением, что обеспечивает "прямолинейность" волокон и плотную упаковку. Как правило, намотка производится путем автоматической укладки волокон, что обеспечивает стабильность выходных прочностных, физических и геометрических параметров получаемой конструкции. Ис-

пользование данного способа создания конструкций из ПКМ позволяет ставить задачи их оптимизации еще в процессе проектирования.

Как правило, метод намотки позволяет реализовать рисунки укладки волокон, находящихся в классе не со- скальзывающих линий на поверхностях, описывающих форму будущего изделия. Такими линиями, как правило, являются геодезические линии на поверхности, либо линии на поверхности обеспечения устойчивости за счет трения наматываемой ленты на заданной поверхности. Линии укладки хорошо видны на поверхности изделия, а их расположение характеризует правильность намотки (рисунок 7.1).



а

б

в

Рисунок 7.1 – Линии укладки волокон в различных типах композитных баллонов:

а – многолучевая укладка армирующих волокон на днищах баллона; б – переходные моменты жгутов углепластика на цилиндрической части баллона; в – линии укладки волокон при намотке сфероида

Чтобы реализовать такую намотку, необходимо специальное намоточное оборудование с хорошим программным обеспечением.

В зависимости от типа укладки армирующего волокнистого материала в намотанном изделии различают следующие технологические схемы намотки: прямая (окружная); спирально-винтовая (тангенциальная, кольцевая); спирально-перекрестная (спирально-продольная, спирально-поперечная); совмещенная спирально-кольцевая; продольно-поперечная, косослойная продольно-поперечная; планарная (полюсная, орбитальная, плоскостная); тетрамотка; зональная намотка. Каждый вид намотки обладает специфическими особенностями и применим для конкретного типа изделий. Реализация намотки невозможна без применения, как было сказано выше, специальных намоточных станков, имеющих отличия в числе степеней свободы укладчика волокон, программном управлении процессом намотки и другими особенностями. На рисунке 7.2 показан процесс намотки баллона давления мокрым способом.



Рисунок 7.2 – Процесс намотки баллона давления «мокрым» способом

Для намотки изделий небольших размеров применяются намоточные станки различных фирм производителей, в которых реализуется различная компоновка функциональных устройств. Станки «тяжелой серии» содержат три основных узла: силовую раму, узел привода и крепления оправки, узел с приводами для выполнения возвратно-поступательных и вращательных перемещений исполнительской раскладывающей головки. На рисунках 7.3 - 7.5 приведены фотографии намоточного оборудования различного класса.



Рисунок 7.3 – Станок с вынесенным приводом вращения, используется для намотки изделий сложной геометрической формы (а); пятишпindelный намоточный станок рамного типа, предназначен для одновременной намотки пяти изделий (б)



Рисунок 7.4 – Станок планетарного типа с совмещением привода вращения и шпуляника



Рисунок 7.5 – Четырехкоординатный намоточный станок для изготовления баллонов давления методом мокрой намотки

Фирма Mikrosam, например, специализируется на конструировании и производстве целой производственной линии для производства емкостей для компрессированного природного газа, сжиженного газа, и емкостей для хранения водорода (рисунок 7.6).



Рисунок 7.6 – Производственная линия фирмы Mikrosam для поточного изготовления баллонов высокого давления

Как уже отмечалось выше, при работе станка в общем случае для реализации укладки армирующих нитей или волокон по некоторым заданным траекториям на оправках с поверхностями общего вида используют следующие движения его исполнительных органов:

- вращательное движение оправки (характеризуется угловой координатой $\pm\xi$);

- поступательно-возвратное движение центра раскладочной головки вдоль оси вращения оправки (характеризуется координатой $\pm x$);

- поступательно-возвратное движение центра раскладочной головки в плоскости, перпендикулярной оси вращения оправки (характеризуется координатой $\pm y$);

- поступательно-возвратное движение центра раскладочной головки в плоскости, перпендикулярной оси вращения оправки (характеризуется координатой $\pm z$);

- поворот раскладочной головки относительно оси y (характеризуется угловой координатой $\pm\alpha$);

- поворот раскладочной головки относительно оси z (характеризуется угловой координатой $\pm\beta$).

Имеются некоторые соображения, касающиеся определения указанных координат исполнительных органов намоточного оборудования.

После определения траектории волокна на поверхности оправки, основной задачей программирования является определение законов движения исполнительных органов станка при наличии ряда установленных ограничений, как по устойчивости намотки нити, так и по предельным значениям перемещений, скоростей и ускорений движения исполнительных органов станка. Для случая станка с тремя управляемыми исполнительными органами (трехкоординатный станок) исполнительные органы могут совершать три движения:

- вращательное движение оправки (характеризуется угловой координатой $\pm\xi$);

- поступательно-возвратное движение центра раскладочной головки вдоль оси вращения оправки (характеризуется координатой $\pm x$);

- поступательно-возвратное движение центра раскладочной головки в плоскости, перпендикулярной оси вращения оправки (характеризуется координатой $\pm y$).

Исходя из геометрических соображений, представленных на рисунке 7.7, можно построить алгоритм определения координат $(\pm\xi, \pm x, \pm y)$ по известному положению траектории $\varphi = \varphi(x)$ на поверхности.

Пусть β - угловая координата точки М, являющейся точкой схода нити с траектории поверхности оправки. Определим координаты положения раскладывающей головки станка (точка $\pm K$) в зависимости от положения точки $M(x, r, \beta)$, принадлежащей траектории укладки нити на поверхности.

Очевидно, что натянутая нить на участке от точки схода М до точки контакта с раскладывающей головкой $\pm K$, является прямой линией, лежащей в соприкасающейся в точке М с поверхностью оправки плоскости Ω .

Исходя из этого, по геометрическим соображениям, представленным на рисунке 7.7 имеем:

$$O_1N = \frac{R}{\cos\beta}, \quad MN = rtg\beta, \quad \angle PMN = \frac{\pi}{2}, \quad \angle MPN = \gamma, \\ MP = \frac{R}{\sin\alpha'}$$

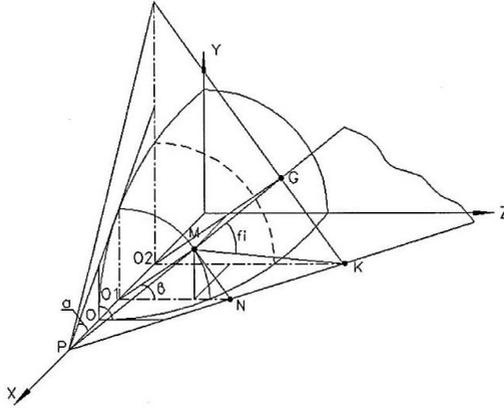


Рисунок 7.7 – Структура плоскостей, относящихся к поверхности намотки

$$\begin{aligned}
 \operatorname{tg} \alpha = r' &= \frac{dr}{dz}, \operatorname{tg} \gamma = \frac{MN}{MP} = \operatorname{tg} \beta \sin \alpha, MQ = \frac{\Delta z}{\cos \alpha}, QK \\
 &= \Delta z \operatorname{tg} \varphi_i \cos \alpha, \\
 MK &= \frac{\Delta z}{\cos \alpha \cos \varphi}, x_k = \frac{\Delta z \operatorname{tg} \varphi}{\cos \alpha \sin \beta}, MK_+ = \\
 d_+ &= \frac{r \cos \gamma \operatorname{tg} \beta}{\sin(\varphi - \gamma)}, \\
 MK_- = d_- &= \frac{r \cos \gamma \operatorname{tg} \beta}{\sin(\varphi + \gamma)}, NK_+ = l_+ = \frac{r \cos \varphi \operatorname{tg} \beta}{\sin(\varphi - \gamma)}, \\
 NK_- = l_- &= \frac{r \cos \varphi \operatorname{tg} \beta}{\sin(\varphi + \gamma)}.
 \end{aligned}$$

Или, учитывая изменение знака производной $\operatorname{tga} = r'$, при изменении направления движения по профилю поверхности имеем:

$$MK_{\pm} = d_{\pm} = \frac{r \cos \gamma \operatorname{tg} \beta}{\sin(\varphi - \gamma)}, NK_{\pm} = l_{\pm} = \frac{r \cos \varphi \operatorname{tg} \beta}{\sin(\varphi - \gamma)}.$$

Используя определение длины вектора и учитывая, что координаты точки М $(z_0, r \cos \beta, r \sin \beta)$, точки N

$(z_0, r/\cos\beta, 0)$ и точки +К $(z_k, x_k, 0)$, получаем следующую систему алгебраических уравнений для определения координат центра раскладывающейся головки станка:

$$\begin{aligned}d_+^2 &= (z_k - z_0)^2 + (x_k - r\cos\beta)^2 + r^2\sin^2\beta; \\l_+^2 &= (z_k - x_0)^2 + (x_k - r/\cos\beta)^2,\end{aligned}$$

решение которой дает:

$$\begin{aligned}\Delta z_k &= (z_k - z_0) = \frac{r \operatorname{tg}\beta \cos\alpha}{\operatorname{tg}\varphi - \operatorname{tg}\beta \sin\alpha}; \\x_k &= \frac{r \operatorname{tg}\varphi}{\cos\beta(\operatorname{tg}\varphi - \operatorname{tg}\beta \sin\alpha)}; \\ \Delta x_k &= (x_k - x_0) = \frac{r}{\cos\beta(\operatorname{tg}\varphi - \operatorname{tg}\beta \sin\alpha)} r\cos\beta.\end{aligned}\tag{7.1}$$

При этом в предельных точках получаем следующие параметры:

$$\begin{aligned}r &= r_0, \quad r' \rightarrow \infty, \quad \gamma \rightarrow \beta, \quad \varphi = \frac{\pi}{2}, \quad x = \frac{r_0}{\cos\beta_0}, \quad z = 0, \\ \beta &> 0;\end{aligned}$$

$$r = R, \quad r' \rightarrow 0, \quad \varphi = \varphi_R, \quad x = \frac{R}{\cos\beta_R}, \quad z = \frac{R \operatorname{tg}\beta_R}{\operatorname{tg}\varphi_R}, \quad \beta > 0.$$

Таким образом, устанавливая некоторый закон положения точки схода нити с траектории $\beta = \beta(z)$, положение координат z, x исполнительной головки станка определяется однозначно. При этом угол θ между вектором скорости v_0 и его проекцией v_1 на плоскость XZ может быть определен из следующего соотношения:

$$\sin\theta = \frac{r \sin\beta}{MN} = \frac{r \sin\beta \cos\alpha \cos\varphi}{\Delta z} = \cos\beta \cos\alpha (\operatorname{tg}\varphi - \operatorname{tg}\beta \sin\alpha),$$

а угол θ между векторами скоростей v_{xk} и v_{zk} выражается в

виде:

$$\operatorname{tg}\theta = \frac{v_{xk}}{v_{zk}} = \frac{\Delta x}{\Delta z} = \frac{1}{\sin\beta \cos\alpha} [1 - \cos^2\alpha (\operatorname{tg}\varphi - \operatorname{tg}\beta \sin\alpha)].$$

Используя данное соотношение и учитывая, что $v_0^2 =$

$v_{xk}^2 + v_{zk}^2$ при известном значении v_0 , однозначно определяются и скорости v_{xk} и v_{zk} для раскладывающей головки.

В случае станка с четырьмя управляемыми исполнительными органами (четырёх-координатный станок) получение соотношений для управления координатами движения раскладочной головки носит более сложный характер.

Для реализации движения исполнительных органов станка необходимо наличие предварительной информации, получаемой расчетным путем по вышеприведенным зависимостям с учетом геометрических, статических и других ограничений, накладываемых на будущую траекторию укладываемых нитей на заданной поверхности.

Для реализации программы намотки задается желаемый закон используемой намотки (закон укладки нити на поверхности) с указанием начальных и конечных точек траектории. Задаются некоторые технологические параметры (например, ширина используемой для рассматриваемого станка нити, тип используемого связующего и волокна в виде коэффициента трения, ограничения на пути, скорости и ускорения исполнительных органов станка, геометрия используемой раскладывающей головки и другие). На первоначальном этапе программа подбирает наиболее технологически выгодный вариант исполнения в виде числа заходности ленты и шага намотки для указанного варианта ширины ленты. Определяются угол охвата траектории и длина траектории на одном витке охвата. На основании расчетных значений угла охвата и длины траектории, выбирается шаг движения по траектории на рассматриваемой поверхности. Как правило, шаг движения по траектории величина постоянная, что позволяет реализовать намотку с постоянной скоростью движения армирующей ленты и совместить ее со скоростью пропитки ленты

связующим. Строятся траектории для каждого витка укладываемой ленты. Одновременно с данной процедурой проводится оценка устойчивости ленты на данной траектории с учетом геометрических и статических ограничений. По полученным данным о траектории ленты на поверхности с использованием зависимостей, известных с учетом налагаемых ограничений, для конкретно рассматриваемого станка строятся траектории движения исполнительных органов станка, которые в дальнейшем используются в виде числовых массивов для программ реализации в конкретном контроллере для данного станка.

В настоящее время одной из наиболее распространенных программ, реализующих алгоритм расчета траекторий намотки, является программный комплекс CAD WIN. Данный комплекс представлен в удобном для пользователя интерфейсе.

Проектировочный расчет баллонов давления, выполненных из композиционных материалов методом непрерывной намотки, сводится к определению проектных параметров конструкции, обеспечивающих удовлетворение следующих условий:

- сохранение требуемой прочности (жесткости) при действии расчетных нагрузок;
- обеспечение минимальной массы проектируемой конструкции;
- технологическая реализуемость.

Основными параметрами баллонов давления, определяемыми в процессе проектирования, являются:

- контуры днищ баллонов;
- распределение углов армирования (углов ориентации армирующих волокон относительно меридиональных линий поверхности баллона);

- количество слоев армирующего материала, образующих силовую оболочку.

При изготовлении силовых оболочек баллонов давления методом непрерывной намотки укладку армирующих нитей на поверхность оправки наиболее целесообразно производить по геодезическим линиям поверхности. Траектория намотки при этом определяется известным соотношением теории Клеро:

$$r \sin \varphi = \text{const} = n, \quad (7.2)$$

где r – радиус оболочки, φ – угол армирования, n – радиус полюсного отверстия, при, исходя из условия непрерывности намотки, $\varphi = 90^\circ$.

Целесообразность такой схемы армирования обусловлена следующими обстоятельствами:

1. При геодезической намотке нить, укладываемая на оправку, находится в равновесии даже при сколь угодно малом коэффициенте трения между оправкой и нитью, поскольку касательные усилия, действующие на нить в поперечном направлении, в данном случае отсутствуют.

2. Усилия в нитях, уложенных по геодезическим траекториям, при действии на баллон внутреннего давления оказываются постоянными по длине, что позволяет спроектировать равнопрочную силовую конструкцию.

Анализируя последнее соотношение, нетрудно видеть, что геодезическая намотка реализуема только в случае, когда радиусы полюсных отверстий одинаковы. Если же эти радиусы различны (рисунок 7.8), значения функции Клеро $r \sin \varphi$ лежат в диапазоне от r_{01} до r_{02} , где $n_{01} < n_{02}$ – радиусы переднего и заднего полюсных отверстий соответственно. При этом условие (7.2), очевидно, не выполняется, и траектории укладки армирующих нитей на части баллона бу-

дуг отличаться от геодезических. Такую намотку принято называть негеодезической.

Поскольку при негеодезической намотке армирующая нить удерживается от соскальзывания с поверхности оправки благодаря силам трения, очевидно, существует минимальное значение коэффициента трения между нитью и поверхностью, обеспечивающее статическое равновесие нити.

Математически это условие формулируется следующим образом:

$$|tg \theta| \leq k_{mp}, \quad (7.3)$$

где k_{mp} – коэффициент трения;

θ – угол между нормалью к поверхности оправки n и нормалью к траектории укладки нити ν , называемый углом геодезического отклонения.

Руководствуясь определением угла геодезического отклонения и используя аппарат дифференциальной геометрии, нетрудно получить выражение для тангенса угла геодезического отклонения применительно к укладке нити на поверхность, образованную вращением кривой $r = r(z)$ вокруг оси Z :

$$tg \theta = \frac{\xi r'^2}{\xi^2 - \frac{r r''}{1+r'^2}(r^2 - \xi^2)}. \quad (7.4)$$

Здесь и в дальнейшем $\xi = r \sin \varphi$ – обозначение, введенное для функции Клеро, а верхним штрихом обозначается операция дифференцирования по координате z .

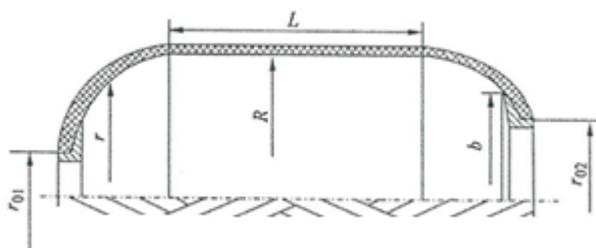


Рисунок 7.8 – Схема укладки ленты на оправку и структура баллона давления

Реализуемость (с точки зрения устойчивости нити на оправке) траекторий негеодезической намотки по заданному закону $\zeta = \zeta(z)$ на поверхность вращения с заданной формой образующей $r(z)$ может быть оценена по критерию (7.3) после определения тангенса угла геодезического отклонения по формуле (7.4).

Следует отметить, что траектории укладки армирующей нити, соответствующие $tg\theta = const$, принято называть линиями постоянного отклонения. Очевидно, что случаю $|tg\theta| = 0$ соответствует траектория, отклоняющаяся от траектории геодезической намотки, в наибольшей степени определяемой коэффициентом трения $k_{тр}$.

Конкретизируем основные проектные требования, сформулированные в общем виде в начале настоящего раздела.

Оптимальность проекта оценивается величиной массы оболочки баллона, определяемой по формуле:

$$m = nf S_l \rho, \quad (7.5)$$

где n – число нитей, образующих силовую оболочку; f – приведенная площадь сечения нити с учетом связующего; S_l – длина нити между полюсами; ρ – плотность материала силовой оболочки.

Технологические ограничения сводятся к условию непрерывности нити при намотке (постоянства числа нитей,

проходящих через любое сечение оболочки), математическая запись которого имеет вид:

$$nf = const. \quad (7.6)$$

Условие сохранения прочности формулируется следующим образом:

$$\sigma_{\max}(P) \leq \sigma, \quad (7.7)$$

где $\sigma_{\max}(P)$ – максимальные напряжения в армирующих нитях, возникающие при действии внутреннего давления P , σ – допускаемые напряжения.

Проектным параметром в данном случае является зависимость функции Клеро от продольной координаты $\xi = \xi(z) \sin \varphi(z)$, однозначно определяющая траекторию намотки конструкции.

Проектные толщины силовой оболочки определяются по формулам, вытекающим из основных теоретических положений предыдущего раздела.

Толщина спиральных слоев на экваторе днища рассчитывается по формуле:

$$h_{\text{СПА}} = \frac{p(a^2 - r_0^2) + 2q_0 r_0}{2a\bar{\sigma} \cos^2 \varphi_a}, \quad (7.8)$$

где a – экваториальный радиус днища; p – величина внутреннего давления; q_0 – осевое погонное усилие, распределенное по контуру полюсного отверстия; r_0 – радиус полюсного отверстий; $\bar{\sigma}$ – допускаемое напряжение при растяжении нити; φ_a – угол армирования на экваторе днища.

При закрытом полюсном отверстии принимается $q_0 = 0,5pr_0$, при открытом - $q_0 = 0$.

Толщина кольцевых слоев на цилиндрической части корпуса рассчитывается по формуле:

$$h_k = \frac{pa(2 - \operatorname{tg}^2 \varphi_a)}{2\bar{\sigma}}. \quad (7.9)$$

Из толщины элементарного монослоя h_e определяются количества спиральных и кольцевых слоев $n_{СП}$ и n_K :

$$n_{СП} = \frac{h_{СПА}}{h_e}, n_K = \frac{h_K}{h_e}. \quad (7.10)$$

Когда полученные величины $n_{СП}$ и n_K не являются целыми, их следует округлить в сторону возрастания. При этом количество спиральных слоев должно быть четным. Определяются фактические толщины спиральных слоев на экваторе днища и кольцевых слоев на цилиндрической части корпуса:

$$h_{СПА}^{\phi} = n_{СП} h_e, h_K^{\phi} = n_K h_e. \quad (7.11)$$

После завершения проектировочных расчетов должен быть выполнен проверочный расчет напряжений для выбранных фактических толщин.

Напряжение в спиральном слое в произвольной точке меридиана днища определяется по формуле:

$$\sigma_{СП} = \frac{pr}{2h_{СП} \cos^2 \varphi'}, \quad (7.12)$$

где $h_{СП}$ – толщина спирального слоя в текущем сечении.

Как уже отмечалось, эта величина является переменной и определяется из условия непрерывности намотки как величина мощности армирования nf является постоянной для всех сечений, ее можно выразить через толщину оболочки на экваторе, т.е. имеем:

$$nf = 2\pi a h_{СПА}^{\phi} \cos \varphi_a. \quad (7.13)$$

С учетом (7.13) формула для определения толщины оболочки в текущем сечении днища может быть записана в виде:

$$h(r) = h_{СПА}^{\phi} \frac{a \cos \varphi_a}{r \cos \varphi}. \quad (7.14)$$

Напряжения в кольцевых слоях материала на цилиндрической части оболочки корпуса определяются по формуле:

$$\sigma_K = \frac{pa - \sigma_{\text{СП}} h_{\text{СП}}^{\phi} \sin^2 \varphi_a}{h_K^{\phi}}. \quad (7.15)$$

В рамках жесткостного расчета определяются деформации и перемещения цилиндрической части баллона, деформативность которой существенно превосходит деформативность днищ. Вначале вычисляются жесткости цилиндрической части по формулам:

$$\begin{aligned} B_{11} &= E h_{\text{СПА}}^{\phi} \cos^4 \varphi_a, \\ B_{12} &= E h_{\text{СПА}}^{\phi} \cos^2 \varphi_a \sin^2 \varphi_a, \\ B_{22} &= E h_{\text{СПА}}^{\phi} \sin^4 \varphi_a + E h_K^{\phi} \end{aligned} \quad (7.16)$$

Осевая и окружная относительные деформации цилиндрической части ε_1 и ε_2 определяются по формулам:

$$\begin{aligned} \varepsilon_1 &= pa \frac{0,5B_{22} - B_{12}}{B_{11}B_{22} - B_{12}^2}, \\ \varepsilon_2 &= pa \frac{B_{11} - 0,5B_{12}}{B_{11}B_{22} - B_{12}^2}. \end{aligned} \quad (7.17)$$

Максимальное радиальное перемещение баллона w и осевое удлинение U его цилиндрической части длиной определяются по формулам:

$$w = \zeta_2 \text{ и } u = \zeta_1. \quad (7.18)$$

7.2 Типы лейнеров и методика контроля толщины стенки

Общеизвестно, что полимерные композиты негерметичны, поэтому конструкции из них в зависимости от уровня исходных требований включают в себя дополнительные герметизирующие слои, оболочки и т. п. В балло-

нах давления таковыми являются резиновые оболочки, оболочки из термопласта и металлов. Герметизирующую оболочку, как правило, используют в качестве оправки для намотки слоев силовой оболочки. Герметизирующая оболочка - оправка (лейнер) должна соответствовать требованиям по прочности, обеспечивающим последующую намотку силового слоя композиционного материала (рисунок 7.9). Вес такой оболочки должен быть минимальным, так как согласно теории намотки, основные нагрузки при действии внутреннего давления должны нести слои силового слоя. При оптимальном проектировании баллона давления требования минимального веса герметизирующей оболочки при достаточной несущей способности обеспечивается технологией изготовления и различными инженерными решениями, например, заполнением оболочки при намотке водой, сжатым воздухом и т. п.

Металлические герметизирующие оболочки обеспечивают наивысшую степень герметизации, обладают целым рядом других достоинств и наиболее широко используются при изготовлении баллонов специального назначения. Однако при изготовлении тонкостенных металлических оболочек больших и малых размеров возникают многочисленные трудности с точки зрения технологии изготовления, в частности соединения их отдельных частей. Для этого используют самые прогрессивные методы штамповки, раскатки, сварки, пайки, склеивания, механической обработки. Зачастую на практике пытаются создать металлокомпозитные баллоны, используя для изготовления лейнера технологию производства базового металлического баллона, обеспечивая снижение веса баллона намоткой дополнительных слоев композиционного материала. В этом случае сам лейнер несет определенную часть нагрузки, которая в целом перераспределяется между слоем металла и

слоями композиционного материала. При использовании металлического лейнера в конструкции баллона очень важно учитывать разность в деформации металлического и композиционного слоя, особенно если он изготавливается из отдельных частей и соединяется определенными технологическими способами.

В настоящее время существует две основные технологии производства корпуса металлических лейнеров: метод изготовления за одно целое с днищем и изготовления корпуса из отдельных частей с помощью сварного соединения. Цельнотянутый корпус получают вытяжкой. Это операция штамповки, при которой плоская заготовка превращается в полую деталь замкнутого контура. Для вытяжки применяют прессы двойного действия, которые имеют два ползуна - наружный и внутренний.

Процесс вытяжки пояснен на рисунке 7.10. Плоская заготовка помещается на поверхность матрицы 4, после чего она прижимается кольцом 2. Вытяжку производит пуансон, который постепенно углубляется в полость матрицы и образует замкнутую полую деталь 3. После подъема пуансона и прижимного кольца деталь выталкивается из матрицы под действием толкателя 5. Усилие прижима строго регламентируют, так как при недостаточном усилии происходят проскальзывание заготовки и образование на детали складок. При слишком большом усилии прижима последний не дает заготовке увлекаться пуансоном в матрицу и происходит разрыв заготовки. Различают неглубокую вытяжку, когда отношение диаметра детали или ее характерного размера к высоте H не превышает 0,5, и глубокую вытяжку, тогда $d/H \geq 0.5$.

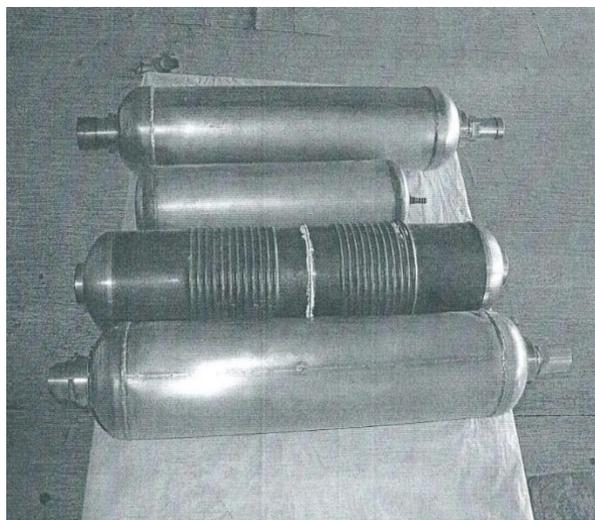


Рисунок 7.9 – Различные виды сварных металлических лейнеров

Вытяжкой легче всего изготавливаются полые цилиндрические и полусферические детали. Число операций вытяжки зависит от отношения высоты детали к ее поперечному размеру. При вытяжке глубоких деталей предварительно вытягивают промежуточную деталь, имеющую меньшую высоту и больший диаметр, чем у окончательной детали. Затем операцию вытяжки повторяют несколько раз, пока не будет получена окончательная деталь.

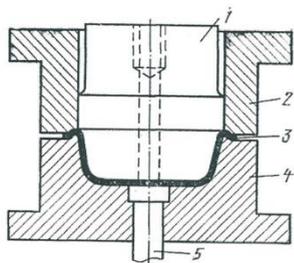


Рисунок 7.10 – Вытяжной штамп для получения фрагмента металлического лейнера: 1 – пуансон; 2 – прижимное кольцо; 3 – вытянутая (прессованная) деталь; 4 – матрица; 5 – толкатель

Процесс вытяжки протекает при высоких давлениях обрабатываемого материала и характеризуется явлением «сползания» штампуемого материала с поверхности матрицы, что вызывает интенсивный износ матрицы, пуансона и прижима. В некоторых случаях при штамповке деталей из мягких материалов происходит налипание металла заготовки на поверхность рабочих частей штампа, при этом появляются на их поверхности риски и задиры, приводящие со временем к разрыву штампуемых деталей.

Для уменьшения трения между заготовкой и рабочими деталями штампов применяют специальные смазочные составы, которые создают на поверхности металла равномерную не засыхающую пленку, облегчающую процесс вытяжки и уменьшающую износ рабочих частей штампов.

При вытяжке деталей вследствие наклепа происходит их упрочнение, вследствие чего увеличивается сопротивление деформированию и снижению пластичности. При вытяжке деталей за несколько операций может произойти значительное снижение пластичности, что приводит к разрушению деталей. Отмечено, что пластичность металла со временем ухудшается, поэтому стремятся как можно быстрее передавать заготовки с операции на операцию, не допуская их старения. Для восстановления пластических свойств металла применяют отжиг.

После получения цельнотянутого корпуса его обрабатывают на станках токарной группы до получения заданных технологических и конструкторских требований, как показано на рисунке 7.11.

Технология производства лейнеров сварным методом заключается в производстве листового проката из которого вырезается или вырубается заготовка для составных частей

лейнера, затем производится штамповка всех частей лейнера с последующей механической обработкой. После получения отдельных частей, их сваривают всеми видами промышленной сварки.

При необходимости после сварки производят термообработку, затем испытания сварных соединений и контроль.

Сварку лейнеров следует проводить в соответствии с требованиями технических условий на изготовление или технологической документации. Технологическая документация должна содержать указания по следующим механическим переделам:

- технология сварки материалов, принятой для изготовления сосудов (сборочных единиц, деталей);
- применение присадочных материалов;
- вид и объем контроля;
- предварительный и сопутствующий подогрев;
- термическая обработка.

Все сварочные работы следует проводить при положительных температурах в закрытых отапливаемых помещениях.

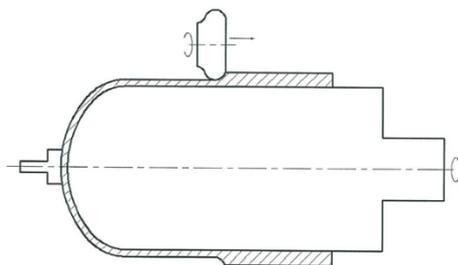


Рисунок 7.11 – Окончательная обработка толстостенной заготовки металлического лейнера на токарном станке

Форма подготовки кромок должна соответствовать требованиям технической документации или проекта. Кромки подготовленных под сварку элементов сосудов должны быть зачищены на ширину не менее 20 мм, а для электрошлаковой сварки - на ширину не менее 50 мм. Кромки не должны иметь следов ржавчины, окалины, масла и прочих загрязнений. Кромки должны проходить визуальный осмотр для выявления пороков металла. Не допускаются расслоения, закаты, трещины, а для двухслойной стали - также и отслоения коррозионно-стойкого слоя.

Все сварные швы подлежат клеймению, позволяющему установить сварщика, выполнявшего эти швы. Клеймо наносят на расстоянии 20-50 мм от кромки сварного шва с наружной стороны. Если шов с наружной и внутренней сторон заваривается разными сварщиками, клейма ставят только с наружной стороны через дробь: в числителе клеймо сварщика с наружной стороны шва, в знаменателе клеймо сварщика - с внутренней стороны. Если сварные соединения сосуда выполнены одним сварщиком, то допускается клеймо ставить около таблички или на другом открытом участке.

7.3 Разработка технологии изготовления металлокомпозитных баллонов давления

Высокая технологичность разрабатываемой конструкции в первую очередь обеспечивается совмещением функции герметизирующей оболочки (лейнера) и оправки для намотки баллона. Лейнеры для таких баллонов (на примере баллонов типа БК-7 и БК-8) изготовлены из металла с минимальной толщиной стенки 0,2...1,0 мм. Принципиальным является выбор материала лейнера (алюминий, ти-

тан, сталь). С точки зрения технологичности при изготовлении и высоких усталостных характеристик и прочности баллона, предпочтительными являются тонкостенные оболочки из нержавеющей стали.

Основными параметрами баллона давления, определенными в его проектировании, являются:

- контуры днищ баллонов (в случае переделки цельнометаллического баллона в металлокомпозитный форма днищ определяется формой днищ металлического баллона, в случае использования оптимального тонкостенного лайнера форма днищ специально рассчитывается);

- определение углов армирования (углы намотки спиральных слоев определяются возможностью используемого оборудования, исходя из опыта намотки аналогичных конструкций);

- количество слоев армирующего материала, образующих силовую оболочку.

В силовой оболочке металлокомпозитного баллона нагрузка, возникающая от действия внутреннего давления, воспринимается системой нитей, образующих оболочку, и направлена вдоль их расположения. В связи с этим, как показали проведенные исследования, данные по характеристикам, включая длительную и усталостную прочность, полученные на однонаправленных образцах полностью соответствуют характеристикам, реализуемым в конструкции силовой оболочки.

Технологический процесс однотипных баллонов БК-7 и БК-8, конструктивно отличающихся разными материалами силовой оболочки - стеклопластиком и углепластиком, а также толщиной лайнера - 2.0 и 0.5 мм, соответственно, имеют один метод изготовления - спирально-кольцевую «мокрую» намотку. Лейнер выполняет одно-

временно роль конструктивного внутреннего герметизирующего элемента и оправки для намотки изделия и изготавливается отдельно. Поэтому технологический процесс для баллонов данного типоразмера является типовым и состоит из следующих основных операций:

1. Комплектация основных материалов.
2. Входной контроль основных материалов
3. Подготовка намоточного станка WM2.800.
4. Приготовление связующего.
5. Намотка силовой оболочки.
6. Отверждение силовой оболочки.
7. Выходной контроль по параметру G - масса изделия (кг).

Комплектация основных материалов.

Армирующими материалами для баллонов были выбраны:

- баллон БК-7 : стеклоровинг РВМН 19-1480-80 ТУ 5952-146-05786904-98;
- баллон БК-8 : углеродный жгут разработки японской фирмы «Торейка» Т-700.

Полимерное связующее ЭДУ:

- смола эпоксидная диановая ЭД-22 ГОСТ 10587-84;
- смола алифатическая эпоксидная ДЭГ-1 (ускоритель) ТУ 2225-390-0487-2688-98;
- отвердитель Алкофен- МА ТУ 6-22-362-95.

Входной контроль основных материалов

Основные материалы, поступающие от заводов поставщиков, должны иметь паспорта (сертификаты) на изготовление с указанием в них технических требований, даты изготовления, условия и срок хранения.

Подготовка намоточного станка WM2.800 к работе.

- Собирается нитетракт.

- Заправляются бобины с намоточным материалом, регулируют натяжение $P = 2-4$ кгс на ленту.

- Устанавливается и закрепляется лейнер. Предварительно проводят наддув лейнера избыточным давлением $2,0$ кгс/см².

- Проверяется биметаллический нагреватель, включением его на 10 мин.

- Подключают компьютер к системе управления намоточного станка WM2.800.

- Опробуется программа намотки на одном жгуте, при этом наматывается один кольцевой и один спиральный слой.

- Непосредственно перед намоткой изделия протираются элементы нитетракта ацетоном.

Приготовление связующего ЭДУ и заливка его в пропиточную ванну намоточного станка WM 2.800.

- Определяется вязкость связующего вискозиметром ВЗ-4 (выходное сопло 4мм). Требуемая вязкость 20 - 22 сек.

Намотка силовой оболочки комбинированного баллона на намоточном станке WM 2.800.

- Переливается примерно 2 литра связующего из смесителя в технологическую емкость для доставки к намоточному станку и заливки его в пропиточную ванну станка.

- Включается автоматический обогрев пропиточной ванны намоточного станка, обеспечивающий температуру связующего $25 \pm 5^{\circ}\text{C}$.

- Поверхность лейнера обезжиривают растворителем «нефрас» (бензин «Галоша»).

- Лента армирующего материала (для баллона БК-7 - стеклоровинг РВМН 19 -1480-80; для баллона БК-8 - углеродный жгут Т -700), состоящая из 4-х жгутов, закрепляется на головке приводного шпинделя левой консоли.

- Контролируется натяжение ленты армирующего материала совмещенной со связующим. Требуемое натяжение 4-6 кгс на ленту.

- Кнопкой «Старт программы» на панели управления производится намотка 2-х слоев спиральной намотки и одного однослойного и 2-х двухслойных промежуточных согласно схеме армирования (таблица 7.1).

- Внутреннее давление в лейнере доводится до 3-х кгс/см², без снятия его со станка (для баллона БК-8).

- Завершается намотка 3-го спирального слоя и двух кольцевых.

- После окончания намотки обрезают ленту армирующего материала, поверхность баллона подправляют и изделие снимают со станка.

Технологические параметры намотки силовой оболочки представлены в таблице 7.1.

Таблица 7.1 – Технологические параметры намотки силовой оболочки

Наименование параметра	Значение параметра	
	Спиральный слой	Кольцевой слой
Число жгутов в ленте	4	
Ширина ленты, (мм)	8	8
Длина слоя, (мм)	-	-
Шаг намотки	-	-
Угол намотки, град	18	30

Продолжение таблицы 7.1

Наименование параметра	Значение параметра	
	Спиральный слой	Кольцевой слой
Число проходов в одном слое (шт)	66±2	60
Натяжение ленты (кг)(для БК-7/БК-8)	<10/ <5	
Зазоры между жгутами и лентами (мм)	<1	<1
Температура переработки связующего (°С)	25±5	
Количество жгутов (для БК-7/БК-8)	600/630	1200/1018

Отверждение силовой оболочки комбинированного баллона, намотанного на станке WM 2.800.

Намотанный баллон помещается в термокамеру, предварительно нагретую до 50 °С.

Отверждение связующего проводится по следующему режиму:

- нагрев до 60 °С, выдержка 2 часа;
- подъем температуры до 100 °С, выдержка 2 часа;
- подъем температуры до 120 °С, выдержка 4 часа;
- охлаждение вместе с печью до температуры 30-40 °С.

Выходной контроль по параметру G - масса изделия (кг).

Проводится взвешивание изделия

Как показывают данные анализа результатов взвешивания баллонов, БК-7 среднее значение массы составляет 6,062 кг, т. е. относительная погрешность по массовому показателю составляет около 1 %, что соответствует требованию технического регламента на изделия такого класса.

Результаты испытаний приведены в таблице 7.2. Характер разрушения баллонов – на рисунке 7.12.

Баллоны разрушились примерно в одной части окружности, при этом начало разрушения приходилось на зону перехода цилиндра в сферу. Разрушение имело локальный характер. Нарушения целостности стеклопластика, кроме места разрушения, включая и зону перехода сферы в цилиндр, не были зафиксированы. Толщина лейнера в местах локальных разрушений колеблется от 0,6 мм до 2,6 мм.

При разрушении баллонов отсутствовали фрагменты, которые могли бы представлять опасность:

осколки металлического лейнера и другие фрагменты, поскольку разрушение лейнера имело местный характер, а стеклопластиковая оболочка разрушается безосколочно.

Таблица 7.2 – Результаты испытаний баллонов БК-7

№ баллона	Лейнер, вес кг, количество жгутов в слоях	Давление разрушения, кгс/см ² , (атм)
1	Термообработанный P=2,970. Спир. сл.- 690 Кольц. сл.-1200	600
2	P=2,960	680
3	Термообработанный (без мех. обработки) P=3,460. Спир. сл.- 690 Кольц. сл.- 1200	820
4	Нормализованные P=2,990. Спир. сл.- 690 Кольц. сл.- 1200	610
5	2,863	781
6	3,260	807

Продолжение таблицы 7.2

№ баллона	Лейнер, вес кг, количество жгутов в слоях	Давление разрушения, кгс/см ² , (атм)
7	3,093	794
8	2,940	786
9	3,425	818
10	3,333	812

Анализ результатов испытаний позволяет сделать следующие выводы:

- при абсолютно стабильных параметрах намотки и физико-механических характеристиках наполнителя разрушение баллонов происходит в месте перехода цилиндра в сферу примерно в одном и том же месте (по радиусу, по углу);
- разрушение начиналось с лейнера с последующей потерей герметичности баллона и, как следствие, локального разрушения оболочки в месте вскрытия лейнера;
- увеличение количества жгутов в осевом направлении не сказалось на характере разрушения;
- причиной локального разрушения баллонов является потеря несущей способности лейнера, связанная с изменением технологии его изготовления (введение операции его механической обработки с целью доведения веса до 3 кг);

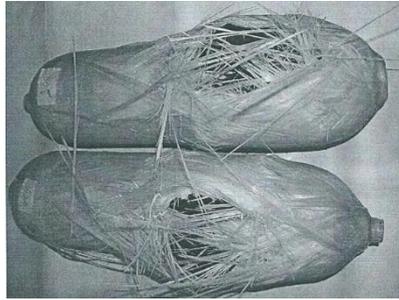


Рисунок 7.12 – Баллоны БК-7 до испытания на разрушение и после испытания на разрушение

На предприятии ОАО "Композит" были изготовлены и испытаны опытные образцы металлокомпозитных баллонов с углепластиковой силовой оболочкой. Программа намотки была разработана и смоделирована в соответствии с требованиями, сформулированными ранее. В процессе намотки проводился постоянный контроль натяжения жгутов, вязкости связующего и его температуры в пропиточной ванне. Постоянно контролировалось количество жгутов в спиральных и кольцевых слоях. Применялись углеродные жгуты марки "Торнел Т700" с линейной плотностью 800 текс.

Схема намотки баллонов осуществлялась в соответствии с принятыми решениями:

- количество жгутов в спиральных слоях - 630
- количество жгутов в кольцевых слоях - 1018

Чередование слоев: один спиральный слой, два кольцевых слоя, один спиральный слой, два кольцевых слоя, один спиральный слой, итого: 3 спиральных слоя и 4 кольцевых. Результаты испытаний приведены в таблице 7.3, характер разрушения - на рисунке 7.13.

Баллоны разрушились в цилиндрической части, непосредственно примыкающей к днищу. Характерное разрушение предоставлено на рисунке 7.13. Разрушение локальное. Толщина лейнера в местах локальных разрушений колеблется от 0,3 мм до 0,5 мм.

Анализ результатов испытаний позволяет сделать следующие выводы:

- при абсолютно стабильных параметрах намотки и физико-механических характеристиках наполнителя разрушение баллонов происходило в цилиндрической части, непосредственно примыкающей к днищу, (по радиусу, по углу);
- разрушение начиналось с лейнера с последующей потерей герметичности баллона и, как следствие, локальное разрушение оболочки в месте вскрытия лейнера;
- причиной локального разрушения баллонов является потеря несущей способности лейнера.

Таблица 7.3 – Исходные данные и результаты испытаний баллонов БК-8

№ баллона	Лейнер, вес, кг	Давление разрушения, кгс/см ² (атм)
1	1,455	783
2	1,485	789
3	1,437	791
4	1,494	808
5	1,517	815
6	1,454	796
7	1,404	781
8	1,544	823
9	1,501	810
10	1,464	799

Результаты механических испытаний опытных образцов баллонов БК-8 показали, что использование тонкостенных лайнеров (до 0,5мм) и углеродных жгутов (типа Торнел Т-700) позволяют получить сверхлегкий баллон весом до 3,0 кг с теми же прочностными характеристиками, как и у баллона БК-7: $P_{раб}=29,4$ МПа, $P_{разр} = 76,4$ МПа. Технология изготовления сравниваемых баллонов является типовой и отличается используемыми армирующими материалами, но при этом применяется одно и то же эпоксидное связующее - ЭДУ (может применяться любое аналогичное).

При разработке технологии изготовления сверхлегкого баллона необходимо учитывать более жесткое соблюдение технологических параметров изготовления, например, натяжение наматываемой ленты не должно превышать 4,5 кг/жгут для данного вида изделия, содержание связующего при укладке его на оправку должно быть в диапазоне 15...22%, а программа намотки должна учитывать толщину уложенных слоев при намотке текущего слоя.

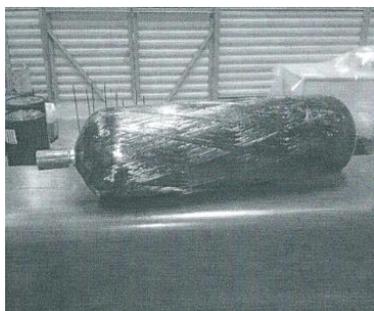


Рисунок 7.13 – Металло-углепластиковые баллоны БК-8 до испытания на разрушение и после испытания на избыточное давление

Среди многочисленных функционально важных подсистем летательных аппаратов особое место занимают системы его энергообеспечения и жизнеобеспечения, в которых определяющими являются агрегаты, содержащие газообразные или жидкие среды под высоким давлением - баллоны высокого давления. Кроме того, как уже упоминалось ранее, широкое применение баллоны находят и в других направлениях: в наземных транспортных средствах, работающих на газообразном топливе, в составе воздушно-дыхательных аппаратов. Поэтому снижение массы баллонов, повышение их долговечности и надежности являются актуальными задачами. Снижение массы баллонов для воздушно-дыхательных аппаратов также является актуальной задачей для производительной работы бойцов МЧС, ВГСЧ и других формирований, работающих в непригодной для дыхания среде.

Как было показано ранее, применение композиционных материалов и современных технологий производства из них изделий является одним из эффективных путей решения этой проблемы. Однако особую роль играет снижение массы лейнера, поскольку для металлокомпозитных баллонов она составляет не менее 50% его массы. Использование металлического лейнера при изготовлении металлопластикового баллона имеет следующие недостатки:

- низкий коэффициент использования металла (отходы при раскрое, подрезке днищ после штамповки и т.д.);
- сложный технологический процесс производства лейнера из листового материала (раскрой металла, вальцовка цилиндрической части лейнера, штамповка днищ, подрезка, сварка, контроль сварочных швов и т.д.);
- металлический лейнер подвержен коррозии;

- масса металлического лейнера существенно сказывается на массе баллона в целом.

В то же время известен способ изготовления легких полых изделий типа тел вращения из полимера (сосуды, бутылки, емкости другой конфигурации).

Для устранения вышеуказанных недостатков были разработаны конструкция и технология производства полимерного лейнера, заключающаяся в следующем:

- плавление и гомогенизация расплава полимера;
- формование трубчатой заготовки методом экструзии;
- размещение заготовки в полости формирующей оснастки заданной конфигурации;
- смыкание формы;
- раздув заготовки сжатым воздухом через профилирующую головку;
- охлаждение изделия;
- раскрытие формы и извлечение изделия.

Этот способ позволяет изготавливать лейнеры из полимера для комбинированных баллонов высокого давления (рисунок 7.14, а).

Преимущества полимерного лейнера заключаются в следующем:

- оболочка из полимерного материала не чувствительна к концентраторам напряжений (рисунок 7.14, б);
- лейнер обладает устойчивостью к действию циклических нагрузок, что увеличивает ресурс работы баллона;
- полимерная оболочка обладает высокой стойкостью к химически агрессивным средам;
- с использованием полимерного лейнера существенно снижается масса и стоимость баллона в целом;
- цикл изготовления лейнера длится несколько минут.

Преимущество полимерно-композитных баллонов давления над металло-композитными можно сформулировать по следующим позициям:

Безопасность, надёжность и долговечность

При разработке полимерно-композитного газового баллона безопасность является фундаментальным принципом. Полимерно-композитный баллон абсолютно взрывобезопасен. Он разработан в соответствии с современными нормами на ударопрочность, что делает его упругим и ударостойким. Баллон не поддаётся коррозии – он прослужит долгие годы.

Привлекательный дизайн, прозрачность, простота в обращении – основные критерии выбора полимерно-композитных газовых баллонов.

Экологичность

Сегодня экологическая проблема важна как никогда. Углублённые исследования показали, что полимерно-композитные баллоны оказывают меньшее вредное воздействие на окружающую среду по сравнению с традиционными металлическими газовыми баллонами. Малый вес баллона значительно сокращает затраты топлива и, как следствие, выделение вредных веществ в атмосферу при их транспортировке. Длительный срок эксплуатации баллона исключает необходимость в частой утилизации.

Легкость

Изготовленные из стекловолоконных нитей и эпоксидной матрицы полимерно-композитные баллоны значительно легче, чем обычные металлические газовые баллоны и существенно легче металлокомпозитных.

Сочетание эргономических свойств (лёгкий вес и удобство переноски и транспортировки) наилучшим образом соответствует предпочтениям потребителей этих изделий.



(а)

(б)

Рисунок 7.14 – (а) – Пластиковые лейнеры в процессе производства композитных баллонов давления;
(б) – пластиковый лейнер из полипропилена, подготовленный к намотке

Прозрачность

Полимерно-композитный газовый баллон на основе стеклопластика прозрачен. Видимость уровня газа позволяет потребителям контролировать запасы газа в баллоне. Точно зная, когда необходимо произвести заправку.

Стиль и функциональность

Конструкция полимерно-композитного баллона высокого давления показана на рисунке 7.15.

8 РЕБРИСТЫЕ КОНСТРУКЦИИ

Сегодня композиционные, или композитные материалы – одна из основ промышленности. На слуху постоянно то углепластиковые детали автомобилей, то мембраны Gore-Tex, то гипсокартонные стены. И возникает вопрос – а какие прорывы в области композитов сделаны в России? Ведь у нас были и есть крупные институты, занимающиеся разработкой композитных материалов – это Уральский НИИ композиционных материалов, НИАТ «Композит», ЦНИИ специального машиностроения, ВНИИ авиационных материалов.

Несомненно, изобретение нового композита – это значимое достижение. Новые композиционные материалы появляются ежедневно – это и ранее не существовавшие сочетания, и разновидности уже известных систем, например, углепластиков. Тем не менее, есть в производстве композитов и ещё один аспект, о котором сторонний наблюдатель порой не задумывается. Важно разработать не только материал, но и правильную технику его применения. Особенно это касается случаев, когда композиты работают в «сообществе» с другими технологиями и материалами. Простой пример: есть композитный материал, который позволяет увеличить прочность конструкции и улучшить её механические свойства, а заодно облегчить систему. И есть технология сетчатых конструкций, ведущая свою родословную ещё от великого Шухова: она тоже позволяет облегчить и упрочнить систему. Можно ли сделать сетчатую структуру из композита? Из какого? Какое влияние это окажет на свойства системы? Естественно, вопросов много, хотя по отдельности мы можем описать и

шуховскую технологию, и заданный композитный материал.

В 1980-е годы экономика Советского Союза постепенно шла на спад, но, тем не менее, ряд отраслей по-прежнему хорошо финансировался и был на подъёме. В первую очередь это касалось аэрокосмической отрасли, одного из фундаментов международного авторитета страны, а также «оборонки». В 1983 году началась разработка новых стратегических ракетных комплексов, приведшая в итоге к появлению РК РТ-23 УТТХ «Молодец» и ныне стоящих на вооружении РТ-2ПМ2 «Тополь-М». Серьёзно стояли вопросы максимального облегчения ракет при сохранении прочностной структуры и жёсткости.

И специалисты ЦНИИСМ предложили необычное решение – использовать не просто композитные материалы, а совместить их с сетчатой структурой, предложенной ещё Шуховым и используемой в промышленном строительстве. Со стройплощадки – в ракету? Да, звучало странно. Но идея, у истоков которой стоял профессор Валерий Витальевич Васильев, нашла поддержку, и в итоге к концу 1980-х была готова технология: система рёбер из современных композитных материалов (в частности, однонаправленного углепластика) автоматически наматывалась на станках с программным управлением, образуя сетчатый цилиндр. Такая система жёсткости позволяла получить характеристики, несравнимо лучшие, чем если бы применяли многослойные композиты или сплавы, не говоря уже о лёгкости всей конструкции. На рисунке 8.1 приведена последовательность технологического процесса формирования ребристой конструкции.

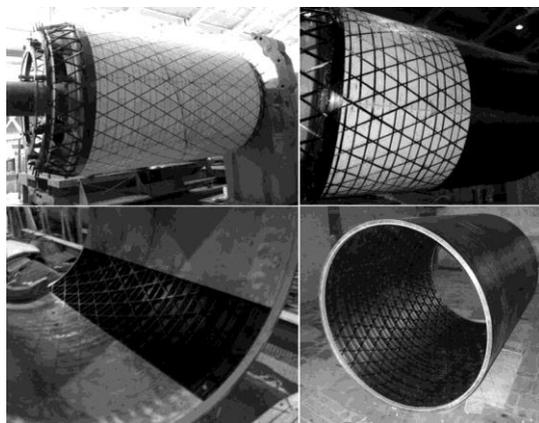


Рисунок 8.1 – Технологическая процедура изготовления герметичной ребристой оболочки: выкладка спиральных ребер; выкладка спиральных и кольцевых ребер; намотка внешней герметизирующей оболочки; готовая цилиндрическая ребристая конструкция

Важно то, что композитные сетчатые структуры нашли себя и в мирной жизни. Они используются, в частности, в конструкции современной ракеты-носителя «Протон-М», поднимающей на орбиту многочисленные российские и иностранные спутники (рисунок 8.2). Особенно эффективны они в конструкции переходных отсеков (адаптеров), соединяющих носитель с космическим аппаратом, что позволяет за счет снижения массы ракетносителя получать существенный экономический эффект.

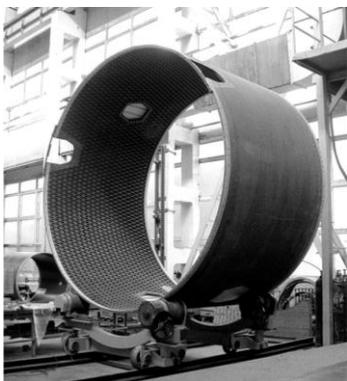


Рисунок 8.2 – Нижний сетчатый отсек второй ступени РН Протон-М

Итак, в конструкциях переходных отсеков, а также цилиндрических оболочек, работающих на осевое сжатие, изгиб и кручение используют подкрепленные ребрами композитные оболочки, которые называют ребристыми, сетчатыми или ячеистыми. Они заменяют с успехом алюминиевые конструкции со спиральными ребрами, которые получают методами химического фрезерования. Подкрепленные композитные оболочки кроме системы ребер имеют обшивку, позволяющую герметизировать конструкцию, т.е. способную работать в условиях внутреннего или внешнего давления.

Для цилиндрических оболочек, работающих в условиях интенсивных сжимающих нагрузок, в качестве варианта подкрепления можно использовать систему спиральных ребер, уложенных под углами $\pm\varphi$ к образующей, подкрепленных обшивками, армированными в кольцевом направлении (рисунок 8.3). При нагружении осевой сжимающей силой изолированная система спиральных ребер является геометрически изменяемой, поэтому подкрепление ее в кольцевом направлении позволяет получить геометрически неизменяемую и статически определимую систему, все

элементы которой находятся в состоянии растяжения – сжатия, наиболее благоприятном для композитов.

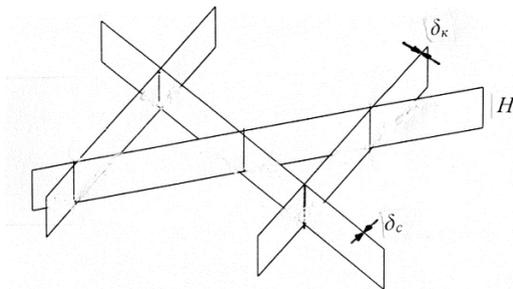


Рисунок 8.3 – Система спиральных и кольцевых рёбер, являющаяся элементом ребристой оболочки

Методы расчета таких конструкций основаны на дискретных расчетных моделях и позволяют учесть низкую сдвиговую жесткость композитов, усилия и моменты в узлах пересечения ребер, характерную ортотропную структуры материала. Однако использование этих моделей ограничено небольшим количеством подкрепляющих ребер. Поэтому в практических расчетах большое распространение получили континуальные расчетные схемы, приводящие конструкцию к анализу сплошных оболочек, обладающих некоторыми приведенными жесткостями.

Геометрическое представление ребристой цилиндрической оболочки, состоящей из спиральных (толщина δ_c) и кольцевых (толщина δ_k) ребер высотой H соответствует повторяющимся как в направлении оси OX , так и в окружном направлении, элементам (рисунок 8.4).

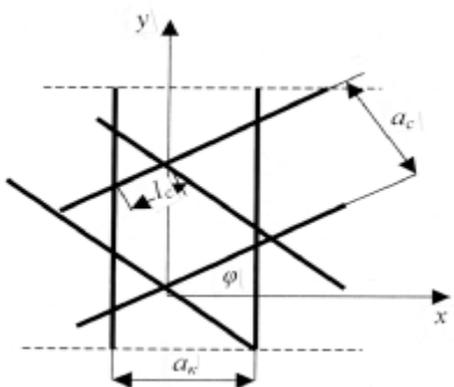


Рисунок 8.4 – Микроэлемент ребристой оболочки:
 a_k – расстояние между кольцевыми ребрами;
 a_c – расстояние между спиральными ребрами

Из рисунка 8.4 легко получить соотношения, характеризующие положение микроэлемента ребристой цилиндрической оболочки в выбранной системе координат:

$$\Delta x = \frac{a_k}{\sin\varphi}; \quad \Delta y = \frac{a_c}{\cos\varphi}; \quad l_c k = \frac{a_c}{2\sin 2\varphi}; \quad a_k = \frac{a_c}{2\sin\varphi}. \quad (8.1)$$

Знание параметров соотношений (8.1) позволит определить количество микроэлементов, укладываемых по длине оболочки (m) и по ее окружности (n), знание которых дает возможность рассчитать ее массу (вес).

$$m = \frac{L}{\Delta x} = \frac{L \sin\varphi}{a_k}; \quad n = \frac{2\pi R}{\Delta y} = \frac{2\pi R \cos\varphi}{a_c}, \quad (8.2)$$

где L – длина оболочки; R – радиус оболочки.

Тогда масса оболочки будет равна

$$G = \left(8l_c \delta_c H + 2 \frac{a_c}{\cos\varphi} \delta_k H \right) \rho mn, \quad (8.3)$$

где ρ – плотность материала.

После подстановки значений m и n из (8.2) в (8.3) получим выражение для массы ребристой оболочки:

$$G = 2\pi RL\rho \left(\frac{2\delta_c}{a_c} H + \frac{\delta_\kappa}{a_\kappa} H \right). \quad (8.4)$$

Рассмотрим безмоментное состояние оболочки и ее расчетную схему.

Прежде всего, определим жесткостные характеристики ребристой оболочки. Продольная жесткость композитной обшивки

$$B_{11} = \sum_{i=1}^n h_i E_1 \text{Cos}^4 \varphi_i, \quad (8.5)$$

а обобщенные жесткости спиральной пары и кольцевых ребер определяются соотношениями

$$\begin{aligned} a_{11} &= 2 \frac{1}{a_c} F_c E_c \text{Cos}^4 \varphi; \\ a_{12} &= 2 \frac{1}{a_c} F_c E_c \text{Sin}^2 \varphi \text{Cos}^2 \varphi; \\ a_{22} &= 2 \frac{1}{a_c} F_c E_c \text{Sin}^4 \varphi + \frac{1}{a_\kappa} E_\kappa F_\kappa, \end{aligned} \quad (8.6)$$

где E_c и E_κ – модули упругости спирального и кольцевого ребер, F_c и F_κ – площади их сечения соответственно.

Изгибная жесткость ребер определяется компонентами

$$\begin{aligned} d_{11} &= \frac{2}{a_c} E_c I_c \text{Cos}^4 \varphi; \\ d_{12} &= \frac{2}{a_c} E_c I_c \text{Sin}^2 \varphi \text{Cos}^2 \varphi; \\ d_{22} &= \frac{2}{a_c} E_c I_c \text{Sin}^4 \varphi + \frac{1}{a_\kappa} E_\kappa I_\kappa. \end{aligned} \quad (8.7)$$

Здесь I_c – момент инерции сечения спиральных ребер.

Подставим выражения для площади ребер и момента инерции сечения в уравнения систем (8.6) и (8.7), получим

$$\begin{aligned}
 a_{11} &= 2 \frac{\delta_c}{a_c} H E_c \text{Cos}^4 \varphi; \\
 a_{12} &= 2 \frac{\delta_c}{a_c} H E_c \text{Sin}^2 \varphi \text{Cos}^2 \varphi; \\
 a_{22} &= 2 \frac{\delta_c}{a_c} H E_c \text{Sin}^4 \varphi + \frac{\delta_\kappa}{a_\kappa} E_\kappa H, \\
 d_{11} &= \frac{1}{6} \frac{\delta_c}{a_c} E_c H^3 \text{Cos}^4 \varphi; \\
 d_{12} &= \frac{1}{6} \frac{\delta_c}{a_c} E_c H^3 \text{Sin}^2 \varphi \text{Cos}^2 \varphi; \\
 d_{22} &= \frac{1}{12} \frac{\delta_\kappa}{a_\kappa} E_\kappa H^3 + \frac{1}{6} \frac{\delta_c}{a_c} E_c H^3 \text{Sin}^4 \varphi.
 \end{aligned} \tag{8.8}$$

Состояние оболочки безмоментное, поэтому используем для получения расчетной схемы все уравнения безмоментной теории цилиндрических оболочек, но при несимметричном нагружении.

Как известно из общей теории изгиба балок, например, при консольном закреплении, относительные деформации связаны с изгибающим моментом соотношениями

$$\begin{aligned}
 \varepsilon_\alpha &= \frac{a_{22}}{a_{11}a_{22} - a_{12}^2} \frac{M}{\pi R^2} \text{Cos} \beta; \\
 \varepsilon_\beta &= - \frac{a_{12}}{a_{11}a_{22} - a_{12}^2} \frac{M}{\pi R^2} \text{Cos} \beta.
 \end{aligned} \tag{8.9}$$

Тогда статические уравнения равновесия примут вид:

$$\begin{aligned}
\frac{\partial N_\alpha}{\partial \alpha} + \frac{\partial N_\beta}{\partial \beta} &= 0; \\
\frac{\partial N_{\alpha\beta}}{\partial \alpha} + \frac{\partial N_\beta}{\partial \beta} &= 0; \\
\frac{N_\beta}{R} &= 0.
\end{aligned}
\tag{8.10}$$

Геометрические соотношения, связывающие относительные деформации и перемещения при безмоментном состоянии оболочки, выглядят следующим образом:

$$\varepsilon_\alpha = \frac{\partial U}{\partial \alpha}; \quad \varepsilon_\beta = \frac{\partial V}{\partial \beta} + \frac{W}{R}; \quad \gamma_{\alpha\beta} = \frac{\partial U}{\partial \beta} + \frac{\partial V}{\partial \alpha}. \tag{8.11}$$

Физические соотношения связывают усилия с деформациями:

$$\begin{aligned}
N_\alpha &= (a_{11} + B_{11})\varepsilon_\alpha + (a_{12} + B_{12})\varepsilon_\beta; \\
N_\beta &= (a_{12} + B_{12})\varepsilon_\alpha + (a_{22} + B_{22})\varepsilon_\beta; \\
N_{\alpha\beta} &= (a_{33} + B_{33})\gamma_{\alpha\beta}.
\end{aligned}
\tag{8.12}$$

Будем считать, что обшивка настолько тонкая, что ее несущей способностью можно пренебречь, и тогда можно найти усилия из системы уравнений (8.10):

Из третьего уравнения имеем $N_\beta = 0$. Тогда из второго уравнения получим $\frac{\partial N_{\alpha\beta}}{\partial \alpha} = 0$, т. е. очевидно, что сдвиговое усилие не зависит от α и $N_{\alpha\beta}^\alpha = \text{const} = N_{\alpha\beta}^0 = 0$. Из первого уравнения следует, что $\frac{\partial N_\alpha}{\partial \alpha} = 0$, тогда нормаль-

ное усилие зависит только от некоторого параметра B , представляющего собой угол, под которым элемент окружной координаты $d\beta$ виден из центра окружности, и

может быть представлено в виде ряда

$$N_{\alpha}^{\alpha} = const = \sum_{n=0}^{\infty} N_{cn} \text{Cos}nB. \text{ Для этого нормального уси-$$

лия должны выполняться граничные статические условия при осесимметричном нагружении силой N и изгибающем моменте $M_{изг}$:

$$\begin{aligned} 2 \int_0^{\pi R} N_{\alpha} d\beta &= N; \\ 2 \int_0^{\pi R} N_{cn} R \text{Cos}nB d\beta &= M_{изг}. \end{aligned} \quad (8.13)$$

Если использовать только один член ряда ($n=1$), тогда нормальное меридиональное усилие можно связать с изгибающим моментом:

$$N_{\alpha 1} = \frac{M}{\pi R^2}. \quad (8.14)$$

Как и в системе уравнений для тензора напряжений, очевидно и соотношение для деформаций в спиральных и кольцевых ребрах:

$$\varepsilon_c = \varepsilon_{\alpha} \text{Cos}^2\varphi + \varepsilon_{\beta} \text{Sin}^2\varphi. \quad (8.15)$$

Очевидно, что при совместной работе ребер в такой оболочке, деформации кольцевых ребер не должны отличаться от деформации спиральных ребер, то есть $\varepsilon_c = \varepsilon_{\kappa}$. Тогда усилия в спиральных ребрах определяются как

$$N_c = EF_c \varepsilon_c = \frac{a_c}{2\pi R \text{Cos}^2\varphi} \frac{M}{R} \text{Cos}B. \quad (8.16)$$

$$N_{\kappa} = \frac{a_{\kappa}}{\pi R} \frac{\text{Sin}^2\varphi}{\text{Cos}^2\varphi} \frac{M}{R}. \quad (8.17)$$

Теперь рассмотрим возможные варианты разрушения ребристой (сетчатой) оболочки.

1. Ребро ломается, если напряжения сжатия в нем превышают предельные напряжения как в спиральном, так и в кольцевом ребре, т. е.

$$\sigma_c = \bar{\sigma}_c^-; \quad \sigma_\kappa = \bar{\sigma}_\kappa^- ,$$

где $\sigma_c = \frac{N_c}{F_c}$, $\sigma_\kappa = \frac{N_\kappa}{F_\kappa}$ - напряжения сжатия в спиральном и

кольцевом ребрах.

Следовательно, максимальные напряжения в спиральных ребрах

$$\sigma_c^{\max} = \frac{N_c^{\max}}{F_c} = \frac{M}{\pi R} \frac{a_c}{\text{Cos}^2 \varphi \delta_c H} = \bar{\sigma}_c^- , \quad (8.18)$$

т. е. мы получаем первое предельное моментное соотношение для спиральных ребер:

$$M_c^{np} = \pi R \bar{\sigma}_c^- \frac{\delta_c}{a_c} H \text{Cos}^2 \varphi \geq M . \quad (8.19)$$

Аналогично для кольцевых ребер

$$M_\kappa^{np} = \pi R \bar{\sigma}_\kappa^- \frac{\delta_\kappa}{a_\kappa} H \frac{\text{Cos}^2 \varphi}{\text{Sin}^2 \varphi} \geq M . \quad (8.20)$$

2. Следующий вид разрушения связан с потерей устойчивости ребер в плоскости. Такие случаи, когда теряется устойчивость между ребрами, называются местной потерей устойчивости. В этом случае прогиб ребра может иметь волновой характер.

Для оценки потери устойчивости спирального ребра можно использовать известное соотношение для балки прямоугольного сечения, когда критическое усилие определяется формулой Эйлера

$$N_c^{kp} = \frac{\pi^2 EI^*}{l_c^2} , \quad (8.21)$$

где I^* – момент инерции сечения в плоскости, относительно которой происходит потеря устойчивости $I^* = \frac{1}{12} H \delta_c^3$, а величина l_c определяется соотношением (8.1).

В итоге местная потеря устойчивости ребер определится предельным соотношением, имеющим место только для спиральных ребер

$$M_{кр}^{мест} = \frac{2}{3} \pi^3 E_c H R^2 \left(\frac{\delta_c}{a_c} \right)^3 \sin^2 \varphi \cos^4 \varphi \geq M. \quad (8.22)$$

3. Разрушение ребристой оболочки может происходить при ее общей потере устойчивости. Введем понятие эквивалентной силы, известной из теории прочности $N_{эке} = \frac{2M}{R}$ как фиктивное усилие, вызываемое изгибающим моментом M . Для соблюдения устойчивости оболочки достаточно, чтобы

$$N_{кр} = 4\pi \sqrt{d_{11} a_{22}^*}, \quad \text{где } a_{22}^* = \frac{1}{a_k} E_k F_k. \quad (8.23)$$

Тогда для критического усилия при общей потере устойчивости можно получить выражение

$$N_{кр} = 4\pi \sqrt{\frac{2}{a_c} E_c \frac{\delta_c H^3}{12} \cos^4 \varphi \frac{1}{a_k} E_k \delta_k H}. \quad (8.24)$$

Перейдя к эквивалентному усилию, получим предельное соотношение, определяющее общую потерю устойчивости ребристой оболочки:

$$N_{кр}^{общ} = 2\pi R H^2 \cos^2 \varphi \sqrt{\frac{1}{6} E_c E_k \frac{\delta_c}{a_c} \frac{\delta_k}{a_k}} \geq M. \quad (8.25)$$

Таким образом, мы определились с возможными условиями нагружения ребристой оболочки, при которых мо-

жет происходить ее разрушение в результате разрушения ребер, местной или общей потере устойчивости. Решение этих задач проводится методами математического программирования.

Для оценки прочности ребристой оболочки целесообразно рассмотреть все усилия, действующие в основных её элементах, т. е. ребрах (рисунок 8.5).

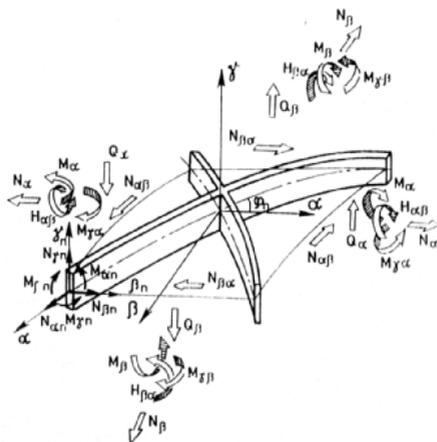


Рисунок 8.5 – Структурный микроэлемент цилиндрической сетчатой оболочки, образованной спиральными ребрами:
 α, β, γ – система координат; $N_\alpha, N_\beta, N_{\alpha\beta}, N_{\beta\alpha}$ – средние безмоментные усилия; Q_α, Q_β – поперечные силы; $M_\alpha, M_\beta, H_{\alpha\beta}, H_{\beta\alpha}$ – изгибающие и крутящие моменты; $M_{\gamma\alpha}, M_{\gamma\beta}$ – распределенные моменты в тангенциальной плоскости; N_{cn}, N_{bn}, N_{gn} – усилия в элементах структуры; M_{cn}, M_{bn}, M_{gn} – моменты в элементах структуры; φ_n – угол укладки ребер

Анализ состояния микроэлемента позволяет связать усилия и моменты однородной среды с усилиями и моментами в элементах структуры.

Физические соотношения для цилиндрической оболочки, подкрепленной спиральными ребрами и несимметрично расположенными тонкими обшивками, учитывают обобщенные жесткости ребристого слоя и связывают усилия, входящие с соответствующими деформациями. При этом учитывается, что поверхность приведения совпадает со срединной поверхностью ребристого слоя.

Методы решения задач представленной континуальной теории сетчатых цилиндрических оболочек в зависимости от требуемой точности могут предусматривать как построение аналитических зависимостей, так и использование конечно-разностных алгоритмов. Линейность задачи позволяет представить окончательное решение в виде совокупности основного (безмоментного) напряженного состояния, краевых и кромочных эффектов.

Основной особенностью сетчатых конструкций из композиционных материалов является многообразие видов разрушения отдельных элементов. К ним можно отнести, как уже указывалось ранее, разрушение материала ребер при растяжении и сжатии, расслоение структуры, местную потерю устойчивости отдельных ребер и участков обшивки и общую потерю устойчивости по оболочечной форме.

Одним из специфических видов разрушения, присутствующих только сетчатым (ребристым) оболочкам, является местная потеря устойчивости спиральными ребрами на участках между узлами пересечения (рисунок 8.6).

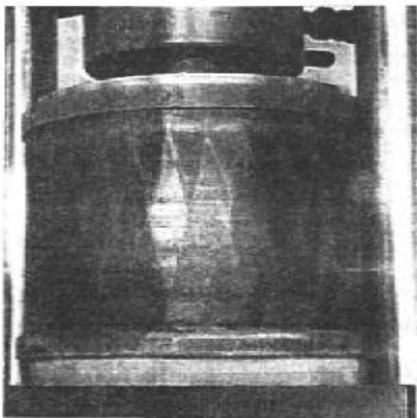


Рисунок 8.6 – Местная потеря устойчивости спиральных ребер ребристой оболочки

Для оценки предельной нагрузки, соответствующей местной потере устойчивости, необходимо принять следующие допущения. Ввиду малой кривизны участка ребра можно считать его прямолинейным. Кроме того, как показывают эксперименты, характер потери устойчивости позволяет считать ребра шарнирно опертыми в узлах пересечений. Малая длина участков и низкие значения модуля сдвига материала ребер требуют учета трансверсальных сдвиговых деформаций. В такой постановке можно использовать уравнения изгиба балки с учетом усредненной по высоте деформации поперечного сдвига.

Результаты расчета для оболочки, рассмотренной выше, представлены на рисунке 8.7. Здесь штриховой линией показаны значения критической силы местной потери устойчивости, вычисленные без учета межслойных сдвигов. Как следует из рисунка, пренебрежение сдвигом приводит к значительным погрешностям. Кроме того, следует отметить, что максимальную несущую способность имеют оболочки с углом армирования ребер $\varphi = 30 \dots 40^\circ$.

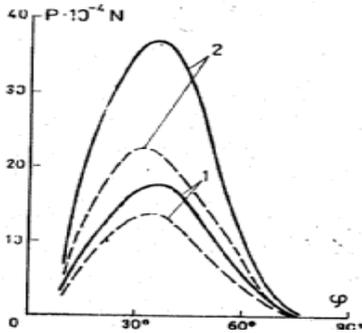


Рисунок 8.7 – Зависимость критической силы от угла укладки ребер при местной потере устойчивости с учетом (—) и без учета (- - -) межслойных сдвигов

Исходной системой уравнений для анализа общей потери устойчивости (рисунок 8.8) является система в операторной форме в перемещениях.



Рисунок 8.8 – Общая потеря устойчивости ребристой оболочки

В результате могут быть найдены критические усилия, характер изменения которых от угла армирования спиральных ребер для рассмотренных выше оболочек показан на рисунке 8.9.

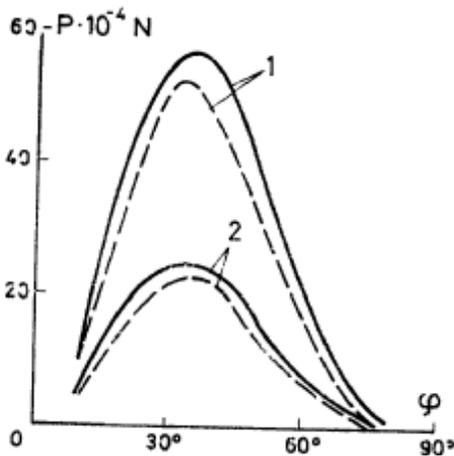


Рисунок 8.9 –
Зависимость критической силы при общей потере устойчивости от угла армирования без учета (---) и с учетом (—) сосредоточенных сил и моментов в узлах пересечения ребер

Здесь штриховыми линиями показаны усилия, найденные без учета сосредоточенных сил и моментов, возникающих в узлах пересечения ребер. Это соответствует классической модели конструктивно-ортотропной оболочки, предполагающей выполнение закона парности касательных усилий. Погрешность вычислений в этом случае оказывается существенно меньше, что подтверждает предположение о возможности пользоваться упрощенными моделями структуры в решении задач для определения деформированного состояния сетчатых (ребристых) оболочек.

Контрольные вопросы по разделу

1. Что такое ребристая оболочка?
2. Какие преимущества имеет ребристая оболочка по сравнению с сплошной оболочкой?
3. В чем особенности расчета ребристых конструкций?
4. Где применяются ребристые оболочки?

9 ИНЕРЦИОННЫЕ НАКОПИТЕЛИ ЭНЕРГИИ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

9.1 Общие сведения

Композитные маховики начали активно исследоваться для применения в накопителях энергии в эпоху нефтяных кризисов 1970-х годов. Это произошло вскоре после разработки этого легкого, но прочного материала, который предлагает более легкое решение по сравнению с металлическими маховиками.

В последние годы появилась потребность в создании конструкций, обладающих повышенной энергоемкостью и возможностью аккумулировать большое количество энергии на единицу массы и с относительно безопасным, безосколочным разрушением. Анализ исследований, проведенных в направлении проектирования и создания таких изделий, свидетельствует о том, что для металлов и традиционных материалов не существует «абсолютно лучшей» конструкции маховиков, в то время как для композиционных материалов разработаны маховики типа равнонапряженного диска.

Стали и другие обычные металлические сплавы привлекательны для изготовления маховиков благодаря их доступности, простоте обработки, сниженной стоимости и простоте выбора подшипников. К недостаткам относятся более низкие возможности скорости вращения и, следовательно, большие требования к размеру для данного объема накопителя энергии. По-прежнему активно ведутся исследования в области материалов с низкой плотностью и высокой прочностью, которые могут выдерживать более высокие скорости вращения. Композитные материалы, в частности, были разработаны как для маховика, а на ри-

сунке 9.1 представлен составной маховик, использующий композиционный материал.



Рисунок 9.1 – Составной маятник, представляющий металлическую основу с композитной оболочкой

Композитные материалы могут быть использованы для изготовления более легкого и прочного маховика, имеющего большую скорость вращения и обеспечивать при этом такое же количество энергии, как стальной маховик, но с меньшей массой. Основным недостатком композитных маховиков следует считать более высокую стоимость изготовления такой роторно-маховой энергетической системы. Были проведены исследования, сравнения простого одномерного маховика, изготовленного из стали, с другим, изготовленным из эпоксидной смолы, армированной углеродным волокном. Оказалось, что запасенная энергия композитного маховика была намного выше, чем у стального, как и плотность энергии (накопление энергии/единица массы). Однако анализ также показал, что стоимость композитного маховика была в 3,66 раза выше,

чем у аналогичного стального. Если бы приоритетом был уменьшенный размер, то композитный маховик был бы предпочтительным вариантом; в то время как, если бы стоимость была самым важным фактором, то традиционный стальной маховик был бы лучшим выбором.

В другом исследовании сравнивались различные композитные материалы, для определения оптимального материала для изготовления ротора маховика. В этом случае предпочтения были отданы композитной конструкции.

В зависимости от назначения и условий работы (маховики для стационарных или подвижных установок, работающие в условиях плавного или импульсного съема мощности, маховики для бытовых нужд или изделий новой техники и т.д.) конструкция маховика и используемый тип композита могут быть самыми разнообразными. Типичные характеристики композитов, применяемых для маховиков, представлены в таблице 9.1. Они обладают двумя особенностями: высокой удельной прочностью при нагружении вдоль волокон и безосколочным разрушением при правильном проектировании конструкции.

Кроме того, проектирование по энергоемкости не укладывается в рамки традиционных методов расчета деталей машин, поэтому необходимо рассмотреть общие принципы проектирования конструкций энергоемких элементов маховиков, затем основные их типы, характерные для композитов, и методы повышения энергоемкости таких конструкций.

Разрушение композитов сочетается, как правило, с расслаиванием, послойной размоткой и трением отделившихся слоев о корпус защиты маховика. Меньшая опасность разрушения приводит к уменьшению массы защиты, которая может составлять лишь 15-30 % от массы защиты для механических маховиков, что очень важно для приме-

нения конструкций в авиационной и ракетно-космической отраслях промышленности.

Таблица 9.1 – Характеристики однонаправленных композитов

Характеристики	Композиционный материал			
	Стекло-пластик	Угле-пластик	Боро-пластик	Органо-пластик
V_f	0,72	0,70	0,50	0,54
$P_V \cdot 10^{-3}$, кг/м ³	2,13	1,61	2,02	1,36
$E_\theta \cdot 10^4$, МПа	6,07	18,14	20,13	8,43
E_θ/E_r	2,44	17,53	9,27	17,43
$E_\theta/G_{r\theta}$	5,07	26,43	37,43	20,66
$\bar{\sigma}_\theta^+ \cdot 10^{-2}$, МПа	12,90	14,94	13,73	11,86
$\bar{\sigma}_\theta^+ / \rho_V$, кДж/кг	606	928	680	872
$\bar{\sigma}_\theta^+ / \bar{\sigma}_r^+$	28,0	37,3	24,6	108,2
$\bar{\sigma}_\theta^+ / \bar{\tau}_{r\theta}$	28,0	22,1	21,8	43,0
$\nu_{r\theta}$	0,23	0,28	0,17	0,32
$\alpha_\theta \cdot 10^6$, град ⁻¹	3,78	0,02	6,12	-2,88
α_θ/α_r	0,02	0,001	0,02	-0,05

Примечание. В таблице приняты следующие обозначения: V_f – объемное содержание армирующих волокон; E_θ , E_r – модули упругости соответственно вдоль и поперек волокон; $G_{r\theta}$ – модуль сдвига; $\bar{\sigma}_\theta^+$, $\bar{\sigma}_r^+$ – прочность на растяжение вдоль и поперек волокон; $\bar{\tau}_{r\theta}$ – прочность на сдвиг, $\nu_{r\theta}$ – коэффициент Пуассона; α_θ , α_r – температурные коэффициенты расширения соответственно вдоль и поперек волокон; P_V – плотность материала.

9.2 Предельная энергоемкость и мощность вращающихся элементов конструкций

Проектирование вращающихся элементов конструкций по энергоемкости и ее оптимизация ставят своей целью достижение максимальных значений удельной массовой энергоемкости $W^M = \frac{W}{M}$ (здесь W – предельная кинетическая энергия, запасаемая вращающейся конструкцией; M – масса конструкции) или удельной объемной энергоемкости $W^V = \frac{W}{V_0}$ (здесь V_0 – объем, необходимый для размещения вращающейся конструкции). Эти характеристики являются комплексными: они зависят от предельной скорости вращения конструкции, ее геометрической формы и плотности материала.

Среди подходов, позволяющих обнаружить общие закономерности в накапливании вращающимися деформируемыми телами кинетической энергии, можно выделить анализ ее связи с напряженным состоянием в объеме тела. В результате кинетическую энергию, накопленную вращающимся телом, можно представить в виде интеграла по его объему от первого инварианта тензора напряжений $I_1(T_\sigma) = \sigma_{ij}\delta_{ij}$ (где δ_{ij} – символ Кронекера) и вириала поверхностной нагрузки $\iint_S \vec{p}\vec{r}dS$ (где \vec{r} – радиус-вектор; \vec{p} – распределенная по поверхности S сила), который может трактоваться как работа, совершаемая поверхностными силами при переносе точек их приложения в начало координат:

$$\iiint_V I_1(T_\sigma)dV = 2W + \iint_S \vec{p}\vec{r}dS. \quad (9.1)$$

Для вращающегося однородного тела, свободного от поверхностных нагрузок, можно получить следующее значение его массовой энергоемкости:

$$W^M = \frac{W}{V\rho_V} = \frac{\iiint I_1(T_\sigma)dV}{2V\rho_V} = \frac{I_{1m}(T_\sigma)}{2\rho_V}, \quad (9.2)$$

где I_{1m} – среднее по объему значение первого инварианта тензора напряжений.

Анализ соотношений (7.1) и (7.2) позволяет сделать следующие выводы:

- заданному значению кинетической энергии и вириала нагрузки вращающегося тела должно соответствовать одно и то же значение интеграла от первого инварианта тензора напряжений по объему этого тела, не зависящее от его формы, объема и свойств материала;

- если разность между интегралом по объему от первого инварианта напряжений и вириалом нагрузки, поделенная на квадрат скорости, равна полярному моменту инерции вращающегося тела, поскольку $W = \frac{1}{2} J_p \omega^2$ (здесь J_p – полярный момент инерции вращающегося тела, а ω – угловая скорость вращения), то

$$J_p = \frac{1}{\omega^2} \left[\iiint_V I_1(T_\sigma)dV - \iint_S \bar{p}\bar{r}dS \right]; \quad (9.3)$$

- чем выше отношение среднего значения первого инварианта тензора напряжений по объему вращающегося тела к плотности его материала при том же вириале

нагрузки, тем выше удельная массовая энергоемкость этого тела;

- максимально возможное значение массовой энергоемкости конструкций из однородного материала достигается, если обеспечивается максимальное значение $I_1(T_\sigma)$ в каждой точке материала конструкции.

Последний вывод должен удовлетворять критерию прочности, однако требование достижения $\max I_1(T_\sigma)$ в каждой точке является более узким, чем условие равнопрочности конструкции (одновременного разрушения ее по всему объему). Напряжение в каждой точке должно быть не просто предельным, а соответствовать вполне определенному сочетанию напряжений на предельной поверхности $\Phi(\sigma_{ii})=0$. Это сочетание определяется точкой касания предельной поверхности плоскостью первого инварианта ($\sigma_{11} + \sigma_{22} + \sigma_{33} = const$), наиболее удаленной от начала координат. В случае плоского напряженного состояния это поясняется рисунок 9.1а. Максимально возможная массовая энергоемкость будет достигаться в конструкции с напряжениями σ_1^* , σ_2^* в каждой ее точке. Из рисунка следует, что в случае анизотропного материала поверхность напряжений не имеет симметрии, а в случае изотропного материала такая симметрия наблюдается

К конструкциям такого типа можно отнести равнонапряженный вращающийся диск переменной толщины из изотропного материала, в котором $\sigma_1 = \sigma_2 = const$. Такой диск будет обладать максимально возможной массовой энергоемкостью. Вид предельной кривой $\Phi(\sigma_{ii})$ изотропного материала при этом несущественен, поскольку для любого выпуклого критерия прочности максимум $I_1(T_\sigma)$ будет достигаться вследствие симметрии на направлении $\sigma_1 = \sigma_2$.

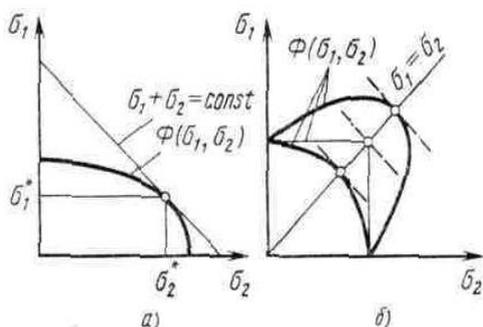


Рисунок 9.1 – Схема определения компонент однородного напряженного состояния, обеспечивающего максимальную массовую энергоемкость вращающегося тела (оптимальные сочетания σ_1 и σ_2); а – анизотропный материал; б – изотропный материал

Таким образом, эффективность вращающейся конструкции по энергоемкости может оцениваться следующим функционалом:

$$W = \frac{1}{2} \left[\iiint_V I_1(T_\sigma) dV - \iint_S \bar{p} \bar{r} dS \right]. \quad (9.4)$$

В случае проектирования по удельной массовой эффективности этот функционал необходимо относить к массе конструкции, а при проектировании по удельной объемной эффективности – к объему, необходимому для размещения конструкции.

Представляет несомненный интерес исследование некоторых свойств конструкций с однородным напряженным состоянием, для которого из уравнения (9.4) следуют выводы:

1. Если равнонапряженные конструкции нагружены поверхностной нагрузкой, имеющей положительный ви-

риал $\left(\iint_S \bar{p} \bar{r} dS > 0 \right)$, то их массовая энергоемкость

меньше, чем у свободных от внешней нагрузки (самоуравновешенных) равнонапряженных конструкций из того же материала.

2. В случае, когда поверхностные нагрузки на равнонапряженную конструкцию создаются присоединенными массами (балластом), общая энергоемкость конструкции с учетом энергоемкости балласта равна энергоемкости равнонапряженной конструкции того же объема без балласта. Следовательно, использование балласта в равнонапряженных конструкциях, свободных от иной поверхностной нагрузки, не увеличивает предельной величины запасаемой ими энергии, а уменьшает их массовую энергоемкость.
3. Если вращающаяся конструкция образована из набора i элементов с однородным напряженным состоянием, то ее массовая энергоемкость меньше или равна среднему взвешенному из массовых энергоемкостей ее элементов.

Рассмотрим общий подход к оценке возможности реализации с помощью маховика данной конструкции требуемого импульса мощности, заданного в форме $\dot{W} = \dot{W}(t)$ и преобразованного интегрированием к виду $\dot{W}(W)$. Решение этой задачи заключается в определении предельно возможных сочетаний мощности \dot{W} и энергии W маховика и основывается на расчете предельных напряженных состояний в элементах маховика под воздействием центробежной силы и силы инерции вращения. Определяя эти состояния с помощью линейных критериев прочности и полагая, что угловая скорость вращения ω и угловое ускорение $\dot{\omega}$ постоянны во всем объеме маховика, получаем,

что любая пара значений ω и $\dot{\omega}$ должна удовлетворять неравенству

$$\rho_V \omega^2 b^2 k_1 \bar{\sigma}_1 + \rho_V \dot{\omega} b^2 k_2 \bar{\sigma}_2 \leq \Pi, \quad (9.5)$$

где $\bar{\sigma}_1, \bar{\sigma}_2$ – безразмерные напряжения от центробежных сил и сил инерции; k_1, k_2, Π – параметры, зависящие от прочностных характеристик материала; b – характерный радиус маховика. Если ввести $V_{np} = \omega_{np} b$ – предельную окружную скорость маховика при $\dot{\omega} = 0$, которая определяется для данной конструкции прочностью и плотностью его материала и не зависит (при сохранении подобия) от размера маховика, тогда для критерия разрушения маховика (9.5) можно получить

$$\bar{\omega}^2 k_1 \bar{\sigma}_1 + \bar{\dot{\omega}} k_2 \bar{\sigma}_2 = \frac{\Pi}{\rho_V V_{np}^2} = \bar{\Pi}. \quad (9.6)$$

В результате можно получить выражение для массовой энергоемкости маховика в виде

$$W^M = \bar{\omega}^2 W_{np}^M, \quad (9.7)$$

где $W_{np}^M = \frac{\bar{\omega}_{np}^2 b^2 \bar{J}_p}{2}$, а $\bar{J}_p = \frac{j_p}{b^2 M}$ – безразмерный момент инерции.

Выражение для массовой мощности маховика будет иметь вид

$$\dot{W}^M = \omega \dot{\omega} b^2 \bar{J}_p. \quad (9.8)$$

Из (9.7) и (9.8) следует, что массовая энергоемкость W^M и произведение $b \dot{W}^M$ являются инвариантными характеристиками по отношению к изменению радиуса маховика. Таким образом, следующие системы координат фазовых плоскостей не зависят от абсолютных размеров

маховика: $(\bar{\omega}, \bar{\dot{\omega}})$, $(b\bar{\omega}, \bar{\dot{\omega}}b^2)$, $(W^M, b\dot{W}^M)$. Предельные режимы разгона-торможения, описанные в этих координатах, могут быть использованы для характеристики маховика данной конструкции независимо от его размеров. Любой режим торможения или разгона, не выходящий за предельную кривую, может быть реализован (рисунок 9.2).

Из инвариантности характеристик W^M и $b\dot{W}^M$ следует, что при k -кратном увеличении размеров маховика, сопровождающемся увеличением массы в k^3 раз, его предельная энергоёмкость увеличивается в k^3 раз, а предельно достижимая мощность лишь в k^2 раз.

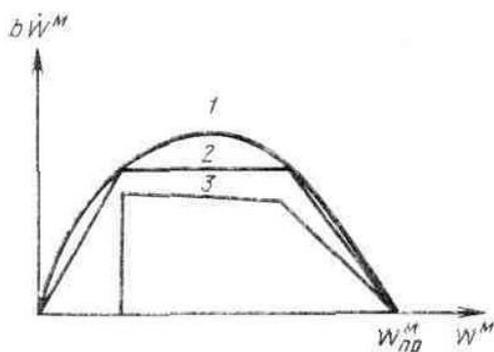


Рисунок 9.2 – Предельная мощность при подводе и сьеме энергии:

1 – предельная кривая; 2, 3 – допустимые кривые при разгоне и торможении

В случае, когда нужно обеспечить заданную мощность в течение заданного интервала времени, для уменьшения массы накопителя энергии выгоднее использовать агрегат из нескольких маховиков, чем один маховик.

9.3 Нитяные оболочки и диски

Одним из основных методов оптимального проектирования слоистых конструкций из волокнистых композитов является подход, основанный на сетевом анализе. При таком подходе направления армирования в каждом слое совпадают с траекториями главных напряжений, поэтому принимается, что композит обладает нулевой жесткостью в направлении, поперечном армированию, и работает лишь на растяжение вдоль волокон. В этом случае вычисление интеграла по объему от первого инварианта в зависимости (9.3) упрощается, так как $\sigma_1 = \sigma_2 = 0$. Очевидно, что максимальная массовая энергоемкость достигается в равнонапряженных конструкциях с $\sigma_1 = \text{const} = \Pi_0^+$ (Π_0^+ — прочность однонаправленного композита на растяжение вдоль волокон).

Массовая энергоемкость вращающихся равнонапряженных нитяных конструкций из композитов не зависит от их формы и объема, а также от типов траекторий и схем армирования. Если армирующие волокна в самоуравновешенной (свободной от поверхностных сил) конструкции равнонапряжены, то ее предельная массовая энергоемкость определяется соотношением

$$W^M = \frac{\iiint_V \sigma_1 dV}{2V\rho_V} = \frac{\Pi_0^+}{2\rho_V}. \quad (9.9)$$

К числу таких конструкций относятся *тонкие кольца и равнонапряженные стержни переменного сечения, равнонапряженные нитяные диски, равнонапряженные диски переменного сечения с радиально-окружным армированием.*

Если конструкция массой M образуется из i нитяных элементов, находящихся в однородном напряженном состоянии, то его массовая энергоемкость, как следует из

предыдущего раздела, не превосходит следующей величины:

$$W_{\Sigma i}^M \leq \frac{1}{2} \sum_i \frac{M_i}{M} \frac{\Pi_{0i}^+}{\rho_{Vi}}. \quad (9.10)$$

Таким образом, свободновращающийся тонкий обод, например, нецелесообразно делать составным; тонкий обод и соединяющие его с валом равнонапряженные спицы целесообразно изготавливать из материала с наибольшей удельной прочностью.

Как выяснилось ранее, присоединение масс (балласта) к равнонапряженным стержням и тонким кольцам не повышает их энергоемкости, снижается лишь угловая скорость конструкции.

К числу наиболее распространенных нитяных конструкций, рассчитываемых методом сетевого анализа, относятся оболочки. Если рассмотреть энергоемкость симметричной относительно экваториальной плоскости вращающейся нитяной оболочки (рисунок 9.3) с использованием уравнений равновесия, то получим следующее выражение для её кинетической энергии:

$$W = 2\pi ah_1 \left[\int_0^{z_0} \frac{\sigma^2}{\sigma_1} dz - \text{Cos}^2 \varphi_1 \sigma_1 \left(z_0 - \frac{r_0}{\text{tg} \alpha_0} \right) \right], \quad (9.11)$$

здесь индексом «1» обозначены значения параметров на экваторе оболочки, индексом «0» – у полюсного отверстия.

Массовая энергоемкость такой оболочки определится соотношением

$$W^M = \frac{1}{2} \frac{-\sigma_1 \text{Cos}^2 \varphi_1 \left(z_0 - \frac{r_0}{\text{tg} \alpha_0} \right)}{\rho_V \int \frac{\sigma}{\sigma_1} dz}. \quad (9.12)$$

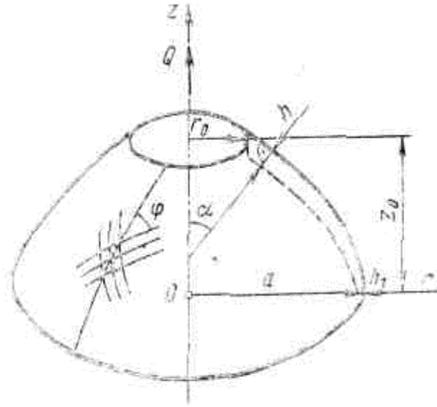


Рисунок 9.3 – Параметры тонкостенной оболочки, симметричной относительно экваториальной плоскости

Если оболочка равнонапряженная, т.е. $\sigma = \Pi_0^+$, тогда массовая энергоёмкость будет равна

$$W_0^M = \frac{1}{2} \frac{\Pi_0^+}{\rho_V} \left(\sin^2 \varphi_1 + \frac{r_0 \cos^2 \varphi_1}{z_0 \operatorname{tg} \alpha_0} \right). \quad (9.13)$$

Из соотношения (9.13) следует, что массовая энергоёмкость равнонапряженных замкнутых ($r_0=0$) или с плавным сопряжением на полюсе ($\alpha_0=\pi/2$) оболочек в $\sin^2 \varphi_1$ меньше массовой энергоёмкости тонкого кольца. Значение $\varphi_1 = \pi/2$ возможно лишь при $\varphi \equiv \pi/2$ или при $z \equiv 0$. В первом случае оболочка должна иметь форму цилиндра, во втором случае она вырождается в плоский равнонапряженный диск.

Траектории армирования и формы меридианов пустотелых равнонапряженных оболочек определяются зависимостями

$$\begin{aligned} \sin\varphi &= \frac{1}{\bar{r}} \sqrt{\sin^2\varphi_1 - \frac{\lambda}{2}(1-\bar{r}^4)}; \\ \bar{z} &= \frac{\cos\varphi_1}{\sqrt{2\lambda}} \left(\frac{\pi}{2} - \arcsin \frac{\lambda\bar{r}^2 - \sin^2\varphi_1}{\lambda - \sin^2\varphi_1} \right), \end{aligned} \quad (9.14)$$

где $\bar{r} = \frac{r}{a}$, $\bar{z} = \frac{z}{a}$ - соответственно приведенные текущий радиус и осевая координата (a - радиус оболочки на экваторе); $\lambda = \frac{\rho_V w^2 a^2}{\sigma}$ (σ - заданное напряжение в направлении армирования).

В равнонапряженных оболочках связующее нагружено межслоевым и касательными напряжениями. Траектории армирования таких оболочек существенно отличаются от геодезических и при реальных значениях коэффициента трения ленты о поверхность оправки можно изготовить намоткой лишь очень пологие оболочки ($r_0 \geq 0,75$). В остальных случаях необходимо применять выкладку по расчетным траекториям.

Форму и траектории армирования равнонапряженных оболочек можно определять не заданием λ и φ_1 , а при помощи эквивалентного λ параметра $c_1 = \frac{Aa^2}{nT}$ ($A = mw^2an$, где m - масса единицы длины нити; n - число нитей в поперечном сечении оболочки, T - натяжение нити) и параметра $c_2 = \frac{Q}{nT}$ (где $Q = nT \cos\varphi \sin\alpha$), равного относительной величине осевой силы:

$$\sin^2\varphi = \frac{c_1}{2} \bar{r}^2 + \frac{\bar{r}_0^2}{\bar{r}^2} \left(1 - \frac{c_1}{2} \bar{r}_0^2 \right); \quad \sin\alpha = \frac{c_2}{\cos\varphi}; \quad \bar{z} = \int_{\bar{r}}^1 \operatorname{tg}\alpha d\bar{r}.$$

Сложность технологической реализации равнопрочных оболочек делает целесообразным применение процесса намотки, который не связан с технологическими трудностями, т. е. оболочек, намотанных по геодезическим линиям и линиям предельного отклонения (ЛПО). Натяжение нити в таких оболочках неравномерно, поэтому в выражения для c_1 и c_2 подставляются предельно допустимые его значения. Для геодезических оболочек имеем:

$$\text{Sin}\varphi = \frac{r_0}{\bar{r}}; \quad \text{Sin}\alpha = \frac{c_2}{\text{Sin}\varphi}.$$

Для оболочек ЛПО траектории армирования и формы меридианов определяются из решения системы

$$\frac{d}{dr}(\text{Sin}\varphi) = \pm \frac{c_1}{c_2} \bar{r}k \frac{\text{Sin}^2\alpha \text{Cos}\varphi}{\text{Cos}\alpha} - \frac{\text{Sin}\varphi}{\bar{r}};$$

$$\frac{d}{dr}(\text{Sin}\alpha) = \frac{\text{Sin}\alpha}{\text{Cos}^2\varphi} \left(\frac{c_1}{c_2} \bar{r} \text{Cos}\varphi \text{Sin}\alpha - \frac{\text{Sin}^2\varphi}{r} \right),$$

где k – коэффициент трения между нитью и поверхностью. Знак коэффициента трения определяет расположение траектории укладки нити по отношению к геодезической, большая энергоемкость соответствует $k > 0$.

Наличие осевой силы и неравномерность натяжения нитей приводят к существенному падению массовой энергоемкости по сравнению с предельной, равной $\frac{\Pi_0^+}{2\rho_v}$. Мак-

симальные значения массовой энергоемкости геодезических оболочек не превышают 55 %, а оболочек ЛПО – 65 % от предельной, достигаемой в свободновращающемся тонком кольце или цилиндре, изготовленном окружной намоткой. Поэтому более целесообразно использовать оболочки не в качестве накопителей энергии, а для связи энергоемкого обода в виде конца или цилиндра с валом.

Сочетая оболочку, намотанную по геодезической линии или по линиям постоянного отклонения, с расположенным внутри нее ободом (рисунок 9.4, а), можно достигнуть массовой энергоемкости, составляющей 0,865 от предельной. Увеличивая осевую ширину обода и располагая его снаружи, можно уменьшить относительный вклад в энергоемкость малоэффективных в энергетическом отношении оболочек.

Такой маховик (рисунок 9.4 б) будет состоять из энергоемкого обода-цилиндра, изготовленного окружной намоткой, расположенного под ним тонкостенного цилиндра со спиральной намоткой, сочетающегося с двумя плавно переходящими друг в друга оболочками, намотанными по линиям постоянного отклонения. Расчет составного маховика показывает, что в такой конструкции можно достичь массовой энергоемкости, близкой к предельной.

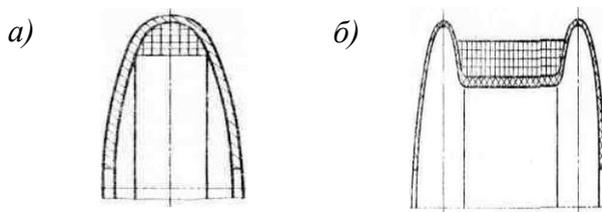


Рисунок 9.4 – Маховики в виде оболочек с внутренним (а) и внешним (б) ободами

Вращающиеся оболочки обладают низкой объемной энергоемкостью. Использование балласта в виде жидкости, заполняющей внутренний объем равнонапряженной оболочки, приводит к тому, что они имеют меньший осевой размер и, в соответствии с выводами предыдущего раздела, меньшую угловую скорость. Траектории их армирова-

ния совпадают с траекториями равнонапряженных пустотелых оболочек.

Практически оценивая целесообразность использования оболочек в качестве энергоемких элементов маховиков, можно отметить следующее: основным достоинством маховиков-оболочек является возможность использования намотки для их изготовления и простота соединения с валом; удельная массовая энергоемкость даже равнонапряженных оболочек меньше, чем у колец (неравнонапряженные оболочки уступают им еще более существенно); в полюсных отверстиях вращающихся оболочек возникают существенные усилия, для восприятия которых могут понадобиться массивные ступицы, что еще более понизит массовую энергоемкость оболочек; оболочки требуют для своего размещения значительного объема и, следовательно, обладают низкой объемной энергоемкостью; их трудно балансировать, динамические характеристики вращающихся оболочек практически не исследованы.

Методы сетевого анализа можно распространить и на проектирование равнонапряженных вращающихся дисков. Расчетные зависимости получаются из (9.14) при углах армирования на полюсе и экваторе, равных $\pi/2$:

$$\sin^2 \varphi = \frac{\lambda}{2} \bar{r}^2 + \left(1 - \frac{\lambda}{2}\right) \bar{r}^{-2}.$$

Практический интерес представляют траектории армирования, соответствующие $1 \leq \lambda \leq 2$ (рисунок 9.5). При $\lambda=1$ диск вырождается в тонкое кольцо, при $\lambda=2$ армирующие нити образуют сплошной диск – в соответствии с выражением для радиуса внутреннего отверстия

$$\bar{r}_0 = \sqrt{\frac{2}{\lambda} - 1}.$$

При застильной укладке нити по периферии диска его текущая толщина h связана с радиусом зависимостью

$$h = \frac{Nf}{2\pi r \cos\varphi}, \quad (9.15)$$

где N – число нитей, проходящих через круговое сечение диска, f – площадь поперечного сечения нити.

Максимальные касательные напряжения, возникающие между моноотропными слоями $+\varphi$ и $-\varphi$, определяются по формуле

$$\tau_{\max} = \frac{\rho_V N f w^2}{4\pi} \sqrt{\frac{1 + \bar{r}_0^2}{2\bar{r}_0}} \quad (9.16)$$

Как видно из (9.16), касательные напряжения тем больше, чем меньше внутреннее отверстие, а в сплошном диске они стремятся к бесконечности.

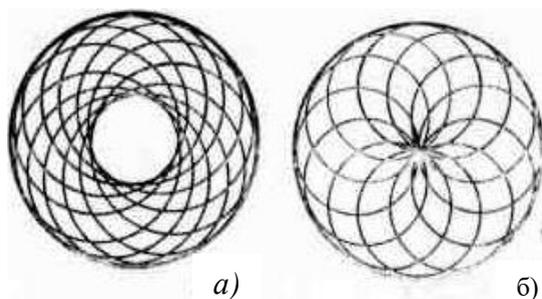


Рисунок 9.5 – Схема укладки волокон в равнонапряженном диске: а – при $1,0 < \lambda < 2$; б – при $\lambda = 2$

Таким образом, теоретически равнонапряженный свободновращающийся диск является наилучшим типом маховика из композитов. Реализуя максимально возможные

значения массовой и объемной энергоемкостей, он служит эталоном, по которому можно оценивать эффективность других типов композитных маховиков. Однако изготовление такого маховика связано со сложностью реализации расчетных траекторий укладки нити. К настоящему времени не существует способов изготовления равнонапряженных дисков, что связано с определенными трудностями по деформативным характеристикам армирующих волокон и связующих.

9.4 Анизотропные диски

Диски, изготовленные окружной намоткой или пресованием, можно считать цилиндрически-ортотропными. При расчете их напряженного состояния при вращении можно без существенных погрешностей использовать формулы плоского напряженного состояния. Это дает возможность выразить функционал (9.4) через радиальные (σ_r) и окружные (σ_θ) напряжения, постоянные по толщине диска:

$$W = \pi \int_a^b r h (\sigma_r + \sigma_\theta) dr - \pi [p(a)h(a)a^2 + p(b)h(b)b^2], \quad (9.17)$$

где h – осевая толщина диска; a, b – соответственно внутренний и внешний радиусы диска; $p(a)$ и $p(b)$ – поверхностная нагрузка, действующая соответственно в отверстии и на периферии диска.

При заданной поверхностной нагрузке наибольшая энергоемкость достигается в равнонапряженном диске с $\sigma_r = \sigma_r^* = const$, $\sigma_\theta = \sigma_\theta^* = const$, где σ_r^* , σ_θ^* – координаты касания предельной кривой, описывающей прочность материала диска, линией $\sigma_r + \sigma_\theta = const$. Отсюда следует, что де-

формации в материале должны быть одинаковыми, т.е. $\varepsilon_r = \varepsilon_\theta$, что удовлетворяется лишь в случае, если

$$\frac{\sigma_\theta^*}{\sigma_r^*} = \frac{E_\theta(1 - \nu_{\theta r})}{E_r(1 - \nu_{r\theta})}. \quad (9.18)$$

В случае выполнения условия (9.18) теоретически возможен диск, в любой точке которого напряжения находятся на поверхности прочности, тогда его толщина должна изменяться по закону

$$h = kr^{-(1-\alpha)} e^{-\lambda r^2}, \quad (9.19)$$

где k и λ – константы, определяемые из граничных условий.

Таким образом, выигрыш в массовой энергоемкости при переходе от нитяных конструкций к профилированным сплошным слоистым дискам из композитов с симметричным радиально-окружным армированием или квазиизотропной укладкой слоев возможен лишь в случаях, когда сопротивление этих материалов, характеризуемое величиной σ^* , удовлетворяет требованию

$$\sigma^* > \frac{\Pi_0^+}{2},$$

где Π_0^+ – прочность однонаправленного слоя из исследуемого композита на растяжение вдоль волокон.

Изготовление и использование маховиков из композитов в виде слоистых сплошных профильных дисков сопряжено с рядом технических трудностей. К их числу относятся невозможность точной реализации теоретического профиля ($b \rightarrow \infty$), технологические сложности изготовления дисков, потери в несущей способности, связанные с креплением дисков, возможности преждевременного расслоения по радиальным плоскостям из-за концентрации

напряжений у кромок слоев и т.д. Результаты проведенных исследований также свидетельствуют о том, что профилирование вращающихся дисков из композитов является малоэффективным с точки зрения их энергоемкости, что определяет использование дисков постоянной толщины.

Подробное исследование зависимостей максимальных приведенных массовой и объемной энергоемкости от параметров анизотропии материала показало, что свободно-вращающиеся диски в большинстве случаев намного эффективнее дисков с жесткой посадкой. Для проектирования таких маховиков может оказаться полезной информация для дисков со свободной посадкой, представленная на рисунок 9.6. Область *I* соответствует значениям параметра

анизотропии β ($\beta = \sqrt{\frac{E_\theta}{E_r}}$) и отношения окружной и ради-

альной прочности, при которых обе максимальные удельные характеристики энергоемкости достигаются при одновременном разрушении от радиальных и окружных напряжений. Верхняя граница области *I* зависит от ограничений на максимальные значения m ($m=a/b$). При их увеличении область *I* сужается (штриховая линия на рисунке 9.6 соответствует $m=0,95$).

В области *II* максимальной массовой энергоемкостью обладает обод минимальной толщины ($m=0,9$). Диски с одновременным разрушением являются «почти оптимальными», так как обеспечивают максимальную объемную энергоемкость, а потери в массовой энергоемкости по сравнению с ободом с $m=0,9$ незначительны.

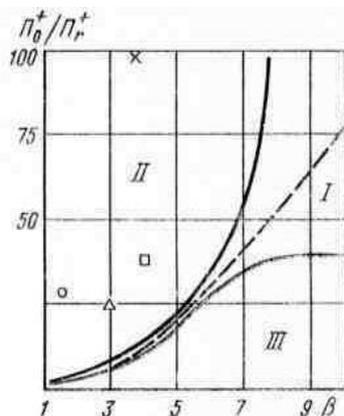


Рисунок 9.6. Области параметров β и Π_0^+ / Π_r^+ , соответствующие различным способам определения оптимальных относительных размеров свободно вращающихся дисков с максимальной массовой и объемной энергоемкостями: \circ – стеклопластик; Δ – боропластик; \square – углепластик; \times – органопластик

В области III максимальной энергоемкостью обладают диски с $m=0,9$ и с разрушением от окружных напряжений. Оптимальные размеры дисков для этой области параметров могут существенно отличаться для максимальных объемной и массовой энергоемкости.

В таблице 9.2. приведены максимальные удельные энергоемкости и соответствующие им оптимальные относительные размеры дисков, образованных окружной намоткой однонаправленных композитов.

Таблица 9.2. – Удельные энергоемкости дисков, образованных окружной намоткой однонаправленных композитов

Материал диска	W^V_{\max} , МДж/м ³	W^M_{\max} , МДж/кг	W^V_{\max} , МДж/м ³	W^M_{\max} , МДж/кг
	Диск со свободной посадкой		Диск с жесткой посадкой	
Стеклопластик	<u>266,3</u> 0,717	<u>0,284</u> 0,9	<u>50,7</u> 0,1	<u>0,097</u> 0,9
Углепластик	<u>296,6</u> 0,724	<u>0,436</u> 0,9	<u>153,4</u> 0,1	<u>0,121</u> 0,9
Боропластик	<u>319,2</u> 0,692	<u>0,321</u> 0,9	<u>146,2</u> 0,1	<u>0,130</u> 0,9
Органо-пластик	<u>149,2</u> 0,852	<u>0,409</u> 0,9	<u>41,2</u> 0,1	<u>0,039</u> 0,9
Примечания: 1. Предельное значение $m = 0,9$. 2. В знаменателях приведены значения оптимального относительного размера диска, при котором достигаются приведенные значения удельной энергоемкости				

При свободной посадке максимальной удельной объемной энергоемкостью обладают сравнительно тонкие диски-ободы с одновременным разрушением от радиальных и окружных напряжений.

9.5 Хордовые маховики

Наиболее эффективным энергоемким элементом маховика из современных композиционных материалов является свободновращающийся толстостенный обод, образованный окружной намоткой. Простота его изготовления сочетается с высокими значениями массовой и с достаточно высокой объемной энергоемкостями. Трудность соединения его с

валом преодолена в конструкции хордового маховика — кольцевой системы из обода и ступицы, соединенных спицами-хордами из однонаправленного композита, охватывающими обод по периферии (рисунок 9.7). Успешные результаты испытаний хордовых маховиков доказывают перспективность этого типа конструкций. Большое число легко регулируемых параметров - рисунок звездчатых многоугольников-спиц и их относительная толщина, относительная толщина обода, возможность использования различных сочетаний материалов - открывает широкие возможности для оптимизации конструкции. Хорды могут концентрироваться в дискретные спицы, образующие звездчатые многоугольники, или образовывать сплошные диски по каждую сторону обода. Для конструкции первого типа существенно облегчаются балансировка маховика и контроль его состояния в процессе эксплуатации.

При анализе напряженного состояния системы из n хорд-спиц на каждой стороне маховика принималось, что в точках пересечения хорды скреплены жестко и не поворачиваются относительно друг друга.

Система обладает центральной симметрией; точки пересечения хорд при равномерном вращении в процессе деформации перемещаются только в радиальном направлении, а при ускорении - только в окружном. В такой постановке задачу о системе хорд можно привести к задаче об одном многоопорном стержне (хорде) с заданным направлением перемещений в опорах (точках пересечения с другими хордами). Многоопорный стержень нагружен собственными инерционными силами от вращения с угловой скоростью ω и ускорения $\dot{\omega}$ и силой на внешнем конце, определяемой из условий совместности перемещения стержня и обода-диска.

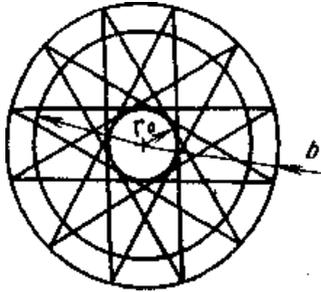


Рисунок 9.7 – Схема хордового маховика

Стержень находится в условиях продольно- поперечного изгиба с растяжением. По крайней мере, при малых $\bar{r}_0 = \frac{r_0}{b}$ (см. рисунок 9.7) можно отказаться от учета продольного изгиба и решать задачи расчета напряженно-деформированного состояния хордовых маховиков в линейной постановке.

Система разрешающих уравнений для многоопорного стержня имеет вид

$$\begin{aligned} T' + \rho_V w^2 Sx + \rho_V \dot{w} S r_0 &= 0; \\ P' + \rho_V w^2 S r_0 - \rho_V \dot{w} S x &= 0; \\ P &= -EJv'''; \quad T = ESu', \end{aligned} \quad (9.20)$$

где T и P – соответственно продольные и поперечные усилия в стержне; u , v – соответственно продольные и поперечные перемещения стержня; x – координата вдоль оси стержня, отсчитываемая от его середины; S , J – соответственно площадь и момент инерции поперечного сечения стержня; ρ_V , E – соответственно плотность и модуль упругости материала стержня.

Ввиду линейности системы (9.20) можно рассматривать отдельно задачи о стационарном вращении и плавном ускорении. Обе эти задачи сведены к решению на ЭВМ замкнутой

системы алгебраических уравнений для определения констант интегрирования. Экспериментальная проверка подтвердила работоспособность предложенных методов расчета хордовых маховиков. Следовательно, можно спроектировать удовлетворительный по своим энергетическим характеристикам хордовый маховик и проанализировать его предельную мощность в процессе разгона и торможения. Задавая значениями окружной скорости в пределах от 0 до V_{np} , можно найти массовую энергоёмкость W^M , затем определить соответствующее данному значению скорости V предельное значение приведенного ускорения $\dot{w}_{np} b^2$, вычислить предельное значение приведенной мощности $b \dot{W}_{np}^M$ при его согласовании с заданным значением W^M . Построенная таким образом предельная кривая и лежит в основе оценки возможности реализации требуемого импульса. Это позволило построить предельные кривые для двух типов хордовых маховиков, существенно различающихся характером изменения удельной массовой энергоёмкости при изменении толщины обода и спиц (рисунк 9.8). Несущая способность при разгоне-торможении у всех рассмотренных маховиков определялась прочностью спиц, поэтому, несмотря на количественные различия, форма предельных кривых была одинаковой. Максимальные значения предельной мощности таких маховиков незначительно отличаются в области малых значений α (малой площади спиц). В области больших значений α эта разница увеличивается. Как следует из полученных результатов, мощность, которую способен развить хордовый маховик, оцениваемая по прочности спиц и обода, может быть весьма значительной. Поэтому предельная мощность определяется несущей способностью узла соединения спиц со ступицей, которую целесообразно определять экспериментально и вводить в расчеты способом, аналогичным приведенному выше.

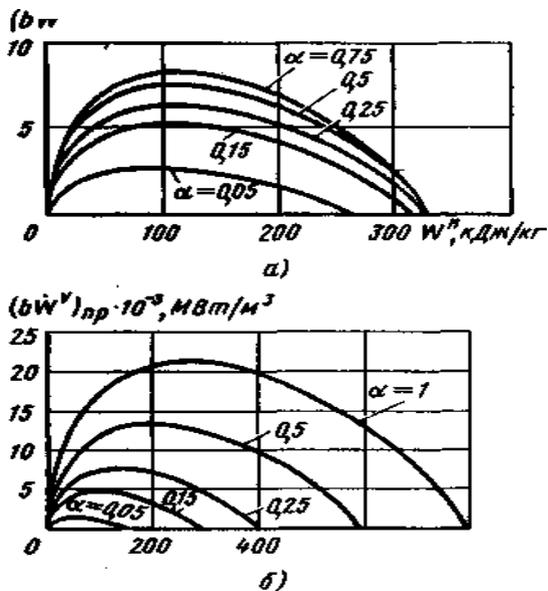


Рисунок 9.8 – Зависимость удельных приведенных массовой (а) и объемной (б) мощностей от массовой энергоемкости для хордовых маховиков со спицами из углепластика и ободом из органопластика при различных значениях α

Это обстоятельство должно учитываться при проектировании маховика, рассчитанного на длительную эксплуатацию.

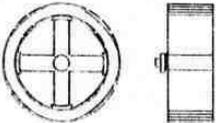
Увеличением числа хорд можно добиться застильной укладки армирующих волокон по периферии обода. При этом по торцовым плоскостям образуются сплошные неоднородные диски переменной толщины. В маховиках со сплошной хордовой обмоткой затрудняется балансировка и контроль состояния маховика в процессе его эксплуатации.

Уровень энергоемкости, экспериментально достигнутый на маховиках из композитов, можно охарактеризовать

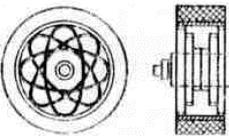
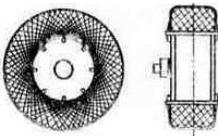
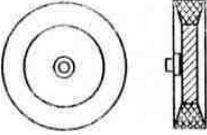
данными таблицы 9.3. Наивысшую массовую энергоёмкость - 286 кДж/кг - имеет маховик с энергоёмким элементом в виде обода (фирма Garret Airesearch). Обод маховика растягивался в четырех точках и насаживался с натягом на спицы из углепластика, изготовленные прессованием. Использование составного обода из несвязанных колец увеличило его гибкость и уменьшило напряжение от изгиба. При вращении обод стремится к круговой форме, сжимает спицы, этим обеспечивается связь с ними и уменьшаются растягивающие напряжения в спицах. В центре к спицам через прокладку из эластомера приклеивалась небольшая алюминиевая ступица, через которую маховик соединялся с гибким валом.

Контроль качества маховиков при изготовлении производился с помощью неразрушающих методов, что позволило проводить испытания в широких диапазонах угловых скоростей вращения. Применение соединения маховиков с гибким валом через прокладку из эластомера способствовало дополнительному самоцентрированию маховика.

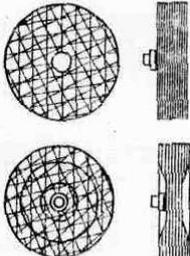
Таблица 9.3 – Результаты испытаний моделей маховиков различных конструкций

Конструкция маховика с различными энергоёмкими элементами	Материал элементов конструкции	Предельная энергоёмкость	
		Массовая, кДж/кг	Общая, МДж
	Обод: Кевлар-49 (Кевлар-29), S2 – стекло Ступица: Углепластик /Al	286	4,43

Продолжение таблицы 9.3

Конструкция маховика с различными энергоемкими элементами	Материал элементов конструкции	Предельная энергоемкость	
		Массовая, кДж/кг	Общая, МДж
	<p>Обод: Кевлар-49 (Кевлар-29), S2 – стекло Спицы: Кевлар-29 Ступица: Кевлар-49</p>	229	2,55
	<p>Обод: углеволокну Обмотка обода: углеволокну Ступица: два диска из Al</p>	130	6,98
	<p>Обод переменной толщины: углеволокну на связующем из полисульфона Ступица: из Al</p>	135	3,06

Продолжение таблицы 9.3

Конструкция маховика с различными энергоемкими элементами	Материал элементов конструкции	Предельная энергоемкость	
		Массовая, кДж/кг	Общая, МДж
<p>Диск</p> 	<p>Слоистый сплошной диск постоянной толщины: углепластик Ступица: Al</p> <p>Слоистый сплошной диск постоянной толщины: S2-стекло Ступица: Al</p> <p>Слоистый сплошной диск переменной толщины: углепластик Ступица: Al</p>	182	0,558
		241	0,565
		225	1,116
<p>Диск с ободом</p> 	<p>Слоистый сплошной диск: S2-стекло Обод: углепластик Ступица: Al</p> <p>Сплошной диск: S2-стекломат Обод переменной толщины: углепластик Ступица: Al</p>	245	2,376
		116	1,508

Потенциальные возможности применения композитов для создания накопителей энергии характеризуются результатами, полученными при испытании тонких колец, посаженных с натягом на профилированную алюминиевую ступицу (таблица 9.4), которые существенно превышают характеристики, полученные на моделях с толстостенным ободом.

Таблица. 9.4 – Результаты разгонных испытаний колец из композитов на эпоксидном связующем

Тип волокна	Предельная массовая энергоемкость, кДж/кг	Предельная окружная скорость, м/с
Кевлар-49	630	1156
Кевлар-29	560	1193
S2-стекло	460	986
E-стекло	250	733
Примечание. При испытаниях тонкое кольцо крепилось на профилированную алюминиевую ступицу		

Условия работы маховиков в системе накопления энергии существенно отличаются от условий их испытаний в разгонных установках. Эти отличия связаны, прежде всего, процессами разгона и торможения и связаны с требованиями, предъявляемыми к мощности системы.

Существенные проблемы могут быть порождены вибрациями. Особенность состоит в необходимости обеспечения устойчивой работы системы в широком диапазоне угловых скоростей. Рабочий диапазон может располагаться до первой критической угловой скорости или между критическими скоростями. Проектирование системы, работающей в докритическом режиме, предъявляет высокие требования к жесткости как самого маховика, так и других

элементов системы. В системе, работающей в закритическом режиме, необходимо считаться с возможными источниками неустойчивости вращения, т.е. появления колебаний (прецессии) с нарастающей амплитудой и частотой, отличной от частоты вращения. Одним из таких источников является внутреннее трение в маховиках, которое может оказаться значительным в составных конструкциях.

При проектировании защиты следует учитывать, что маховики, изготовленные из композитов методом намотки, разрушаются без крупных осколков и основная проблема заключается не в выборе достаточно прочной брони, а в восприятии крутящего момента, которым разрушающийся маховик нагружает стенки камеры.

На рисунке 9.9 приведена фотография образцов композиционных материалов (органопластик) после разрушения при напряжениях выше предела прочности материала на растяжение.



Рисунок 9.9 – Разрушение кольцевых образцов органопластика при растяжении

На рисунке 9.10 приведена фотография маховика современного гироскопа, выполненного намоткой на цапфу углеродного волокна, пропитанного эпоксидным связующим. При огромной скорости вращения маховика возмож-

но разрушение, которое может привести к сползанию композитной оболочки с металлической оси. При этом механического осколочного разрушения корпуса гироскопа не произойдет.



Рисунок 9.10 – Углепластиковый маховик современного гироскопа

Контрольные вопросы по разделу

1. Чем обусловлено применение композитных материалов в конструкции гироскопов.
2. Что такое энергоемкость маховика и как она связана с его массовой характеристикой.
3. От чего зависит массовая мощность маховика?
4. Как использовать в конструкциях гироскопов нитяные оболочки и диски?
5. Какие диски называют равнонапряженными?
6. В чем особенность композитных хордовых маятников

10 МЕЖКОНТИНЕНТАЛЬНАЯ БАЛЛИСТИЧЕСКАЯ РАКЕТА: КАК ОНА УСТРОЕНА

Общие сведения

Межконтинентальная баллистическая ракета – весьма впечатляющее творение человека. Огромные размеры, термоядерная мощь, столб пламени, рев двигателей и грозный рокот пуска... Однако все это существует лишь на земле и в первые минуты запуска. По их истечении ракета прекращает существовать. Дальше в полет и на выполнение боевой задачи уходит лишь то, что остается от ракеты после разгона – ее полезная нагрузка.

При больших дальностях пуска полезная нагрузка межконтинентальной баллистической ракеты уходит в космическую высоту на многие сотни километров. Поднимается в слой низкоорбитальных спутников, на 1000–1200 км над Землей, и ненадолго располагается среди них, лишь слегка отставая от их общего бега. А затем по эллиптической траектории начинает скатываться вниз...

Баллистическая ракета состоит из двух главных частей — разгоняющей части и другой, ради которой затеян разгон. Разгоняющая часть — это пара или тройка больших многотонных ступеней, под завязку набитых топливом и с двигателями снизу. Они придают необходимую скорость и направление движению другой главной части ракеты — головной. Разгонные ступени, сменяя друг друга в эстафете пуска, ускоряют эту головную часть в направлении района ее будущего падения.

Головная часть ракеты — это сложный груз из многих элементов. Он содержит боеголовку (одну или несколько), платформу, на которой эти боеголовки размещены вместе

со всем остальным хозяйством (вроде средств обмана радаров и противоракет противника), и обтекатель.

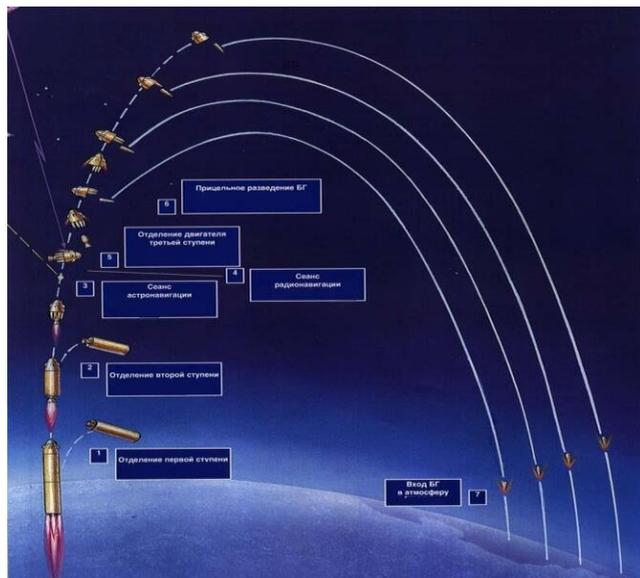


Рисунок 10.1 – Траектория движения баллистической ракеты и отдельные этапы её жизни

Еще в головной части есть топливо и сжатые газы. Вся головная часть к цели не полетит. Она, как ранее и сама баллистическая ракета, разделится на много элементов и просто перестанет существовать как одно целое. Обтекатель от нее отделится еще неподалеку от района пуска, при работе второй ступени, и где-то там по дороге и упадет. Платформа развалится при входе в воздух района падения. Сквозь атмосферу до цели дойдут элементы только одного типа. Боеголовки. Вблизи боеголовка выглядит как вытянутый конус длиной метр или полтора, в основании толщиной с туловище человека. Нос конуса заостренный либо

немного затупленный. Конус этот — специальный летательный аппарат, задача которого — доставка оружия к цели. Мы вернемся к боеголовкам позже и познакомимся с ними ближе.



Рисунок 10.2 – Установка боеголовок в ступень разведения

В ракете все боеголовки расположены на так называемой ступени разведения, или в «автобусе». Почему автобус? Потому что, освободившись сначала от обтекателя, а затем от последней разгонной ступени, ступень разведения развозит боеголовки, как пассажиров по заданным остановкам, по своим траекториям, по которым смертоносные конусы разойдутся к своим целям.

Еще «автобус» называют боевой ступенью, потому что ее работа определяет точность наведения боеголовки в

точку цели, а значит, и боевую эффективность. Ступень разведения и ее работа — один из самых больших секретов в ракете. Но мы все же слегка, схематично, взглянем на эту таинственную ступень и на ее непростой танец в космосе.

Ступень разведения имеет разные формы. Чаще всего она похожа на круглый пенек или на широкий каравай хлеба, на котором сверху установлены боеголовки острями вперед, каждая на своем пружинном толкателе. Боеголовки заранее расположены под точными углами отделения (на ракетной базе, вручную, с помощью теодолитов) и смотрят в разные стороны, как пучок морковок, как иголки у ежика. Ощетинившаяся боеголовками платформа занимает в полете заданное, гиостабилизированное в пространстве положение. И в нужные моменты с нее поодиночке выталкиваются боеголовки. Выталкиваются сразу после завершения разгона и отделения от последней разгонной ступени. Пока (мало ли что?) не сбили противоракетным оружием весь этот неразведенный улей или не отказало что-либо на борту ступени разведения.



Рисунок 10.3 – Ступень разведения американской тяжелой МБР LGM0118А Peacekeeper, также известной как MX. Ракета была оснащена десятью разделяющимися боеголовками по 300 кт, снята с вооружения в 2005 году

Затем размыкаются специальные безынерционные замки, державшие очередную отделяемую боеголовку. И отделенная, а даже не просто теперь уже ничем не связанная со ступенью боеголовка остается неподвижно висеть здесь же, в полной невесомости. Начались и потекли мгновенья ее собственного полета. Словно одна отдельная ягода рядом с гроздью винограда с другими виноградинами-боеголовками, еще не сорванными со ступени процессом разведения.



Рисунок 10.4 – К-551 «Владимир Мономах» — российская атомная подводная лодка стратегического назначения (проект 955 «Борей»), вооруженная 16 твердотопливными МБР «Булава» с десятью разделяющимися боевыми блоками

Теперь задача ступени — отползти от боеголовки как можно деликатнее, не нарушив ее точно выставленного (нацеленного) движения газовыми струями своих сопел. Если сверхзвуковая струя сопла попадет по отделенной боеголовке, то неминуемо внесет свою добавку в парамет-

ры ее движения. За последующее время полета (а это полчаса — минут пятьдесят, в зависимости от дальности пуска) боеголовка продрейфует от этого выхлопного «шлепка» струи на полкилометра-километр вбок от цели, а то и дальше. Продрейфует без преград: там же космос, шлепнули — поплыла, ничем не удерживаясь. Но разве километр вбок — это точность сегодня?



Рисунок 10.5 – Подводные лодки проекта 955 «Борей» — серия российских атомных подводных лодок класса «ракетный подводный крейсер стратегического назначения» четвертого поколения. Первоначально проект создавался под ракету «Барк», ей на смену пришла «Булава»

Чтобы избежать таких эффектов, как раз и нужны разнесенные в стороны четыре верхние «лапы» с двигателями. Ступень как бы подтягивается на них вперед, чтобы струи выхлопов шли по сторонам и не могли зацепить отделяемую брюшком ступени боеголовку. Вся тяга разделена между четырьмя соплами, что снижает мощность каждой отдельной струи. Есть и другие особенности. Например, если на бубликообразной ступени разведения (с пустотой посередине — этим отверстием она надета на раз-

гонную ступень ракеты, как обручальное кольцо на палец) ракеты «Трайидент-II D5» система управления определяет, что отделенная боеголовка все же попадает под выхлоп одного из сопел, то система управления отключает это сопло. Делает «тишину» над боеголовкой. Ступень нежно, как мать от колыбельки уснувшего дитя, боясь нарушить его покой, на цыпочках отходит в пространстве на трех оставшихся соплах в режиме малой тяги, а боеголовка остается на прицельной траектории. Затем «бублик» ступени с крестовиной тяговых сопел проворачивается вокруг оси, чтобы боеголовка вышла из-под зоны факела выключенного сопла. Теперь ступень отходит от оставляемой боеголовки уже на всех четырех соплах, но пока тоже на малом газу. При достижении достаточного расстояния включается основная тяга, и ступень энергично перемещается в область прицельной траектории следующей боеголовки. Там расчетно тормозится и снова очень точно устанавливает параметры своего движения, после чего отделяет от себя очередную боеголовку. И так — пока не высадит каждую боеголовку на ее траекторию. Процесс этот быстр, гораздо быстрее, чем вы читаете о нем. За полторы-две минуты боевая ступень разводит десяток боеголовок.

Бездны математики

Сказанного выше вполне достаточно для понимания, как начинается собственный путь боеголовки. Но если приоткрыть дверь чуть шире и бросить взгляд чуть глубже, можно заметить, что сегодня разворот в пространстве ступени разведения, несущей боеголовки, — это область применения кватернионного исчисления, где бортовая система ориентации обрабатывает измеряемые параметры своего движения с непрерывным построением на борту кватерни-

она ориентации. Кватернион — это такое комплексное число (над полем комплексных чисел лежит плоское тело кватернионов, как сказали бы математики на своем точном языке определений). Но не с обычными двумя частями, действительной и мнимой, а с одной действительной и тремя мнимыми.



Рисунок 10.6 – Американские подводные лодки класса «Огайо» — единственный тип ракетносцев, находящийся на вооружении США. Несет на борту 24 баллистических ракеты с РГЧ Trident-II (D5). Количество боевых блоков (в зависимости от мощности) — 8 или 16

Итого у кватерниона четыре части, о чем, собственно, и говорит латинский корень *quatro*. Ступень разведения выполняет свою работу довольно низко, сразу после включения разгонных ступеней. То есть на высоте 100–150 км. А там еще сказывается влияние гравитационных аномалий поверхности Земли, разнородностей в ровном поле тяготения, окружающем Землю. Откуда они? Из неровностей рельефа, горных систем, залегания пород разной плотности, океанических впадин. Гравитационные аномалии либо притягивают к себе ступень добавочным притяжением, либо, наоборот, слегка отпускают ее от Земли.



Рисунок 10.7 – Пуск МБР с ракетного крейсера

В таких неоднородностях, сложной ряби местного гравитационного поля, ступень разведения должна расставить боеголовки с прецизионной точностью. Для этого пришлось создать более детальную карту гравитационного поля Земли. «Излагать» особенности реального поля лучше в системах дифференциальных уравнений, описывающих точное баллистическое движение. Это большие, емкие (для включения подробностей) системы из нескольких тысяч дифференциальных уравнений, с несколькими десятками тысяч чисел-констант. А само гравитационное поле на низких высотах, в непосредственной околоземной области, рассматривают как совместное притяжение нескольких сотен точечных масс разного «веса», расположенных около центра Земли в определенном порядке. Так достигается более точное моделирование реального поля тяготения Земли на трассе полета ракеты. И более точная работа с ним системы управления полетом. А еще... но полно! — не будем заглядывать дальше и закроем дверь; нам вполне хватит и сказанного.



Рисунок 10.8 – Пуск МБР из подводного положения

Полезная нагрузка межконтинентальной баллистической ракеты большую часть полета проводит в режиме космического объекта, поднимаясь на высоту, в три раза больше высоты МКС. Огромной длины траектория должна быть просчитана с особой точностью.

Полет без боеголовок

Ступень разведения, разогнанная ракетой в сторону того же географического района, куда должны упасть боеголовки, продолжает свой полет вместе с ними. Ведь отстать она не может, да и зачем? После разведения боеголо-

вок ступень срочно занимается другими делами. Она отходит в сторону от боеголовок, заранее зная, что будет лететь немного не так, как боеголовки, и не желая их потревожить. Все свои дальнейшие действия ступень разведения тоже посвящает боеголовкам. Это материнское желание всячески оберегать полет своих «деток» продолжается всю ее оставшуюся недолгую жизнь. Недолгую, но насыщенную. После отделенных боеголовок наступает черед других подопечных. В стороны от ступени начинают разлетаться самые забавные штуковины. Словно фокусник, выпускает она в пространство множество надувающихся воздушных шариков, какие-то металлические штучки, напоминающие раскрытые ножницы, и предметы всяких прочих форм. Прочные воздушные шарики ярко сверкают в космическом солнце ртутным блеском металлизированной поверхности. Они довольно большие, некоторые по форме напоминают боеголовки, летящие неподалеку. Их поверхность, покрытая алюминиевым напылением, отражает радиосигнал радара издали почти так же, как и корпус боеголовки. Наземные радары противника воспримут эти надувные боеголовки наравне с реальными. Разумеется, в первые же мгновения входа в атмосферу эти шарики отстанут и немедленно лопнут. Но до этого они будут отвлекать на себя и загружать вычислительные мощности наземных радаров — и дальнего обнаружения, и наведения противоракетных комплексов. На языке перехватчиков баллистических ракет это называется «осложнять текущую баллистическую обстановку». А всё небесное воинство, неумолимо движущееся к району падения, включая боевые блоки настоящие и ложные, надувные шарики, дипольные и уголковые отражатели, вся эта разношерстная стая называется «множественные баллистические цели в осложненной баллистической обстановке». Металлические ножницы

раскрываются и становятся электрическими дипольными отражателями — их множество, и они хорошо отражают радиосигнал ошупывающего их луча радара дальнего противоракетного обнаружения. Вместо десяти искомым жирных уток радар видит огромную размытую стаю маленьких воробьев, в которой трудно что-то разобрать. Устройства всяких форм и размеров отражают разные длины волн. Кроме всей этой мишуры, ступень теоретически может сама испускать радиосигналы, которые мешают наводиться противоракетам противника. Или отвлекать их на себя. В конце концов, мало ли чем она может быть занята ведь летит целая ступень, большая и сложная, почему бы не нагрузить ее хорошей сольной программой?

Последний отрезок

Однако с точки зрения аэродинамики ступень не боеголовка. Если та — маленькая и тяжеленькая узкая морковка, то ступень — пустое обширное ведро, с гулками опустевшими топливными баками, большим необтекаемым корпусом и отсутствием ориентации в начинающем набегать потоке. Своим широким телом с приличной парусностью ступень гораздо раньше отзывается на первые дуновения встречного потока. Боеголовки к тому же разворачиваются вдоль потока, с наименьшим аэродинамическим сопротивлением пробивая атмосферу.



Рисунок 10.9 — Пуск межконтинентальной ракеты Trident II (США) с подводной лодки

Ступень же наваливается на воздух своими обширными боками и днищами как придется. Борьба с тормозящей силой потока она не может. Её баллистический коэффициент — «сплав» массивности и компактности — гораздо хуже боеголовочного. Сразу и сильно начинает она замедляться и отставать от боеголовок. Но силы потока нарастают неумолимо, одновременно и температура прогревает тонкий незащищенный металл, лишая его прочности. Остатки топлива весело кипят в раскаляющихся баках. Наконец, происходит потеря устойчивости конструкции корпуса под обжавшей ее аэродинамической нагрузкой. Перегрузка помогает крушить переборки внутри. Крак! Хрясь! Смявшееся тело тут же охватывают гиперзвуковые

ударные волны, разрывая ступень на части и разбрасывая их. Пролетев немного в уплотняющемся воздухе, куски снова разламываются на более мелкие фрагменты. Остатки топлива реагируют мгновенно. Разлетающиеся осколки конструктивных элементов из магниевых сплавов зажигаются раскаленным воздухом и мгновенно сгорают с ослепительной вспышкой, похожей на вспышку фотоаппарата — недаром в первых фотовспышках поджигали магний!



Рисунок 10.10 – Пуск ракеты из подводного положения

Все сейчас горит огнем, все обтянуто раскаленной плазмой и хорошо светит вокруг оранжевым цветом углей из костра. Более плотные части уходят тормозиться вперед, более легкие и парусные сдуваются в хвост, растягивающийся по небу. Все горящие компоненты дают плотные дымовые шлейфы, хотя на таких скоростях этих самых плотных шлейфов быть не может из-за чудовищного разбавления потоком. Но издали их видно прекрасно. Выброшенные частицы дыма растягиваются по следу полета этого каравана кусков и кусочков, наполняя атмосферу широ-

ким белым следом. Ударная ионизация порождает ночное зеленоватое свечение этого шлейфа. Из-за неправильной формы фрагментов их торможение стремительно: все, что не сгорело, быстро теряет скорость, а с ней и горячительное действие воздуха. Сверхзвук — сильнейший тормоз! Став в небе, словно разваливающийся на путях поезд, и тут же охладившись высотным морозным дозвуком, полоса фрагментов становится визуально неразличимой, теряет свою форму и строй и переходит в долгое, минут на двадцать, тихое хаотичное рассеивание в воздухе. Если оказаться в нужном месте, можно услышать, как тихо звякнет об ствол березы маленький обгорелый кусочек дюрала. Вот ты и прибыла. Прощай, ступень разведения!

Обратите внимание на то, что происходит в средствах вооружения у наших «партнёров». Последние новости. Это свидетельствует о необходимости проведения соответствующих работ в России.

Стремительный метеор: ракета, способная поражать загоризонтные цели.

MBDA Meteor – новейшая разработка консорциума европейских компаний. Это ракета «воздух – воздух», способная поражать загоризонтные цели (дальность – 100 км).

Изначально ракета с прямоточным воздушно-реактивным двигателем предназначалась для установки на европейские самолеты, такие как Rafale, Eurofighter Турphoon, SAAB JAS 39 Gripen, однако в настоящее время эта система вооружения интегрируется в американские F-35, которые находятся на службе в рядах британских ВВС.



Рисунок 10.11 – Стратегический бомбардировщик США Boeing B-52H Stratofortress



Рисунок 10.12 – Макет гиперзвуковой ракеты AGM-183A, подвешенный под крыло B-52 Stratofortress

Министерство обороны США проводит на расположенной в Калифорнии авиабазе «Эдвардс» очередные испытания перспективной гиперзвуковой ракеты AGM-183A ARRW. В них задействован стратегический бомбардировщик Boeing B-52H Stratofortress из состава 419-й испытательной эскадрильи ВВС США.

В качестве возможной даты принятия нового гиперзвукового комплекса на вооружение Пентагон называет первую половину 2020-х годов. В прошлом году американцы показывали макет AGM-183A, подвешенный под крыло B-52 Stratofortress.



Рисунок
10.13 – Макет
гиперзвуковой
ракеты AGM-
183A ARRW

Согласно ранее озвученным данным, AGM-183A ARRW состоит из твердотопливной ракеты воздушного базирования, оснащённой гиперзвуковым блоком с ракетным двигателем. Детальные характеристики изделия засекречены.

По неофициальным данным, новейшая гиперзвуковая ракета сможет развивать скорость до 20 чисел Маха. Подобные ракеты Пентагон разрабатывает также для Сухопутных сил и Военно-морского флота.



Рисунок 10.14 – Ракетный комплекс «Авангард» с гиперзвуковым крылатым блоком

Ракетные войска стратегического назначения (РВСН) начали получать ракетные комплексы «Авангард». Инфраструктура для постановки ракетного полка с «Авангардом» развернута в Ясенском ракетном соединении (Оренбургская область). На дежурство он заступил в конце 2021 года. Испытания гиперзвукового ракетного комплекса с планирующим крылатым блоком «Авангард» прошли в конце 2018 года в Домбаровском районе в Оренбуржье.

«Авангард» и «Сармат», а также крылатая ракета глобальной дальности «Буревестник» с малогабаритной сверхмощной ядерной энергоустановкой, беспилотный подводный аппарат «Посейдон» и гиперзвуковой ракетный комплекс «Кинжал» представлены президентом России Владимиром Путиным в марте 2018 года. Он отметил, что крылатый боевой блок комплекса способен лететь со скоростью в 20 раз выше скорости звука.

В феврале 2019 года Путин сравнил создание «Авангарда» с запуском искусственного спутника Земли. Тогда же госкомиссия рекомендовала принять «Авангард» на вооружение.



Рисунок 10.15 – Планирующий гиперзвуковой ракетный блок «Авангард»



Рисунок 10.16 – Современные российские ракетные комплексы

Таким образом, у России в настоящее время развернуты комплексы «Авангард» и «Кинжал», чья ракета способна разогнаться до 10 Махов. Первая вооруженная «Кинжалами» эскадрилья истребителей-перехватчиков МиГ-31К заступила на боевое дежурство в декабре 2017 года. Также разрабатывается крылатая ракета «Циркон» (по экспертным оценкам, на высоте 100 км скорость боеголовки составляет до 15 Махов). Кроме этого в России существует несколько десятков проектов в области гиперзвука.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На основании предложенной классификации изделий из композиционных материалов по типу расчетной схемы и основных базисных положений классической строительной механики получены основные расчетные соотношения, позволяющие определить параметры напряженно-деформированного состояния в элементах соответствующих конструкций.

Получены расчетные соотношения для изделий типа «панель», использующие основные положения теории изгиба упругих тонких пластин и определяющее уравнение Софи Жермен. Предложены классические и вариационные методы решения задач по определению параметров нагруженной панели в изотермическом режиме.

Рассмотрены общая и безмоментная теория упругих оболочек, которые положены в основу расчета напряженно-деформированного состояния изделий типа «баллон давления» и цилиндрическая оболочка. Получены расчетные формулы для решения задач осесимметричного нагружения конструкций и их расчета на собственный вес. Особое внимание уделено геометрическим характеристикам силовых оболочек, перемещениям и относительным деформациям в соответствующей координатной системе. Особое внимание уделено баллонам высокого давления и расчетам их характеристик, обеспечивающих нормальное функционирование при эксплуатации.

Показано, что расчет подкрепляющих элементов – композитных балок и профилей соответствует основным положениям классической теории изгиба балок, а особенности расчета связаны с особенностью слоистой структуры и характером подкрепления однородными или разнородными слоями.

Расчетные соотношения для композитных стержней как элементов ферменных конструкций выполнены на ос-

нове гипотетических представлений о нерастяжимости контура силовой оболочки. Это позволяет оценить распределение продольных напряжений, а также потока касательных напряжений, играющего существенную роль в компенсации крутящего момента для стержней с замкнутым контуром сечения. Особенности расчета стержней с открытым контуром сечения сопряжены с депланацией сечения и особенностью распределения потока касательных напряжений.

Раздел «Инерционные накопители энергии из композиционных материалов» отражает особенности расчета с элементами оптимизации толстостенных изделий, в которых реализуется вторая силовая форма, отработанная для композитных конструкций. Показана взаимосвязь конструкторских решений и оптимальности энергоемкости вращающихся элементов, выполненных различными способами из полимерных композитов.

Особый раздел учебного пособия посвящен подкрепленным (ребристым) конструкциям, обладающим наиболее высокими значениями массового совершенства. Рассмотрены аспекты потери прочности ребер, потери устойчивости ребристой оболочки на общем и местном уровнях.

Таким образом, учебное пособие находится в полном соответствии с курсом «Конструкции из композиционных материалов» направления подготовки бакалавров направления 22.03.01 «Материаловедение и технологии материалов» и магистратуры направления 22.04.01 «Материаловедение и технологии материалов» по магистерской программе «Материаловедение и технологии композиционных материалов» и рекомендуется для студентов, обучающихся по этому направлению, в качестве базиса лекционного курса, практических занятий, курсового и дипломного проектирования, а также для самостоятельной работы.

ЛИТЕРАТУРА

1. Композиционные материалы : справочник / В. В. Васильев, В. Д. Протасов, В. В. Болотин [и др.] ; Под общ. ред. В. В. Васильева, Ю. М. Тарнапольского. – М. : Машиностроение, 1990. – 512 с.
2. Буланов, И. М. Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов : учеб. для вузов / И. М. Буланов, В. В. Воробей. – М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 1998. – 516 с.
3. Воробей, В. В. Основы технологии и проектирование корпусов ракетных двигателей / В. В. Воробей, В. Б. Маркин. – Новосибирск : Наука, 2003. – 164 с.
4. Маркин, В. Б. Применение композиционных материалов в современной технике : учебное пособие / Барнаул : АлтГТУ, 2021. – 213 с.
5. Васильев, В. В. Механика конструкций из композиционных материалов. – М.: Машиностроение, 1988. – 272 с.
6. Маркин, В. Б. Строительная механика композитных конструкций : учебное пособие / Барнаул : Изд-во АлтГТУ, 2004. – 180 с.
7. Елпатьевский, А. Н. Прочность цилиндрических оболочек из армированных материалов / А. Н. Елпатьевский, В. В. Васильев. – М. : Машиностроение, 1972. – 168 с.
8. Бобович, Б. Б. Неметаллические конструкционные материалы : учебное пособие. – М. : МГИУ, 2009. – 384 с.
9. Маркин, В. Б. Современные методы исследований материалов и процессов : учебное пособие. – Барнаул : Изд-во АлтГТУ, 2017. – 132 с.

Учебное издание

Виктор Борисович Маркин

**КОНСТРУКЦИИ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ
МАТЕРИАЛОВ**

Учебное пособие

Издано в авторской редакции

Федеральное государственное бюджетное образовательное
учреждение высшего образования «Алтайский государственный
технический университет им. И.И. Ползунова»
656038, г. Барнаул, пр-т Ленина, 46

[В начало](#)