

ОПТИМИЗАЦИЯ СТРУКТУРЫ ГИБРИДНОГО КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА ДЛЯ ОБШИВКИ КРЫЛА МНОГОРАЗОВОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ТУРИСТИЧЕСКОГО КЛАССА

Т.Г. Агеева

tageeva888@gmail.com

Е.Р. Ашихмина

katrin-katushka@yandex.ru

П.В. Просунцов

pavel.prosuntsov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

Аннотация

Исследована конструкция крыла суборбитального многоразового космического аппарата туристического класса, которое является важным элементом конструкции и преимущественно определяет ее массовую эффективность. Предположено, что обшивка крыла представляет собой сэндвич-панель, состоящую из гибридного полимерного композиционного материала и сотового наполнителя. Ее физико-механические характеристики рассчитаны путем моделирования в программном пакете Digimat. Для снижения массы обшивки крыла использован программный комплекс Altair HyperMesh с решателем OptiStruct, в котором осуществлялась оптимизация толщин слоев и их углов укладки в структуре материала. Кроме того, рассмотрены различные варианты разбиения обшивки крыла на отдельные секции, что позволило добиться снижения массы и повышения технологического совершенства всего аппарата

Ключевые слова

Многоразовые космические аппараты, космический туризм, гибридные полимерные композиционные материалы, крыло

Поступила в редакцию 10.03.2017

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018

Введение. В последние годы наблюдаются существенные изменения в развитии космической отрасли. В первую очередь это касается снижения роли государства в освоении космического пространства и коммерциализации данного вида деятельности [1]. К новым перспективным направлениям развития космического бизнеса относится туризм, вероятными маршрутами которого могут быть суборбитальные и орбитальные полеты, а также экспедиции к Луне, Марсу и т. д. В силу экономических причин наибольший интерес для частных компаний пока представляют суборбитальные маршруты. Согласно исследованию, проведенному в 2011 г. Компанией Tauri Group [2], спрос на такие туристические полеты может составить от 250 до 1 500 билетов в год. Интерес к данной сфере подтверждается рядом частных компаний и научных коллективов, работающих над созданием эффективных транспортных средств космического туризма — многоразовых космических аппаратов туристического класса (МКА ТК). Примерами проектов современных суборбитальных МКА ТК могут служить: New Sheppard (компания Blue Origin, США), SpaceShipTwo (компания Virgin Galactic, США), Одуванчик (МГТУ им. Н.Э. Баумана, РФ), Lynx Mark I-III (компания XCOR Aerospace, США) [3–6] и др. (рис. 1).

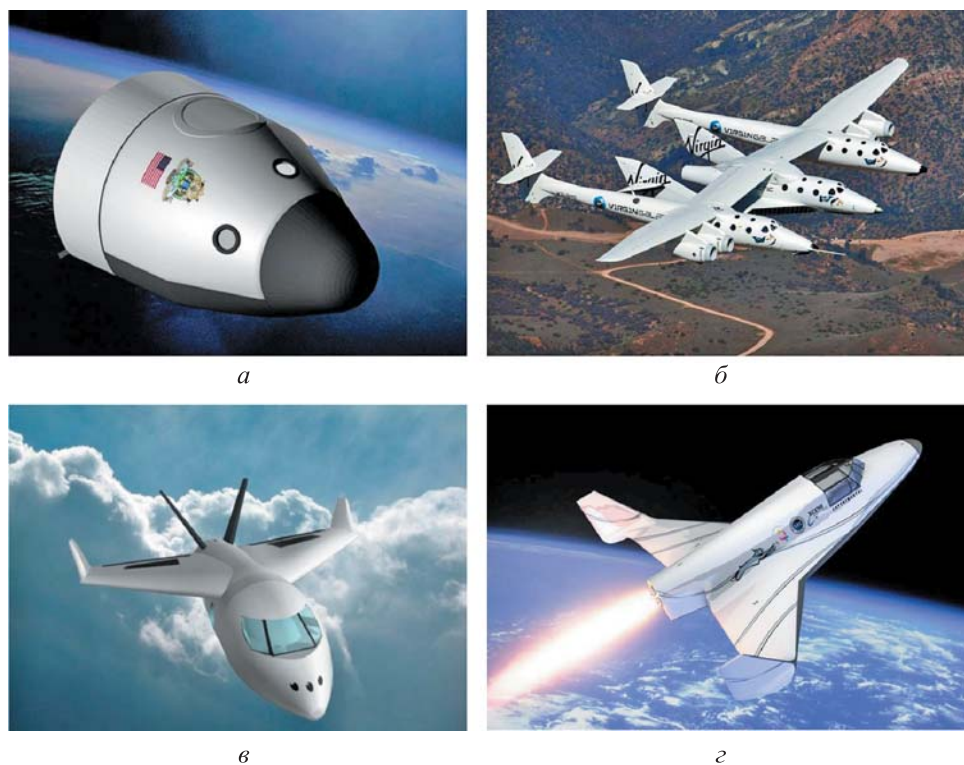


Рис. 1. Современные суборбитальные МКА ТК:

a — New Sheppard (Blue Origin, США, 2016); *б* — SpaceShipTwo (Virgin Galactic, США, 2010);
в — «Одуванчик» (МГТУ им. Н.Э. Баумана, РФ, 2006); *з* — Lynx Mark I (XCOR Aerospace, США, 2008)

В настоящей работе рассматривается суборбитальный МКА ТК «Одуванчик» (рис. 1, *в*), выполненный по крылатой схеме, преимущества которой были обоснованы в работах [5, 7]. По проектному замыслу (для обеспечения необходимого аэродинамического качества) площадь крыла МКА ТК «Одуванчик» составляет 16 м^2 , а его масса может достигать до 30 % общей сухой массы конструкции. Из этого следует, что для повышения массовой эффективности всего МКА ТК целесообразно снижать массу крыла.

В силу специфики назначения МКА ТК к конструкции крыла предъявляются противоречивые требования по надежности, прочности и жесткости наряду с минимально возможными стоимостью и массой [7]. В полной мере удовлетворить этим требованиям могут конструкции из композиционных материалов (КМ). Особый интерес представляют гибридные полимерные КМ (ГПКМ), сочетающие в своем составе разнородные по химической природе армирующие наполнители. Совместное использование разных наполнителей позволяет получить материал с требуемыми жесткостью и прочностью одновременно с высокой массовой и экономической эффективностью. В настоящей работе ГПКМ предложено использовать для обшивки крыла МКА ТК.

Крыло принято изолированным, конечного размаха в виде тонкой слоистой трапецевидной пластины, состоящей из двух лонжеронов и тонких обшивок

(рис. 2). При этом полуразмах крыла равен 4 м, корневая и концевая хорды 6 и 4 м, угол стреловидности по передней кромке составляет 45° [5]. Предположим, что лонжерон состоит из углеродной однонаправленной ленты с углами укладки $[0/+45/90]$, а обшивка представляет собой панели типа сэндвич с сотовым наполнителем (СЗ) и тонкими слоистыми обшивками из ГПКМ состава стеклоткань (СТ) и углеродная лента (УЛ).

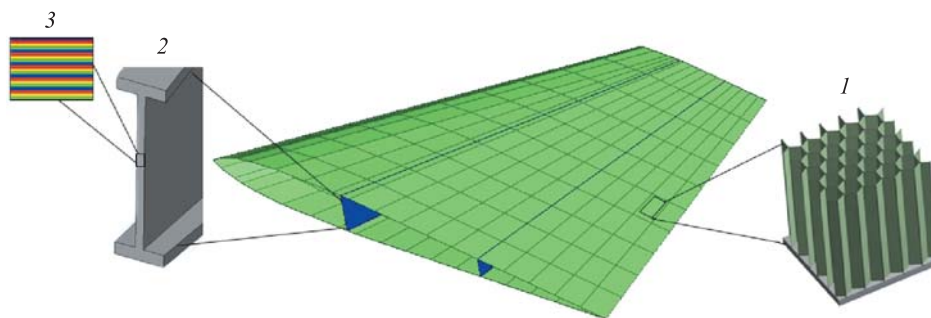


Рис. 2. Конечно-элементная модель крыла суборбитального МКА ТК:

1 — сотовый наполнитель; 2 — лонжерон; 3 — структура лонжерона

Широкая номенклатура армирующих наполнителей дает возможность улучшить технологичность производства конструкций из ГПКМ, а также получить требуемые характеристики.

Существует несколько разновидностей ГПКМ: полиматричные (состоящие из двух или более матричных компонентов) и полиармированные (состоящие из различных типов армирующих волокон, находящихся в одной среде). Также на практике используются супергибридные КМ, которые содержат в своем составе несколько чередующихся полимерных и металлических слоев [8].

Наиболее распространенными являются полиармированные ГПКМ, содержащие волокна различной природы. Совмещение волокон может быть выполнено тремя способами. Первый — включение разнородных волокон в первичную нить. Несмотря на возможность обеспечения равномерного распределения напряжений в ГПКМ, получение жгутов из разных по химической природе материалов затруднительно с точки зрения технологии изготовления. Более технологичным является второй способ, который предусматривает использование многокомпонентного наполнителя из разных нитей и жгутов. Однако степень реализации физико-механических характеристик может понижаться из-за искривления армирующих компонентов относительно друг друга. Третий способ — получение волокнистого ГПКМ чередованием слоев листового наполнителя и волокон. С помощью данного способа можно добиться максимальной реализации характеристик слоистого пакета [8].

Вследствие синергетических эффектов в ГПКМ можно улучшить такой важный параметр конструкционной прочности, как ударная вязкость. Наибольшее значение ударной вязкости имеют стекло- и органопластики. Таким образом, для повышения ударной вязкости конструкции целесообразно совмещать

в ней высокомодульные и высокопрочные волокна. Например, при включении в углеволокнит 30 % стекловолокон его ударная вязкость увеличивается в 2,5 раза, а при добавлении 30 % органических волокон — в 1,7 раза [9].

В силу технологических и экономических причин (табл. 1) в настоящей работе было предложено использовать ГПКМ на основе СТ и углеродной однонаправленной ленты (УЛ) [10] для конструкции МКА ТК.

Таблица 1

Сравнительный анализ стоимости материалов для ГПКМ

Тип КМ	Стоимость, руб.	
	1 м ²	1 кг
Стеклоткань	200	700
Углеродная однонаправленная лента	514	2500
Лента из кевлара	510	2000

При частичной замене высокомодульных углеродных волокон (УВ) на высокопрочные стеклянные (СВ) можно получить более дешевые углеволокниты с высокими прочностными свойствами, улучшенными трещиностойкостью и ударной вязкостью без существенного увеличения плотности материала [11].

Использование слоистых ГПКМ сопряжено с рядом сложностей. Так, характеристики материала зависят от его конкретного состава, и в большинстве случаев являются уникальными, поэтому воспользоваться справочными данными не представляется возможным. Еще одна проблема, возникающая при создании обшивки крыла из ГПКМ, заключается в необходимости определения рационального сочетания УЛ и СТ и их расположения в многослойном пакете. Для решения таких задач требуется компьютерное моделирование конструкции крыла, для этого использовались пакеты программ Digimat [12] (определение характеристик материалов) и Altair HyperMesh с решателем OptiStruct [13] (оптимизация обшивки крыла из ГПКМ).

Проектирование крыла из ГПКМ является комплексной задачей. Авторами предложена методика многомасштабного оптимального проектирования, включающая в себя определение физико-механических характеристик материалов, создание математической модели и последующую оптимизацию конструкции (рис. 3).

Определение физико-механических характеристик ГПКМ. Для определения характеристик материалов применялся программный пакет Digimat. Исходными данными являлись параметры структуры и свойства компонентов ГПКМ (полный перечень приведен в табл. 2).

Для проектирования СЗ использовался модуль HoneyComb пакета программ Digimat. Поскольку рассматриваемое крыло подвержено воздействию высоких температур, то используемые в конструкции материалы должны иметь малую теплопроводность. Поэтому предпочтение было отдано СЗ из органопластика (ОП), стекло- и углепластика [14]. В результате проведенного исследования [14] выявлено, что наиболее целесообразно с точки зрения массового и конструктивно-технологического совершенства использовать СЗ из ОП.

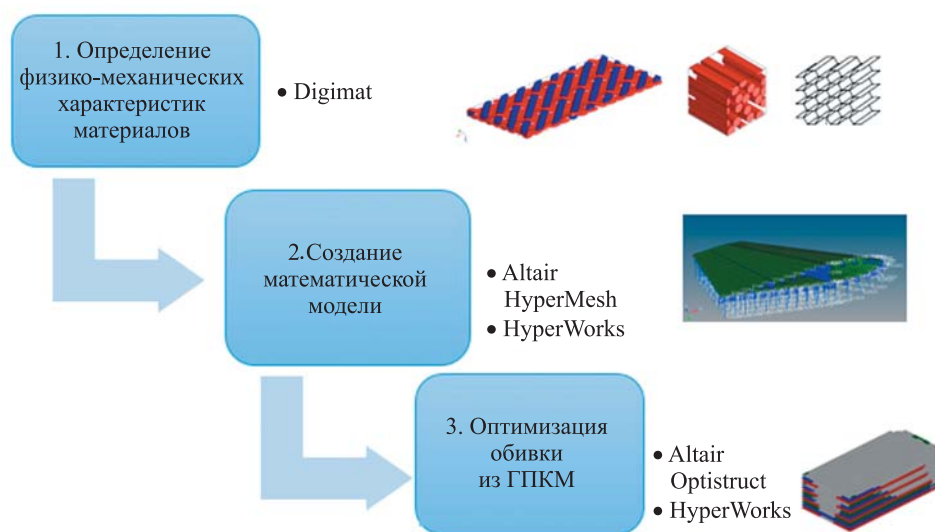


Рис. 3. Схема методики оптимизации структуры обшивки крыла суборбитального МКА ТК

Таблица 2

Исходные данные для определения упруго-прочностных характеристик ГПКМ [15, 16]

Физико-механическая характеристика	Композиционный материал на основе			
	УВ	СВ	ОП (для СЗ)	ПС
Модуль упругости в продольном направлении, ГПа	240	80	120	3,6
Модуль упругости в поперечном направлении, ГПа	10	80	–	3,6
Модуль сдвига, ГПа	10	–	–	–
Плотность, кг/м ³	1790	2520	1470	1300
Коэффициент Пуассона	0,25	0,30	0,30	0,35
Вид переплетения	–	Сатин 8/3	–	–
Плотность ткани, текс	–	Основа: 36±1 текс Уток: 20±1 текс	–	–
Тип ячейки СЗ	–	–	Гексагональная	–
Размер ячейки СЗ, мм	–	–	3,2	–
Толщина стенки ячейки СЗ, мм	–	–	0,2	–

При определении физико-механических характеристик монослоя УЛ рассматривался КМ на основе полиимидной смолы (ПС), армированный УВ диаметром 7 мкм. Считалось, что монослой СТ представлял собой ткань сатинового переплетения.

тения (8/3) из крученых нитей ЕС6 26×2 [15] диаметром 6 мкм и линейной плотностью 52 текс, пропитанную ПС. Исследовали ГПКМ, состоящий из четырех слоев СТ толщиной 0,23 мм и шести слоев УЛ толщиной 0,25 мм (рис. 4).

При моделировании СЗ предполагалось, что ячейки имели гексагональную форму, размер ячейки 3,2 мм, а толщина стенки 0,2 мм.

При моделировании были сделаны следующие допущения:

- УВ имело форму бесконечного кругового цилиндра диаметром 7 мкм и являлось трансверсально изотропным;
- СВ имело эллиптическое сечение с соотношением главных осей 1:2 и считалось изотропным;
- объемное содержание УВ и СВ в монослое составляло 50 %.

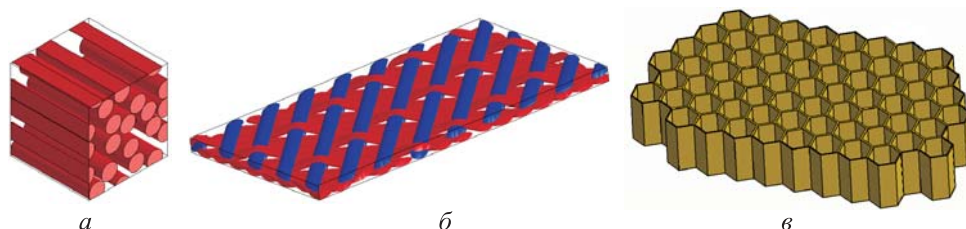


Рис. 4. Геометрические модели исследуемых материалов:

a — однонаправленная УЛ FibArm Tape 230 с волокном AKSA/Carbon fiber A-49 24K4; *б* — СТ Т10 сатинового плетения; *в* — СЗ из ОП

Результаты моделирования представлены в табл. 3.

Таблица 3

Результаты моделирования упруго-прочностных характеристик монослоев УЛ и СТ в среде Digimat

Наименование характеристики	Монослой ГПКМ		
	УЛ	СТ	СЗ
Модуль упругости монослоя в продольном направлении E_1 , ГПа	122,0	30,0	0,2
Модуль упругости в поперечном направлении E_2 , ГПа	6,1	24,5	12,0
Модуль сдвига G_{12} , ГПа	3,1	5,7	2,5
Плотность ρ , кг/м ³	1500	2200	156

Выполнено сравнение результатов моделирования в среде Digimat с расчетно-экспериментальными данными и показано, что расхождение составило менее 10 % (см. табл. 3), что подтверждает достоверность исследования.

Проведены испытания ГПКМ, состоящих из 16 слоев с различными пропорциями УЛ и СТ: 50/50 и 100/0.

Стандартные образцы для испытаний на растяжение изготавливались в соответствии с ГОСТ 25.601. На рис. 5, *a* приведено экспериментальное оборудование для механических испытаний на растяжение, а на рис. 5, *б* — характер разрушения

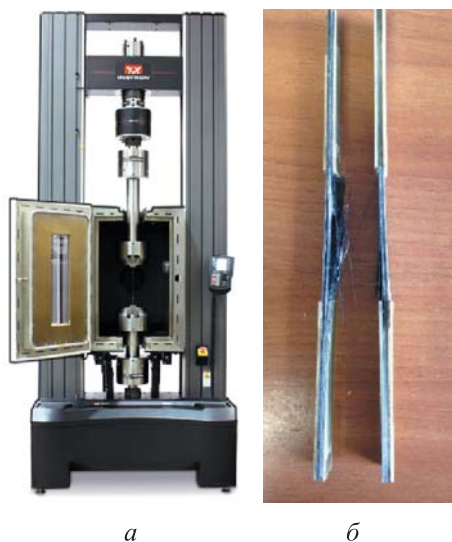


Рис. 5. Испытание образцов на растяжение в клиновых захватах при комнатной температуре:

a — универсальная испытательная машина Instron KPX Series; *b* — характер разрушения образцов после испытаний

образцов после испытаний. Испытания проводились в МГТУ им. Н.Э. Баумана (при комнатной температуре). Для сравнения использовались расчетные значения для осредненных модулей упругости и сдвига (табл. 4).

Таблица 4

Сравнение результатов моделирования с экспериментальными данными

Наименование характеристики	Результаты моделирования в среде Digimat	Экспериментальные данные	Расхождение, %
Модуль упругости пакета ГПКМ $E_1^{\text{ГПКМ}}$, ГПа	32,9	30,5	7
Модуль сдвига пакета ГПКМ $G_{12}^{\text{ГПКМ}}$, ГПа	7,8	8,2	6

Нагрузки на обшивку крыла. Определению силовых нагрузок, действующих на крыло МКА ТК, посвящена работа [14] (рис. 6). В настоящей работе в качестве расчетного случая рассматривалось статическое нагружение крыла с максимальной силовой нагрузкой на кромку 0,9 МПа.

Оптимизация структуры обшивки. Задача оптимизации обшивки крыла МКА ТК сформулирована следующим образом: необходимо минимизировать массу крыла при выполнении критерия разрушения Хилла (1) для каждого слоя обшивки и при ограничении максимального прогиба конструкции 500 мм:

$$M \rightarrow \min,$$

$$\left(\frac{\sigma_1^{(k)}}{F_1^\pm} \right)^2 - \frac{\sigma_1^{(k)} \sigma_2^{(k)}}{F_1^\pm F_2^\pm} + \left(\frac{\sigma_2^{(k)}}{F_2^\pm} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}^{(k)}}{F_{12}} \right)^2 \leq 1, \quad (1)$$

$$W_{\max} \leq 500 \text{ мм},$$

где M — масса крыла; $\sigma_1^{(k)}$, $\sigma_2^{(k)}$ — нормальные напряжения в k -м слое ГПКМ вдоль и поперек волокон; $\tau_{12}^{(k)}$ — касательные напряжения в k -м слое ГПКМ; F_1^\pm , F_2^\pm — прочность для k -го слоя ГПКМ вдоль и поперек волокон; F_{12} — предел прочности при чистом сдвиге; W_{\max} — максимальный прогиб крыла.

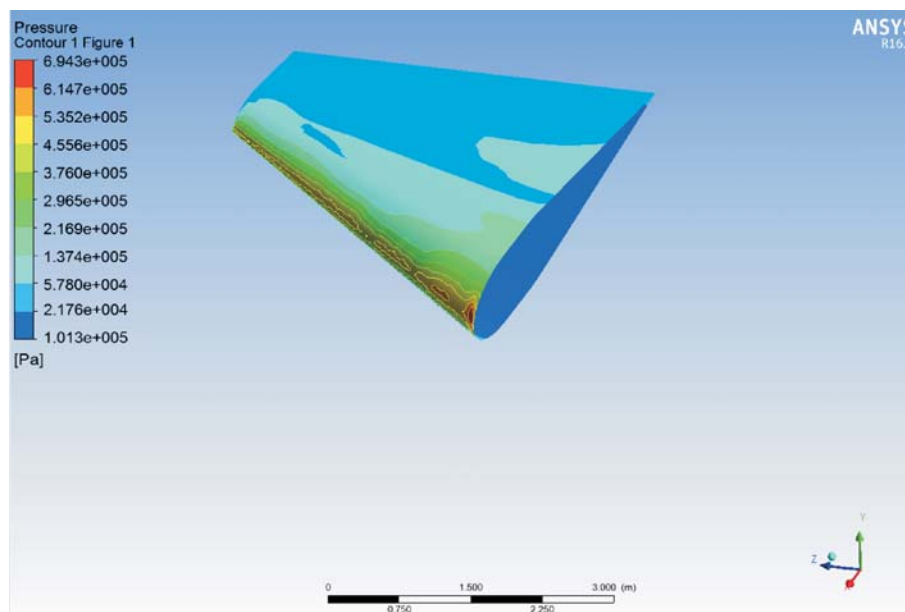


Рис. 6. Характерная картина распределения давления по поверхности крыла суборбитального МКА ТК

Характеристики прочности обшивки

Предел прочности вдоль волокон, МПа:	Монослой СТ	Монослой УЛ
при растяжении	1280	1950
при сжатии.....	800	1480
Предел прочности поперек волокон, МПа:		
при растяжении.....	40	48
при сжатии.....	145	200
Предел прочности при чистом сдвиге, МПа	73	79

В качестве варьируемых параметров принимались толщины и углы укладки монослоев, а также толщина слоя СЗ: $\delta_{СЗ} = 10...50$ мм, $\delta_{УЛ} = 0,1...2$ мм, $\delta_{СТ} = 0,1...2$ мм, $\alpha = 0^\circ...180^\circ$, где $\delta_{СЗ}$ — толщина слоя СЗ; $\delta_{УЛ}$, $\delta_{СТ}$ — толщина монослоев УЛ и СТ; α — угол укладки монослоя.

В качестве начального приближения использовались следующие параметры сэндвич-панели: четыре слоя СТ, каждый толщиной 0,23 мм; шесть слоев УЛ и СЗ толщиной 0,1 и 10 мм. Ориентация всех слоев была выбрана равной 0° . Рассматривали три варианта обшивки крыла: обшивка постоянной толщины (рис. 7, а), переменной толщины с продольным (рис. 7, б) и поперечным (рис. 7, в) разделением на шесть секций. Считалось, что пакет ГПКМ был симметричен относительно средней линии, проходящей через центр СЗ, его углы укладки менялись дискретно ($0^\circ, 30^\circ, 60^\circ, 90^\circ, 120^\circ, 150^\circ, 180^\circ$), а упруго-прочностные характеристики монослоев ГПКМ и СЗ определяли конечно-элементным моделированием. При определении напряженно-деформированного состояния обшивки в корневой хорде крыла были заданы ограничения на перемещения по всем степеням свободы, а силовую нагрузку задавали как давление на элемент.

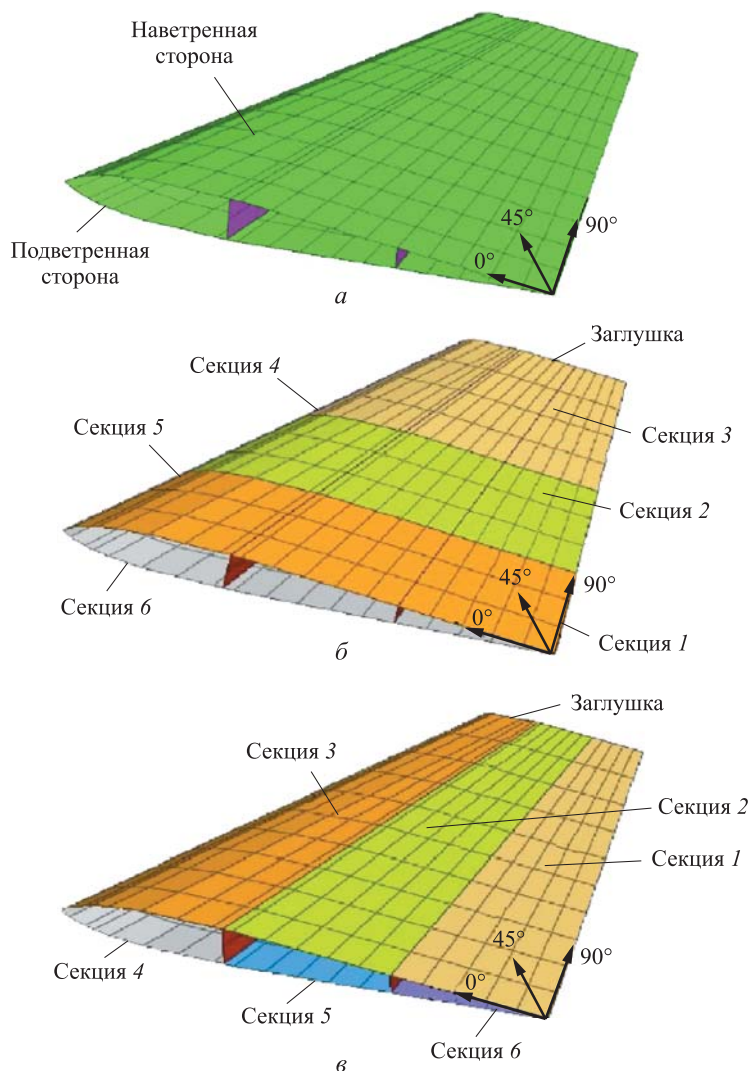


Рис. 7. Конечно-элементные модели крыла:

a — обшивка постоянной толщины; *b* и *v* — обшивка переменной толщины с поперечным и продольным разделением на шесть секций

Результаты оптимизации. Пакет конечно-элементного моделирования Altair OptiStruct позволяет проводить дискретную оптимизацию слоистых КМ методами градиентного поиска. Критерием останова алгоритма в настоящей работе было принято отсутствие «улучшения» целевой функции более чем на 0,1 % в течение двух итераций или же достижение максимального числа итераций, равного 30.

Поскольку каждая секция крыла могла изменять толщину независимо друг от друга, то обшивки с поперечным и продольным разбиением на секции имели меньшую массу, чем обшивка одной толщины. Так, масса крыла с обшивкой постоянной толщины после оптимизации составила 315 кг, с поперечным разбиением на секции — 238 кг, с продольным — 219 кг. При этом прогиб крыла после оптимизации не превысил соответственно 120, 337 и 244 мм (рис. 8, *a–в*).

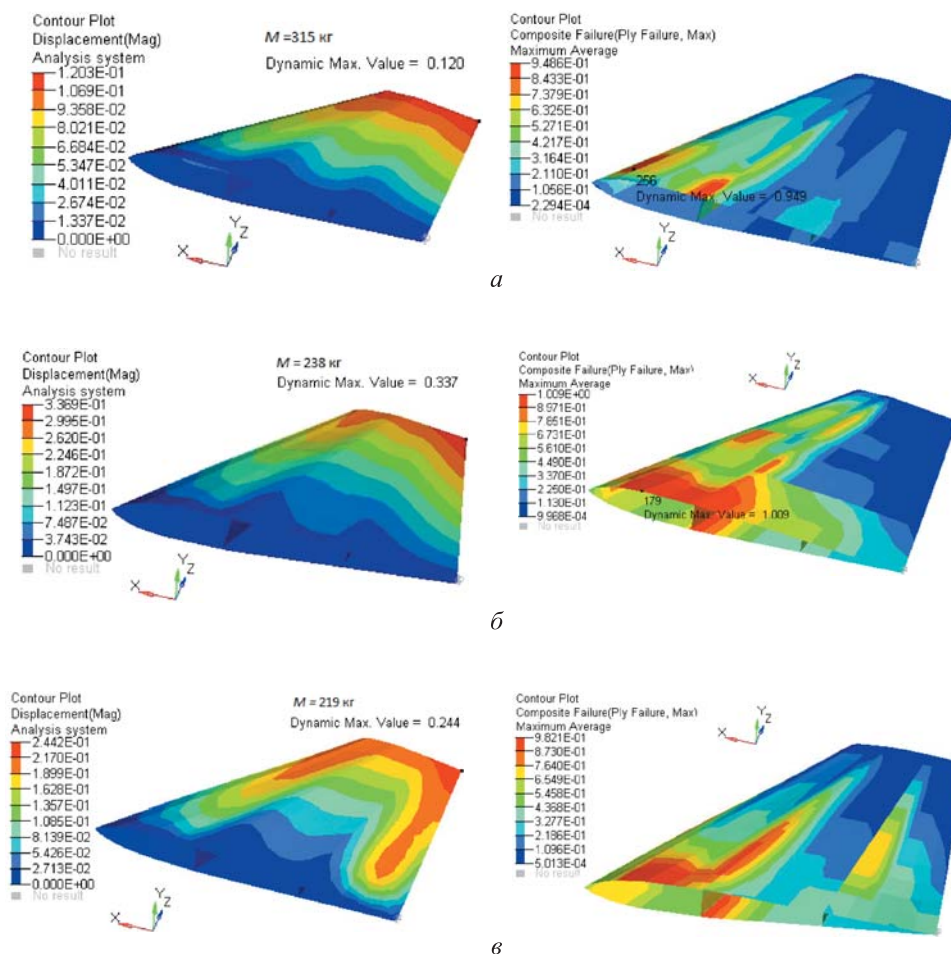


Рис. 8. Перемещение крыла (слева) и распределение критерия прочности Хилла (справа) после оптимизации (а–в — см. рис. 7)

Найденная оптимальная обшивка постоянной толщины имеет следующую структуру (табл. 5): два слоя СТ толщиной 0,23 мм с углом укладки 30° , три слоя УЛ — 0,1 мм с углами укладки 30° , 0° , 0° и слой СЗ толщиной 40 мм. В то же время для варианта с поперечным разбиением максимальная толщина СЗ не превышала 35 мм и характерна только для одной секции (второй), для остальных же участков толщина СЗ существенно меньше — 10...15 мм. Для обшивки с продольным разбиением максимальная толщина СЗ для второй секции составляла 40 мм, для остальных — изменялась от 10 до 15 мм. Таким образом, разбиение обшивки на отдельные конструктивные элементы позволяет уменьшить на 30 % массу крыла. Оптимальные углы укладки слоев СТ и УЛ обшивки крыла составили 0° , 30° , 60° , 90° и 120° с преобладанием монослоев, уложенных под углом 0° .

Распределения критерия прочности Хилла по крылу для всех рассматриваемых в работе вариантов приведены на рис. 9, а–в. Сравнение полученных результатов свидетельствует о том, что рациональным решением является обшивка крыла с продольным разбиением на секции [17].

Таблица 5

Варианты структуры обшивки крыла

		Структура обшивки крыла из ГПКМ (слоистый пакет симметричен относительно СЗ, указана его полная толщина)						W, мм	M, кг
Обшивка постоянной толщины									
СТ	0,23 мм / 30°						120	315	
СТ	0,23 мм / 30°								
УЛ	0,1 мм / 30°								
УЛ	0,1 мм / 0°								
УЛ	0,1 мм / 0°								
СЗ	40 мм / 0°								
Поперечное разбиеие обшивки на секции									
КМ	Секция 1	Секция 2	Секция 3	Секция 4	Секция 5	Секция 6	Заглушка	W, мм	M, кг
СТ	0,23 мм/0°	0,23 мм/0°	0,23 мм/0°	0,23 мм/0°	0,23 мм/0°	0,23 мм/0°	0,23 мм/0°	337	238
СТ	0,23 мм/0°	0,23 мм/0°	0,23 мм/0°	0,23 мм/0°	0,23 мм/0°	0,23 мм/0°	0,23 мм/0°		
УЛ	1,95 мм/60°	0,55 мм/0°	0,2 мм/0°	0,1 мм/0°	0,1 мм/0°	0,1 мм/0°	0,1 мм/0°		
УЛ	0,25 мм/0°	0,15 мм/0°	0,2 мм/0°	0,1 мм/0°	0,1 мм/0°	0,1 мм/0°	0,1 мм/0°		
УЛ	0,1 мм/0°	0,1 мм/0°	0,2 мм/0°	0,1 мм/0°	0,1 мм/0°	0,1 мм/0°	0,1 мм/0°		
СЗ	20 мм	35 мм	15 мм	10 мм	10 мм	15 мм	10 мм		
Продольное разбиеие обшивки на секции									
КМ	Секция 1	Секция 2	Секция 3	Секция 4	Секция 5	Секция 6	Заглушка	W, мм	M, кг
СТ	0,23 мм/30°	0,23 мм/30°	0,23 мм/0°	0,23 мм/0°	0,23 мм/90°	0,23 мм/0°	0,23 мм/0°	244	219
СТ	0,23 мм / 0°	0,23 мм/30°	0,23 мм/0°	0,23 мм/0°	0,23мм/120°	0,23 мм/0°	0,23 мм/0°		
УЛ	0,1 мм / 0°	0,2 мм/0°	0,8 мм/60°	0,1 мм/30°	0,1 мм/90°	0,1 мм/0°	0,1 мм/0°		
УЛ	0,1 мм / 60°	0,1 мм/0°	0,45 мм/0°	0,1 мм / 30°	0,1 мм/120°	0,1 мм/0°	0,1 мм/0°		
УЛ	0,1 мм/60°	0,1 мм/0°	0,4 мм/0°	0,1 мм/30°	0,1 мм/120°	0,1 мм/0°	0,1 мм/0°		
СЗ	10 мм	40 мм	10 мм	10 мм	15 мм	15 мм	10 мм		

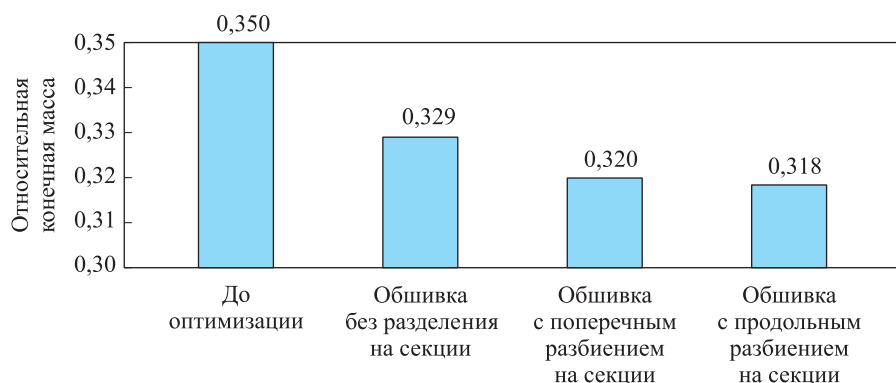


Рис. 9. Сравнение относительной конечной массы МКА ТК для разных вариантов обшивки крыла

Конструктивно-технологическое совершенство МКА ТК может быть оценено с помощью такого параметра, как относительная конечная масса

$$\mu_k = \frac{M_{\text{МКА}}}{M_0},$$

где μ_k — относительная конечная масса МКА; $M_{\text{МКА}}$ — «сухая» масса МКА; M_0 — стартовая масса системы.

Изначальная сухая масса МКА ТК «Одуванчик» составляла 3500 кг, а масса ракетного ускорителя 6500 кг [18]. При условии того, что обшивка полностью изготовлена из СТ и СЗ с монослоями толщиной 0,3 и 40 мм и выполнялись заданные ранее ограничения, масса крыла составила 452 кг, что соответствовало $\mu_k = 0,35$. В результате оптимизации обшивки крыла относительная конечная масса МКА ТК снизилась на 3,2 % (см. рис. 9).

Выводы. 1. Определены физико-механические характеристики монослоев материалов обшивки крыла МКА ТК таких, как СТ, УЛ и СЗ, с использованием пакета программ Digimat. Выполнен сравнительный анализ экспериментальных и расчетных значений физико-механических характеристик ГПКМ. Расхождение между данными моделирования и результатами эксперимента составило менее 10 %.

2. Применение в составе обшивки крыла ГПКМ, ее разбиение на секции с последующей оптимизацией толщин слоев и углов укладки УЛ и СТ позволяет добиться снижения более чем на 50 % массы крыла (масса обшивки из ГПКМ составила 219 кг, а обшивки, полностью изготовленной из СТ, — 452 кг).

3. Относительная конечная масса конструкции крыла снизилась на 3,2 %, что говорит о повышении конструктивно-технологического совершенства МКА ТК.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Seedhouse E.* Suborbital. Industry at the edge of space. Chichester: Springer, 2014. 184 p.
2. *The Tauri Group* // taurigroup.com: веб-сайт компании. URL: <http://www.taurigroup.com> (дата обращения: 12.12.2016).

3. *Blue Origin completes engine test* // newatlas.com: веб-сайт.
URL: <http://newatlas.com/blue-origin-engine-test/24583> (дата обращения: 20.12.2016).
4. *Virgin Galactic* выложила видео третьего сверхзвукового полета SpaceShipTwo // geektimes.ru: веб-сайт. URL: <https://geektimes.ru/post/209028/> (дата обращения: 10.12.2016).
5. *Агеева Т.Г., Дудар Э.Н., Резник С.В.* Комплексная методика проектирования конструкции крыла многоразового космического аппарата // *Авиакосмическая техника и технология*. 2010. № 2. С. 3–8.
6. *XCOR Aerospace picks ex-air force official as new CEO* // Space.com: веб-сайт.
URL: <http://www.space.com/28825-xcor-aerospace-lynx-plane-ceo.html> (дата обращения: 25.12.2016).
7. *Резник С.В., Просунцов П.В., Агеева Т.Г.* Оптимальное проектирование крыла суборбитального многоразового космического аппарата из гибридного полимерного композиционного материала // *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*. 2013. № 1 (17). С. 38–43.
8. *Гуляев Г.М.* Структура и свойства полимерных волокнистых композитов. М.: Химия, 1981. 230 с.
9. *Михайлин Ю.А.* Волокнистые полимерные композиционные материалы в технике. СПб.: НОТ, 2013. 720 с.
10. *Углеродная лента FibArm Tape 230/300* // Композит: веб-сайт компании.
URL: <http://www.hccomposite.com/catalog/54/135.html> (дата обращения: 05.10.2016).
11. *Бабаевский П.Г., ред.* Промышленные полимерные композиционные материалы. М.: Химия, 1980. 472 с.
12. *Digmat* // mscsoftware: веб-сайт компании.
URL: <http://www.mscsoftware.com/product/digmat> (дата обращения: 10.10.2016).
13. *HyperMesh Overview* // altairhyperworks.com: веб-сайт.
URL: <http://www.altairhyperworks.com/product/HyperMesh> (дата обращения: 15.10.2016).
14. *Агеева Т.Г., Михайловский К.В.* Обоснование выбора материалов для крыла суборбитального многоразового космического аппарата туристического класса // *Инженерный журнал: наука и инновации*. 2016. № 10 (58). DOI: 10.18698/2308-6033-2016-10-1543
URL: <http://engjournal.ru/catalog/pmce/hmhu/1543.html>
15. *ГОСТ 8325–93.* Стекловолокно. Нити крученые комплексные. Технические условия. М.: Изд-во стандартов, 2002. 19 с.
16. *Зиновьев П.А., Смердов А.А.* Оптимальное проектирование композитных материалов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. 103 с.
17. *Kaddour A.S., Hinton M.J., Li S., Smith P.* Instructions to contributors of the third world-wide failure exercise // *Proc. 18th Int. Conf. on Composite Materials*. Kyoto, Japan, 8–13 July, 2007.
18. *Резник С.В., Агеева Т.Г.* Сравнительный анализ конструктивно-технологического совершенства многоразовых космических аппаратов // *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*. 2010. Спец. вып. «Актуальные проблемы развития ракетно-космической техники и систем вооружения». С. 19–34.

Агеева Татьяна Геннадьевна — канд. техн. наук, ассистент кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Ашихмина Екатерина Руслановна — студентка 4-го курса кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Просунцов Павел Викторович — д-р техн. наук, профессор кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Агеева Т.Г., Ашихмина Е.Р., Просунцов П.В. Оптимизация структуры гибридного композиционного материала для обшивки крыла многоразового космического аппарата туристического класса // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2018. № 1. С. 4–19. DOI: 10.18698/0236-3941-2018-1-4-19

OPTIMIZATION OF HYBRID COMPOSITE MATERIAL STRUCTURE FOR WING SKIN OF TOURIST CLASS REUSABLE SPACE VEHICLE

T.G. Ageyeva

tageeva888@gmail.com

E.R. Ashikhmina

katrin-katushka@yandex.ru

P.V. Prosuntsov

pavel.prosuntsov@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

Abstract

The purpose of the study was to examine a wing for a suborbital tourist class reusable space vehicle. The wing is an important part of construction and essentially determines its mass efficiency. The wing skin was supposed as a sandwich panel that consists of hybrid polymer composite material and honeycomb core. The stress-related characteristics of the materials were determined by program package Digimat. To reduce the weight of the wing skin, the Altair HyperMesh software complex with the OptiStruct solver were used, which optimized the layer thicknesses and their laying angles in the material structure. Moreover, various variants of splitting the wing skin into separate sections were considered, which made it possible to achieve weight reduction (if to compare with the monolithic wing skin) and enhance the technological efficiency of the space vehicle as a whole

Keywords

Reusable space vehicles, space tourism, hybrid polymer composite materials, wing

Received 10.03.2017

© BMSTU, 2018

REFERENCES

- [1] Seedhouse E. Suborbital. Industry at the edge of space. Chichester, Springer, 2014. 184 p.
- [2] The Tauri Group. taurigroup.com: company website. Available at: <http://www.taurigroup.com> (accessed: 12.12.2016).
- [3] Blue Origin completes engine test. newatlas.com: website. Available at: <http://newatlas.com/blue-origin-engine-test/24583> (accessed: 20.12.2016).

- [4] Virgin Galactic vylozhila video tret'yego sverkhzvukovogo poleta SpaceShipTwo [Virgin Galactic uploaded video of the third SpaceShipTwo supersonic flight]. geektimes.ru: website (in Russ.). Available at: <https://geektimes.ru/post/209028/> (accessed: 10.12.2016).
- [5] Ageeva T.G., Dudar E.N., Reznik S.V. Complex approach to the wing construction design for reusable spacecraft. *Aviakosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya* [Aerospace Technic and Technology], 2010, no. 2, pp. 3–8 (in Russ.).
- [6] XCOR Aerospace picks ex-air force official as new CEO. Space.com: website. Available at: <http://www.space.com/28825-xcor-aerospace-lynx-plane-ceo.html> (accessed: 25.12.2016).
- [7] Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Ageeva T.G. Optimal design of the suborbital reusable spacecraft wing made of polymer composite. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, 2013, no. 1 (17), pp. 38–43 (in Russ.).
- [8] Gunyaev G.M. *Struktura i svoystva polimernykh voloknistykh kompozitov* [Structure and properties of fibre polymer composites]. Moscow, Khimiya Publ., 1981. 230 p.
- [9] Mikhaylin Yu.A. *Voloknistye polimernye kompozitsionnye materialy v tekhnike* [Fibre polymer composites in technique]. Sankt-Petersburg, NOT Publ., 2013. 720 p.
- [10] Uglernodnaya lenta FibArm Tape 230/300 [Carbon tape FibArm Tape 230/300]. Kompozit: company website (in Russ.). Available at: <http://www.hccomposite.com/catalog/54/135.html> (accessed: 05.10.2016).
- [11] Richardson M.O.W., red. *Polymer engineering composites*. Elsevier Science & Technology, 1977. 585 p. (Russ. ed.: Babaevskiy P.G., ed. *Promyshlennye polimernye kompozitsionnye materialy*. Moscow, Khimiya Publ., 1980. 472 p.).
- [12] Digimat. mscsoftware: company website. Available at: <http://www.mscsoftware.com/product/digimat> (accessed: 10.10.2016).
- [13] HyperMesh Overview. altairhyperworks.com: website. Available at: <http://www.altairhyperworks.com/product/HyperMesh> (accessed: 15.10.2016).
- [14] Ageeva T.G., Mikhaylovskiy K.V. Substantiation of the choice of materials for the wing of tourist class suborbital reusable space vehicle. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2016, no. 10 (58) (in Russ.). DOI: 10.18698/2308-6033-2016-10-1543 Available at: <http://engjournal.ru/catalog/pmce/hmhu/1543.html>
- [15] GOST 8325–93. Steklovolokno. Niti kruchenye kompleksnye. Tekhnicheskie usloviya [State standard 8325–93. Textile glass. Twisted complex threads. Specifications]. Moscow, Izdatel'stvo standartov Publ., 2002. 19 p.
- [16] Zinov'ev P.A., Smerdov A.A. *Optimal'noe proektirovanie kompozitnykh materialov* [Optimum engineering of composites]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2006. 103 p.
- [17] Kaddour A.S., Hinton M.J., Li S., Smith P. Instructions to contributors of the third world-wide failure exercise. *Proc. 18th Int. Conf. on Composite Materials*. Kyoto, Japan, 8–13 July 2007.
- [18] Reznik S.V., Ageeva T.G. Comparative analysis of the design and technology perfection of reusable spacecrafts. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mechan. Eng.], 2010. Spec. Iss. "Actual problems of rocket-space technique and weapon systems development", pp. 19–34 (in Russ.).


Ageeva T.G. — Cand. Sc. (Eng.), Assistant, Department of Aerospace Composite Structures, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Ashikhmina E.R. — 4th year student, Department of Aerospace Composite Structures, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Prosuntsov P.V. — Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Aerospace Composite Structures, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Ageyeva T.G., Ashikhmina E.R., Prosuntsov P.V. Optimization of Hybrid Composite Material Structure for Wing Skin of Tourist Class Reusable Space Vehicle. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2018, no. 1, pp. 4–19 (in Russ.). DOI: 10.18698/0236-3941-2018-1-4-19



В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана вышла в свет монография авторов
В.М. Кашина, В.Д. Свечарника, В.Л. Солунина, А.Б. Шаповалова

«Исследование процессов в приводе наведения установки в упрежденную точку на траектории»

Рассмотрены особенности работы приводов наведения установки в режиме слежения за упрежденной точкой на траектории. Исследованы статистические характеристики сигналов в системе наведения по результатам математического моделирования и по данным экспериментальных работ. Для инженеров и научных работников, занимающихся проектированием систем управления.

По вопросам приобретения обращайтесь:
105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1
+7 (499) 263-60-45
press@bmstu.ru
www.baumanpress.ru