

В настоящее время явно заметен дефицит специальной литературы по проектированию современных сверхлегких и легких самолетов. Мы начали перевод работы известного американского конструктора Хольмана, которую в будущем, если автор не будет возражать, постараемся опубликовать. А пока приводим перевод одной из глав новой для нас книги.

ГЛАВА 5. МАТЕРИАЛЫ И ИХ МЕХАНИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА

Знание механических свойств необходимо для определения размеров конструктивных элементов самолета, которые должны выдерживать нагрузки без разрушения.

Для металлических материалов механические свойства хорошо известны и опубликованы в справочнике "Металлические материалы и элементы для авиаконструкций и космических аппаратов". Для тех, кто не имеет доступа к этой информации, механические свойства некоторых материалов приведены в данной главе.

Для композиционных материалов все обстоит сложнее. Их характеристики не являются хорошо известными или стандартизированными, потому что они включают большое множество переменных величин. В справочнике "Пластики для авиаконструкций и космических аппаратов" попробовали опубликовать соответствующие данные, однако они могут легко ввести в заблуждение, и вы в дальнейшем лучше не заглядывайте в этот справочник.

Для определения характеристик вашего материала рекомендуется провести реальные испытания. Для тех, кто не имеет возможности проводить такие испытания, мы рекомендуем данные, указанные в нашей книге. Эти характеристики получены из реальных испытаний панелей, сделанных специально для элементов конструкции самолетов.

Таблица 5.1

Номенклатура характеристик металлических материалов по MIL-HDBK-5

Характеристика	Обозначение	Размерность
Прочность при растяжении	F_{tu}	ksi
Предел текучести при растяжении	F_{ty}	ksi
Прочность при сжатии	F_{cu}	ksi
Предел текучести при сжатии	F_{cy}	ksi
Прочность при сдвиге	F_{su}	ksi
Прочность при изгибе	F_{bru}	ksi
Модуль упругости	E	ksi
Модуль сдвига	G	ksi
Плотность	ρ	lbs/cu.in.
Коэффициент Пуассона	ν	
Коэффициент темп, расширения	α	10^{-6} in/in/°F

Таблица 5.2

Характеристики металлических материалов по MIL-HDBK-5

	2024-T3	6061-T6	AISI4130	AISI1025
Материал	Алюминиевые	Алюминиевые	Стальные листы и	Холоднокатанная
	листы *	листы *	трубы **	сталь **
F_{tu}	60	42	95	55
F_{ty}	44	36	75	36
F_{cy}	36	35	75	36
F_{su}	37	27	57	35
F_{bru}	121	88	200	125
E	10	9.9	29	29
G	3.8	3.8	11	11
ν	0.1	0.1	0.283	0.284
α	0.33	0.33	0.32	0.32
ρ_0 кг/м	13	13	6	6

* - A-basis

** - S-basis

Необходимо объяснить различие между полученными механическими свойствами материала и допускаемыми в конструкции. Последние обычно меньше, чем те, которые получаются в результате испытаний, вследствие статистической поправки. Для металлических материалов справочник указывает, что основные характеристики В-типа следует использовать для вторичных элементов - таких, разрушение которых не приводит к катастрофическим последствиям. Для основных и "опасных" элементов следует использовать данные типа А. Характеристики, взятые для типа А, не могут превышать 99% от 95 % доверительного уровня. Данные, основанные на В-типе, также не должны превышать величины 90 % с доверительным уровнем 95 %.

Данные типа S - это минимальные значения характеристик, оговоренные производителем или правительственным органом. Очевидно, что реальные значения всегда будут выше. Например, реальные испытания, проводимые для каждой партии лопастей ротора для моего автожира, штампованных из алюминиевого сплава 2024-T8511, показывают усилие на разрыв 72000 psi. Данные S-типа, которые я использую для конструкторского расчета, составляют только 64000 psi. Значение 64000 psi используется как предельное разрушающее напряжение.

На время написания этой книги было известно очень мало достоверных статистических данных для композиционных материалов, тем не менее, в справочнике предлагаются различные статистические подходы для определения допускаемых значений характеристик для проектирования. Эти методы используются авиационными компаниями. Данные, представленные в табл. 5.2, были получены из различных источников и точность их статистического определения неизвестна. Однако, это те данные, которые я использую в общем случае и рекомендую для предварительных расчетов.

5.2. ХАРАКТЕРИСТИКИ ПАНЕЛИ КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА

Характеристики композиционного материала определены для связующих, армирующих тканей и монослоёв. Так как нас главным образом интересует конечный продукт, то мы заинтересованы в механических характеристиках готовой панели. В испытаниях определяются механические свойства в двух направлениях: параллельном основе ткани и поперек направления основы. Знание этих данных позволяет определить характеристики исходного материала в любом направлении. Свойства в направлении, параллельном основе, обозначим индексом "1", и, соответственно, характеристики в поперечном направлении - индексом "2", а в плоскости среза их обозначим индексами "12" и "21" как показано на рис 5.1.

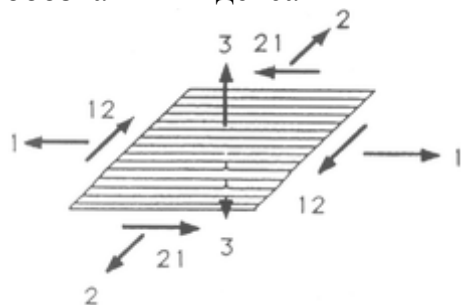


Таблица 5.3

Номенклатура характеристик композиционных материалов

Характеристика

Прочность при растяжении в направлении 1

Прочность при растяжении в направлении 2

Прочность при сжатии в направлении 1

Прочность при сжатии в направлении 2

Прочность при сдвиге в плоскости волокон

Прочность при сдвиге поперек плоскости волокон

Модуль упругости при растяжении в направлении 1

Модуль упругости при растяжении в направлении 2

Модуль упругости при сжатии в направлении 1

Модуль упругости при сжатии в направлении 2

Модуль сдвига в направлении 1

Модуль сдвига в направлении 2

Прочность при изгибе

Плотность

Коэффициент Пуассона в направлении 1

Коэффициент Пуассона в направлении 2

Коэффициент термического расширения в направлении 1

Коэффициент термического расширения в направлении 2

ksi = 10^3 psi (фунт на квадратный дюйм)

msi = 10^6 psi

Обозначение Размерность

F_1^{tu} ksi

F_2^{tu} ksi

F_1^{cu} ksi

F_2^{cu} ksi

F_s ksi

S ksi

E_1^t msi

E_2^t msi

E_1^c msi

E_2^c msi

G_1 msi

G_2 msi

F_{bru} ksi

ρ lbs/cu.in

ν_{12}

ν_{21}

α_1 10^{-6} in/in/ °F

α_2 10^{-6} in/in/°F

Предельные свойства панели будут определяться сортом ткани, характеристиками каждого слоя и направлением основы каждого слоя по отношению к общей системе координат нашей конструкции. Для первого приближения на основе нашего предыдущего опыта мы произвольно выбираем комбинацию композиционного материала: план наложения слоев и их ориентацию. Используя механические

характеристики каждого слоя, мы определяем модуль упругости для всей панели и, если есть компьютер, это значение подставляется в программу, которая методом конечных элементов определяет нагрузки и напряжения для всей панели.

Поскольку нагрузки и напряжения уже известны для нашей конструкции, мы проводим детальный анализ напряжений в панели посредством определения истинных действующих напряжений или деформаций в направлении основы и в направлениях 1 и 2. Напряжения и деформации сравниваются с разрушающими для каждого слоя. Чтобы помочь понять анализ этого подхода, несколько позже мы приведем пример. Предельные разрушающие свойства на растяжение мы будем обозначать индексом "tu", а при сжатии - индексом "си".

Номенклатура характеристик приведена в табл. 5. 3.

Из опыта нам известно, что в большинстве обшивок крыла и фюзеляжа волокна ориентированы под углом 45 градусов по направлению к оси главной нагрузки, так как при такой ориентации предельные касательные напряжения в два раза выше. Деформация Б - это удлинение материала под действием нагрузки, и она может быть очень легко вычислена. Предельная деформация определяется делением разрушающего напряжения на модуль упругости, как показано в уравнении 5.1.

$$E=F^{tu}/E^t \quad (5.1)$$

Коэффициент Пуассона - это отношение деформации материала в продольном направлении при приложении усилия в поперечном направлении к деформации в направлении действующей нагрузки:

$$\text{и } v_{21} = -e_2/e_1 \quad v_{12} = v_{21}E_2/E_1 \quad (5.2)$$

Таблица 5.4

Характеристики композиционных материалов

Материал	1	2	3	4	5	6	7	8	9
E_1^t	2.3	4.4	2.0	4.2	4.4	10.0	15.0	3.8	2.28
E_2^t	2.3	1.2	1.8	4.1	4.4	9.7	1.2	1.9	1.6
G	0.6	0.47	-	0.43	0.4	0.6	0.6	-	0.6
v	0.2	0.25	0.16	0.16	0.1	0.2	0.21	0.2	0.2
F_1^{tu}	33.0	70.0	33.0	60.0	60.0	79.0	130.0	73.0	32.0
F_2^{tu}	33.0	10.0	30.0	7.2	60.0	75.0	7.5	-	32.0
F_1^{cu}	24.0	43.5	-	30.0	23.0	-	72.0	49.7	23.0
F_2^{cu}	24.0	-	-	12.7	23.0	-	25.0	-	23.0
F_s	7.3	6.2	7.0	6.0	11.0	7.0	7.0	6.0	6.0
ρ_0	0.076	0.076	0.076	0.076	0.050	0.058	0.055	0.076	0.076

К таблице 5.4. Коды материалов.

1. Двухнаправленный пластик с эпоксидной матрицей и Е-стекловолокном, ручная укладка, тип 7781, 50% объема матрицы. Подобен RA 5277.
2. Однонаправленный пластик с эпоксидной матрицей и Е-стекловолокном, ручная укладка, тип 1543, 50% объема матрицы. Подобен RA 5177.
3. Двухнаправленный пластик с полистирольной матрицей и Е-стекловолокном, ручная укладка, тип 7781, 50% объема матрицы.

4. Однонаправленный пластик с полистирольной матрицей и Е-стекловолокном, ручная укладка, тип 1543, 50% объема матрицы.
5. Двухнаправленный пластик с эпоксидной матрицей и органоволокном, отверждение в вакуумном мешке, Кевлар типа 181, 40% объема матрицы.
6. Двухнаправленный пластик с эпоксидной матрицей и углеволокном T300, отверждение в вакуумном мешке, тип HMF 134/34, 45% объема матрицы.
7. Однонаправленный пластик с эпоксидной матрицей и углеволокном AS-4 или T300, отверждение в вакуумном мешке, 40% объема матрицы.
8. Однонаправленный пластик с эпоксидной матрицей и 82-стекловолокном, отверждение в вакуумном мешке, тип ORCON S-500.
9. Двухнаправленный пластик с эпоксидной матрицей и Е-стекловолокном, ручная укладка, тип 7725. Подобен RA5277.

Средняя толщина слоя для большинства материалов составляет 0.25 мм. Однако, непосредственная толщина слоя будет изменяться в зависимости от величины пропитки смолой и сорта материала

5.3. ТРЕХСЛОЙНЫЕ ПАНЕЛИ

Одними из наиболее многообещающих конструкций являются конструкции с использованием заполнителей между несущими слоями, которые уже сейчас используются для изготовления фюзеляжей, шпангоутов, обтекателей антенн, панелей крыла, очень легких заливов и жестких обтекаемых конструкций. Большая привлекательность таких конструкций обусловлена их высокой прочностью и жесткостью на изгиб при малом весе. Для одинакового изгибающего момента вес стеклопластиковой панели с пенопластовым заполнителем составляет всего 28% веса стальной панели, и 38% веса панели из алюминиевого сплава. Это означает, что трехслойные обшивки требуют меньшего числа подкрепляющих элементов, чем в конструкциях из алюминиевых сплавов, которым для подкрепления необходимо большое число нервюр, стрингеров, шпангоутов. Более простая конструкция позволяет достичь меньших финансовых затрат. Кроме того, пластиковые трехслойные обшивки могут быть сделаны весьма сложной формы при сравнительно небольших затратах на оборудование и инструмент. Для получения обшивок двойной кривизны из дюралевых листов требуется специальное штамповочное оборудование. Внешняя поверхность трехслойных панелей очень гладкая и жесткая, что дает малое аэродинамическое сопротивление. Мы можем ожидать более высокие летные характеристики для самолета с трехслойными панелями по сравнению с самолетом, где применяется обшивка из листового материала, для клепанного самолета неизбежно вспучивание обшивки. Базовая цена композитных панелей также очень привлекательна. Например, для стеклопластиковой панели с пенопластовым заполнителем, в которой используется пенопласт Rohacell, цена будет 0.75 USD за панель. Для сравнения - цена образца дюралевой панели составляет 1.12 USD для изложенного выше примера. Трехслойные конструкции превосходят другие типы конструкций по многим параметрам, и мы можем ожидать кардинальные изменения в ближайшие 20 лет в применении этого типа конструкций в качестве основных для планера самолета.

Давайте теперь детально рассмотрим различные типы трехслойных конструкций и их сравнительные цены. Наружную обшивку или несущие слои делают стеклопластиковыми, углепластиковыми, или органопластиковыми, в виде тканей или лент, пропитанных смолой в качестве матрицы. Такие несущие слои обеспечивают восприятие изгибающего момента, жесткость и прочность трехслойной панели. Несущие слои разделены наполнителем из материала с низкой плотностью в виде пенопласта или сот. Несущие слои должны быть достаточно хорошо соединены с наполнителем так, чтобы перерезывающие усилия, вызванные действием изгибающих нагрузок, могли быть переданы на наполнитель, который служит как раз для восприятия этих усилий. Напряжение среза наполнителя - это одна из наиболее важных характеристик, и мы выбираем вес наполнителя согласно нашим требованиям по напряжениям среза.

На рис.5.2 показана типичная структура трехслойной панели с пенопластовым и сотовым заполнителями. Для соединения препрега и заполнителя используется тонкая клейкая пленка. Препрег, клейкая пленка, и сотовый наполнитель помещаются в матрицу, а затем в вакуумный мешок при 260°F в едином процессе. Соты могут быть приобретены с шестигранными ячейками для ровных поверхностей или с несколько более растянутыми ячейками, называемыми ОХ для поверхностей с большой одинарной кривизной. Заполнитель ОХ используется для поверхностей с большой кривизной в одном направлении при слабой кривизне в ортогональном направлении. Могут быть также куплены соты гибкого типа FLEXCORE, которые

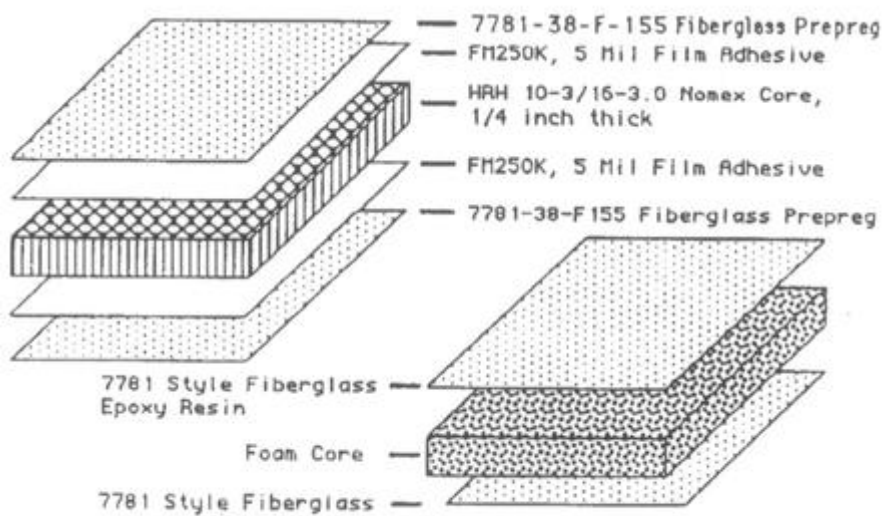


Рис.5.2. Типичная структура трехслойной панели с пенопластовым и сотовым заполнителями

применяются для поверхностей с большой двойной кривизной. Сотовые материалы предлагаются различной плотности и из различных материалов. Пенопласты также предлагаются с различными плотностями. Пенопластовым заполнителям придается сложная кривая форма либо с использованием купленных нарезанных или штампованных листов, либо термической обработкой.

Большинство пенопластовых заполнителей без труда гнутся и обрабатываются при 200°F. Rohacell обрабатывается при 350°F. Цена панелей с пенопластовыми

заполнителями очень мала и таким образом они наиболее часто изготавливаются методом укладки пропитанной ткани (волокон) в матрицу с дальнейшим помещением ее в вакуумный мешок. Соединение несущего слоя с пенопластовым наполнителем происходит при помощи связующего, который просачивается внутрь наполнителя. Сравнительные данные цен и весов для различных пенопластовых наполнителей приведены в табл. 5.5. Толщина наполнителя в каждом случае составляет 6.25 мм, толщина несущего слоя - 0.25 мм. Сотовый наполнитель несколько легче пенопластового, но он обычно в пять раз дороже. Очень важно знать, что затраты на материал составляют лишь малую часть полных затрат при изготовлении для перепродажи (resale) и что стеклопластиковая панель с сотовым наполнителем требует значительно меньше затрат труда, чем при изготовлении панели с пенопластовым наполнителем методом пропитки слоев с последующей укладкой. В условиях производства панели с сотовым наполнителем могут иметь значительно меньшую стоимость вследствие экономии трудовых затрат. Однако, для самодельщиков, которые не ограничены во времени при постройке и не имеют возможности позволить себе приобрести холодильник, чтобы запастись клеящей пленкой и препрегом, или печи для отверждения слоев, панели с пенопластовым наполнителем дают наибольшую эффективность по цене. Пенопластовый наполнитель также легче шлифуется и обрабатывается. Если мы сравним пенопластовые наполнители, то увидим, что Rohacell 31 наиболее легок при несколько большей, по сравнению с другими материалами, цене. Однако, чтобы получить хорошее соединение с Rohacell, наполнитель должен быть прошит с помощью игольчатого ролика или планки с вбитыми в нее гвоздями.

Таблица 5.5

Сравнительная стоимость трехслойных панелей

Материал	Density pcf	Core \$/ft ²	2 Face	Sheets	Adhesive/Resin	Total \$/ft ²	Weight lbs/ft ²
Clark	4.5	0.32	0.50	0.10		0.92	0.39
Rohacell 31	1.9	1.20	0.50	0.10		1.80	0.33
Divinycell H30	2.3	0.50	0.50	0.10		1.10	0.34
Klegecell 45	3.0	0.50	0.50	0.10		1.10	0.38
Hexcel HRN 10-3/16-3.0	3.0	3.67	3.74	2.60		10.01	0.31

Таблица 5.6

Характеристики пенопластовых наполнителей

Материал	Плотность кг/м ³	Прочность на срез, мПа	Прочность на сжатие, мПа	Модуль сдвига, мПа
Clark	72	0.52	0.55	
Rohacell31	30	0.39		
Divinycell H30	37	0.25		
Klegecell 45	48	0.54	0.76	12.3
Dow styrofoam	32	0.15	0.27	6.9
Urethane	32	0.25	0.14	
Exp.bead foam	48	0.52	0.4	
Hexcel HRN 10-3/16-3.0	48	0.65		

Пенопласт Clark - наиболее дешевый и широко применяемый для самолетов любительской постройки. Максимальная температура, при которой используется Clark, составляет 165°F. Если мы сравним соответственные напряжения пенопластов, как показано в табл. 5.6, мы можем увидеть, что Rohacell имеет самые высокие напряжения среза по сравнению с другими заполнителями. Более того, Rohacell имеет структуру с очень маленькими пузырьками, которые не впитывают толстый слой смолы во время укладки слоев, и, по моему мнению, это один из наилучших материалов для наполнителей. Более детальную информацию вы можете найти у поставщиков этих материалов. Они с радостью предоставят вам требуемую информацию.

5.4. МЕХАНИЧЕСКИЙ КРЕПЕЖ

Большинство из используемого на легких самолетах авиации общего назначения крепежа составляют авиационные болты нормали AN (Air Force/Navy). Этот крепеж изготавливается из материала А-286, который имеет минимальное разрушающее напряжение при растяжении 125000 psi, предельные усилия по видам крепежа указаны в табл. 5.7. Хотя заклепки и могут работать на растяжение, но все усилия надо направить на то, чтобы этого избежать. Заклепки группы В - мягкие и широко используются для клепки композиционных материалов, при этом поддержка располагается снизу под закладной головкой. В табл.5.8 приведены характеристики среза стандартных заклепок. Заклепки группы AD используются при сборке деталей из алюминиевого сплава 2024 Т3. Следует отметить, что в большинстве случаев усилия среза заклепок не являются лимитирующим фактором соединения. Если материал воспринимает изгибающие нагрузки, то расчетный случай выбирается именно для этих условий.

Таблица 5.7

Предельные нагрузки на болтах по справочнику AN

Диаметр, in	AN номер	Предельное усилие среза, lbs	Предельная нагрузка на разрыв, lbs	Предельный изгибающий момент, in.lbs
0.19	AN3	2126	2210	121
1/4	AN4	3680	4080	276
5/16	AN5	5750	6500	539
3/8	AN6	8280	10100	932
7/16	AN7	11250	13600	1480
1/2	AN8	14700	18500	2210
9/16	AN9	18700	23600	3140
5/8	AN10	23000	30100	4320
3/4	AN12	33150	44000	7450
7/8	AN14	45050	60000	11850
1	AN16	58900	80700	17670

Таблица 5.8

Предельные усилия среза в заклепках, кГс

Диаметр в дюймах

Материал

Обозначение

5056

B

2117-ТЗ

AD

Номер сверла

1/16

3/32

1/8

5/32

3/16

99

203

363

556

802

106

217

388

596

862

51

41

30

21

11

Перевод с англ. А. Душина (г. Харьков)