

ОБЗОР И АНАЛИЗ СОСТОЯНИЯ РАЗРАБОТКИ ФОРМОСТАБИЛЬНЫХ КОМПОЗИТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Специфической особенностью конструкций, эксплуатирующихся в условиях открытого космического пространства и предназначенных для прецизионного координирования взаимосвязи космических аппаратов с наземными объектами является необходимость выполнения весьма жестких требований, таких как:

- получение в процессе изготовления и сохранение при эксплуатации теоретической поверхности с заданной степенью точности при все возрастающих геометрических размерах изделий.

- высокий коэффициент трансформируемости конструкции, простота сборки и разборки.

- жесткость конструкции в рабочем положении, малые объемы и масса.

- обеспечение эксплуатационной стабильности конструкции.

- высокий уровень технологичности конструкции.

Терморазмеростабильность непосредственно связана с высокой жесткостью изделия, сохраняющейся при всех эксплуатационных воздействиях силового и температурного характера, изменяющихся в широком интервале их значения.

К факторам, влияющим на характеристики форморазмеростабильных конструкций данного класса можно отнести:

- коэффициент линейного температурного расширения (КЛТР);

- удельная жесткость;

- удельная прочность;

- коэффициент теплопроводности;

- силовая схема несущей конструкции и ее влияние на температурную размеростабильность;

- вид соединений между элементами конструкции;

- особенности технологических процессов, применяемых при изготовлении конструкции, потенциально возможные точности изготовления;

- изменение физико-механических свойств материала при эксплуатации изделия и возможные пути снижения этого процесса.

Появление полимерных композиционных материалов на основе углеродных волокон и постоянное совершенствование их физико-механических характеристик, теплофизических и прочностных свойств способствовали росту теоретических и экспериментальных исследований, направленных на разработку методов проектирования изделий данного класса и создания опытных крупногабаритных ферменных и панельных конструкций для эксплуатации в условиях открытого космоса.

В таблице 1 показаны сравнительные физико-механические характеристики углеродных волокон и металлов.

Таблица 1

Физико-механические свойства углеродных волокон

Марка углеродного волокна	Удельная прочность $\sigma_{уд} \cdot 10^3 \text{ МПа}$	Удельная жесткость $E_{уд} \cdot 10^6 \text{ МПа}$	Коэффициент линейного температурного расширения	
			$\alpha_{//} \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1}$	$\alpha_{\perp} \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1}$
ЛУП 01,02	180	16	-1.0	4.2
ЭЛУР П-01	190	15	-0.9	6.4
УКН-П 5000	200	13	-1.0	3.7
УКН-П 5000М	260	14	-0.7	14
Кулон	131	29	-1.0	10
Кулон М	156	31	-0.8	12
НМ-80	174	42	-0.6	15
Т-1000	400	17	-1.1	12
АМг сплавы	12	2.68	200	200
Титан	20	2.55	85	85
Сталь	37	2.59	110	110

Как видно из таблицы, углеродные волокна более чем на порядок превосходят по удельной прочности и жесткости алюминиевые сплавы, титан и конструкционные стали, имея при этом отрицательные коэффициенты линейного температурного расширения вдоль волокна и на порядок более низкие, чем у металлов. Этот факт стимулировал появление и рост к началу 2000-х годов зарубежных и отечественных исследований, посвященных разработке математических моделей напряженно-деформированного состояния многослойных углепластиковых конструкций с учетом температурных и технологических воздействий, являющихся основными факторами формостабильности и преднапряженности изделий.

Такие исследования интенсивно проводятся на многих предприятиях Российской Федерации, в частности НПО «Композит», ОНПО «Технология», РКК «Энергия», НИИ ГТУ «Военмех», ГТМ им. Баумана, ГТУ «Московский авиационный институт», ГТУ «Московский авиационный технологический институт» и др.

Известно, что высокой стабильной жесткостью обладают трехслойные панели с заполнителями различных типов, среди которых наиболее широкое распространение в ракетно-космической технике нашли сотовые.

Использование в качестве материала заполнителя углепластика позволяет при надлежащем углубленном анализе схем его армирования решить обсуждаемую проблему терморазмеростабильности панельных агрегатов для космической техники и рекомендовать конкретные объекты, в которых реализуются полученные результаты.

К таким объектам относятся в первую очередь панельные конструкции из углеродных композиционных материалов типа каркасов панелей солнечных батарей. В отечественной и зарубежной практике накоплен значительный опыт создания этого класса конструкций.

В ГП «КБ «Южное» им. М.К. Янгеля» освоена технология и организовано производство каркасов солнечных батарей с габаритными размерами 660x380мм и 695x576мм для космических аппаратов класса «Микроспутник».

Факторами, связанными с особенностью технологии изготовления размеростабильных конструкций из углеродных композиционных материалов, являются:

- нестабильность характеристик исходного материала;

- различие физико-механических характеристик материала изделия и оснастки;
- влияние неравномерности процесса полимеризации на возникновение внутренних напряжений в изделии;
- влияние температурных и силовых параметров технологического процесса на возникновение внутренних напряжений;
- влияние погрешности выкладки препрега на получение заданных физико-механических и геометрических свойств изделия.

А факторы влияния технологических параметров процесса изготовления композитных формостабильных панелей, следующие:

1. Зависимость большинства физико-механических характеристик КМУ от времени выдержки, как и от температуры формования, имеет экстремальный характер.

2. Время выдержки изделия при температуре формования также зависит от многих факторов: химической природы связующего, отвердителя и катализатора, теплофизических свойств КМУ, его качества и режимов предварительного подогрева, от температуры формования, размеров и формы изделия. Время выдержки непосредственно влияет на степень отверждения связующего.

3. Величина давления определяется, в основном, типом наполнителя и вязкостью связующего при температуре формования. Анализ экспериментальных данных о зависимости прочности от давления формования показывает, что, начиная с некоторого нижнего предельного значения, оно не влияет на прочность КМУ. С увеличением давления до определенного критического значения происходит дополнительная пропитка армирующих жгутов жидким связующим и уплотнение материала. Это подтверждается экспериментальными зависимостями плотности, толщины монослоя, коэффициента армирования и пористости стеклопластиков от давления формования.

4. Скорость повышения температуры не влияет на прочность, жесткость и температуру стеклования связующего, однако режим охлаждения должен выбираться в зависимости от значения температуры стеклования для достижения минимума остаточных напряжений. Различия в свойствах КМУ, вызванные отверждением при различных скоростях повышения температуры, практически полностью устраняются после термообработки. Кроме того, термообработка позволяет

повысить температуру стеклования, термостойкость и прочность изделия, а также снизить остаточные напряжения.

5. Температура прессования, в основном, определяется исходя из свойств связующего, однако она может назначаться в зависимости от размеров и требуемых свойств изделий, режимов предварительного прогрева и термообработки. Низкая температура отверждения приводит к неполной сшивке полимерного связующего и, как результат, уменьшаются прочность и жесткость КМУ. Особенно сильно это проявляется при повышенных температурах эксплуатации. Недостаточный прогрев связующего приводит к его низкой текучести, что вызывает увеличение пористости КМУ, его значительную неоднородность, низкую прочность на межслоевой сдвиг. Высокая температура отверждения приводит к увеличению степени отверждения матрицы и росту ее когезионной прочности. С другой стороны, в композитах, полученных при более высокой температуре формования, возрастают внутренние напряжения, что служит причиной снижения механической прочности, ударной вязкости, влагостойкости и т. д.

6. Скорость нагрева заготовки определяется кинетикой изменения вязкости связующего и теплоемкостью технологической оснастки. Высокая скорость нагрева приводит к выделению летучих веществ и ухудшению структуры материала, к большому градиенту температур и образованию значительных остаточных напряжений, к высокой неравномерности процесса отверждения по объему заготовки.

Результаты, полученные с помощью компьютерного моделирования, позволяют сделать ряд выводов:

1. Точность изготовления элементов размеростабильных конструкций космических аппаратов из КМУ в значительной мере зависит от погрешностей укладки монослоев.

2. Далеко не все из традиционных схем армирования обладают высокой устойчивостью к малым отклонениям углов укладки.

3. Перекрестные схемы армирования обеспечивают удовлетворительную точность только в случае, если угол укладки φ не превышает 10° , а погрешность укладки не превышает 1° .

4. Симметричные двухпараметрические схемы армирования по-разному реагируют на технологические погрешности укладки в зависимости от ее очередности; при соблюдении рекомендованной очеред-

ности укладки приемлемая точность может быть получена лишь в случаях, когда погрешность укладки не превышает $1,5^\circ$.

5. Симметричные квазиизотропные схемы армирования более устойчивы к погрешностям укладки и обеспечивают достаточно высокую точность изделий, даже если погрешность укладки достигает $2,5^\circ$.

Следующим шагом в создании панелей солнечных батарей из углеродных композиционных материалов было применение в них углесотопласта. Одним из первых результатов в этом направлении явились работы, выполненные с участием автора, связанные с синтезом рациональной схемы армирования углесотопласта при помощи конечно-элементной поддержки, технологическими аспектами совершенствования свойств углесотопласта, а также патенты на сотовый углепластиковый наполнитель и способ его изготовления.

Проведенный выше обзор и анализ состояния разработки формостабильных композитных конструкций космических аппаратов позволил установить следующее:

1. Размеростабильные панельные конструкции космических аппаратов представляют отдельный класс космических объектов, характеризующихся спецификой конструкторско-технологического процесса, определяемого высокими требованиями к точности геометрии.

2. Решение комплексной задачи синтеза размеростабильных панелей космических аппаратов с заданными функциональными характеристиками требует совершенствования математических моделей, учитывающих специфику технологии создания такого рода конструкций, выполненных из КМУ, обладающего низким КЛТР и высокими ФМХ и прочностью, регулируемые в широком диапазоне схемой армирования с целью создания оптимального соотношения между параметрами форморазмеростабильности и уровнем остаточного НДС (индекса напряженности).

3. Разработка и исследование углесотопластов показала их достаточно высокую эффективность. Однако при этом отсутствуют исследования наполнителей типа гофра, трубок и ячеистой структуры, возможности которых могут оказаться на уровне углесотопластов, а по некоторым параметрам и превосходить их.

В связи с этим автор ставит перед собой цель в ближайшее время решить следующие задачи.

1. Установление соотношения уровня несущей способности (индекса напряженности) размероформостабильности и индекса преднапряженности обшивок трехслойных углепластиковых панелей при силовом и температурном воздействии.

2. Исследование формостабильности и преднапряженности типовых заполнителей, обеспечиваемых технологией их изготовления.

3. Анализ формостабильности и преднапряженности трехслойных панелей после сборки обшивки рациональной структуры с сотовым заполнителем при эксплуатационном воздействии.

4. Исследование влияния клеевого соединения на ресурс изделия

5. Отработка опытных панелей каркаса солнечных батарей космического назначения как типовых конструкций данного класса.

ЛИТЕРАТУРА

1. Панин В.Ф. Конструкции с сотовым заполнителем / В.Ф. Панин. – М.: Машиностроение, 1980. – 228 с.
2. Ендогур А.И. Сотовые конструкции. Выбор параметров и проектирование / А.И. Ендогур, М.В. Вайнберг, К.М. Иерусалимский – М.: Машиностроение, 1986. – 200 с.
3. Технологические аспекты совершенствования свойств углесотопласта / В.И. Сливинский, В.Е. Гайдачук, А.В. Кондратьев, В.В. Кириченко, М.Е. Харченко, А.И. Алямовский, Л.Н. Волконский, В.В. Гаврилко // Сб. материалов 32 Междунар. конф. «Композиционные материалы в промышленности» / Украинский информационный Центр «Наука. Техника. Технология». – Киев, 2012. – С. 95-96.
4. Свойства углесотопласта / В.И. Сливинский, Л.Н. Волконский, А.И. Алямовский // Решетневские чтения: матер. XV Междунар. научн. конф., 10-12 ноября 2011г., г. Красноярск: в 2 ч. / под. общ. ред. Ю.Ю. Логинова; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. –Красноярск, 2011.–Ч. 1.– С.90 – 91.
5. Spread tow fabrics for ultra light composites [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.oxeon.se>. – Загл. с экрана.