

## МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО НАГРУЖЕНИЯ КРЫЛА МНОГОРАЗОВОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ТУРИСТИЧЕСКОГО КЛАССА «ОДУВАНЧИК»

Тенета И.И., Юсупова И.А.

Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана, (105005, г. Москва, ул. 2-я Бауманская улица, д.5), e-mail: [lakritz.za@gmail.com](mailto:lakritz.za@gmail.com)

*В настоящее время особое внимание уделяется вопросам дальнейшего развития освоения космического пространства. Перспективным разрабатываемым направлением в данной отрасли является космический туризм. В России в московском государственном техническом университете имени Н.Э. Баумана ведется проектирование многоразового космического аппарата туристического класса «Одуванчик». На данном этапе существования проекта ведется активная разработка конструкции крыла, состоящей из сэндвичной обшивки, внешние слои которой выполняются из нового стеклоуглепластикового гибридного композита, внутренний слой состоит из пара-aramидного композиционного материала Kevlar N636, а ребра выполняются из углепластика. Для обоснования применения данных материалов необходимо провести анализ их физико-технических показателей в момент наибольшего нагружения. Для проведения подобного исследования перед созданием вещественной модели проводится численное моделирование аэродинамического нагружения. Работа посвящена исследованию показателей аэродинамического нагружения крыла из гибридного композиционного материала разрабатываемого многоразового космического аппарата туристического класса «Одуванчик». Выполнено математическое моделирование аэродинамического нагружения крыла с помощью пакета программ Ansys 18.1. Результаты моделирования показывают практичность применения подобного числового моделирования ввиду возможности прогнозирования действующих нагрузок и возможности использования их для дальнейшего анализа конструкций многоразовых летательных аппаратов.*

**Ключевые слова:** испытание, аэродинамическое моделирование крыла, многоразовый космический аппарат, туристический полет, планирующий спуск в атмосфере, ANSYS Static Structure.

## MATHEMATICAL MODELING OF THE AERODYNAMIC LOADING OF THE WING OF THE REUSABLE SPACECRAFT TOURIST CLASS "DANDELION»

Teneta I.I., Yusupova I.A.

Bauman Moscow State Technical University, (105005, Moscow, 2-nd Baumanskaya str., 5), e-mail: [lakritz.za@gmail.com](mailto:lakritz.za@gmail.com)

*At present, special attention is paid to the further development of space exploration. Space tourism is a promising area of development in this industry. In Russia the Moscow state technical University named after N. Uh. Bauman is designing a reusable space vehicle of tourist class of "Dandelion". At this stage of the project the wing structure is being developed, consisting new hybrid composite materials. To justify the use of these materials, it is necessary to analyze their physical and technical parameters at the time of greatest loading. To carry out such a study, a numerical simulation of aerodynamic loading should be performed before the creation of the real model. This work is devoted to the study of aerodynamic loading of the wing of the now developed reusable space vehicle of the tourist class "Dandelion". The work is devoted to substantiation of applicability of hybrid composites in construction of different parts and elements of aircraft. Mathematical aerodynamic loading of the wing is performed using the Ansys 18.1 software package. The simulation results show the practicality of using hybrid composites in construction of different parts and elements of aircraft.*

## Введение

Космический туризм является следующим ключевым этапом в успешном освоении космоса. Необходимо сделать космические полеты доступными и безопасными для малоподготовленных пассажиров. В России в московском государственном техническом

университете имени Н.Э. Баумана ведутся разработки проекта многоразового космического аппарата «Одуванчик», предназначенного для космических туристических полетов.

Туристический полет в космос является суборбитальным и происходит при скоростях порядка 3 М (порядка 1000 м/с) по баллистической траектории [1]. Такие полеты относятся к классу сверхзвуковых. Современные сверхзвуковые летательные аппараты должны обладать достаточной осевой жесткостью для преодоления звукового барьера (на скорости 0,85-1,2 М) и в то же время быть маневренными и устойчивыми как во время сверхзвукового движения, так и на дозвуковых этапах. Кроме того, необходимо применение теплостойких материалов ввиду сильного аэродинамического нагрева. Исходя из данных требований необходимо разработать оптимальную по массе и физико-техническим характеристикам конструкцию фюзеляжа многоразового космического аппарата туристического класса.

Многоразовый космический аппарат туристического класса «Одуванчик» (Рисунок 1) – это аппарат, выполненный по крылатой схеме, предназначенный для суборбитальных туристических полетов. В конструкции «Одуванчика» использованы в основном полимерные композитные материалы на основе углепластика и стеклопластика, а также некоторые другие материалы.



Рисунок 1 – Многоразовый космический аппарат туристического класса «Одуванчик» [2].

Крыло многоразового космического аппарата «Одуванчик» представляет собой изолированную трапециевидную слоистую пластину конечного размаха, состоящую из одного лонжерона, продольных ребер и тонких обшивок (Рисунок 3) [3]. Применение слоистой обшивки дает целый ряд преимуществ в сравнении с однослойной: слоистая обшивка имеет большую поперечную жесткость, и, следовательно, высокие критические напряжения.

Крыло обладает следующими конструктивными параметрами:

- трапециевидная форма со стреловидностью 45°;

- относительная толщина профиля – 12%;
- вогнутость профиля – менее 1,5 % (малая вогнутость).

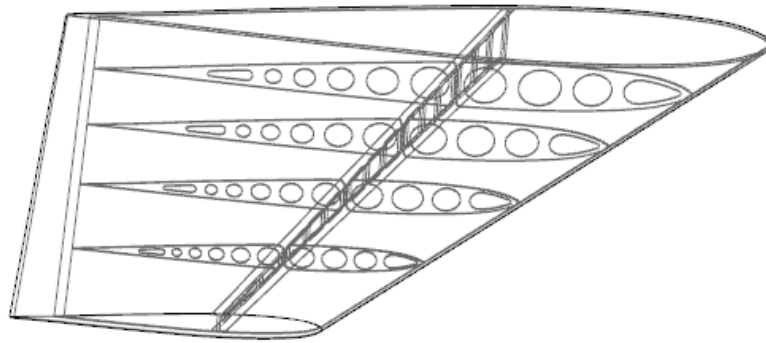


Рисунок 3 – Схема геометрической модели крыла многоразового космического аппарата «Одуванчик»

Угол стреловидности  $45^\circ$  по передней кромке позволяет снизить максимальную температуру аэродинамического нагрева. Площадь крыла составляет  $32 \text{ м}^2$  и обеспечивает заданную посадочную скорость от 200 до 240 км/ч при расчетной массе многоразового космического аппарата туристического класса «Одуванчик» – 3,5 тонны [4].

Полет летательного аппарата зависит от характеристик его фюзеляжа и оперения, поэтому необходимо разработать оптимальную по массе и аэродинамическим характеристикам конструктивно-силовую схему крыла и фюзеляжа. Достичь удовлетворительных значений данных показателей возможно с применением перспективных композитных материалов, в частности гибридных полимеров.

**Целью настоящей работы** является анализ конструктивно-силовой схемы крыла с заданными материалами в момент его наибольшего нагружения и заключение по результатам анализа целесообразности применения исследуемого гибридного материала для конструирования элементов и деталей многоразового космического аппарата.

Для проведения математического моделирования нагружения конструктивно-силовой схемы крыла многоразового космического аппарата «Одуванчик» необходимо обладать данными о действующих на него нагрузках и характеристиках, применяемых в конструкции гибридного полимерного композитного материала и стекло- и углепластика (соотношение долей стекло- и углепластика 75% и 25% соответственно) и сотового заполнителя Кевлар N636, а также о применяемом в деталях силового набора углепластике. Расчетные физико-механические характеристики данных материалов редставлены в таблицах 1 – 3 [5 – 7].

Распределение действующих на крыло нагрузкок в момент наибольшего нагружения (планирующий спуск в атмосфере) изображено на рисунке 4.

Исследуемое крыло имеет сэндвичную обшивку, которая состоит из 3х слоев: внешние слои из гибридного композиционного материала из стекло-углепластика с соотношением

стеклопластика и углепластика 75 к 27 соответственно толщиной 1,5 мм, внутренний слой состоит из сотового заполнителя пара-арамида KEVLAR N636. Силовой набор состоит из одного лонжерона и 8 подкрепляющих ребер.

Таблица 1. Физико-механические характеристики гибридного полимерного композитного материала и стекло- и углепластика

Наименование	Единица изм.	Значение
Плотность	кг/м <sup>3</sup>	2120
Модуль Юнга по оси X	Па	$2,74 \cdot 10^{11}$
Модуль Юнга по оси Y	Па	$3,13 \cdot 10^{11}$
Модуль Юнга по оси Z	Па	$4 \cdot 10^6$
Коэф. Пуассона по оси X	Па	0,24
Коэф. Пуассона по оси Y	Па	0,27
Коэф. Пуассона по оси Z	Па	7,3833
Модуль сдвига по оси X	Па	$5,17 \cdot 10^9$
Модуль сдвига по оси Y	Па	$5,17 \cdot 10^9$
Модуль сдвига по оси Z	Па	$4,67 \cdot 10^9$
Прочность при растяжении по оси X	Па	$7,84 \cdot 10^9$
Прочность при растяжении по оси Y	Па	$7,84 \cdot 10^9$
Прочность при растяжении по оси Z	Па	$9,3 \cdot 10^9$
Прочность при сжатии по оси X	Па	$-1,92 \cdot 10^9$
Прочность при сжатии по оси Y	Па	$-1,92 \cdot 10^9$
Прочность при сжатии по оси Z	Па	$-1,45 \cdot 10^9$
Прочность при сдвиге по оси X	Па	$1,08 \cdot 10^6$
Прочность при сдвиге по оси Y	Па	$1,08 \cdot 10^6$
Прочность при сдвиге по оси Z	Па	$9,76 \cdot 10^5$

Таблица 2. Физико-механические характеристики сотового наполнителя из пара-арамида KEVLAR N636 [5]

Наименование	Единица изм.	Значение
Плотность	кг/м <sup>3</sup>	48,1
Модуль Юнга	Па	$7,83 \cdot 10^9$
Коэф. Пуассона	Па	0,35
Модуль сдвига	Па	$2,9 \cdot 10^9$
Прочность при сдвиге	Па	$2,21 \cdot 10^6$
Прочность при растяжении по оси X	Па	$1,54 \cdot 10^9$
Прочность при растяжении по оси Y	Па	$4,2 \cdot 10^9$
Прочность при растяжении по оси Z	Па	0
Прочность при сжатии по оси X	Па	$1,83 \cdot 10^6$
Прочность при сжатии по оси Y	Па	$1,83 \cdot 10^9$
Прочность при сжатии по оси Z	Па	$1,1 \cdot 10^6$

Таблица 3. Физико-механические характеристики углепластика [6]

Наименование	Единица изм.	Значение
Плотность	кг/м <sup>3</sup>	1600
Модуль Юнга	Па	$125 \cdot 10^9$
Коэф. Пуассона	Па	0,27
Модуль сдвига	Па	$6 \cdot 10^9$
Прочность при сдвиге	Па	$2,21 \cdot 10^6$
Прочность при растяжении по оси X	Па	$200 \cdot 10^6$
Прочность при растяжении по оси Y	Па	$160 \cdot 10^6$
Прочность при растяжении по оси Z	Па	$10 \cdot 10^6$
Прочность при сжатии по оси X	Па	$200 \cdot 10^6$
Прочность при сжатии по оси Y	Па	$180 \cdot 10^6$
Прочность при сжатии по оси Z	Па	$300 \cdot 10^6$

Расчет проводится в модуле Static Structural программы ANSYS [7]. Распределение перенесенных нагрузок изображено на рисунке 2.

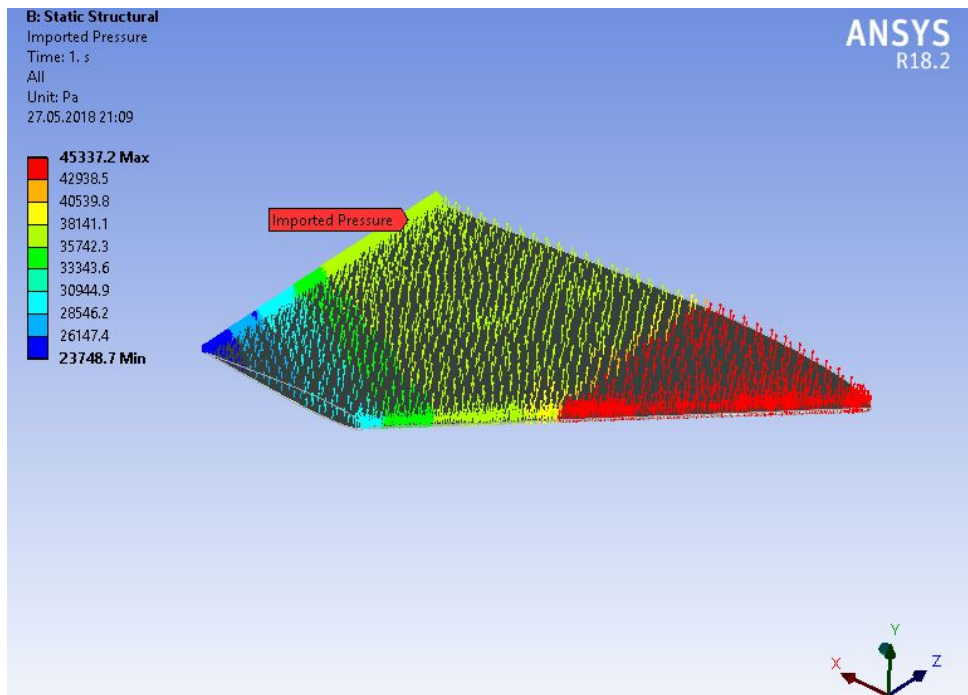


Рисунок 4 – Распределение аэродинамической нагрузки (давления) по поверхности крыла в момент наибольшего нагружения

Габариты деталей модели представлены на рисунке 5, 6.

Построение конечно-элементной сетки геометрической модели проводится в автоматическом режиме, при этом тип конечно-элементной сетки – треугольный. Сетка состоит из 218720 элементов и 440485 узлов.

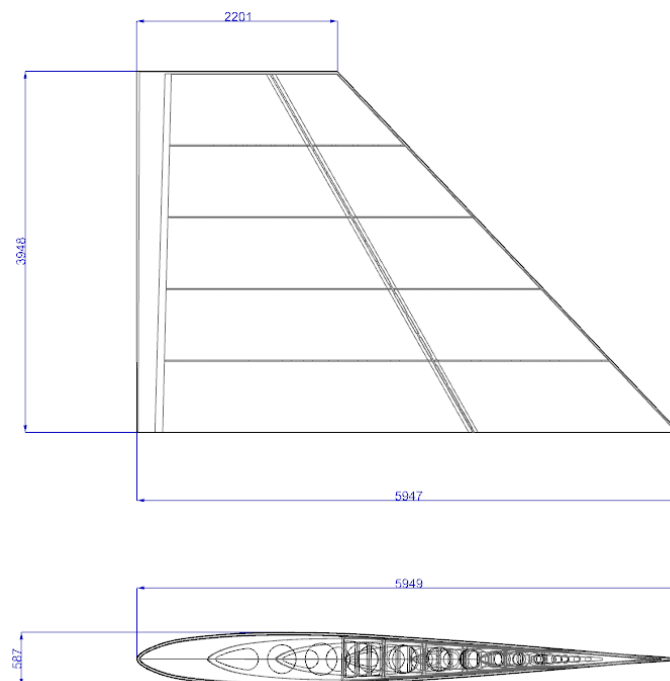


Рисунок 5 – Виды геометрической модели крыла многоразового космического аппарата «Одуванчик»

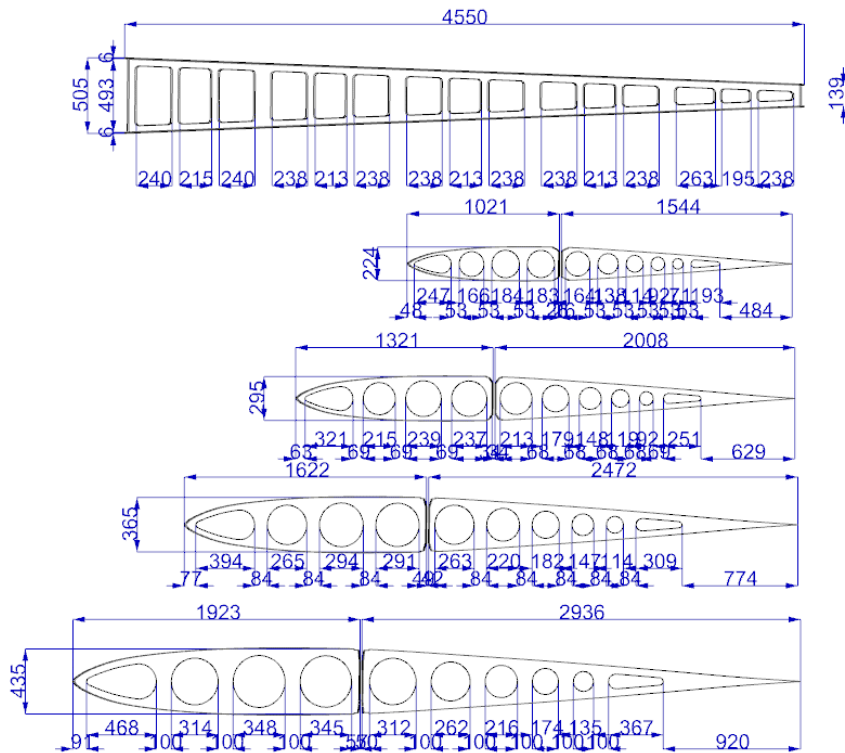


Рисунок 6 – Габариты деталей геометрической модели крыла многоразового космического аппарата «Одуванчик»

Результаты конечно-элементного моделирования аэродинамического нагружения модели крыла многоразового космического аппарата туристического класса «Одуванчик» представлены на рисунке 7. Наибольшие деформации проявляются на крайней точке передней кромки крыла и составляют 0,28 м.

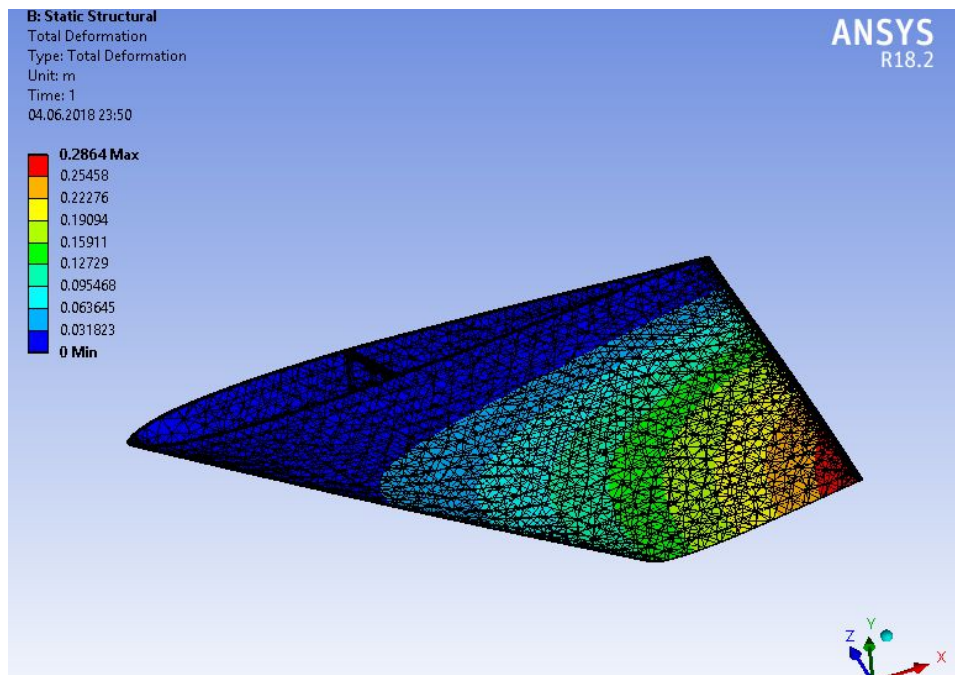


Рисунок 7. Показатели максимальной деформации крыла многоразового космического аппарата «Одуванчик»

**Выводы.** В работе представлены результаты математического моделирования аэродинамического нагружения крыла многоразового космического аппарата туристического класса «Одуванчик» в момент действия наибольших аэродинамических нагрузок на этапе планирующего спуска в атмосфере. Данные значения прогиба конструкции крыла доказывают целесообразность применения гибридных композиционных материалов в конструкции летательных аппаратов, испытывающих действие высоких значений аэродинамических сил.

### Список литературы

1. Heads up – Suborbital flights are coming// Roger-Wilco [Electronic resource]. – Mode of access: <http://www.roger-wilco.net/heads-up-%E2%80%93-sub-orbital-flights-are-coming/>
2. Бахман О. "Одуванчик" в космосе / О. Бахман // Вести.ру [Электронный ресурс]. – Режим доступа: [http://www.vesti.ru/doc.html?id=199660&photo\\_id=260915&p=1&fr=0](http://www.vesti.ru/doc.html?id=199660&photo_id=260915&p=1&fr=0)
3. Агеева, Т. Г. Комплексная методика проектирования конструкции крыла многоразового космического аппарата / Т.Г. Агеева, Э.Н. Дудар, С.В, Резник // Перспективные проекты авиационно-космических и ракетно-космических систем . – Москва, 2008. – С. 3
4. Агеева, Т.Г. Сравнительный анализ конструктивно-технологического совершенства многоразовых космических аппаратов / Т.Г. Агеева, С.В. Резник // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. – 2010. – Спец. Выпуск «Актуальные проблемы развития ракетно-космической техники и систем вооружения» посвященный 180-летию МГТУ им. Н.Э. Баумана. – С.19-34.
5. PK2 Kevlar® N636 Para-Aramid Fiber Honeycomb // Plascore. – 2016. – 6.1.16
6. Молчанов, Б.И. Свойства углепластиков и области их применения / Б.И. Молчанов, М.М. Гудимов // Авиационная промышленность. ВИАМ. – 1997. – №3-4