

Государственное предприятие
«Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля»

**А. К. Линник, Р. Д. Красникова,
В. И. Липовский, Е. Ю. Баранов**

КОМПОЗИТЫ В КОНСТРУКЦИИ КОРПУСОВ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

*СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ
ПРОБЛЕМ И ПЕРСПЕКТИВ
РАЗРАБОТКИ И ПРИМЕНЕНИЯ*

МОНОГРАФИЯ

Под общей редакцией академика А. В. Дегтярева

Днепро
Издательство «Лира»
2018

Рецензент

д-р техн. наук, проф. **В. Е. Гайдачук**

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт»

Линник А. К.

Л 59 Композиты в конструкции корпусов ракет-носителей. *Системный анализ проблем и перспектив разработки и применения*: Монография /; Линник А. К., Красникова Р. Д., Липовский В. И., Баранов Е. Ю. под общ. ред. акад. Дегтярева А. В.; Днепро, изд-во «Ли́ра», 2018. -260 с.: ил. 128.

ISBN ...

Книга посвящена исследованию проблем и перспектив разработки и применения композиционных материалов (КМ) вместо традиционных металлов и сплавов в конструкции корпусов украинских ракет-носителей. Основное внимание уделено композитным конструкциям, обладающим минимальной массой. Оценивается экономическая эффективность принимаемых решений. Рассматриваются риски, влияющие на несущую способность отсеков. Анализируются альтернативы «композит vs металл» с целью поиска наилучших вариантов реализации КМ в составе корпусов твердотопливных двигателей, «сухих» отсеков разного назначения и баков ракет жидкого топлива.

Книга предназначена для студентов старших курсов, аспирантов и молодых специалистов, а также для инженерно-технических работников, научных сотрудников и преподавателей ВУЗов и предприятий ракетостроительной отрасли.

Книгу присвячено дослідженню проблем та перспектив розробки і застосування композиційних матеріалів (КМ) замість традиційних металів та сплавів у конструкції корпусів українських ракет-носіїв. Основну увагу приділено композитним конструкціям мінімальної маси. Оцінюється економічна ефективність рішень, що приймаються. Розглядаються ризики, які впливають на несучу здатність відсіків. Аналізуються альтернативи «композит vs метал» з метою пошуку найкращих варіантів реалізації КМ у складі корпусів твердопаливних двигунів, «сухих» відсіків різного призначення та баків ракет рідкого палива.

Книга призначена для студентів старших курсів, аспірантів і молодих спеціалістів, а також для інженерно-технічних працівників, наукових співробітників та викладачів ВНЗ і підприємств ракетобудівної галузі.

ISBN ...

© А. К. Линник, Р. Д. Красникова,
В. И. Липовский, Е. Ю. Баранов, 2018
© Издательство «Ли́ра», обложка, 2018

ОГЛАВЛЕНИЕ
частей

ПРЕДИСЛОВИЕ	4
Оглавление части I	6
Часть I ОСНОВЫ	7
Оглавление части II	64
Часть II ПРОЕКТНЫЙ АНАЛИЗ ОБОЛОЧЕЧНЫХ КОНСТРУКЦИЙ	65
Оглавление части III	138
Часть III ПРОБЛЕМЫ КОНСТРУИРОВАНИЯ СТЫКОВ ОТСЕКОВ И НАПРАВЛЕНИЯ ПОИСКА РАЦИОНАЛЬНЫХ РЕШЕНИЙ	139
Оглавление части IV	214
Часть IV АНАЛИЗ АЛЬТЕРНАТИВ, ОЦЕНИВАНИЕ РИСКОВ И ПРИНЯТИЕ РЕШЕНИЙ	215

ПРЕДИСЛОВИЕ

Данная книга создавалась как монография и имеет научно-прикладной и учебно-методический характер. Ее тематика посвящена *системному* исследованию проблем и перспектив разработки и применения композиционных материалов (КМ) вместо традиционных металлов и сплавов в конструкции отсеков корпусов ракет-носителей, разрабатываемых в Украине.

Авторы ставили своей целью отразить следующее:

- специфические особенности свойств КМ в отсеках ракетных конструкций и отличия характеристик композитов от свойств традиционных металлов и сплавов;
- необходимость применения системного подхода к проектированию и конструированию отсеков и стыков отсеков ракетных корпусов, выполненных из КМ;
- сущность работы композитов на прочность и устойчивость в оболочечных конструкциях отсеков ракет;
- рекомендации по выбору структур КМ и конструктивных параметров композитных оболочек, обеспечивающих снижение их массы;
- проблемы конструирования и направления поиска рационального устройства стыков отсеков из КМ;
- анализ альтернатив «*композит vs металл*» в типовых ракетных конструкциях, используя критерии минимума массы и минимума стоимости;
- основные риски, влияющие на работоспособность и массу конструкций из КМ;
- принципы принятия решений о возможности и целесообразности практической реализации КМ в конструкции корпусов твердотопливных ракетных двигателей, «сухих» отсеков разного назначения и баков жидкого топлива.

Замысел книги в целом и разработка основополагающих ее разделов всех четырех частей принадлежат Линнику А. К.. Часть II была написана им совместно с Красицкой Р. Д., Липовский В. И. и Баранов Е. Ю. принимали участие в подготовке материалов разделов 2.4, 3.2.2 части III и раздела 3 части IV соответственно.

Авторы благодарны руководителям Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» Дегтяреву А. В, Кушнареву А. П. и Дегтяренко П. Г. за пожелания придать материалам книги направленность, в максимальной мере отвечающую задачам проектно-конструкторской практики.

Авторы выражают особую благодарность рецензенту Гайдачуку В. Е., одному из основоположников отечественной школы расчета, проектирования и применения композитов в конструкциях летательных аппаратов. Его ценные рекомендации по улучшению книги нашли отражение при подготовке окончательной редакции.

Авторы признательны также Аксененко А. В., Потапову А. М. и Зиновьеву А. М., чьи проектно-конструкторские, технологические и финансовые инициативы, направленные на внедрение композитов в изделия ГП «КБ «Южное», явились побудительным мотивом начала работы над этой книгой.

Книга не могла бы появиться без неоценимой помощи Гордиенко И. В.

Материалы книги ориентированы на подготовленного читателя, знакомого с дисциплинами «Проектирование и конструирование ракет», «Строительная механика ракет», в т.ч. «Механика армированных материалов», «Материаловедение», «Технология производства», «Экономика ракетостроения» и др., а также имеющего опыт выполнения конструкторских документов и прочностных расчетов с использованием ЭВМ.

К числу потенциальных пользователей книгой следует отнести студентов старших курсов, аспирантов и молодых специалистов, а также инженерно-технических работников, научных сотрудников и преподавателей ВУЗов и проектно-конструкторских предприятий ракетостроительной отрасли, стремящихся приумножить свои знания и расширить системное понимание проблем проектирования, конструирования и внедрения композиционных материалов в конструкцию ракет.

Охарактеризовать назначение книги можно словами великого Гёте (хотя авторы относятся к ним с долей иронии) «...точно знают только тогда, когда мало знают. Вместе со знанием растет сомнение...», а также высказыванием выдающегося механика Я. Г. Пановко, глубокий смысл которого авторы полностью разделяют «...только понимание делает знание активным и творческим, а формальное знание – само по себе, без подлинного понимания – стоит недорого»*.

* Цитаты знаменитых людей заимствованы из учебного издания «Перельмутер А.В., Сливкер В.И. Расчетные модели сооружений и возможность их анализа, 4-е изд., перераб. - М.: Из-во СКАД СОФТ, 2011, 736с.

ОГЛАВЛЕНИЕ части I

1 ОСОБЕННОСТИ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ.....	7
1.1 Историческая справка	7
1.2 Основные сведения об особенностях полимерных композиционных материалах и методах изготовления из них тонкостенных оболочечных конструкций.....	9
1.2.1. <i>Общая характеристика КМ и их особенностей</i>	9
Наполнители	9
Назначение и свойства матрицы	10
Особенности КМ	12
1.2.2 <i>Характеристика основных методов изготовления оболочечных конструкций из КМ</i>	15
1.2.3 <i>О необходимости особых подходов к разработке и внедрению изделий из КМ</i>	22
2 СРАВНЕНИЕ СВОЙСТВ ВОЛОКОН И АРМИРОВАННЫХ ПЛАСТИКОВ	23
2.1 Стеклянные волокна и стеклопластики	23
2.2 Органические волокна и органопластики	24
2.3 Углеродные волокна и углепластики	25
3 СРАВНЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК СТЕКЛО-, ОРГАНО- И УГЛЕПЛАСТИКОВ С ХАРАКТЕРИСТИКАМИ ТРАДИЦИОННЫХ МЕТАЛЛОВ И СПЛАВОВ	30
3.1 О регламентированных свойствах металлических материалов и особенностях формирования свойств КМ	30
3.2 Сравнение физико-механических свойств армированных пластиков со свойствами металлических материалов	31
3.3 Влияние повышенных и низких температур на свойства материалов	42
3.4 Сравнительная оценка стоимости композиционных и металлических материалов. Экономическая эффективность использования КМ в конструкциях корпуса ракет-носителей	46
4 ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ФИЗИКО-МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ РАЗЛИЧНОЙ СТРУКТУРЫ.....	50
4.1 Приближенный расчет характеристик монослоя КМ	51
4.2 О расчете характеристик многослойного КМ	54
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ к части I.....	61

ЧАСТЬ I

О С Н О В Ы

1 ОСОБЕННОСТИ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

1.1 Историческая справка

Композиционные материалы (КМ) состоят из двух и более разнородных компонентов с четкой границей раздела фаз между ними. КМ обладают уникальными характеристиками, не присущими ни одному из исходных компонентов.

Композиционные материалы или коротко - композиты, как органические (природные), так и неорганические (искусственные, синтетические), имеют давнюю историю. Древесина, например, относится к числу очень эффективных органических композитов. Мышцы, кости и зубы живых существ – это также примеры природных композиционных материалов.

Композиционные материалы, созданные человеком, применялись, еще в Древнем Египте. Уже тогда из глиняных кирпичей, в которые добавляли солому, строили дома. Аналогичный композит в виде блоков из глины и соломы, под названием «саман», был (и сейчас еще остается) распространенным строительным материалом в Украине. Он малотеплопроводный, стойкий к растрескиванию и к ударным нагрузкам и, к тому же, недорогой.

Родоначальником современных армированных композитов называют железобетон, случайно изобретенный французским садовником Ж. Монье при изготовлении кадок для пальм (1867 год). Известно, что просто бетон очень

плохо сопротивляется растягивающим нагрузкам, а сталь, да еще предварительно напряженная в составе бетона прекрасно работает на растяжение. (Кстати, мрамор, армированный стальными стержнями, использовали еще древние греки в V веке до нашей эры при строительстве храмов, в частности, для перекрытия входа в Акрополь [1]).

Первый патент на *полимерный композит* был выдан в 1909 году. Он предусматривал упрочнение синтетических полимерных смол (бакелитовых) путем армирования природными волокнами (джутовыми, льняными, хлопчатобумажными, целлюлозными и др.).

В 1935 году были запатентованы *стеклопластики*. Это первые полимерные армированные материалы, в которых в качестве наполнителя использовались *искусственные* неорганические волокна.

Позже были созданы *органопластики* и *углепластики*.

Толчком к интенсивному развитию армированных КМ послужило обнаружение в 1952 году того факта, что оловянные монокристаллы («усы») имеют прочность, близкую к теоретической. Она оказалась в ~ 100 раз выше, чем у обычного (массивного) олова. Дальнейшие исследования показали аналогичную картину и для других материалов (см. табл. 1.1) [1].

Сравнительные показатели прочности массивных материалов и усов

Таблица 1.1

Материал	Прочность при растяжении, σ , МПа		Отношение σ_y/σ_m	Диаметр «усов», мкм
	массивный материал, σ_m	монокристаллы («усы»), σ_y		
Железо	300	13300	44	1...2
Хром	490	9000	18	1...2
Графит	20	24500	1225	1...2
Карбид кремния	450	21000	46	2
Оксид алюминия	140	28000	200	1...5
Кварц	70	24000	343	1...5

Было установлено, что сверхвысокая прочность «усов» обусловлена отсутствием дефектов и то, что с уменьшением толщины материала, особенно до микронных величин, резко падает число дефектов в нем.

Английский исследователь А. А. Гриффитс, работая со стеклом, установил: – причиной высокой прочности очень тонких стеклянных волокон является отсутствие в них трещин. А стекло интересовало молодого сотрудника одного из авиационных центров Англии потому, что из него удобно делать тонкие волокна, и была известна его теоретическая прочность.

Оказалось, чем тоньше волокно, тем менее опасные трещины оно содержит, и тем, следовательно, выше его прочность. При уменьшении диаметра до микронных значений, прочность стекловолокон приближается к теоретической в 14000 МПа (при $\sigma = 120...170$ МПа у обычного стекла). Исследования Гриффитса, введшего понятие трещин, привели к развитию нового раздела в науке о прочности – механики разрушения материалов.

Для армирования композитов *волокна полимеров* оказались более благоприятными, чем *волокна металлических материалов*, поскольку они меньше подвержены трещинообразованию и, что очень важно, значительно легче.

В данной работе рассматриваются только полимерные КМ.

1.2 Основные сведения об особенностях полимерных композиционных материалах и методах изготовления из них тонкостенных оболочечных конструкций

1.2.1. Общая характеристика КМ и их особенностей

Композиционные материалы (композиты) состоят из *наполнителей* и *связующих*.

Наполнители

В качестве *наполнителей* полимерных армированных КМ для оболочечных конструкций отсеков ракет используются нити, жгуты, ленты или ткани из *стеклянных, органических* или *углеродных* волокон (рис. 1.1).

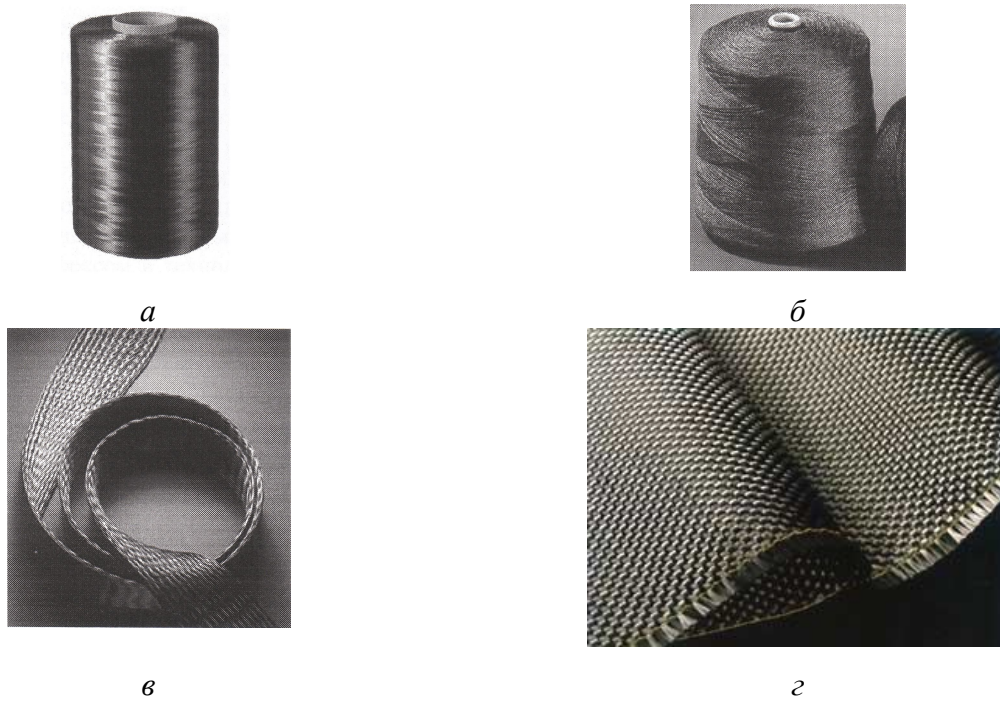


Рис. 1.1 Виды наполнителей КМ: *a* – нити; *б* – жгуты; *в* – ленты; *г* - ткани

Нити содержат большое число (обычно кратное 200) элементарных волокон (филаментов) микронной толщины. Жгуты также формируются из волокон, но могут быть составлены из нитей. Ленты (тесьма) и ткани получают обычно путем плетения нитей.

В зависимости от химического состава волокон композиты называют *стеклопластиковыми, органопластиковыми и углепластиковыми.*

Физико-механические характеристики стеклянных, органических и углеродных волокон различных марок и характеристики соответствующих пластиков рассматриваются ниже, в разделе 2.

Связующими в КМ являются различные *смолы*, чаще всего эпоксидные типа ЭДТ-10. Связующее именуют также *матрицей.*

Назначение и свойства матрицы

Матрица в композиционном материале играет важную роль. Она должна обеспечивать монолитность композита, распределять действующие напряжения по объему материала, обеспечивать равномерную нагрузку на волокна, защищать их от влагопоглощения.

Прочностные характеристики материала матрицы являются *определяющими при сдвиговых нагрузках и нагружении композитов в направлениях, отличных от ориентации волокон*. Природа матрицы определяет также уровень рабочих температур композита (см. раздел 2.4.3).

От материала матрицы во многом зависит выбор метода изготовления изделий из КМ и параметры технологических процессов.

В качестве матрицы нашли применение полиэфирные, фенолформальдегидные, кремнийорганические, эпоксидные и другие связующие. В ракетно-космической технике наибольшее распространение получили связующие на основе эпоксидных смол, как обладающие комплексом благоприятных свойств.

Впервые *эпоксидная смола* была получена французским химиком Кастаном в 1936 году. Это продукт поликонденсации эпихлоргидрина с фенолом (или с другими органическими соединениями). Под действием отвердителей (полиаминов или др.) эпоксидная смола полимеризуется – переводится в твердое неплавкое и нерастворимое соединение. Смолы могут затвердевать при комнатной температуре, но быстрее и качественнее при температурах 100...180°C в течение нескольких часов.

Типовым представителем матрицы КМ является эпоксидное связующее ЭДТ-10 [2]. После полимеризации оно имеет следующие характеристики (при температуре 20°C) [14]:

Предел прочности:	
	при растяжении 50...70 МПа;
	при сжатии 150...170 МПа;
	при изгибе 110...135 МПа;
	при сдвиге 35...55 МПа
Модуль упругости при растяжении	0,28...0,3·10 ⁴ МПа;
Относительное удлинение	5%;
Коэффициент Пуассона	0,32;
Плотность	1,18г/см ³ ;
Температура полимеризации	(120)140...180°C ¹ ;
Теплостойкость по Мартенсу	100°C.

¹ Более низкие температуры полимеризации применяют для отверждения оболочек корпусов твердотопливных двигателей, имеющих в своем составе теплозащитные покрытия на основе резин.

Отечественное связующее КДА-ХИ-Т, разработки НПП «Синтез», обладает характеристиками, аналогичными характеристикам ЭДТ-10, но имеет большую теплостойкость (до 150°С вместо 100°С) и несколько большую прочность при растяжении (75...80МПа вместо 50...70МПа).

Наибольшие показатели механических свойств КМ достигаются обычно при содержании наполнителей (волокон) в объеме композиции 60...75%.

Особенности КМ

К числу наиболее значимых особенностей КМ следует отнести *анизотропию* физико-механических свойств и повышенные их *разбросы*, а также *сильную зависимость свойств и разбросов от типа технологии изготовления и точного соблюдения требований технологического процесса* (соотношения компонентов, входящих в КМ, температурно-влажностных и временных параметров и др.).

Анизотропия – зависимость свойств материала от направления. Традиционные металлы и сплавы обладают, в большинстве своем, мало отличающимися свойствами в разных направлениях и при практических расчетах их считают *изотропными*. В отличие от них почти все композиты *анизотропны*.

Особенно резко анизотропия проявляется в однонаправленных волокнистых КМ. Так, для характеристики прочностных и упругих свойств композитов, армированных в одном направлении (т.е. однонаправленных, см. рис. 1.2) нужны, как минимум, два показателя прочности σ_1 и σ_2 , и два показателя модуля Юнга E_1 и E_2 : - первые в направлении, параллельном волокнам и вторые – в перпендикулярном направлении. Эти величины в любом другом направлении (в направлениях α или β в зависимости от угла φ , рис. 1.2) можно рассчитать по формулам, которые приведены в разделе 4.2.

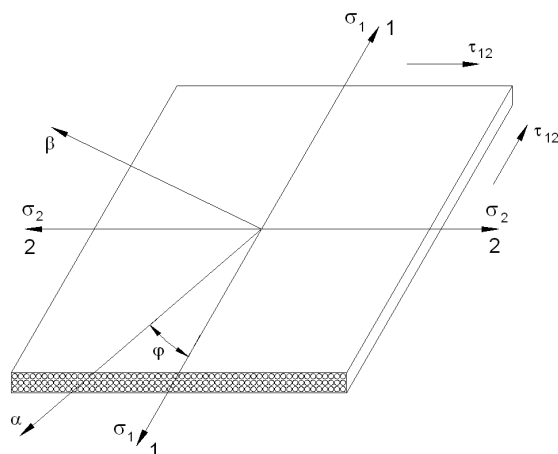


Рис. 1.2 Образец однонаправленного КМ:

1-1 – направление армирования; 2-2 – направление, перпендикулярное армированию

Характер зависимостей расчетных показателей прочности σ и модуля Юнга E от угла армирования φ показан на рис. 1.3 для одного из стеклопластиков (зависимости построены по формулам разд. 4 данной части).

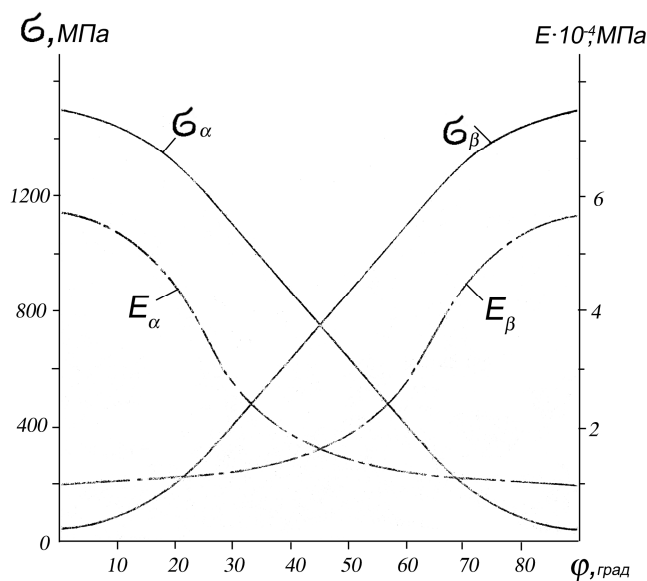


Рис. 1.3 Зависимости модулей Юнга E_α и E_β и пределов прочности σ_α и σ_β от угла армирования φ однонаправленного стеклопластика

Свойства КМ зависят не только от угла армирования, но и от характера напряжений в материале – растягивающие напряжения или сжимающие. Так, прочность КМ в направлении армирования **при растяжении** не равна прочности **при сжатии**, т.е. $\sigma_{1\text{раст}} \neq \sigma_{1\text{сж}}$, аналогично $\sigma_{2\text{раст}} \neq \sigma_{2\text{сж}}$. Как правило, прочность при сжатии меньше прочности при растяжении, что обусловлено относительно низкими свойствами матрицы на сдвиг.

Модули упругости КМ при растяжении и сжатии при правильной постановке эксперимента по их определению должны иметь одинаковые значения [3], однако на практике обычно $E_{1\text{раст}} > E_{1\text{сж}}$ и $E_{2\text{раст}} > E_{2\text{сж}}$.

Анизотропия КМ, характеризующаяся рядом негативных свойств, является в то же время одним из главных достоинств армированных пластиков. Анизотропия позволяет управлять свойствами материала путем укладки волокон в нужном направлении, т.е. можно конструировать КМ под заданное изделие, с учетом условий и характера нагружения этого изделия, удовлетворяя основному конструкторскому правилу – обеспечению равнопрочности. А равнопрочность, как известно, при правильном конструировании практически всегда эквивалентна минимальной массе. Вместе с тем очевидно, что решать задачи конструирования изделий из анизотропных композитов намного сложнее, чем из изотропных металлических материалов.

Другой, важной особенностью КМ является то, что в сравнении с традиционными металлами и сплавами их прочностные и упругие свойства, как правило, имеют *повышенные разбросы* (см. рис. 1.4.).

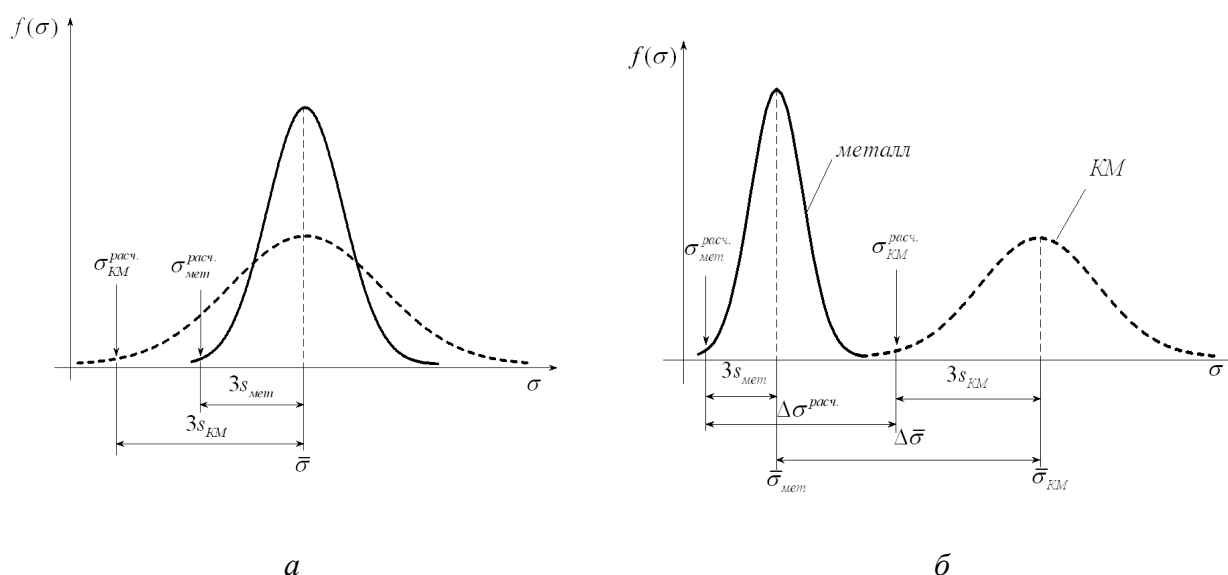


Рис. 1.4 Типовые кривых плотности распределения прочности металлов и КМ:
 а – средние значения прочности металла и КМ одинаковы; б – среднее значение прочности КМ превышает среднее значение прочности металла

Негативный эффект больших разбросов состоит в следующем. Если, например, два материала имеют одинаковые средние показатели прочности $\bar{\sigma}$ (где $\bar{\sigma}$ – математическое ожидание, см. рис. 1.4 а), то их расчетные минимальные значения (отстоящие от $\bar{\sigma}$ на величину $3s$, где s – среднеквадратичное отклонение) будут меньше у материала с бóльшими разбросами. Если же материал, обладающий бóльшими разбросами, превосходит другой по среднему показателю прочности (см. величину $\Delta\bar{\sigma}$ на рис. 1.4 б), то за счет разбросов это превосходство снижается, т.е. $\Delta\sigma^{расч.} < \Delta\bar{\sigma}$.

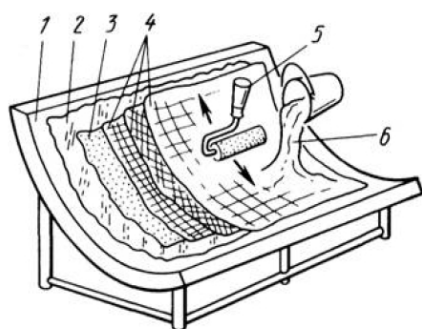
Величины прочностных, упругих и других свойств КМ и их разбросы во многом зависят от принятого метода изготовления изделия из КМ, а также от степени соблюдения всех условий и требований применяемого технологического процесса.

1.2.2 Характеристика основных методов изготовления оболочечных конструкций из КМ

Для изготовления оболочечных конструкций ракет из КМ используются различного рода металлические разборные или цельные разрушаемые либо вымываемые (песчано-полимерные, гипсовые, соляные) оправки, на которые наносятся наполнители (нити, жгуты, ленты или ткани), обычно предварительно пропитанные в связующем. Наиболее распространены следующие методы формирования КМ на оправке:

- ручная выкладка;
- автоматизированная выкладка;
- продольно-поперечная намотка;
- спиральная намотка;
- тетранамотка.

Метод *ручной выкладки* технологически наиболее прост и не требует специального намоточного оборудования. Его применяют обычно при формировании плоских конструкций (см. рис. 1.5) или конструкций пространственной формы, когда применить намотку или автоматизированную выкладку не представляется возможным или целесообразным. Композиты, изготовленные ручной выкладкой, обладают наибольшими разбросами свойств и сравнительно низким их уровнем.



1 – форма (оправка); 2 – разделительная пленка; 3 – наружный слой смолы; 4 – слой ткани КМ; 5 – валик; 6 – смола



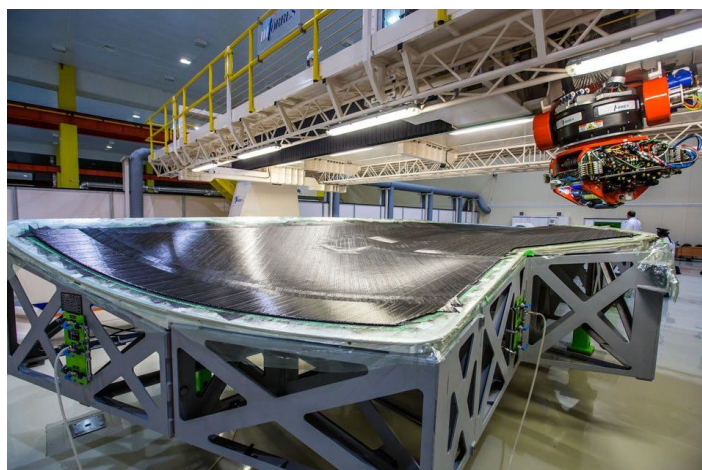
Рис. 1.5 Изготовление изделия из КМ ручной выкладкой

Автоматизированная выкладка выполняется с помощью специального высокоточного оборудования (рис. 1.6), что позволяет улучшить производительность, а также обеспечить высокий уровень и стабильность свойств КМ. Для формирования КМ с указанными характеристиками используются обычно *препреги* - предварительно пропитанные смолой и специальным образом упакованные волокна в виде лент/жгутов/нитей. При этом чтобы гарантировать высокое качество композита, применяют *автоклавы*, вместо обычных нагревательных печей.

В последнее время автоматизированная выкладка нашла широкое применение для изготовления габаритных изделий для авиации и ракетно-космической техники (крылья, части фюзеляжа, обтекатели и др., см., например, [22]).



а

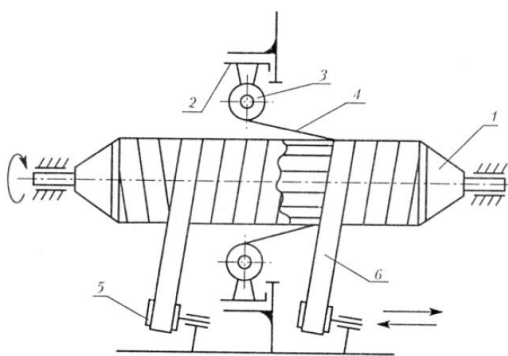


б

Рис. 1.6 Оборудование для автоматизированной выкладки КМ:

а – укладкой лент (Automated Tape Laying – ATL); б - размещением нитей (Automated Fiber Placement – AFP)

Продольно-поперечная намотка (ППН) предназначена, в основном, для изготовления цилиндрических отсеков (см. рис. 1.7). Так получают, например, отдельные секции цилиндрической части длинного твердотопливного двигателя.



- 1 – оправка; 2 – вертлюг; 3 – шпули;
- 4 – ленты продольной укладки;
- 5 – поперечные раскладчики;
- 6 - ленты поперечной укладки

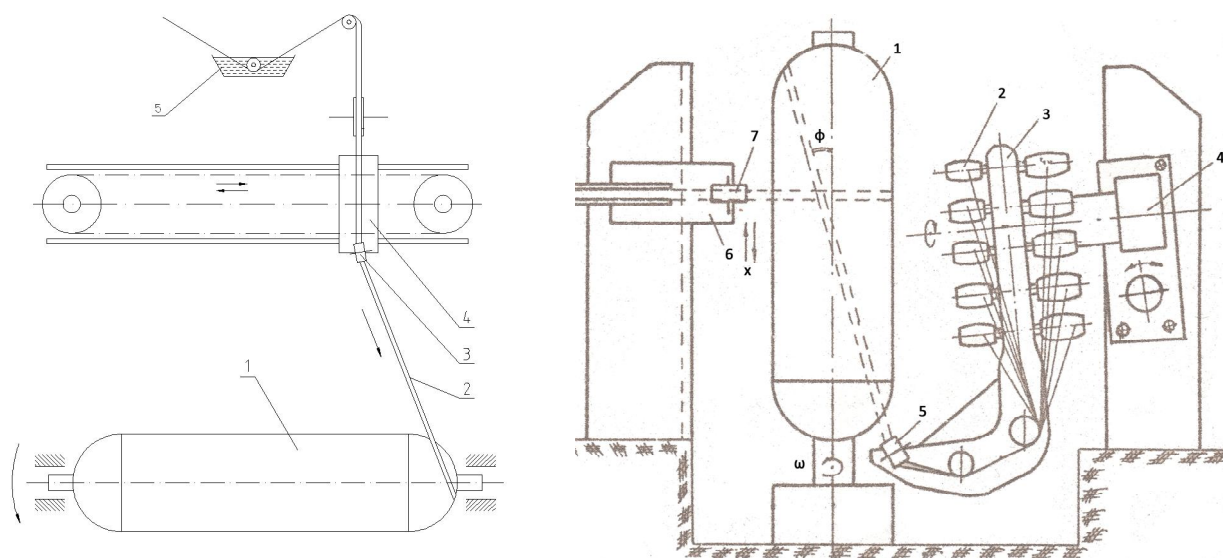


Рис. 1.7 Продольно-поперечная намотка КМ

Схема метода *спирально-поперечной намотки (СПН)* представлена на рис. 1.8. Процесс СПН является непрерывным, автоматизированным и обеспечивающим контроль необходимых углов армирования, степени натяжения нитей, процентного содержания связующего и других важных

технологических параметров. Это позволяет обеспечить достаточно высокий уровень и стабильность физико-механических характеристик КМ и минимизировать их разбросы.

Классическим видом спиральной намотки является геодезическая, при которой армирующий материал (нити, жгуты, ленты) укладываются на оправку по геодезическим линиям с некоторым углом φ . Траектории намотки выбираются такими, чтобы получить равнонапряженную конструкцию.



a

б

1 – оправка; 2 – наматываемый жгут (лента); 3 – поворотный ролик раскладчика; 4 – поперечная каретка; 5 – ванночка со связующим

1 – оправка; 2 – шпули с предварительно пропитанными лентами (жгутами); 3 – вращающийся раскладчик; 4 – привод раскладчика; 5 – ролик; 6 – поперечный раскладчик; 7 – ролик раскладчика кольцевой намотки

Рис. 1.8 Схемы станков спирально-поперечной намотки [3]:

a – с горизонтальной осью вращения оправки; *б* – с вертикальной осью вращения оправки

Спирально-поперечную намотку по геодезическим линиям можно осуществлять на различные поверхности: цилиндрические, конические, сферические, торовые и их различное сочетание. СПН позволяет изготавливать корпуса ёмкостей заодно с днищами.

К настоящему времени метод СПН считается наиболее эффективным для изготовления изделий в виде оболочек вращения, таких как корпуса

ракетных двигателей твердого топлива (рис. 1.9), баллонов высокого давления и других конструкций, работающих преимущественно на прочность при растяжении.

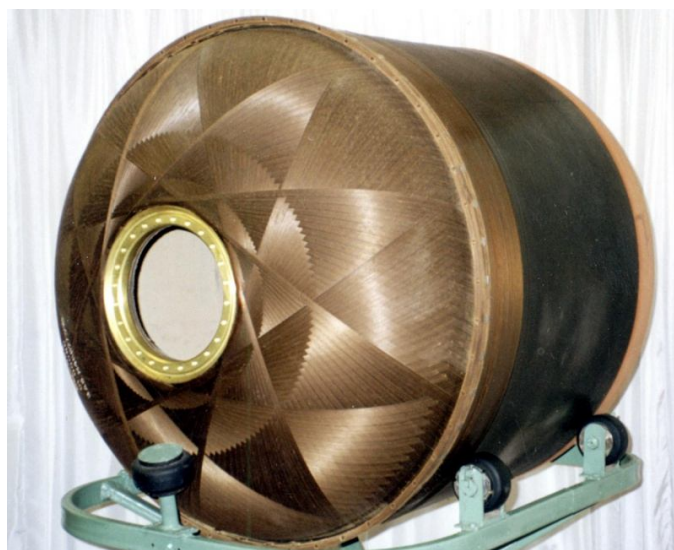


Рис. 1.9 Корпус ракетного двигателя твердого топлива, изготовленный методом СПН

В последнее время ведутся экспериментальные работы по использованию метода СПН для изготовления топливных емкостей ракет, в том числе баков, содержащих криогенные компоненты (см. рис. 1.10).

Design Information:

Основные параметры бака

- Diameter: 33 ft (~10 m)
Диаметр - 10м
- Height: 34.8 ft (10.6 m)
Высота 10,6м
- Volume: 22,396 ft³ (634 m³)
Объем 634м³
- Operating Pressure: 42 psi (290 kPa)
Эксплуатационное давление 290кПа (2,9кг/см²)
- Empty Weight: 6,696 lbs (3,037 kg)
Вес конструкции 3037кг
- LH2 Weight : 99,072 lbs (44,938 kg)
Вес жидкого водорода 44938кг
- Full Tank Weight: 105,768 lbs(47,976 kg)
Вес заполненного бака 47976кг

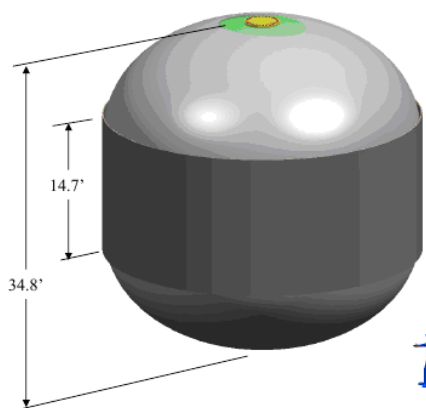


Рис. 1.10 Проект бака жидкого водорода [4]

Оболочки «сухих» отсеков конической и/или оживальной формы (например, аэродинамические обтекатели) также можно изготавливать спиральной намоткой, объединяя их попарно. Для этого на оправке в виде

веретена наматывается цельная заготовка из двух отсеков, которая после полимеризации разрезается на два изделия (см. рис. 1.11).

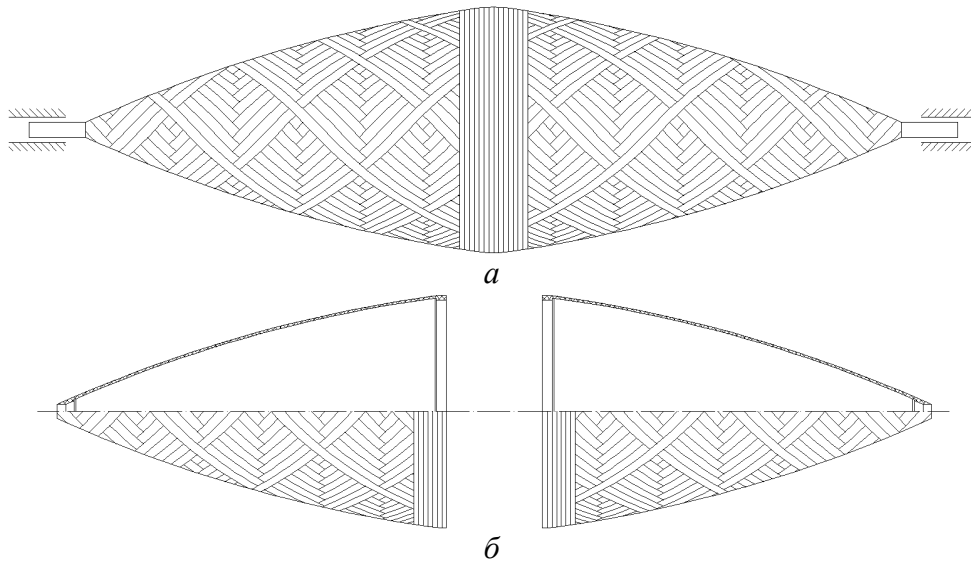


Рис. 1.11 Изготовление методом СПН на одной оправке двух оживальных аэродинамических обтекателей:
a – два обтекателя на одной оправке; *б* – обтекатели разделены

Метод СПН применим и для получения оболочек «сухих» отсеков цилиндрической или слабokonической формы. Для этого отсек формируют намоткой на оправке в виде кокона, днища которого (после полимеризации) отрезают и утилизируют (рис. 1.12).

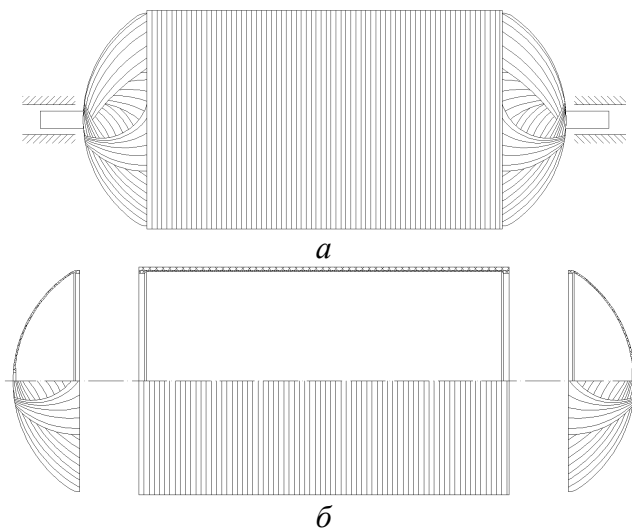


Рис. 1.12 Изготовление методом СПН «сухого» цилиндрического отсека
a – изготовленная методом СПН заготовка; *б* – цилиндр и отрезанные днища

Основным преимуществом метода СПН для изготовления «сухих» отсеков является возможность *получить трехслойные оболочки с легким*

(отовым или сплошным из пенопласта) наполнителем. При этом несущие слои могут быть уложены практически под любым углом. Трехслойные конструкции, как известно, наряду с оребренными, обладают *наименьшей массой*, т.к. эффективно обеспечивают устойчивость оболочек при сжатии.

Существует почти безотходная (не требующая утилизации днищ) технология изготовления «сухих» отсеков с подкрепляющими ребрами. Это т.н. метод тетранамотки сетчатых оболочек (см. рис. 1.13) [19].

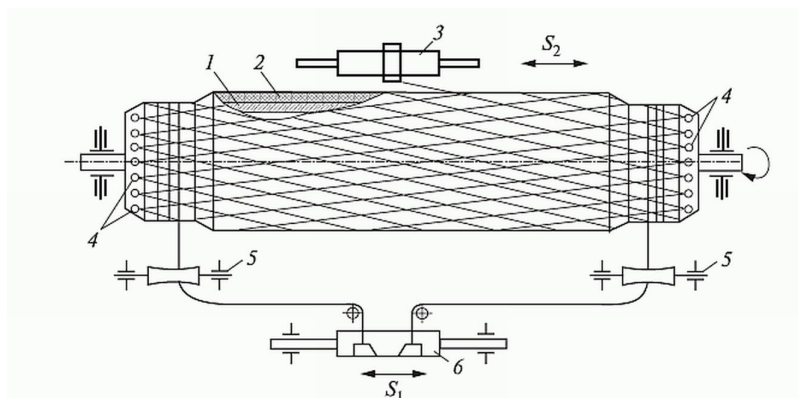


Рис. 1.13 Схема тетранамотки:

1 – корпус оправки; 2 – резиновый слой с прорезанными канавками под ребра (сетку); 3 – раскладчик станка; 4 – технологические штыри; 5 – направляющие ролики кольцевых слоев; 6 – раскладчик кольцевой намотки

Подкрепляющие ребра сетчатой оболочки ячеистой структуры и расположены наклонно к образующей. Наружный несущий слой образован кольцевой намоткой.

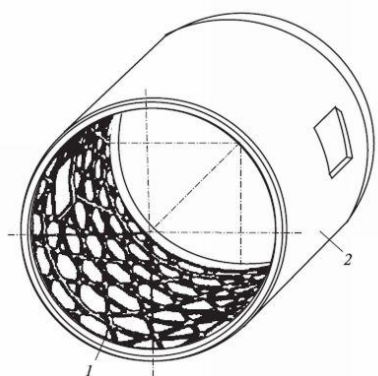


Рис. 1.14 Конструкция оболочки сетчатой структуры [19]:

1 – сетчатая оболочка; 2 – наружный несущий слой

Сравнение основных методов изготовления корпусных изделий ракет из КМ по качеству композита и уровню его механических свойств, степени автоматизации процессов, а также по необходимым капитальным затратам и затратам на содержание персонала приведены в части IV в разделе 2.2.1.

1.2.3 О необходимости особых подходов к разработке и внедрению изделий из КМ

Для широкого внедрения композитов в изделия ракетно-космической техники необходимы иные, специальные подходы, которые в большинстве своем не соответствуют наработанному ранее проектному, конструкторскому и технологическому опыту для изделий из металлов и сплавов.

Традиционно сложилось так, что создание металлических изделий осуществляется в четыре относительно мало зависимые между собой последовательные стадии: – а) проектирование и конструирование; б) прочностные, тепловые и др. расчеты; в) технологическая отработка (изготовление) опытных конструкций и штатных образцов; г) экспериментальная проверка. При этом на каждой из стадий задействуются профильные специалисты, обменивающиеся в определенной последовательности необходимыми входными и выходными данными.

Процесс же получения изделий из КМ будет эффективным только тогда, когда удастся гармонически соединить все указанные стадии в единый цикл, охватывающий проектно-конструкторскую разработку, расчетно-теоретические исследования, производственную отработку и все виды проверок и испытаний.

Для реализации указанного подхода необходимы особые разносторонние специалисты высокой квалификации, специалисты-универсалы, в первую очередь – системные проектанты-конструкторы.

Проектант-конструктор изделий из КМ должен обладать и знаниями, и опытом и творческим началом при проведении собственно проектно-конструкторских работ, но при этом обязан достаточно глубоко владеть вопросами материаловедения, знать специфику прочностных и других расчетов, понимать сущность технологических процессов изготовления, участвовать в организации, проведении и анализе результатов испытаний.

Более того, одной из наиглавнейших задач проектанта-конструктора КМ должна быть умелая организация работ всего цикла, донесение до каждого профильного специалиста понимания конечной цели, концептуальных и текущих задач, общих и оперативных требований по выполняемым ими работам.

В свою очередь, профильные специалисты также должны быть в достаточной степени универсальны.

Композиционный материал и изделия из него неразделимы – они проектируются и конструируются совместно, изготавливаются одновременно и испытываются как одно целое.

2 СРАВНЕНИЕ СВОЙСТВ ВОЛОКОН И АРМИРОВАННЫХ ПЛАСТИКОВ

2.1 Стекланные волокна и стеклопластики

Стекловолокна экструдируют из расплава стекла, используя фильеры. Продукт получается в виде бесконечных элементарных волокон (филаментов) диаметром 3...100 мкм, из которых в процессе специальной переработки формируются *нити*. Комплексные нити (линейные) или ровинги (крученые нити) далее могут быть подвергнуты любым формам текстильной переработки. Из них получают *жгуты, ленты и ткани*.

Предварительно пропитанные смолой стеклонити и стеклотекстильные материалы (т.н. препреги) используют в качестве армирующих элементов композиционных материалов – *стеклопластиков*.

Сравнительные свойства некоторых марок стекловолокон (полученных из высокопрочного и высокомодульного стекла “S”–класса) и однонаправленных КМ на их основе с эпоксидным связующим приведены в табл. 2.1.

**Примеры свойств стекловолокон и однонаправленных стеклопластиков
в направлении армирования при растяжении**

Таблица 2.1

Марка стекловолокна (стеклопластика)	Свойства волокон (нитей)			Свойства стеклопластиков (объемная доля наполнителя 60%)		
	Плотность ρ , 10^{-3} кг/м ³	Предел прочности σ , МПа	Модуль Юнга Е, МПа	Плотность ρ , 10^{-3} кг/м ³	Предел прочности σ_1 , МПа	Модуль Юнга Е ₁ , МПа
ВМ-1 [5]	2,5	3820	$10,3 \cdot 10^4$	2,1	2010	$6,9 \cdot 10^4$
ВМП [5]	2,5	4610	$9,3 \cdot 10^4$	2,1	2350	$6,5 \cdot 10^4$
М-11 [5]	2,5	4610	$10,8 \cdot 10^4$	2,2	2150	$7,3 \cdot 10^4$
Стеклопластик (стекло S) [6]	2,5	4000-4800	7,8- $8,5 \cdot 10^4$	2,0	1620	$5,5 \cdot 10^4$

Примечательно, что теоретическая прочность стекла составляет 14000 МПа, а прочность обычного стекла – 120...170 МПа.

2.2 Органические волокна и органопластики

Органоволокна типа Кевлар (англ. Kevlar), СВМ, Русар и др. отличаются от волокон других типичных представителей полимерных КМ своей полимерной природой. В отличие от стекло- и углепластиков в органопластике полимерны оба компонента – и волокна и матрица.

Органоволокно (Кевлар) впервые было получено в США (фирма Dupont) в 1964 году, а вначале 1970-х начато его коммерческое производство.

При формировании органоволокон кислотный раствор полученного предварительно полимера экструдировается через микронные фильеры при $t = 50 \dots 100^\circ\text{C}$ с последующим охлаждением в холодной воде ($0 \dots 4^\circ\text{C}$).

Органоволокна обладают рядом замечательных свойств. Так, благодаря большому относительному удлинению ($\epsilon > 2\%$) у них вязкость разрушения больше, чем у стеклянных и углеродных волокон, что делает органоволокна малочувствительными к различного рода повреждениям. Органические волокна легко перерабатываются в нити, жгуты, ленты и ткани на обычном текстильно-технологическом оборудовании. К недостаткам органоволокон следует отнести их высокое влагонасыщение.

Заимствованные из работ [5], [6] [7] и [8] в таблице 2.2 приведены некоторые свойства органоволокон и органопластиков.

Примеры свойств органоволокон и однонаправленных органопластиков в направлении армирования при растяжении

Таблица 2.2

Марка органоволокна	Свойства волокон (нитей)			Свойства органопластиков (объемная доля наполнителя 60%)		
	Плотность ρ , 10^{-3} кг/м ³	Предел прочности σ , МПа	Модуль Юнга E, МПа	Плотность ρ , 10^{-3} кг/м ³	Предел прочности σ_1 , МПа	Модуль Юнга E ₁ , МПа
Кевлар-49[5] [7]	1,44	2750	$13,1 \cdot 10^4$	1,3	1370	$8,0 \cdot 10^4$
Кевлар-49[8] [7]	1,44	3000-3620	$11,24 \cdot 10^4$	1,3	3600*	$12 \cdot 10^4$ *
СВМ [5]	1,44	2750	$11,8 \cdot 10^4$	1,3	1470	$5,9 \cdot 10^4$
СВМ [6]	1,43-1,44	3800-4200	$12-13 \cdot 10^4$	1,3	2440-2800	$8,5-9,5 \cdot 10^4$

*Пропитанная эпоксидной смолой пряжа/нить (Epoxy-impregnated Strands, ASTM D2343 [8]).

Продолжающееся совершенствование существующих и создание перспективных органопластиков связывают с поиском новых органоволокон, обладающих прочностью до 5500 МПа и модулем Юнга до $16...18 \cdot 10^4$ МПа.

2.3 Углеродные волокна и углепластики

Изготовленные экструзией химические или природные *углеволокна* подвергают затем ступенчатому термическому (нагревом в несколько этапов) и механическому (путем растяжения) воздействиям. В результате этого свойства волокон существенно улучшаются.

Углеволокна в настоящее время рассматриваются как наиболее перспективные наполнители КМ для изделий авиационной и ракетно-космической техники.

Углеродные волокна классифицируют по следующим признакам:

- по типу волокна. Углеволокна выпускаются на основе полиакрилонитрила (*ПАН волокна*), вискозы, а также нефтяных и угольных *неков*;

- по механическим характеристикам в зависимости от прочности и модуля упругости. Классификация углеродных волокон по механическим характеристикам, принятая японской ассоциацией производителей углеволокна (JСМА) показана на рис. 2.1;

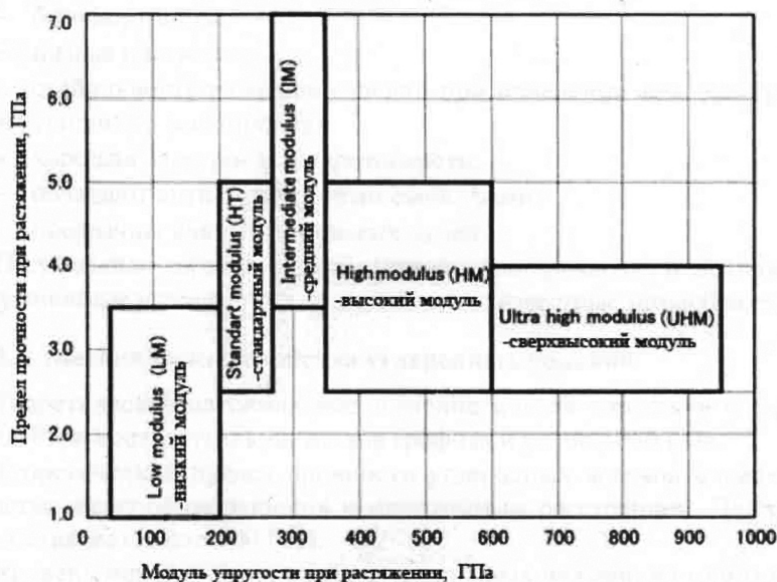


Рис. 2.1 Классификация углеродных волокон по механическим характеристикам

- по числу элементарных волокон в нити (жгуте): - а) легкие малой линейной плотности (small tow) с числом $K \leq 24$; б) тяжелые высокой линейной плотности (large tow) с числом $K > 24$. Число K – это 1000 элементарных волокон (филаментов);

- по условиям термообработки в процессе производства – частично карбонизированные, карбонизированные и графитизированные;

- по виду исходных волокон – непрерывные (длина волокон на бобине до 5 км) и дискретные (длиной от нескольких микрон до нескольких сантиметров).

Углеволокна и углепластики обладают рядом очень *ценных свойств*, основные из которых следующие:

- высокие упругие и прочностные свойства при низкой плотности;
- химическая устойчивость;
- термостойкость;

- электропроводность;
- способность экранировать электромагнитные поля;
- «прозрачность» для рентгеновских лучей.

К недостаткам углеволокон и углепластиков следует отнести низкую поверхностную энергию, обуславливающую плохое смачивание волокон матричными материалами, а также хрупкость. Для улучшения адгезии волокон при изготовлении углепластиков используют аппретирование.

Особенно негативным свойством, существенно влияющим на надежность изделий из этих КМ в эксплуатации, является низкая ударная вязкость (трещиностойкость).

Применяются углеволокна, чаще всего, в виде некрученого жгута (ровницы). Изготавливаются также ленты и ткани.

Основные производители углеволокон по данным [9] показаны на рис. 2.2.

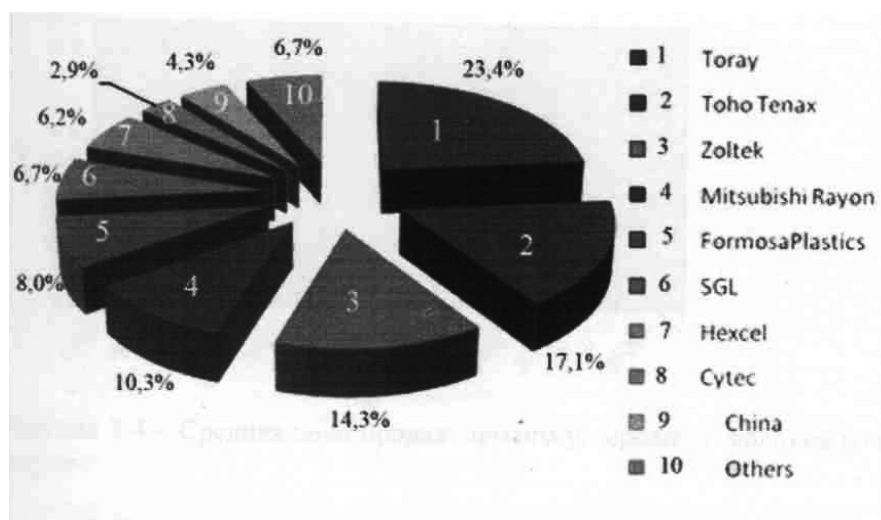


Рис. 2.2 Основные мировые производители углеродных волокон

Физико-механические характеристики некоторых углеродных волокон и компании-производители представлены в табл. 2.3 (полужирным шрифтом выделены наибольшие значения предела прочности и модуля упругости при растяжении).

Примеры свойств углеродных волокон [10]

Таблица 2.3

Производитель	Марка нити	Число волокон, К	Предел прочности при растяжении, σ , МПа	Модуль упругости при растяжении, E , МПа	Относительное удлинение при разрыве, %	Плотность, ρ , г/см ³	Диаметр волокна, мкм	Примечание
Toray Industries Inc., США, (Франция)	M60J	3К	3920	58,8 ·10 ⁴	0,7	1,93	5,0	На основе ПАН волокон
	M55J	6К	4020	54,0·10 ⁴	0,8	1,91	5,0	
	M40	1К	2740	39,2·10 ⁴	0,7	1,81	7,0	
	T1000G	12К	6370	29,4·10 ⁴	2,2	1,8	5,0	
	T700	12К	4900	24,0·10 ⁴	2,0	1,8	5,0	
Toho Tenax Co. Ltd США, (ФРГ)	UMS55	12К	4100	54,0 ·10 ⁴	0,8	1,92	4,4	На основе ПАН волокон
	UMS40	24К	4560	39,5·10 ⁴	1,1	1,79	4,8	
	IMS60	12К	6100	28,6·10 ⁴	2,13	1,79	5,0	
	HTS40	6К	4300	24,0·10 ⁴	1,8	1,77	7,0	
Mitsubishi Rayon Co. Ltd, Япония (Шотланд.)	HS40	12К	4610	45,5 ·10 ⁴	1,0	1,85	5,0	На основе ПАН волокон
	MR60H	24К	5850	29,0·10 ⁴	2,0	1,81	5,0	
Zoltek Companies Inc. США, (Венгр., ФРГ)	Panex 35	50К	4137	24,2 ·10 ⁴	1,5	1,81	7,2	На основе ПАН волокон
	Panex 30		1552	22,1·10 ⁴				
ООО «Завод углеродных КМ», Россия	ВМН-4	10,8К	2830	45 ·10 ⁴		1,64	6,0	На основе ПАН волокон
ООО «Аргон» Россия	УКН-5000		≥2500	≥ 18 ·10 ⁴		1,75		На основе ПАН волокон
Cytex Industries Inc., США	T650/35C	12К	4280	24,8·10 ⁴	1,7	1,77	6,8	На основе ПАН волокон
	K-1100	2К	3100	96,5 ·10 ⁴		2,2	10,0	На основе пеков
Mitsubishi Chemical Corp., Япония	K13D2U	2К	3700	93,5 ·10 ⁴	0,4	2,20	10,0	На основе пеков
	K13B2U	2К	3800	83,0·10 ⁴	0,5	2,17	10,0	
	K63712	12К	2600	64,0·10 ⁴	0,4	2,12	11,0	
	K63312	12К	2600	44,0·10 ⁴	0,6	2,09	11,0	
Nippon Graphite Corp., Япония	CNG-90	6К	3100	88,0 ·10 ⁴	0,3	2,21	10,0	На основе пеков
	YSH-50A	1К	3900	52,0·10 ⁴	0,7	2,10	7,0	

Согласно данным, собранным в [11], физико-механические характеристики некоторых углеродных волокон и выполненных из них однонаправленных углепластиков представлены в табл. 2.4.

Примеры свойств однонаправленных углепластиков в направлении армирования
(свойства волокон даны в скобках)

Таблица 2.4

Марка волокна в КМ	Прочность при растяжении, $\sigma_{1\text{раст}}$, МПа	Модуль упругости при растяж., $E_{1\text{раст}}$, МПа	Деформация при растяж., ε , %	Прочность при сжатии, $\sigma_{1\text{сж}}$, МПа	Модуль упругости при сжатии, $E_{1\text{сж}}$, МПа	Прочность на изгиб, $\sigma_{1\text{из}}$, МПа
КМ ProfileTM (волокна Mitsubishi Rayon) на основе стандартного эпоксидного связующего (120°)						
HR40	2920 (4410)	22,8·10 ⁴ (39,5·10 ⁴)	(1,2)	1340	19,7·10 ⁴	1920
MR40	2670 (4410)	16,8·10 ⁴ (29,5·10 ⁴)	(1,5)	1490	14,7·10 ⁴	2500
КМ HexTow[®] (волокна Hexcel Co.) на основе стандартного эпоксидного связующего (180°)						
AS4C	2206 (4385)	14,1·10 ⁴ (23,1·10 ⁴)	1,6 (1,8)	1864		
IM7	2723 (5670)	16,4·10 ⁴ (27,6·10 ⁴)	1,62 (1,9)	1689	15,0·10 ⁴	1862
КМ Granoc (волокна Nippon) на основе стандартного эпоксидного связующего (120°)						
YSH-50A	2150 (3900)	31,0·10 ⁴ (52,0·10 ⁴)	0,6 (0,7)	530	26,0·10 ⁴	
YSH-70A	1960 (3630)	43,0·10 ⁴ (72,0·10 ⁴)	0,4 (0,5)	460	41,0·10 ⁴	
КМ Torayca[®] (волокна Toray) на основе стандартного эпоксидного связующего (120°)						
T800H	2650 (5490)	17,0·10 ⁴ (29,4·10 ⁴)	1,5 (1,9)	1570	16,2·10 ⁴	1620
T1000G	3040 (6370)	16,5·10 ⁴ (29,4·10 ⁴)	1,7 (2,2)	1570	16,5·10 ⁴	1570
M60J	1760 (3920)	33,0·10 ⁴ (58,8·10 ⁴)	0,5 (0,7)	780	32,0·10 ⁴	1080
КМ типа ВМН-4 + ЭДТ-10						
ВМН-4	700→1200 (2830)	→25,0·10 ⁴ (45,0·10 ⁴)	0,5	300→600	16→20·10 ⁴	1078
КМ типа УКН-5000 + ЭДТ-10						
УКН-5000	980...1175 (2500)	10,8...11,8·10 ⁴ (18,0·10 ⁴)				780...790
КМ типа Т700 + ЭДТ-10 (по разным данным)						
T700	1800...1850 2050...2500 1800 (4900)	15,5...16,5·10 ⁴ 13,5·10 ⁴ 13,5·10 ⁴ (25,0·10 ⁴)	1,7 (2,0)	1570 500		780...790 1200...1600 900

Теоретическая прочность углерода определяется модулем упругости, энергией разрушения и межатомным расстоянием и составляет ~ 100000 МПа.

Теоретический модуль упругости углерода равен ~ 106·10⁴ МПа.

3 СРАВНЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК СТЕКЛО-, ОРГАНО- И УГЛЕПЛАСТИКОВ С ХАРАКТЕРИСТИКАМИ ТРАДИЦИОННЫХ МЕТАЛЛОВ И СПЛАВОВ

3.1 О регламентированных свойствах металлических материалов и особенностях формирования свойств КМ

Любым материалам, как композиционным, так и металлическим, свойственны разбросы физико-механических характеристик. Однако для традиционных металлов и сплавов их номинальные (как правило, минимальные) значения четко установлены изготовителем и, более того, гарантированы соответствующими ГОСТами. Определенность и постоянство регламентированных свойств в процессе изготовления изделий из металлических материалов существенно упрощает подходы, методы и методики выполнения их проектно-конструкторской разработки, технологической отработки и испытаний.

Иное дело с композитами. Их физико-механические показатели хотя и формируются при проектировании и конструировании, но окончательно реализуются непосредственно в процессе изготовления изделий. Поэтому *уровни фактических прочностных и упругих свойств КМ зависят, во-первых, от характеристик исходных материалов (волокон, нитей, а также смол), во-вторых, от эффективности проектных и конструкторских решений, и в-третьих, от совершенства и степени соблюдения всех требований и ограничений применяемых способов изготовления и испытаний.*

Можно утверждать, что для КМ исключительно важными является влияние обобщенного фактора «состав-структура-технология-свойство».

С учетом вышеизложенного, сравнивая свойства металлов и сплавов со свойствами стекло-, органо- и углепластиков, целесообразно указывать кроме прочего, для каких исходных компонентов, по какой технологии и на какой производственной базе получены рассматриваемые КМ. Вполне возможно, что изделия, изготовленные из одинаковых волокон и связующего, по одинаковым

технологиям, но на разных предприятиях и даже при разных температурно-влажностных режимах (зависящих, например, от времени года) будут иметь кардинально отличающиеся свойства КМ. Свойства КМ существенно зависят и от того, с помощью каких методов и при каких условиях они определялись.

3.2 Сравнение физико-механических свойств армированных пластиков со свойствами металлических материалов

Чтобы характеризовать физико-механические свойства металлических материалов используют, обычно, следующие основные показатели: плотность ρ ; предел пропорциональности $\sigma_{\text{пц}}$; предел (условный предел) текучести σ_T ($\sigma_{0,2}$); временное сопротивление (предел прочности) σ_B ; модуль упругости (модуль Юнга) E ; относительное удлинение ϵ .

Формы диаграмм «напряжение-деформация» (т.е. « σ - ϵ ») для типовых конструкционных металлических материалов – сталей и алюминиевых сплавов – показаны на рис. 3.1 .

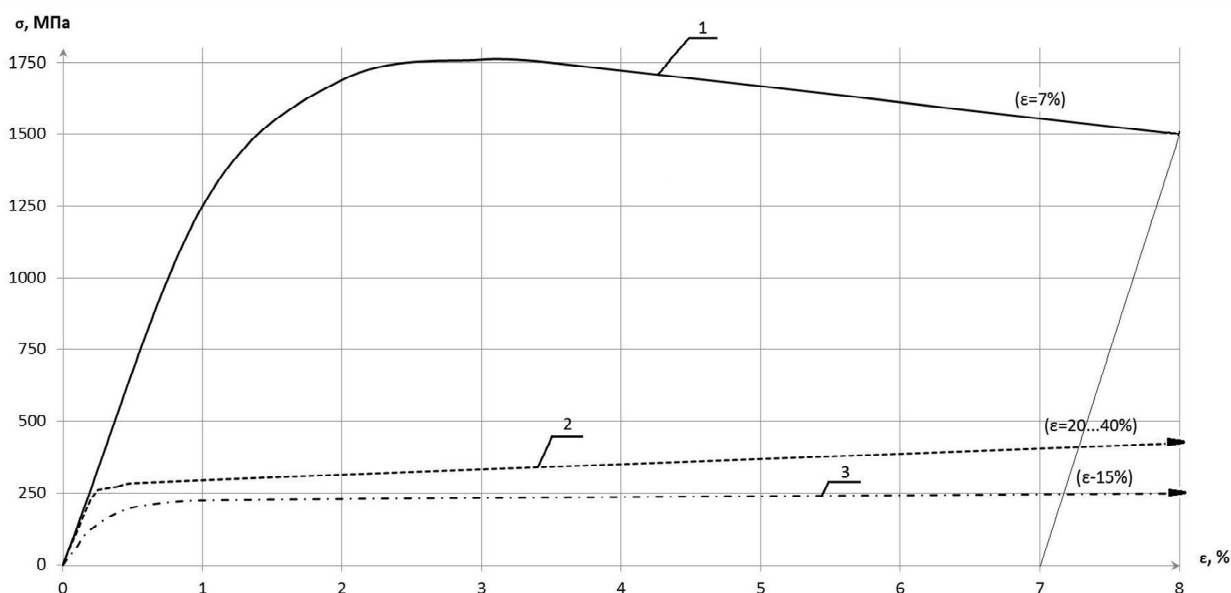


Рис.3.1 Диаграммы « σ - ϵ »: 1 – сталь 30ХГСН2А ($\sigma_{0,2}=1500$ МПа, $\sigma_B=1750$ МПа, $\epsilon=7\%$);
 2 – стали типа 12Х18Н10Т ($\sigma_T=230-260$ МПа, $\sigma_B=550-650$ МПа, $\epsilon=20-40\%$);
 3 – алюминиевый сплав АМг6М ($\sigma_{0,2}=160$ МПа, $\sigma_B=320$ МПа, $\epsilon=15\%$)

Для характеристики физико-механических свойств армированных однонаправленных КМ, учитывая их анизотропию, нужны как минимум следующие основные показатели:

- плотность ρ ;
- пределы прочности *при растяжении*:
 - в направлении армирования σ_{1p} ;
 - в направлении, перпендикулярном армированию σ_{2p} ;
- модули упругости (Юнга) *при растяжении*:
 - в направлении армирования E_{1p} ;
 - в направлении, перпендикулярном армированию E_{2p} ;
- относительные удлинения *при растяжении*:
 - в направлении армирования ε_{1p} ;
 - в направлении, перпендикулярном армированию ε_{2p} ;
- пределы прочности *при сжатии*:
 - в направлении армирования $\sigma_{1сж}$;
 - в направлении, перпендикулярном армированию $\sigma_{2сж}$;
- модули упругости (Юнга) *при сжатии*:
 - в направлении армирования $E_{1сж}$;
 - в направлении, перпендикулярном армированию $E_{2сж}$;
- относительные удлинения *при сжатии*:
 - в направлении армирования $\varepsilon_{1сж}$;
 - в направлении, перпендикулярном армированию $\varepsilon_{2сж}$;

Из-за специфичных механизмов разрушения КМ (см. разд. 4.1) при различных видах нагружения для композитов важны также такие показатели, как модуль сдвига G_{12} , предел прочности при сдвиге τ_{12} и другие².

Характерные для КМ диаграммы « σ - ε » при растяжении и при сжатии приведены на рис.3.2.

²В частности, композиты характеризуются высокой усталостной прочностью (σ_{-1}) и обладают более высокими (на 1-2 порядка) демпфирующими свойствами в сравнении с металлическими материалами.

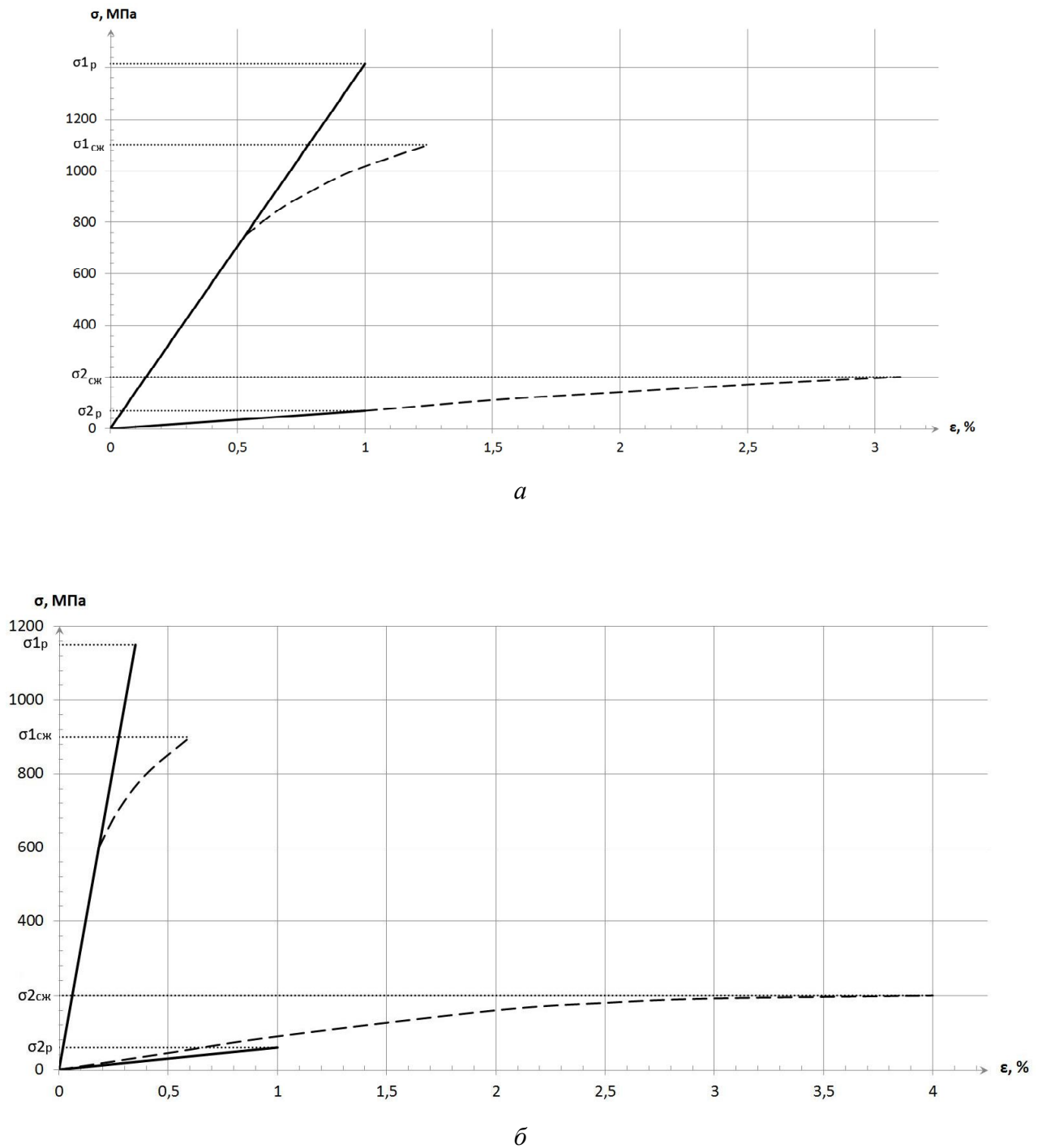


Рис. 3.2 Диаграммы « σ - ϵ » однонаправленного углепластика при нагружении в плоскости слоя [12]:

a – углеволокна высокой прочности + эпоксидная смола;

б – углеволокна с высоким модулем упругости + эпоксидная смола;

— растяжение;

- - - сжатие.

Кривые деформирования (см. рис. 3.2) показывают, что:

- при продольном (в направлении армирования) растяжении (σ_{1p}) зависимость « σ - ε » линейна до разрушения³;
- при продольном сжатии ($\sigma_{1сж}$) кривая « σ - ε » обладает слабой нелинейностью;
- при поперечном (перпендикулярно армированию) растяжении (σ_{2p}) зависимость « σ - ε » почти линейна до разрушения;
- при поперечном сжатии ($\sigma_{2сж}$) кривая « σ - ε » обладает некоторой нелинейностью;
- диаграмма « σ - ε » при продольном растяжении определяется в основном свойствами волокон, в то время как вид остальных диаграмм существенно зависит от матрицы.

Как отмечено выше, число показателей, характеризующих прочность и упругость КМ, значительно больше, чем у металлических материалов. Кроме того, для КМ представляет бóльшую сложность и сам процесс экспериментального определения указанных характеристик даже на образцах, не говоря уже об установлении свойств КМ на натуральных конструкциях.

Как следствие, имеющиеся данные о *фактических (полученных экспериментально)* свойствах КМ весьма ограничены и носят, как правило, частный (для конкретных изделий и конкретных производств) характер. А получаемые *теоретические* показатели свойств КМ, рассчитываемые по характеристикам исходных волокон и смол, могут, по-видимому, рассматриваться лишь как прогнозируемые и предназначенные только для использования в процессе предварительных проектно-конструкторских оценок (в случае отсутствия фактических свойств).

Собранные из разных источников физико-механические характеристики некоторых КМ и типовых металлических материалов сведены в табл. 3.1.

³ Полимерные КМ при растяжении *под углом к направлению армирования* имеют нелинейный характер диаграммы « σ - ε » [17].

Сравнение физико-механических характеристик однонаправленных стекло-, органо- и углепластиков и металлических материалов ($t = 20^{\circ}\text{C}$)

Таблица 3.1

Материал	Плотность ρ , г/см ³	Растяжение					Сжатие					Источник
		Пределы прочности		Модули Юнга		Относит. удлинение ε_{1p} , %	Пределы прочности		Модули Юнга		Относит. удлинение $\varepsilon_{1сж}$, %	
		σ_{1p} , МПа	σ_{2p} , МПа	E_{1p} , МПа	E_{2p} , МПа		$\sigma_{1сж}$, МПа	$\sigma_{2сж}$, МПа	$E_{1сж}$, МПа	$E_{2сж}$, МПа		
Стеклопластики												
ВМС+ЭДТ-10	2,1	1500	50			2,5	600	150	$5,6 \cdot 10^4$	$1,0 \cdot 10^4$		[13]
М-11+эпокс.	2,2	2150		$7,26 \cdot 10^4$								[5]
ВМП+эпокс.	2,1	2350		$6,47 \cdot 10^4$								[5]
S2+ЭДТ-10	1,96- 2,02	1540- 2000	41- 82	$5,0 \cdot 10^4$ - $5,9 \cdot 10^4$	$1,6 \cdot 10^4$ - $2,0 \cdot 10^4$		690- 1240	110- 200				[14]
Стеклопластик	2,1	1750	34	$5,7 \cdot 10^4$	$0,9 \cdot 10^4$		650					[3]
Органопластики												
СВМ+ЭДТ-10	1,4	1400	50			2.1	600	150	$5,5 \cdot 10^4$	$1,0 \cdot 10^4$		[13]
СВМ+эпокс.	1,3	1470		$5,9 \cdot 10^4$								[5]
Кевлар-49+эп.	1,3	1370		$8,0 \cdot 10^4$								[5][7]
Кевлар-49+эп.	1,3	3600*		$12 \cdot 10^4$ *								[8]
Органопластик	1,38	1800	28	$7,2 \cdot 10^4$	$0,49 \cdot 10^4$		280					[3]
Углепластики												
ВМН4+УП632	1,55	700	50			0,5	300	150	$16 \cdot 10^4$	$1,0 \cdot 10^4$		[13]
ВМН4+эпокс.	1,55	1000	100			1,5	600	300	$16 \cdot 10^4$	$1,0 \cdot 10^4$		[11]
ВМН4+эпокс.		1200		$25 \cdot 10^4$		0,5	600		$20 \cdot 10^4$			[11]
М60J+эпокс.		1760		$33 \cdot 10^4$		0,5	780		$32 \cdot 10^4$			[11]
УШ-70А+эп.		1960		$43 \cdot 10^4$		0,4	460		$41 \cdot 10^4$			[11]
T700+ЭДТ-10	1,45- 1,55	1800- 1850	70	$15,5 \cdot 10^4$	$16,5 \cdot 10^4$	1,7	500- 1570	170				[14]
Металлы и сплавы												
Сплав алюм. АМг-6М	2,64	$\sigma_n = 120$ МПа $\sigma_{0,2} = 160$ МПа $\sigma_B = 320$ МПа		$E = 6,8 \cdot 10^4$ МПа		$\varepsilon = 15\%$	$\sigma_n = 120$ МПа $\sigma_{0,2} = 160$ МПа $\sigma_B = 320$ МПа		$E = 6,8 \cdot 10^4$ МПа		$\varepsilon = 15\%$	[15]
Сплав алюм. АМг-6Н (30%)	2,64	$\sigma_n = 240$ МПа $\sigma_{0,2} = 320$ МПа $\sigma_B = 420$ МПа		$E = 6,8 \cdot 10^4$ МПа		$\varepsilon = 6\%$	$\sigma_n = 240$ МПа $\sigma_{0,2} = 320$ МПа $\sigma_B = 420$ МПа		$E = 6,8 \cdot 10^4$ МПа		$\varepsilon = 6\%$	[15]
Сплав алюм. Д16АТ	2,8	$\sigma_n = 145$ МПа $\sigma_{0,2} = 275$ МПа $\sigma_B = 415$ МПа		$E = 7,0 \cdot 10^4$ МПа		$\varepsilon = 13\%$	$\sigma_n = 145$ МПа $\sigma_{0,2} = 275$ МПа $\sigma_B = 415$ МПа		$E = 7,0 \cdot 10^4$ МПа		$\varepsilon = 13\%$	[15]
Сплав алюм. В95Т1	2,85	$\sigma_n = 360$ МПа $\sigma_{0,2} = 470$ МПа $\sigma_B = 520$ МПа		$E = 7,0 \cdot 10^4$ МПа		$\varepsilon = 5\%$	$\sigma_n = 360$ МПа $\sigma_{0,2} = 470$ МПа $\sigma_B = 520$ МПа		$E = 7,0 \cdot 10^4$ МПа		$\varepsilon = 5\%$	[15]
Высокопрочные стали	7,8- 8,0	$\sigma_n = 900$ - 1300 МПа $\sigma_{0,2} = 1000$ - 1500 МПа $\sigma_B = 1200$ - 2000 МПа		$E = 19,5 \cdot 10^4$ - $22,0 \cdot 10^4$ МПа		$\varepsilon = 8$ - 16%	$\sigma_n = 900$ - 1300 МПа $\sigma_{0,2} = 1000$ - 1500 МПа $\sigma_B = 1200$ - 2000 МПа		$E = 19,5 \cdot 10^4$ - $22,0 \cdot 10^4$ МПа		$\varepsilon = 8$ - 16%	[15]

* Пропитанная эпоксидной смолой пряжа (Epoxy-impregnated Strands, ASTM D2343 [8]).

Учитывая специфику прочностных и упругих свойств КМ, а также первостепенную важность *критерия минимальной массы* при проектировании и конструировании тонкостенных оболочечных и других конструкций летательных аппаратов, целесообразно для оценки весовой эффективности КМ по сравнению с металлическими материалами воспользоваться обобщенными показателями удельной прочности и удельной жесткости.

Как известно, для сравнения *удельной прочности* материалов используется выражение

$$[\sigma]/\rho, \quad \text{где } [\sigma] \text{ – допускаемое напряжение.}$$

При этом следует учитывать такие особенности конструкций и условия их работы под нагрузкой.

а) Если конструкция растянута (например, растянутый стержень или оболочка под внутренним давлением), в качестве допускаемых напряжений обычно принимают предел прочности. В таком случае показатели удельной прочности для металлических материалов и для КМ будут иметь вид σ_B/ρ и σ_{1p}/ρ соответственно.

б) Если же тонкостенная конструкция сжата и при этом не нарушается устойчивость, то, как правило, для металлов и сплавов принято не превышать в ней напряжений предела (условного предела) текучести. При этом вид формул удельной прочности для металлических материалов будет $\sigma_{T(0,2)}/\rho$, а для композитов, практически не имеющих предела (условного предела) текучести (см. рис. 3.2), соответственно $\sigma_{1сж}/\rho$.

Для определения *удельной жесткости* растянутых конструкций применяют обычно показатели E/ρ для металлических материалов и E_{1p}/ρ для композитов.

Если же конструкция сжимается и при этом работает только на прочность (т.е. не подвержена потере устойчивости), удельная жесткость металлических материалов будет характеризоваться тем же показателем E/ρ , а композиты - $E_{1сж}/\rho$.

Несколько сложнее сравнивать по удельной жесткости материалы сжатых конструкций, определяющей формой потери несущей способности которых является потеря устойчивости. Здесь часто используют показатель удельной жесткости, который в общем виде выражается формулой

$$E_{(пр)}^\lambda / \rho.$$

В этой формуле значение показателя степени λ зависит от ряда параметров. Так, например, для цилиндрических и конических оболочек, нагруженных осевым сжатием, а также для сферических оболочек под внешним давлением $\lambda=1/2$, а для цилиндрических и конических оболочек, нагруженных внешним давлением, $\lambda=2/5$. Величина λ определяется видом зависимостей для критических осевых сжимающих сил $T_{кр}$ и внешнего давления $p_{кр}$ оболочек разных геометрических форм. (Формулы для расчета критических сил и давлений приведены в части II данной работы).

Под величиной $E_{(пр)}$ в формуле удельной жесткости подразумевается: для металлических материалов модуль Юнга E , а для КМ - это так называемый приведенный модуль $E_{пр}$.

Чтобы определить приведенный модуль $E_{пр}$ композита, необходимо знать значения модулей упругости как в направлении армирования, т.е. $E_{1сж}$, так и в направлении, перпендикулярном армированию⁴, т.е. $E_{2сж}$.

Обычно выражения для приведенного модуля $E_{пр}$, используемого при сравнении композиционных материалов, принимаются в виде:

$$E_{пр} = (E_{1сж} \cdot E_{2сж})^{1/2} \text{ - для цилиндрических и конических оболочек,}$$

нагруженных осевым сжатием, а также для сферических оболочек под внешним давлением;

$$E_{пр} = (E_{1сж}^3 \cdot E_{2сж})^{1/4} \text{ - для цилиндрических и конических оболочек,}$$

нагруженных внешним давлением.

⁴ Если направление армирования КМ не совпадает с продольной осью оболочки, т.е. угол ориентации волокон (угол намотки) φ лежит в пределах $0 < \varphi < 90^\circ$, то вместо модулей $E_{1сж}$ и $E_{2сж}$ следует использовать значения модулей КМ в направлении главных осей оболочки E_α и E_β (см. выше, рис. 1.2 и 1.3). Однако такой подход служит для определения показателя удельной жесткости композиционного материала конкретной конструкции и применяется, обычно, при выборе рациональных углов φ .

В целом, учитывая приведенные выше значения показателя λ , формулы удельной жесткости КМ будут иметь вид:

$$\begin{aligned} & ((E_{1сж} \cdot E_{2сж})^{1/2})^{1/2} / \rho \text{ - для цилиндрических и конических оболочек,} \\ & \text{нагруженных осевым сжатием, а также для} \\ & \text{сферических оболочек под внешним давлением;} \\ & ((E_{1сж}^3 \cdot E_{2сж})^{1/4})^{2/5} / \rho \text{ - для цилиндрических и конических оболочек,} \\ & \text{нагруженных внешним давлением.} \end{aligned}$$

Следует отметить, что приведенные формулы (хоть и отражают в полной мере физическую сущность работы оболочек под нагрузкой) малопригодны из-за своей громоздкости для целей сравнения удельной жесткости материалов. Указанное сравнение становится более простым и наглядным, если в формуле удельной жесткости сжатых оболочек, выполненных из композитов или металлических материалов, принять показатель степени $\lambda=1$. Тогда можно воспользоваться выражениями

$$E_{пр} / \rho \text{ – для КМ и } E / \rho \text{ – для металлов и сплавов.}$$

Также следует отметить, что для удобства сравнения любых материалов (как металлических, так и композитных) путем наглядной физической интерпретации показателя *удельной прочности* целесообразно вместо плотности ρ , измеряемой в системе СИ в кг/м^3 , принять удельный вес γ в Н/м^3 ($\gamma = \rho \cdot g$, где g – ускорение свободного падения). В этом случае предел прочности σ в Н/м^2 , деленный на удельный вес γ в Н/м^3 , даст показатель удельной прочности σ/γ в единицах длины (например в км). Такая суть показателя удельной прочности материала при растяжении, как известно, имеет следующую интерпретацию: - это *длина* стержня (или нити) любого, но постоянного сечения из данного материала, при которой тот (та) рвется под собственным весом, если стержень (нить) подвесить в поле земного тяготения.

Учитывая изложенное выше и используя данные таблиц 2.1, 2.2, 2.3 и 3.1 были вычислены удельные показатели прочности и жесткости некоторых, волокон (нитей), однонаправленных КМ и металлических материалов. Результаты вычислений сведены в таблицу 3.2.

Показатели удельной прочности и удельной жесткости стеклянных, органических и углеродных волокон (нитей), однонаправленных стекло-, органо- и углепластиков, а также типовых металлических конструкционных материалов

Таблица 3.2

Марка волокон/ материала	Удельная прочность			Удельная жесткость			
	Волокно (нить) при растяжении	КМ при растяжении	КМ при сжатии	Волокно (нить) при растяжении	КМ при растяжении	КМ в сжатой осевой силовой цилиндр. или конич. оболочке и в сферич. оболочке под внешним давлением	КМ в сжатой внешней давлением цилиндр. или конич. оболочке
	$\sigma/(\rho \cdot g)$, КМ	$\sigma_{1p}/(\rho \cdot g)$, КМ	$\sigma_{1сж}/(\rho \cdot g)$, КМ	$E/(\rho \cdot g)$, КМ	$E_{1p}/(\rho \cdot g)$, КМ	$E_{np} = (E_{1сж} \cdot E_{2сж})^{1/2} / (\rho \cdot g)$, КМ	$E_{np} = (E_{1сж}^3 \cdot E_{2сж})^{1/4} / (\rho \cdot g)$, КМ
Стекловолокна и однонаправленные стеклопластики							
ВМС+ЭДТ-10		73	29			$1,15 \cdot 10^3$	$1,77 \cdot 10^3$
ВМП+эпокс.	188	114		$3,8 \cdot 10^3$	$3,14 \cdot 10^3$		
Органоволокна и однонаправленные органопластики							
СВМ+ЭДТ-10 [5]	197	108	44	$8,3 \cdot 10^3$	$4,6 \cdot 10^3$	$1,7 \cdot 10^3$	$2,6 \cdot 10^3$
СВМ+ЭДТ-10 [6]	270-297	190-220					
Кевлар-49+эпокс [5]	197	102		$9,2 \cdot 10^3$	$5,9 \cdot 10^3$		
Кевлар-49+эпокс [8]	212-256	282			$9,4 \cdot 10^3$		
Углеволокна и однонаправленные углепластики							
ВМН-4+УП632	176	46	20	$28 \cdot 10^3$		$2,6 \cdot 10^3$	$5,3 \cdot 10^3$
ВМН-4+эпокс.	176	65	40	$28 \cdot 10^3$		$3,0 \cdot 10^3$	$6,2 \cdot 10^3$
М60J+эпокс.	207	116	51	$31 \cdot 10^3$		$3,7 \cdot 10^3$	$8,8 \cdot 10^3$
YSH-70A +эпокс.	168			$34 \cdot 10^3$		$4,1 \cdot 10^3$	$10 \cdot 10^3$
T1000G +эпокс.	360	200		$17 \cdot 10^3$	$10,9 \cdot 10^3$		
Металлы и сплавы							
Сплав алюм. АМг6М	$\sigma_{0,2}/(\rho \cdot g) = 6,2$ км $\sigma_B/(\rho \cdot g) = 12,4$ км			$E/(\rho \cdot g) = 2,6 \cdot 10^3$ км			
Сплав алюм. АМг6Н(30%)	$\sigma_{0,2}/(\rho \cdot g) = 12,4$ км $\sigma_B/(\rho \cdot g) = 16,2$ км			$E/(\rho \cdot g) = 2,6 \cdot 10^3$ км			
Сплав алюм. Д16АТ	$\sigma_{0,2}/(\rho \cdot g) = 10,4$ км $\sigma_B/(\rho \cdot g) = 15,9$ км			$E/(\rho \cdot g) = 2,6 \cdot 10^3$ км			
Сплав алюм. В95Т1	$\sigma_{0,2}/(\rho \cdot g) = 16,8$ км $\sigma_B/(\rho \cdot g) = 18,6$ км			$E/(\rho \cdot g) = 2,5 \cdot 10^3$ км			
Высокопрочные стали	$\sigma_T/(\rho \cdot g) = 13,1 \dots 19,1$ км $\sigma_B/(\rho \cdot g) = 15,7 \dots 25,5$ км			$E/(\rho \cdot g) = 2,5 \dots 2,8 \cdot 10^3$ км			

Сравнение приведенных в таблице 3.2 характеристик однонаправленных КМ показывает следующее.

Лучшим по *удельной прочности при растяжении* является *органопластик* Кевлар-49 (его препрег), если исходить из данных разработчика волокон фирмы Du Pont [8], (см. табл. 2.2 и 3.1). Его несущая способность на разрыв исключительно высока и достигает уровня прочности волокон. Имеющиеся другие источники информации дают удельную прочность того же органопластика Кевлар-49 и его волокон значительно ниже. В то же время согласно [6] органопластик СВМ имеет прочность волокон даже выше, чем Кевлар-49 [8], но уступает ему по удельной прочности КМ.

Очень эффективными по *удельной прочности при растяжении* представляются *углепластики* типа T1000G, у которых этот показатель достаточно высок. При этом демонстрируемое значение удельной прочности самих волокон T1000G уникально высоко, что свидетельствует об их перспективности.

Из таблицы 3.2 также видно, что по удельной прочности на растяжение все композиты имеют 2-х, 3-х и даже 5-и кратное преимущество по сравнению с металлическими материалами. *Это определяет наиважнейшее достоинство КМ в части возможного их применения с целью снижения массы растянутых конструкций*. Примерами указанных конструкций являются: а) достаточно теоретически изученные и технологически отработанные корпуса твердотопливных двигателей, нагруженные высоким внутренним давлением, а также б) находящиеся на стадии конструкторской разработки и экспериментальных исследований топливные баки ракет с криогенными компонентами (см., например, Composite Cryotank Project [4]).

Что касается *удельной прочности при сжатии*, то у всех композитов она ниже, чем удельная прочность при растяжении.

Работающие на сжатие конструкции из КМ *теоретически* могут дать 2...3-х кратный выигрыш по массе в сравнении с металлическими (см. показатель удельной прочности на сжатие $\sigma_{1сж}/(\rho \cdot g)$), но при этом должна быть обеспечена их устойчивость. Как известно, необходимая для повышения устойчивости жесткость типовых для ракетно-космической техники оболочечных конструкций достигается двумя способами: *во-первых* – применением материала с более высоким модулем упругости и, *во-вторых* – увеличением момента инерции поперечного сечения. Второй способ повышения устойчивости связан с применением подкрепленных ребрами или трехслойных с легким наполнителем оболочечных конструкций с разнесенной площадью поперечного сечения несущих стенок и будет рассмотрен в соответствующих разделах части II и части IV данной работы.

Согласно первому способу повышения устойчивости (т.е. по величине модуля упругости) более эффективным по массе будет материал с бóльшей удельной жесткостью. Как видно из таблицы 3.2, лучшими КМ по этому показателю являются *углепластики*, особенно современные на основе высокомодульных волокон типа M60J или YSH-70A. Но даже уникально высокие свойства волокон после пересчета их на показатель удельной жесткости КМ способны дать *теоретический* выигрыш лишь в ~1,5 раза по массе сжатых осевой силой цилиндрических (конических) оболочек или сферических оболочек под внешним давлением. Для сжатых внешним давлением оболочек в виде цилиндров или конусов указанный массовый выигрыш несколько выше.

Примечателен и тот факт, что удельная жесткость материала $E_{пр}/(\rho \cdot g)$ сжатых оболочек, выполненных из стекло- и органопластиков, оказывается на уровне и даже несколько ниже удельной жесткости материала $E/(\rho \cdot g)$ сжатых оболочек из традиционных металлов и сплавов.

3.3 Влияние повышенных и низких температур на свойства материалов

Известно, что при нагреве металлических материалов они теряют свою прочность и упругость, а воздействие криогенных температур, наоборот, приводит к возрастанию свойств. На рис. 3.3 показаны заимствованные из [13] и [15] зависимости показателей прочности и модуля Юнга от температуры для типовых алюминиевых сплавов.

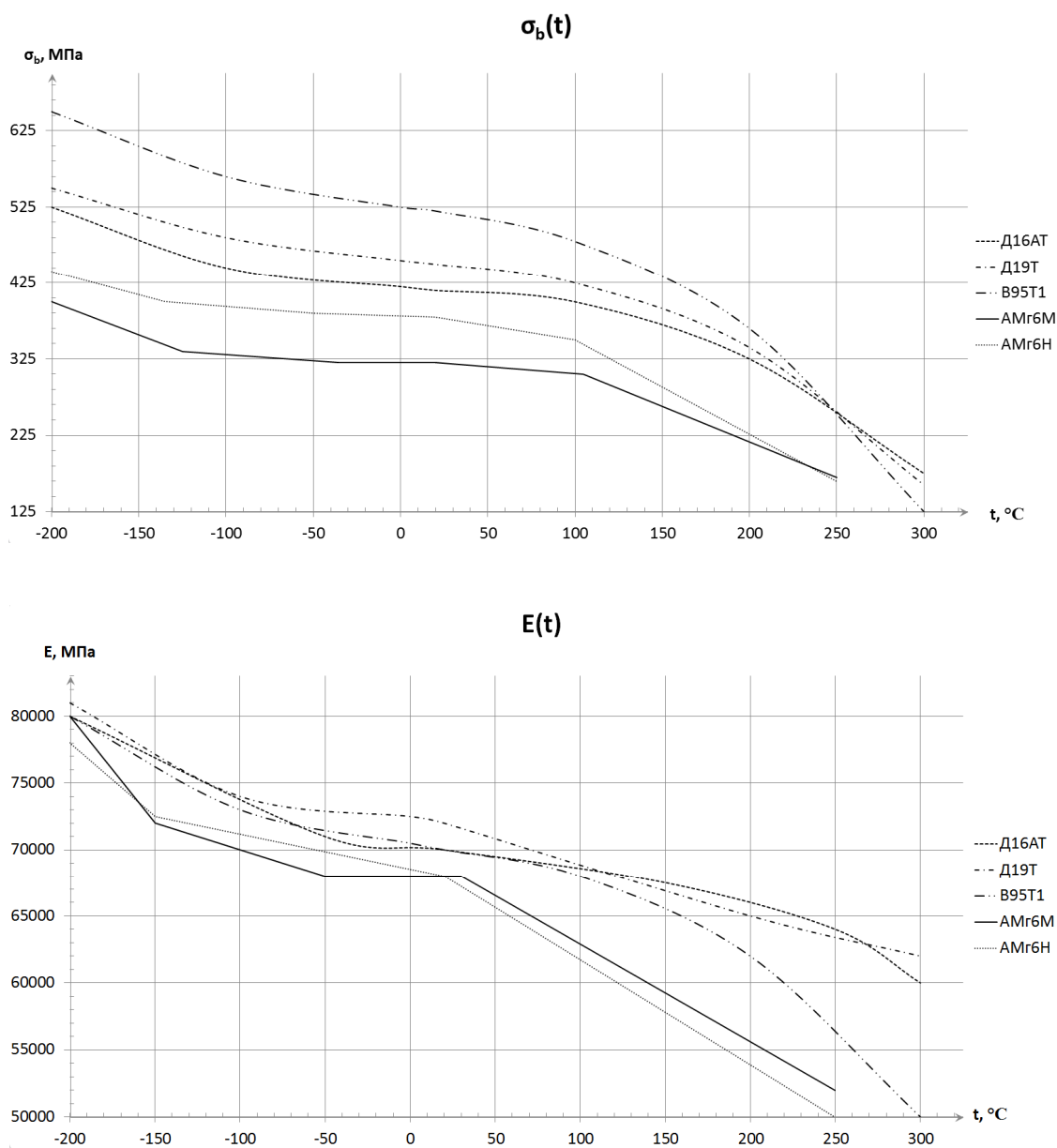


Рис. 3.3 Зависимости свойств алюминиевых сплавов от температуры

В практике проектирования конструкций корпусов летательных аппаратов рекомендуется в качестве верхней эксплуатационной температуры принимать для магниевых (сплавов типа АМгб) значения $t = 150 \dots 200^\circ\text{C}$, а для дюралей (сплавов типа Д16, Д19) и сплавов типа В95Т1 значения $t = 200 \dots 250^\circ\text{C}$.

Композиционные материалы при повышенных и низких температурах ведут себя аналогичным образом, но характер зависимостей несколько иной. Изменение прочностных и упругих свойств КМ от температуры зависит, в первую очередь, от *свойств матрицы*.

Разработано несколько связующих, позволяющих эксплуатировать КМ при различных температурах (см. рис. 3.4).

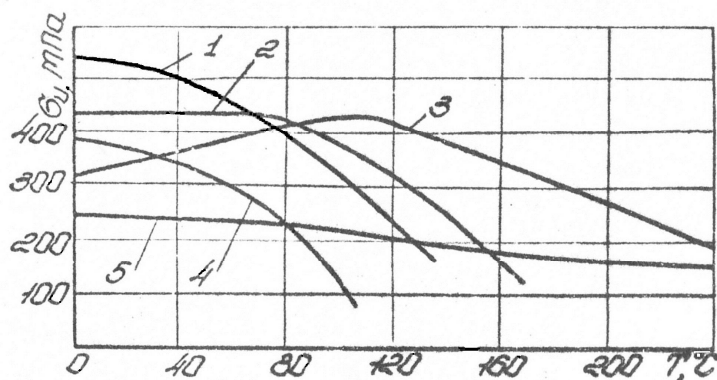


Рис. 3.4 Зависимость изгибной прочности стеклопластиков от температуры [16]:

- 1 – эпоксидное связующее ; 2 – термостойкое полиэфирное;
- 3 – термостойкое фенольное; 4 – обычное полиэфирное;
- 5 – кремнийорганическое

Имеется ряд специальных термостойких связующих (полиимидные, бисмалеимидные, модифицированные эпоксидные) с температурой применения КМ на их основе до $250 \dots 300^\circ\text{C}$. Однако прослеживается закономерность - большее падение прочностных свойств присуще более пластичным матрицам, к которым относятся обычные эпоксидные смолы. Так, относительное удлинение связующего на основе ЭДТ-10 составляет $3 \dots 9\%$, а у связующего на основе фенольной или кремнийорганической смол этот показатель равен $0,3 \dots 0,5\%$. Большая хрупкость термостойких смол является основной причиной того, что в оболочечных конструкциях корпусов ракет из КМ отдается предпочтение традиционным эпоксидным связующим.

По сравнению с эпоксидной матрицей *волокна КМ* более стойки к температурным воздействиям.

Так, свойства *стекловолокон* практически неизменны до 200°C и начинают интенсивно изменяться только при превышении температуры 300°C. Температура размягчения (начала плавления) стекла разных марок составляет 600...900°C.

Органоволокна сохраняет прочностные характеристики до температуры 180°C. При более высоких температурах (~ 450°C) органоволокна, не плавясь, карбонизируются.

Механические характеристики *углеродных волокон* сохраняются неизменными при температурах до 450°C. Предельными для углеволокон считаются температуры $\geq 3500^\circ\text{C}$.

По причине отсутствия (или недоступности) систематизированных данных как теоретического, так и экспериментального характера не представляется возможным построить даже иллюстративные зависимости изменения прочностных и упругих свойств КМ от температуры для наиболее употребительных в ракетной технике стекло-, органико- и углепластиков. Из общих указаний, полученных на основе испытаний ограниченного числа специфичных марок композитов (см., например, [3], [16], [17]), можно сделать вывод о том, что для КМ с эпоксидными матрицами не рекомендуется превышать температуру 80...100°C.

В отдельных случаях допускаются рабочие температуры КМ в 150-180°C. В диапазоне указанных температур относительно неизменным остается у КМ только модуль упругости при растяжении вдоль волокон (E_{1p}), а остальные свойства снижаются. При этом степень снижения свойств КМ в направлении, перпендикулярном армированию, значительно выше, чем в направлении армирования, что обусловлено быстрым падением работоспособности эпоксидной матрицы.

По сравнению с нормальной температурой при температуре в 100°C снижение показателей прочности и упругости эпоксидных однонаправленных КМ вдоль волокон составляет 0...10%, а падение тех же показателей у тех же КМ поперек волокон достигает 50%.

В практике проектирования и конструирования оболочечных конструкций ракет часто применяется подход, заключающийся в тепловой защите рабочих слоев КМ, с целью ограничения их температур до уровня верхних эксплуатационных. В зависимости от направления и интенсивности тепловых потоков необходимая *теплостойкость КМ* в составе таких оболочек может обеспечиваться двумя способами:

- а) нанесением на внешнюю и/или внутреннюю поверхность оболочек специальных теплозащитных покрытий (ТЗП);
- б) применением дополнительных (к силовым) слоев КМ, выполняющих роль теплозащиты.

Пакет «ТЗП + композит» оказывается, как правило, более эффективным в весовом отношении решением. Однако во многих случаях вместо ТЗП применяют дополнительные слои КМ, что целесообразно благодаря низкой температуропроводности и теплопроводности стекло-, органо и углепластиков (см. табл. 3.3). Важным преимуществом такого способа теплозащиты является снижение трудозатрат на изготовление изделий из КМ.

Сравнение теплофизических свойств металлических материалов и КМ на эпоксидном связующем [16]

Таблица 3.3

Материал	Коэффициент температуропроводности, $\text{м}^2/\text{с}\cdot 10^{-7}$	Коэффициент теплопроводности, $\text{Вт}/(\text{м}\cdot\text{К})$	Удельная теплоемкость, $\text{кДж}/(\text{кг}\cdot\text{К})$
<i>Композиционные материалы</i>			
Стеклопластик	2,22	0,4	1,0
Органопластик	0,75	0,15	1,67
Углепластик	3,55	0,67	1,3
<i>Металлические материалы</i>			
Сплав алюм. Д16	585	150	0,9
Сплав титана	46	10	0,52
Сталь 30ХГСА	100	39	0,5

С понижением температур до криогенных наблюдается, как правило, повышение свойств КМ: прочностных – в большей степени, а упругих – в меньшей [6] [16], [17]. Из-за весьма ограниченного числа и отрывочного характера доступных сведений по данному вопросу получить количественные оценки степени упрочнения и/или ужесточения КМ не представляется возможным без проведения экспериментальных исследований.

Примечательно, что КМ обладают большой анизотропией коэффициентов линейного расширения α_1 (вдоль волокон) и α_2 (поперек волокон). Так значение α_1 углепластика и органопластика отрицательно, а α_2 - положительно (в стеклопластике α_1 и α_2 разные, но оба положительны). Подбирая схему армирования, угле- или органопластика можно достичь $\alpha = 0$ в заданном направлении, т.е. создать *термонейтральную по деформации структуру*, например, для обеспечения высокой стабильности положения сверхточных датчиков на летательном аппарате в космических условиях (см., например, [3], [20], [21]).

3.4 Сравнительная оценка стоимости композиционных и металлических материалов. Экономическая эффективность использования КМ в конструкциях корпуса ракет-носителей

Стоимость компонентов КМ по сравнению со сталями и алюминиевыми сплавами достаточно высока (см. табл. 3.4). Стекланные, органические и углеродные волокна, а также эпоксидные смолы композиционных материалов имеют существенно бóльшую цену. Особенно высокой стоимостью отличаются высокопрочные волокна, а также волокна, обладающие более высоким модулем упругости, цена которых превосходит обычные в несколько раз. А сверхвысокомодульные углеродные пековые волокна могут быть дороже высококомодульных волокон более чем на порядок.

Средняя стоимость конструкционных материалов [6], [10]

Таблица 3.4

Материал	Стоимость (на 2005г.), \$/кг
<i>Металлические материалы</i>	
Листовая углеродная сталь	0,65-0,7
Листовая нержавеющая сталь	1,75-2,0
Листовой алюминий (серия 2000)	3,40-4,00
Алюминиевые сплавы 7075 и 2024 (аналоги В95 и АМг6)	4,4-4,6
<i>Полимерные связующие (смолы)</i>	
Ненасыщенные полиэфирные	2,75-5,50
Эпоксидные	7,0-30
<i>Волокна стеклянные</i>	
«Е»-стекло (стекло с улучшенными электрическими свойствами)	1,50-2,0
«S»-стекло (стекло высокой прочности и жесткости)	13-20
<i>Волокна органические</i>	
Кевлар-29	27-32
Кевлар-49	30-35
<i>Волокна углеродные</i>	
Квалифицированные (6К)	45-50
Высокомодульные (400 ГПа)	90-120
Сверхвысокомодульные (700 ГПа)	400-1800

Наряду со стоимостью волокон и смолы стоимость материала в композиции должна включать также затраты на изготовление КМ. Поэтому цена КМ по своей структуре принципиально отличается от цены металлических материалов, что существенно усложняет сравнение.

Для КМ, применяемых взамен металлов и сплавов, характерно увеличение стоимости составляющих конструкцию деталей, в то время как сборочные работы удешевляются. В таблице 3.5 приведен пример соотношения стоимостей металлической и углепластиковой конструкции фюзеляжа самолета [6].

Сравнительная структура (в %) стоимости металлических конструкций и конструкций ЛА из композиционных материалов

Таблица 3.5

Тип материала	Стоимость деталей	Стоимость сборочных работ	Общая стоимость
Металлы	39	61	100
Высокопрочные композиционные материалы	65	35	100

Что касается абсолютных цен на материалы, применяемые в различных конструкциях, можно привести лишь некоторые приближенные данные [10].

Средние цены углепластиков в целом по промышленности в течение 2000-2010 годов оставались почти неизменными и составляли ~ 150...900 \$/кг. На авиационном и космическом рынке их уровень оценивается в 350...4000 \$/кг.

Примерная цена углепластика в изготовленных корпусах ракетного двигателя составляет ~ 990 \$/кг, а в изделиях коммерческой авиации ~ 1200 \$/кг.

В то же время относительная цена общепромышленных клепаных и сварных алюминиевых изделий, полученная путем деления их средней стоимости на массу конструкции, составляет 7...100 \$/кг. Исходя из того, что по сравнению с общепромышленными ценами цены в ракетно-космической отрасли значительно выше, то их уровень предположительно находится в пределах 20...350 \$/кг, а типовые корпусные ракетные металлические конструкции могут быть оценены в ~ 100 \$/кг.

Таким образом, для предварительных проектно-конструкторских оценок ракетных конструкций (когда отсутствует возможность расчета сметной стоимости материалов и работ) можно принять в первом приближении отношение стоимости единицы массы изделия из типовых металлических материалов к стоимости единицы массы того же изделия из КМ как 1 к 5...10. Нижнее значение указанного диапазона стоимостей КМ соответствует прочным стеклопластикам, а верхнее – высококомодульным (но не пековым) углепластикам.

Необходимо дополнительно отметить, что относительно высокая нынешняя цена композитов в ракетно-космической отрасли обусловлена, в первую очередь, меньшими объемами их производства по сравнению с металлическими материалами. Однако темпы роста применения КМ в последние годы значительно повысились. Согласно [6] ежегодный прирост

производства углеродных волокон составляет $\sim 10\%$, а аэрокосмические предприятия Европы и США увеличили их потребление почти вдвое.

Показательны в этой связи результаты проектно-конструкторских и экспериментально-технологических работ (см. например [4]), согласно которым предполагается применение композитов взамен алюминиевых сплавов в конструкции баков ракет с криогенными компонентами. Бак в процесс изготовления его из композита показан на рис. 3.5.



Рис. 3.5 Изготовление композитного бака жидкого водорода [4]

Следует, однако, отметить, что применение композитов на баках, во-первых, сопряжено с необходимостью решения целого ряда технических и организационных проблем и, во-вторых, предполагает необходимость больших первоначальных финансовых и материальных вложений (подробнее об этом см. раздел 1.4, часть IV данной работы).

Стоимость, как параметр проектирования и конструирования, является объектом отдельного системного изучения и исследования. При этом следует исходить из того, что *для летательных аппаратов стоимость особым образом связана с массой конструкции.*

По данным [6] уменьшение массы конструкции на 1 кг стоит (за счет экономии топлива и других расходов) для гражданского самолета – 1000 \$, военного самолета – 3000 \$, вертолета – 3000 \$.

Для ракет-носителей одним из показателей экономической эффективности является стоимость выведения 1 кг полезного груза на заданную орбиту. Так, например, доставка ракетой Ариан-5 спутника на низкую околоземную орбиту оценивается в 10000 \$/кг, а на геостационарную орбиту – в 20000 \$/кг.

Величина стоимости выведения 1 кг полезного груза зависит от типа носителя, характеристик орбиты и ряда других параметров, в том числе массового совершенства конструкции корпуса.

Очевидно, что *высокая стоимость КМ и их компонентов может быть с избытком компенсирована существенным экономическим выигрышем за счет снижения массы конструкции и соответствующего увеличения массы выводимого на орбиту полезного груза.*

4 ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ФИЗИКО-МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ РАЗЛИЧНОЙ СТРУКТУРЫ

На начальных этапах проектирования и конструирования, как правило, *отсутствует достоверная информация о фактических (полученных экспериментально) характеристиках прочности и упругости КМ разрабатываемого изделия.* В лучшем случае весь перечень необходимых свойств, подтвержденных испытаниями образцов, моделей и натурных конструкций из КМ с учетом влияния технологии изготовления, может быть получен только после выпуска рабочей документации на штатные (либо опытно-конструкторские) изделия.

В некоторых случаях удастся воспользоваться *информационными источниками (справочниками и пр.) с характеристиками КМ,* полученными экспериментально для изделий-аналогов. Однако достаточная справочная база для КМ пока не создана.

При отсутствии прямых экспериментальных данных или справочных данных по фактическим характеристикам аналогичных структур *упруго-прочностные показатели КМ можно оценить теоретически*. Такие расчетные показатели следует рассматривать как первое приближение.

4.1 Приближенный расчет характеристик монослоя КМ

Учитывая конкретную проблематику данной работы для расчета характеристик монослоя КМ (т.е. слоя однонаправленной структуры, см. раздел I, рис. 1.2) используется простейшая микромодель композита (см., например, [3], [17], [18]). Согласно этой модели основным показателем однонаправленного композита является *относительное объемное содержание волокон в материале*. Теоретически объемное содержание волокон может изменяться от 0 (чистое связующее) до ~0,9 (наиболее плотная упаковка круглых волокон), но практически эта величина лежит обычно в пределах 0,6...0,7.

Модуль упругости первого рода (модуль Юнга) монослоя *в направлении волокон* (продольный модуль)

$$E_1 = E \cdot \theta + E_c(1 - \theta),$$

где E – модуль упругости армирующих волокон;

E_c – модуль упругости связующего (смолы);

θ - относительное объемное содержание наполнителя, т.е. армирующих волокон ($\theta = V/V_\Sigma$, где V – объем, занимаемый волокнами; V_Σ - общий объем).

Поскольку обычно модуль волокон E значительно больше модуля связующего E_c , то *можно воспользоваться еще более простой зависимостью*

$$E_1 \approx E \cdot \theta.$$

Модуль упругости первого рода монослоя *в направлении, перпендикулярном волокнам*, (поперечный модуль)

$$E_2 = \frac{\theta(k-1)+1}{[\theta+k(1-\theta)][\theta(k-1)+1]-\theta(1-\theta)(k\mu_c-\mu)^2},$$

где μ – коэффициент Пуассона армирующих волокон;

μ_c – коэффициент Пуассона связующего;

$$k=E/E_c.$$

Поперечный модуль упругости монослоя E_2 больше модуля упругости связующего E_c .

Модуль упругости второго рода (модуль сдвига) монослоя

$$G_{12} = \frac{E \cdot E_c}{2[E_c\theta(1+\mu)+E(1-\theta)(1+\mu_c]}.$$

Коэффициенты Пуассона монослоя

$$\mu_{12} = \mu\theta + \mu_c(1-\theta);$$

$$\mu_{21} = \frac{E \cdot E_c [\mu\theta + \mu_c(1-\theta)]}{[E_c\theta + E(1-\theta)] \cdot [E\theta + E_c(1-\theta)]}.$$

Поскольку монослой ортотропен, то должен соблюдаться постоянный упругий потенциал, т.е. $E_1\mu_{21} = E_2\mu_{12}$.

Следует отдельно отметить, что все существующие расчетные модели композитов (в т.ч. использованная выше) удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными только в отношении продольного модуля E_1 .

В отношении модулей E_2 и G_{12} результаты расчета и данные испытаний могут значительно (до 50%) отличаться [3].

Предел прочности монослоя в направлении волокон

$$\sigma_1 = \frac{\sigma}{E} [E\theta + E_c(1-\theta)],$$

где σ – предел прочности армирующих волокон;

Предел прочности монослоя в направлении, перпендикулярном волокнам

$$\sigma_2 = \sigma_c,$$

где σ_c – предел прочности связующего (смолы).

Предел прочности монослоя на сдвиг

$$\tau_{12} = \frac{\tau}{G} [G\theta + G_c(1-\theta)] = \frac{0,6 \cdot \sigma}{E} \left[E\theta + E_c(1-\theta) \frac{1+\mu}{1+\mu_c} \right],$$

где τ – предел прочности армирующих волокон на сдвиг;

G – модуль сдвига армирующих волокон;

G_c – модуль сдвига связующего (смолы).

Относительные деформации в монослое связаны с соответствующими напряжениями соотношениями обобщенного закона Гука для ортотропного материала

$$\varepsilon_1 = \frac{\sigma_1}{E_1} - \mu_{12} \frac{\sigma_2}{E_2};$$

$$\varepsilon_2 = \frac{\sigma_2}{E_2} - \mu_{21} \frac{\sigma_1}{E_1};$$

$$\gamma_{12} = \frac{\tau_{12}}{G_{12}}.$$

Механизмы исчерпания прочности КМ однонаправленной структуры весьма сложны даже при простом нагружении. Их теоретическое описание связано с большими трудностями, что существенно снижает точность прогнозирования.

Физическая сущность механизмов разрушения КМ состоит в следующем (см., например, [3] и др.).

При продольном растяжении происходит, как правило, разрыв волокон.

При продольном сжатии потеря прочности зависит от того, что явилось причиной разрушения: - разрушение волокон, разрушение связующего, нарушение сцепления волокон и матрицы или их сочетание.

Разрушение *при растяжении поперек волокон и сдвиге* связано, как правило, с разрушением матрицы (когезионная прочность) или с отслоением матрицы от волокон (адгезионная прочность)⁵.

Разрушение *при сжатии поперек волокон* происходит в результате скола под углом к направлению нагружения.

Теоретические значения прочностных и упругих свойств КМ, найденные по вышеприведенным формулам, в значительной степени приближены и могут быть рекомендованы только для предварительных оценок и качественного анализа.

4.2 О расчете характеристик многослойного КМ

Композиты однонаправленной структуры (монослойные) обладают высокими упругими и прочностными характеристиками только при нагружении вдоль волокон. При нагружении поперек волокон свойства монослоя КМ весьма низки, т.к. они определяются, в основном, свойствами матрицы. В этой связи композиты однонаправленной структуры, как правило, не могут обеспечить равнопрочность и соответственно минимум массы конструкции изделий РКТ, поэтому применяются достаточно редко (хотя такие конструкции предпочтительны по технологическим соображениям).

⁵ При использовании более сложной микромоделей монослоя, учитывающей не только объемное содержание, но и форму волокон и их взаимное расположение, прочность однонаправленного композита *при растяжении поперек волокон и сдвиге* может быть значительно меньше прочности матрицы по причине учета неравномерности (концентрации) напряжений.

Обычно типовые КМ представляют собой многослойный пакет, состоящий из нескольких (n) монослоёв однонаправленной структуры, имеющих различные толщины (δ_i) и различную угловую ориентацию армирующих волокон (угол φ_i) относительно взаимно-ортогональных осей α и β , см. рис. 4.1.

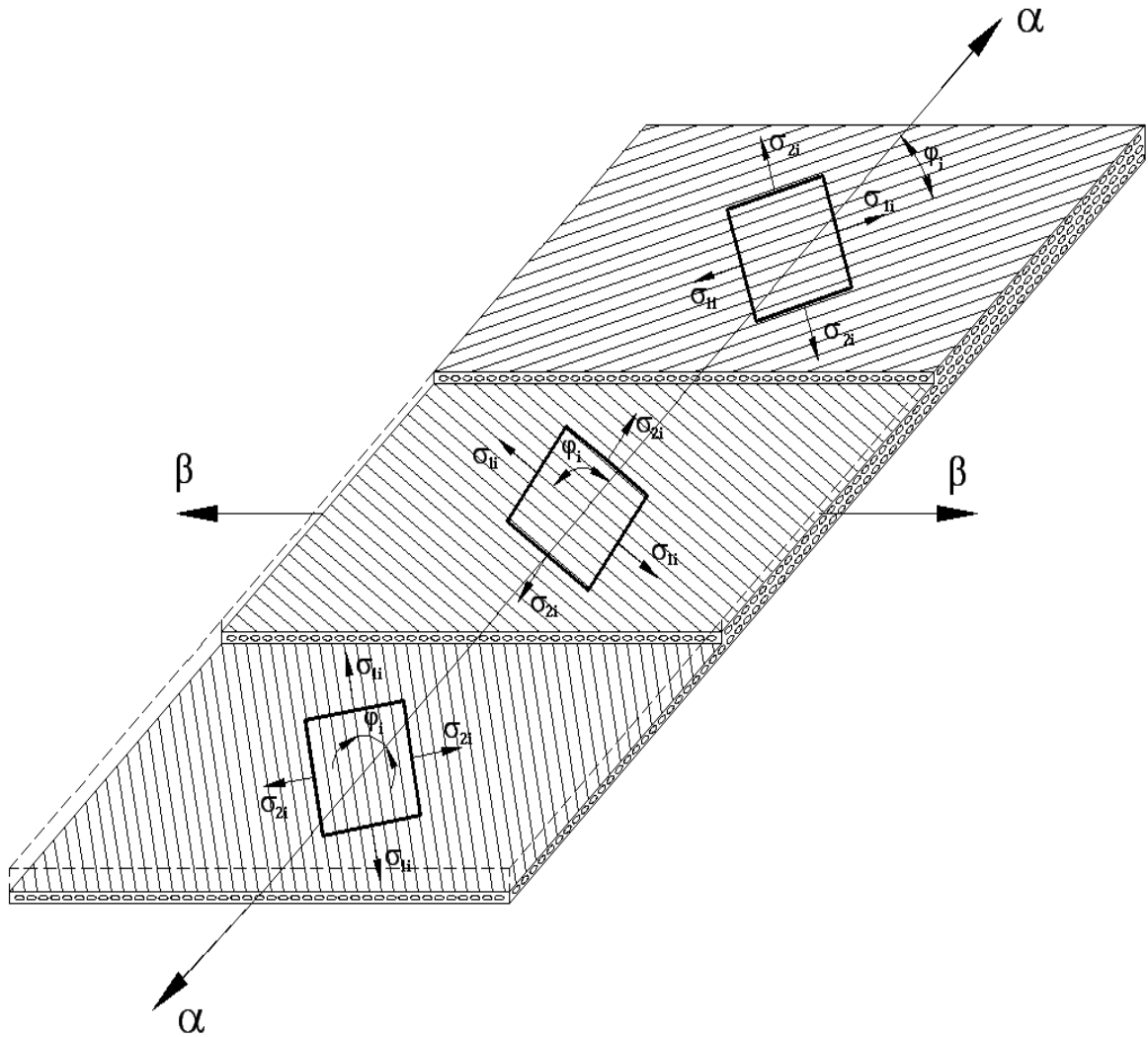


Рис. 4.1 Модель многослойного пакета КМ (макромодель)

Свойства многослойного материала определяются свойствами отдельных слоев и структурой пакета. Нижеприведенные формулы, заимствованные из [3] [17] и [18], позволяют выразить характеристики многослойного композита через его структурные параметры.

Средние по толщине многослойного пакета КМ модули упругости (E_α и E_β) и средний модуль сдвига ($G_{\alpha\beta}$) в системе координат α, β

$$E_\alpha = \frac{B}{B_{22}B_{33} - B_{23}^2};$$

$$E_\beta = \frac{B}{B_{11}B_{33} - B_{13}^2};$$

$$G_{\alpha\beta} = \frac{B}{B_{11}B_{22} - B_{12}^2},$$

где

$$B = \frac{1}{\delta_\Sigma} \left[(B_{11}B_{22} - B_{12}^2)B_{33} + 2B_{12}B_{13}B_{23} - B_{11}B_{23}^2 - B_{22}B_{13}^2 \right];$$

$$B_{11} = \sum_{i=1}^n \delta_i \left(\bar{E}_{1i} \cos^4 \varphi_i + 2\bar{E}_{1i}\mu_{12i} \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i + \bar{E}_{2i} \sin^4 \varphi_i + G_{12i} \sin^2 2\varphi_i \right);$$

$$B_{12} = B_{21} = \sum_{i=1}^n \delta_i \left[(\bar{E}_{1i} + \bar{E}_{2i}) \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i + \bar{E}_{1i}\mu_{12i} (\sin^4 \varphi_i + \cos^4 \varphi_i) - G_{12i} \sin^2 2\varphi_i \right];$$

$$B_{22} = \sum_{i=1}^n \delta_i \left(\bar{E}_{1i} \sin^4 \varphi_i + 2\bar{E}_{1i}\mu_{12i} \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i + \bar{E}_{2i} \cos^4 \varphi_i + G_{12i} \sin^2 2\varphi_i \right);$$

$$B_{13} = B_{31} = \sum_{i=1}^n \delta_i \sin \varphi_i \cos \varphi_i \left[\bar{E}_{1i} (1 - \mu_{12i}) \cos^2 \varphi_i - \bar{E}_{2i} (1 - \mu_{21i}) \sin^2 \varphi_i - 2G_{12i} \cos 2\varphi_i \right];$$

$$B_{23} = B_{32} = \sum_{i=1}^n \delta_i \sin \varphi_i \cos \varphi_i \left[\bar{E}_{1i} (1 - \mu_{12i}) \sin^2 \varphi_i - \bar{E}_{2i} (1 - \mu_{21i}) \cos^2 \varphi_i + 2G_{12i} \cos 2\varphi_i \right];$$

$$B_{33} = \sum_{i=1}^n \delta_i \left[(\bar{E}_{1i} + \bar{E}_{2i} - 2\bar{E}_{1i}\mu_{12i}) \sin^2 \varphi_i \cos^2 \varphi_i + G_{12i} \cos^2 2\varphi_i \right];$$

$$\bar{E}_{1i} = \frac{E_{1i}}{1 - \mu_{12i}\mu_{21i}};$$

$$\bar{E}_{2i} = \frac{E_{2i}}{1 - \mu_{12i}\mu_{21i}},$$

где φ_i - угол укладки i -го монослоя;

δ_i - толщина i -го монослоя;

δ_Σ - суммарная толщина многослойного пакета КМ.

Средние коэффициенты Пуассона многослойного пакета КМ

$$\mu_{\alpha\beta} = \frac{B_{12}B_{33} - B_{13}B_{23}}{B_{11}B_{33} - B_{13}^2};$$

$$\mu_{\beta\alpha} = \frac{B_{12}B_{33} - B_{13}B_{23}}{B_{22}B_{33} - B_{23}^2}$$

Соотношения, связывающие *средние напряжения в многослойном пакете* ($\sigma_\alpha, \sigma_\beta$ и $\tau_{\alpha\beta}$) с напряжениями в слоях (σ_{1i}, σ_{2i} и τ_{12i})

$$\sigma_\alpha = \sum_{i=1}^n \frac{\delta_i}{\delta_\Sigma} (\sigma_{1i} \cos^2 \varphi_i + \sigma_{2i} \sin^2 \varphi_i - \tau_{12i} \sin 2\varphi_i);$$

$$\sigma_\beta = \sum_{i=1}^n \frac{\delta_i}{\delta_\Sigma} (\sigma_{1i} \sin^2 \varphi_i + \sigma_{2i} \cos^2 \varphi_i + \tau_{12i} \sin 2\varphi_i);$$

$$\tau_{\alpha\beta} = \sum_{i=1}^n \frac{\delta_i}{\delta_\Sigma} [(\sigma_{1i} - \sigma_{2i}) \sin \varphi_i \cos \varphi_i + \tau_{12i} \cos 2\varphi_i].$$

Средние относительные деформации многослойного пакета КМ

$$\varepsilon_\alpha = \frac{\sigma_\alpha}{E_\alpha} - \mu_{\alpha\beta} \frac{\sigma_\beta}{E_\beta} + \frac{\eta_{\alpha,\alpha\beta}}{G_{\alpha\beta}} \tau_{\alpha\beta};$$

$$\varepsilon_\beta = \frac{\sigma_\beta}{E_\beta} - \mu_{\beta\alpha} \frac{\sigma_\alpha}{E_\alpha} + \frac{\eta_{\beta,\alpha\beta}}{G_{\alpha\beta}} \tau_{\alpha\beta};$$

$$\gamma_{\alpha\beta} = \frac{\eta_{\alpha\beta,\alpha}}{G_{\alpha\beta}} \sigma_\alpha + \frac{\eta_{\alpha\beta,\beta}}{G_{\alpha\beta}} \sigma_\beta + \frac{\tau_{\alpha\beta}}{G_{\alpha\beta}},$$

где коэффициенты влияния $\eta_{\alpha,\alpha\beta} = \eta_{\alpha\beta,\alpha} = \frac{B_{12}B_{23} - B_{22}B_{13}}{B_{11}B_{22} - B_{12}^2};$

$$\eta_{\beta,\alpha\beta} = \eta_{\alpha\beta,\beta} = \frac{B_{12}B_{13} - B_{11}B_{23}}{B_{11}B_{22} - B_{12}^2}.$$

Следует отметить, что в наиболее распространенном на практике случае симметричного армирования, при котором структура КМ образуется парами одинаковых слоев, уложенных под углами $\pm\varphi_i$ (см. рис. 4.2), вышеприведенные формулы упрощаются, т.к.

$$B_{13} = B_{31} = B_{23} = B_{32} = 0; \quad \eta_{\alpha,\alpha\beta} = \eta_{\alpha\beta,\alpha} = \eta_{\beta,\alpha\beta} = \eta_{\alpha\beta,\beta} = 0.$$

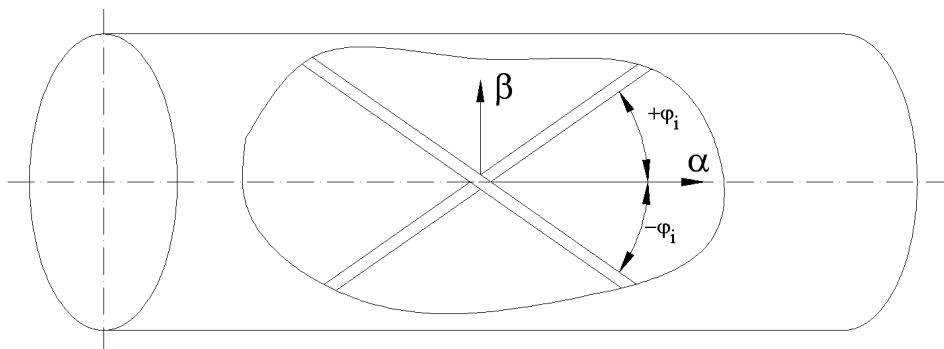


Рис. 4.2 Симметричная схема армирования КМ

Для оценки пределов прочности многослойных КМ применяются два подхода [17] [18].

Согласно **первому** подходу пакет слоев рассматривается условно как цельный анизотропный материал. Критерий прочности записывается для всего пакета.

Согласно **второму** подходу материал состоит из отдельных связанных между собой слоев, а критерий прочности записывается последовательно для каждого слоя. Предельная несущая способность всего пакета определяется как начало разрушения какого-либо слоя.

Предпочтение отдается, как правило, второму подходу. Для него схема расчета прочности пакета может быть представлена следующим образом.

1. Определяются напряжения в оболочке (средние напряжения в пакете) $\sigma_\alpha, \sigma_\beta, \tau_{\alpha\beta}$ под действием внешней нагрузки.
2. По заданным свойствам слоев и структуре материала определяются упругие характеристики пакета в этих же направлениях $E_\alpha, E_\beta, G_{\alpha\beta}, \mu_{\alpha\beta}, \mu_{\beta\alpha}$.
3. Из обобщенного закона Гука определяются средние деформации пакета $\varepsilon_\alpha, \varepsilon_\beta, \gamma_{\alpha\beta}$

$$\varepsilon_\alpha = \frac{\sigma_\alpha}{E_{1\alpha}} - \mu_{\alpha\beta} \frac{\sigma_\beta}{E_\beta}; \quad \varepsilon_\beta = \frac{\sigma_\beta}{E_\beta} - \mu_{\beta\alpha} \frac{\sigma_\alpha}{E_\alpha}; \quad \gamma_{\alpha\beta} = \frac{\tau_{\alpha\beta}}{G_{\alpha\beta}}.$$

4. В связи с тем, что все слои деформируются совместно, средние деформации ε_α , ε_β , $\gamma_{\alpha\beta}$ для всех слоев одинаковы, т.е. $\varepsilon_{\alpha i} = \varepsilon_\alpha$, $\varepsilon_{\beta i} = \varepsilon_\beta$, $\gamma_{\alpha\beta i} = \gamma_{\alpha\beta}$.

Относительные деформации *каждого* слоя в направлениях 1 и 2 (т.е. вдоль и поперек волокон) выражаются через деформации ε_α , ε_β , и $\gamma_{\alpha\beta}$ в системе α, β

$$\varepsilon_{1i} = \varepsilon_\alpha \cos^2 \varphi_i + \varepsilon_\beta \sin^2 \varphi_i + \gamma_{\alpha\beta} \sin \varphi_i \cos \varphi_i;$$

$$\varepsilon_{2i} = \varepsilon_\alpha \sin^2 \varphi_i + \varepsilon_\beta \cos^2 \varphi_i + \gamma_{\alpha\beta} \sin \varphi_i \cos \varphi_i;$$

$$\gamma_{12i} = (\varepsilon_\alpha - \varepsilon_\beta) \sin 2\varphi_i + \gamma_{\alpha\beta} \cos 2\varphi_i.$$

5. Согласно закону Гука напряжения в *каждом* слое в системе 1,2

$$\sigma_{1i} = \bar{E}_{1i} (\varepsilon_{1i} + \mu_{12i} \varepsilon_{2i});$$

$$\sigma_{2i} = \bar{E}_{2i} (\varepsilon_{2i} + \mu_{21i} \varepsilon_{1i});$$

$$\tau_{12i} = G_{12i} \gamma_{12i},$$

$$\text{где } \bar{E}_{1i} = \frac{E_{1i}}{1 - \mu_{12i} \mu_{21i}}, \quad \bar{E}_{2i} = \frac{E_{2i}}{1 - \mu_{12i} \mu_{21i}}.$$

5. Используются критерии прочности для *каждого* слоя как *однонаправленного материала*.

Существующие критерии прочности имеют в основном феноменологический характер, т.е. представляют собой аналитическую аппроксимацию экспериментальных результатов. Сравниваются расчетные напряжения в каждом слое, $\sigma_{1i}, \sigma_{2i}, \tau_{12i}$ (или расчетные деформации $\varepsilon_{1i}, \varepsilon_{2i}, \gamma_{12i}$) с полученными экспериментально или теоретически пределами прочности однонаправленного материала при растяжении-сжатии вдоль $\bar{\sigma}_1^\pm$ и поперек $\bar{\sigma}_2^\pm$ волокон, и сдвиге в плоскости слоя $\bar{\tau}_{12}$ (или с предельными деформациями $\bar{\varepsilon}_1^\pm, \bar{\varepsilon}_2^\pm, \bar{\gamma}_{12}^\pm$).

Разработано множество критериев прочности, но наибольшее распространение получили следующие три критерия.

а) Критерий максимальных напряжений, состоящий в том, что ни по одному из направлений не должно наступать разрушение, т.е. максимальные напряжения не должны превышать предельных значений:

$$\sigma_{1i} \leq \bar{\sigma}_1^{\pm}; \quad \sigma_{2i} \leq \bar{\sigma}_2^{\pm}; \quad \tau_{12i} \leq \bar{\tau}_{12}.$$

б) Критерий максимальных деформаций, заключающийся в том, что деформации материала не должны превышать предельных значений:

$$\varepsilon_{1i} \leq \bar{\varepsilon}_1^{\pm}; \quad \varepsilon_{2i} \leq \bar{\varepsilon}_2^{\pm}; \quad \gamma_{12i} \leq \bar{\gamma}_{12}^{\pm}.$$

в) Энергетический критерий Мизеса-Хилла, основанный на том, что удельная энергия деформации не должна превышать своего предельного значения:

$$\frac{\sigma_{1i}^2}{S_1^2} - \frac{\sigma_{1i}\sigma_{2i}}{S_1S_2} + \frac{\sigma_{2i}^2}{S_2^2} + \frac{\tau_{12i}^2}{S_{12}^2} \leq 1,$$

где $S_1 = \bar{\sigma}_1^{\pm}$; $S_2 = \bar{\sigma}_2^{\pm}$; $S_{12} = \bar{\tau}_{12}$.

Критерий Мизеса-Хилла всегда приводит к значениям предела прочности меньшим, чем другие критерии [18], что объясняется учетом влияния всех компонентов напряжений на энергию деформации.

Следует еще раз подчеркнуть, что не существует однозначного ответа на вопрос о точном прогнозировании свойств КМ. Реальные механизмы потери несущей способности конструкций из КМ сложны и разнообразны [3], [17], [18] [23]. Единого подхода к выбору и построению критериев разрушения нет. Поэтому *полученные расчетным путем значения* пределов прочности, модулей упругости и других физико-механических характеристик многослойных КМ целесообразно использовать для *ориентировочных оценок и предварительного качественного анализа* характера влияния проектно-конструкторских параметров на прочностные, упругие и весовые показатели проектируемого изделия. Варьируемыми параметрами при этом будут: число слоев (n); толщина каждого слоя (δ_i); углы ориентации волокон в каждом слое (φ_i) и материалы с их физико-механическими свойствами армирующих волокон и матрицы.

Для выбора окончательного варианта проекта рекомендуется применять экспериментальный подход, когда свойства композита многослойной или монослойной структуры устанавливаются по результатам испытаний образцов, фрагментов моделей и натуральных конструкций, изготовленных в условиях реального производства по установленным технологическим процессам.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ к части I

1. Тучинский Л. И. Когда возможно невозможное (беседы о композитах). - К.: Веселка, 1988. – 143 с.
2. ОСТ 92 0957-74. Стеклопластики конструкционные. Типовые технологические процессы.
3. Основы проектирования и изготовления конструкций летательных аппаратов из композиционных материалов: Учебное пособие / Под ред. В. В. Васильева – М.: МАИ, 1985. -218 с.
4. Composite Cryotank Project, NASA Marshall Space Flight Center: Presentation, March 5, 2013.
5. Конструкционные материалы: Справочник / Под общ. ред. Б. Н. Арзамасова – М., Машиностроение, 1990. -688 с.
6. Михайлин Ю. А. Конструкционные полимерные композиционные материалы. – СПб.: Научные основы и технологии, 2008. -822 с.
7. The International Handbook of FRP (Fiber-Reinforced Polymer) Composites in Civil Engineering, Edited by Manoochehr Zoghi; CRC Press, Taylor and Francis Group, USA, 2012.

8. Kevlar Aramid Fiber: Technical Guide - DuPont Representative, USA, 1992.
9. Global and China Carbon Fiber Industry Report, 2009-2010.
10. Материалы для изготовления углепластиковых изделий. Технический отчет, Метео-2.21.17009.457 ОТ – ГПКБЮ, 2011. -79 с.
11. Линник А. К. Системное исследование массовой эффективности и проблемных вопросов конструирования «сухих» отсеков ракет-носителей из композиционных материалов, Научно-технический отчет, Микроспейс-2.21.17548.103 ОТ – ГПКБЮ, 2013. -95 с.
12. Композиционные материалы. В 8 т./Пер. с англ.; Под ред. Л. Браутмана, Р. Крона. Т.5: Разрушение и усталость / Под ред. Л. Браутмана – М.: Мир, 1978. – 504 с.
13. Проектування і конструкція ракет-носіїв: Підручник / За ред. С. М. Конюхова – Д.: Вид-во ДНУ, 2007. – 504 с.
14. Обобщенные данные о физико-механических характеристиках КМ (материалы служебных записок), ГКБЮ, 2000-2013.
15. Линник А. К. Конструирование корпусов жидкостных баллистических ракет: Учебное пособие – Д.: Изд-во ДГУ, 1994. – 220 с.
16. Гайдачук В. Е., Карпов Я. С. Физико-механические и эксплуатационные свойства композиционных материалов: Учебное пособие – Х.: Из-во ХАИ, 1987. – 73 с.
17. Гайдачук В. Е., Карпов Я. С., Кириченко В. В., Щербаков В. Т. Армирующие материалы и связующие для композитов: Учебное пособие – Х.: Из-во ХАИ, 1991. – 87 с.
18. Карпов Я. С. Проектирование деталей и агрегатов из композитов: Учебник – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2010. – 768с.
19. Воробей В. В., Маркин В. Б. Основы технологии и проектирование корпусов ракетных двигателей: Монография – Новосибирск, «Наука», 2003. – 164с.

20. Композиционные материалы: Справочник / В. В. Васильев, В. Д. Протасов, В. В. Болотин и др.; Под общ. ред. В. В. Васильева, Ю. М. Тарнопольского. – М., Машиностроение, 1990, 512с.

21. Смердов А. А. Разработка методов проектирования композиционных материалов и конструкций ракетно-космической техники: Докторская диссертация – М., МВТУ им. Баумана, 2007.

22. Hauke Lengsfeld, Felipe Wolff-Fabris, Johannes Krämer, Javier Localle, Volker Altstädt. Composite Technology: Prepregs and Monolithic Parts Fabrication Technologies – Hanser Publishers, Munich, Germany, 2016, 197p.

23. Гайдачук А. В., Гайдачук В. Е., Кондратьев А. В., Коваленко В. А., Кириченко В. В., Потапов А. М. Методология разработки эффективных конструктивно-технологических решений композитных агрегатов ракетно-космической техники, в 2-х томах. Под ред. д.т.н. проф. Гайдачука А. В. – Х.: Нац. аэрокосмич. ун-т им. Н. Е. Жуковского «Харьк. авиац. ин-т» 2016, том 1-263с., том 2-250с.