

РАССМОТРЕНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ КОМПОЗИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ В СВЕРХЛЕГКИХ РАКЕТАХ

Ахмеджанов Саят

s.ahmedzhanov1999@mail.ru

Магистрант кафедры Космическая техника и технологии ЕНУ им.Л.Н.Гумилёва, Нур-Султан, Казахстан

Научный руководитель – В.Джундибаев

Вопрос использования композиционных материалов в конструкции сверхлегких ракет-носителей рассмотрен на примере крылатых ракет-носителей Pegasus Launcher. С помощью САПР "SolidWorks" были проведены динамические и статистические расчеты носового обтекателя ракеты, предположительно изготовленного из традиционного материала - алюминиевого сплава 6063-T1 и композиционного материала на основе карбида кремния и титановой матрицы, что позволило визуализировать преимущества КМ при напряжении, деформации и перемещении.

Композитные материалы (КМ) нашли широкое применение в авиа-космической отрасли в виду своих преимуществ- прочности и жесткости, объединённых с малым удельным весом. КМ для космической отрасли представлены углепластиковыми, углеродными волокнами и композиционными материалами с титановой матрицей для внешних обшивок ракеты-носителя.

Современная аэрокосмическая техника немыслима без полимерных КМ. Новые КМ для космической отрасли выдерживают нагрузки космических полётов (высокие температуры и давления, вибрационные нагрузки на этапе выведения, низкие температуры космического пространства, глубокий вакуум, радиационное воздействие, воздействие микрочастиц и т.д.) и имеют достаточно низкую удельную плотность. Большинство углеродных КМ легче и прочнее наиболее подходящих по своим физическим свойствам металлических (алюминиевых или титановых) сплавов. Благодаря использованию КМ появляется возможность:

- снизить массу конечных изделий;
- уменьшить расход горючего материала;
- повысить безопасность полётов;
- сократить эксплуатационные расходы

Методы и технологии

Для проектирования ракеты-носителя в данном проекте были использованы возможности виртуального расчёта и программного обеспечения (ПО) «SolidWorks», а также дополнения как «Solidworks Flow Simulation», «Solid Simulation Premium», в которое включены такие расчётные инструменты, как: статистический и аэродинамический расчёты.

В данной работе проделано системное компьютерное моделирование ракеты-носителя «Pegasus Launcher» (НС). Целью данной работы была продемонстрировать большие возможности виртуального расчёта и его преимущество в области проектирования и оптимизации существующих конструкций на основе использования современных компонентов и материалов для заданных направлений.

Алгоритм действия для выполнения данной задачи представлен в следующей последовательности:

1. Проектирование РН «Pegasus Launcher» в виртуальной среде CAD при использовании метода твердотельного моделирования.

2. Используя все доступные инструменты и литературные источники по параметрам РН было проведено 3D моделирование данного изделия в среде «SolidWorks Flow Simulation» и на выходе получены результаты, такие как давление, сила и температура, как ответ на взаимодействие с внешней средой.

3. Для сравнительного анализа прочностных параметров головного обтекателя при использовании традиционного сплава алюминия 6063-T1 и композитного материала на основе карбид кремневого волокна и титановой матрицы получены в среде «SolidWorks Simulation. Статический расчёт» результаты статистических перемещений, напряжений и деформации рассматриваемых материалов и визуально их представить.

4. Данный пакет позволяет построить модель ЛА и произвести расчёт аэродинамики с помощью «Flow Simulation», являющегося модулем гидрогазодинамического анализа в среде «SolidWorks», минимизируя ошибки, зависящие от человеческого фактора.

Результаты проведения исследования в виртуальной среде. Для проведения расчёта, использовались данные РН «Pegasus Launcher», полученные по украинским источникам [1-3], а для моделирования виртуальной воздушной среды, использовались входные данные по Таблице 1.

Таблица 1

Принятые параметры виртуальной воздушной среды

Термодинамические параметры	Параметры скорости Скорость в направлении X: 0 m/s Скорость в направлении Y: (-240.000) – (-2800) m/s
Скорость в направлении Z: 0 m/s	Параметры турбулентности Интенсивность: 0.10 %
Показатель адиабаты (Cp/Cv)	1.399
Молекулярная масса:	0.0290 kg/mol

По результатам расчёта получены параметры динамического взаимодействия воздушной среды и головного обтекателя РН в их пределах (Min/Max) (Таблица 2).

Таблица 2

Полученные значения параметров в пределах Min/Max

Имя	Минимум	Максимум
Давление [Pa]	13183.51	48262.64
Плотность (текучая среда) [kg/m ³]	0.19	0.74
Скорость [m/s]	0	314.115
Скорость (X) [m/s]	-177.615	179.328
Скорость (Y) [m/s]	-311.109	104.643
Скорость (Z) [m/s]	-138.102	124.781
Температура [°C]	-76.33	-27.63
Температура (текучая среда) [°C]	-76.33	-27.63
Завихренность [1/s]	0.02	23793.70
Скорость во вращающейся системе координат [m/s]	0	314.115
Скорость во вращающейся системе координат (X) [m/s]	-177.615	179.328
Скорость во вращающейся системе координат (Y) [m/s]	-311.109	104.643
Скорость во вращающейся системе координат (Z) [m/s]	-138.102	124.781
Число Маха [M]	0	1.11
Касательное напряжение [Pa]	0	268.59
Относительное давление [Pa]	-6215.77	28863.37

Индикатор неколлинеарности теплового потока	3.1857118e-13	1.0000000
Индикатор теплового сопротивления	5.2437495e-14	1.0000000
Акустическая мощность [W/m^3]	0	111.524
Уровень акустической мощности [dB]	0	140.47

Сравнительный прочностной анализ обтекателя РН в среде «Solidworks Simulation» проводился по параметрам рассматриваемых материалов представленных на рисунках 1 и 2.

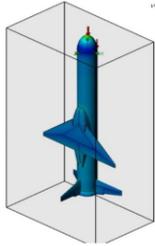
Свойства материала		
Ссылка на модель	Свойства	Компоненты
	Имя: Сплав алюминия 6063-T1	Твердое тело (Соединить1) (Pegasus_1.0)
	Тип модели: Линейный	
	Упругий	
	Изотропный	
	Критерий прочности по умолчанию: Максимальное напряжение von Mises	
	Предел текучести: 2,41275e+08 N/m ²	
	Предел прочности при растяжении: 4,48083e+08 N/m ²	
	Модуль упругости: 1,9e+11 N/m ²	
	Коэффициент Пуассона: 0,26	
	Массовая плотность: 7 300 kg/m ³	
	Модуль сдвига: 7,8e+10 N/m ²	
	Коэффициент теплового расширения: 1,5e-05 /Kelvin	

Рисунок 1. Свойства материалов сплава алюминия 6063-T1

Свойства материала		
Ссылка на модель	Свойства	Компоненты
	Имя: Карбид кремниевое волокно и титановая матрица	Твердое тело (Соединить1) (Pegasus_2.0)
	Тип модели: Линейный Упругий	
	Изотропный	
	Критерий прочности по умолчанию: Неизвестно	
	Предел прочности при растяжении: 9e+08 N/m ²	
	Предел прочности при сжатии: 1,2e+09 N/m ²	
	Модуль упругости: 2,1e+11 N/m ²	
	Коэффициент Пуассона: 0,33	
	Массовая плотность: 4 000 kg/m ³	
	Модуль сдвига: 5,2e+09 N/m ²	
	Коэффициент теплового расширения: 1e-06 /Kelvin	

Рисунок 2. Свойства композитного материала на основе карбид кремневого волокна и титановой матрицы

Дальше на основе данных полученных с «Flow Simulation», в частности, максимальном значении $P_a(\max) = 48262.64$ Па была проведена работа по статическому расчёту и сравнению материалов.

Статический расчёт в данном ПО даёт возможность виртуально просчитать изделие на напряжение, перемещение и деформацию и визуально представить данные расчёта для

материала сплава алюминия 6063-T1 и композитного материала на основе карбид кремневого волокна и титановой матрицы (рисунки 3,4,5). Сравнительный анализ которых представлено в Таблице 3.

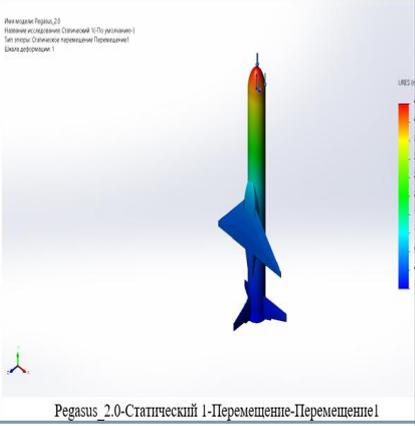
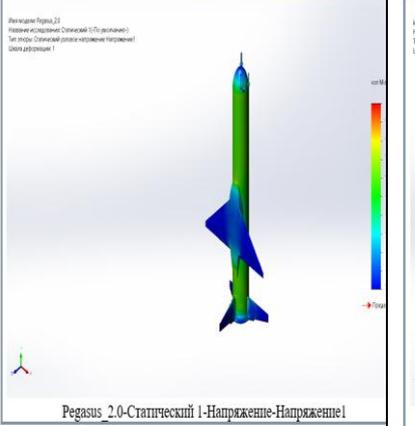
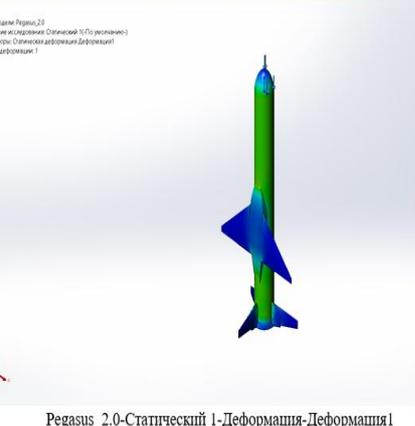
Имя	Тип	Мин	Макс	Имя	Тип	Мин	Макс	Имя	Тип	Мин	Макс
Перемещение1	URES: Результирующее перемещение	0,000e+00mm Узел: 529	4,689e-02mm Узел: 636	Напряжение1	VON: Напряжение Von Mises	5,205e+00N/m^2 Узел: 5328	7,648e+05N/m^2 Узел: 19545	Деформация1	ESTRN: Эквивалентная деформация	1,429e-11 Элемент: 20587	3,554e-06 Элемент: 509
 <p>Рисунок 3. Перемещение</p>				 <p>Рисунок-4 Напряжение</p>				 <p>Рисунок-5 Деформация</p>			

Таблица 3
Сравненный анализ расчётных выходных данных исходя из статического расчёта

	Обозначения	Сплав алюминия 6063-T1	Карбид кремниевое волокно и титановая матрица
Напряжение	max	4,590e+07N/m^2 Узел: 1136	7,648e+05N/m^2 Узел: 19545
	min	5,636e-01N/m^2 Узел: 461541	5,205e+00N/m^2 Узел: 5328
Деформация	max	1,582e-04 Элемент: 66508	3,554e-06 Элемент: 509
	min	4,667e-12 Элемент: 238293	1,429e-11 Элемент: 20587
Масса	mid	11 158 кг	4 311,39 кг
Предел прочности	mid	4,48083e+08 N/m^2	9e+08 N/m^2

Подводя итоги рассмотрения вопроса применения КМ в ракетах сверхлегкого класса на основании проведённых анализов в ПО «SolidWorks» можно сказать, что КМ, во многих случаях, являются лучшей заменой традиционных материалов в современной космической отрасли, т.к.:

- КМ на основе карбида кремневого волокна и титановой матрицы, при меньшей массе и большем запасе прочности превосходит показатели сплава алюминия 6063-T1;

- при одинаковых входных данных КМ по сравнению с исходным материалов в среднем прочнее и легче почти на 5 тонн, в сравнении с исходным вариантом, что позволяет существенно увеличить полезную нагрузку;
- номинальные значения напряжения, деформации и перемещений КМ превосходят, в среднем, на 98% по сравнению с применяемым алюминиевым сплавом;
- конструкция из КМ не подвержена разрушению при воздействии на обтекатель механических нагрузок при достаточно больших давлениях, возникающих при воздействии турбулентных потоков и других возможных условиях, учитывая, что нагрузки были приняты с большим запасом для исключения иных факторов;
- проведённые расчеты показали перспективность применения КМ в сфере построения космических аппаратов, как для экспериментального изучения технологии построения конструкции из рассматриваемых материалов, так и для расширения сфер применения КМ и ПО «SolidWorks».

Список использованных источников

1. Гусынин В.П. Авиационно-космическая система «Пегас». Обзор по материалам открытой зарубежной печати за 1988-1896 гг. 1. Проект «Pegasus» // Космічна наука і технологія. -1998. Т4.,1/2. с.113-119.
2. Гусынин В.П. Авиационно-космическая система «Пегас». Обзор по материалам открытой зарубежной печати за 1988-1896 гг. 2. Характеристики и конструктивные особенности. // Космічна наука і технологія. -1998. Т4.,2/3.-с.119-125.
3. Гусынин В.П. Авиационно-космическая система «Пегас». Обзор по материалам открытой зарубежной печати за 1988-1896 гг. 3. Модификация, летные испытания и эксплуатация. // Космічна наука і технологія. -1998. Т4.,(5).-с.148-155. <https://doi.org/10.15407/knit1998.05.148>
4. Гуняева А.Г., Курносов А.О., Гуляев И.Н. Высокотемпературные полимерные композиционные материалы разработанные во ФГУП «ВИАМ», для авиационно-космической техники: прошлое, настоящее, будущее (обзор). Электронный научный журнал «ТРУДЫ ВИАМ». dx.doi.org/10.18577/2307-6046-2021-0-1-43-53
5. Применение композитных материалов для авиакосмических объектов.//Середа А.Г. Науч.рук. С.Н.Федосеев// Прогрессивные технологии и экономика в машиностроении: сб. Трудов VIII Всероссийской науч.-практ. конференции для студентов и учащейся молодежи. 6-8 апреля 2017 г. г.Юрга-Томск: Изд.ТПУ, 2017-с.10-12. Conference.tpu-2017-с.57_p10-12.pdf.
6. УДК 004.94:533.68 Ткаченко Е.Д. Определение аэродинамических коэффициентов ракеты класс «земля-воздух» методами вычислительной гидродинамики в «Solidwork flow simulation».
7. Нургужин М.Р., Яворский В.В. Компьютерное моделирование систем. Караганда: Труды КарГТУ, 2006. №3(24), с.74-86.
8. Касымов У. Fundamentals of ultralight aircraft design. Monograph, "Master PO", Астана, 2017, 184 с.