

ПРЕИМУЩЕСТВА РАКЕТЫ ИЗ КОМПОЗИТНОГО МАТЕРИАЛАЮ.И. Лазарева¹, Ю.В. Ткачев¹, И.В. Лазарев²¹ Днепропетровский национальный университет имени Олеса Гончара, пр. Гагарина 72,
г. Днепр, 49010, Украина, e-mail: julialazareva1976@gmail.com² Профессиональный колледж ракетно-космического машиностроения Днепропетровского
национального университета имени Олеса Гончара, ул. Макарова, 27,
г. Днепр, 49089, Украина, e-mail: igorlazarev1954@gmail.com

Аннотация. В статье рассматривается массовый расчет одноступенчатой твердотопливной ракеты-носителя из композитного материала, а именно расчет коэффициента весового совершенства. Уменьшение коэффициента весового совершенства связано с применением новых конструктивно-компоновочных решений, а также с использованием новых материалов. Предлагаем рассмотреть удельную прочность композитного материала «кевлар», как наиболее применяемого в ракетостроении композитного материала. В настоящее время большие перспективы в ракетно- и самолетостроении связывают с композиционными материалами из-за их привлекательных механических характеристик. Приведены примеры компоненты конструкций ракет из композитного материала «кевлар», которые используются в настоящее время в странах: США, Франция. Предложено решение задачи по выведению полезного груза на низкую круговую орбиту одноступенчатой ракетой с ракетным двигателем твердого топлива из композитного материала, в то время, как с этой задачей может справиться только двухступенчатая металлическая ракета с жидкостным ракетным двигателем. В данной статье предлагается сравнить энергетические возможности одноступенчатой твердотопливной композитной ракеты с двухступенчатой металлической ракетой с жидкостным ракетным двигателем. Рассмотрена возможность увеличения длины камеры сгорания ракетного двигателя твердого топлива, а следовательно и всей ракеты, (не уменьшая устойчивости корпуса) при использовании сгораемого композитного корпуса ракеты-носителя твердого топлива. Показаны и другие преимущества использования корпуса ракеты-носителя из композитного материала, перед ракетой с металлическим корпусом, а так же попытка доказать, что при использовании подходов предложенных в данной статье, можно решить комплексную задачу связанную не только с энергетическими и массовыми характеристиками ракеты-носителя, но и сопутствующие задачи – конструкторские и экологические.

Ключевые слова: РАКЕТА-НОСИТЕЛЬ, КОМПОЗИТНЫЕ МАТЕРИАЛЫ, КОЭФФИЦИЕНТ ВЕСОВОГО СОВЕРШЕНСТВА, ОДНОСТУПЕНЧАТАЯ РАКЕТА, ДВУХСТУПЕНЧАТАЯ РАКЕТА, РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

ADVANTAGES OF ROCKET MADE FROM COMPOSITE MATERIALJ. Lazareva¹, Y. Tkachov¹, I. Lazarev²¹ Oles Honchar Dnipro National University, Gagarin Avenue, Dnipro, 49010, Ukraine,
e-mail: julialazareva1976@gmail.com² Applied rocket-and-space engineering college of Oles Honchar Dnipro National University,
Makarova Street, Dnipro, 49089, Ukraine, e-mail: igorlazarev1954@gmail.com

Abstract. The paper considers mass estimation of the one-stage launch vehicle with solid propulsion systems built of composite material, namely the calculation of the weight coefficient. The reduction of weight perfection rate is caused by the application of the innovative design and layout solutions, as well as the use of composite materials. We suggest considering of the specific strength of "kevlar" composite material as the most widely used composite material in rocket engineering. At present, the great potential of rocket and aircraft engineering is attributed to the composite materials owing to their attractive mechanical properties. The paper provides examples of the launch vehicles of composite materials, which are currently in operation used in the following countries: USA, France. The paper suggests a solution to the problem of launching of the payload into the orbit on the one-stage launch vehicle with solid propulsion systems, while it is only the two-stage launch vehicle with liquid propulsion systems that is able to manage it. This paper suggests comparing the energetic capacities of the one-stage launch vehicle with solid propulsion systems and two-stage metal launch vehicle with liquid propellant system. The paper also considers a possibility of increasing the length of the combustion chamber of the solid propulsion system, and, therefore, of the whole launch vehicle (without reducing the stability of the airframe), when using the combustible composite case of the launch vehicle with solid propulsion systems. The advantages of using the airframe of the launch vehicle built of composite material are theoretically demonstrated, and the attempt is made to prove that, applying the approaches suggested by this paper,

enables addressing the complex problem related not only to energy and mass properties of the launch vehicle, but also to the associated problems - design and ecological ones.

Key words: ROCKET LAUNCHER, LAUNCH-VEHICLE, COMPOSITE MATERIALS, WEIGHT PERFECTION FACTOR, ONE-STAGE ROCKET, TWO-STAGE ROCKET, ROCKET ENGINE

ПЕРЕВАГИ РАКЕТИ З КОМПОЗИТНОГО МАТЕРІАЛУ

Ю.І. Лазарева¹, Ю.В. Ткачов¹, І.В. Лазарев²

¹ Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, пр. Гагаріна 72,
м. Дніпро, 49010, Україна, e-mail: julialazareva1976@gmail.com

² Фаховий коледж ракетно-космічного машинобудування Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара, вулиця Макарова, 27,
м. Дніпро, 49089, Україна, e-mail: igorlazarev1954@gmail.com

Анотація. У статті розглядається масовий розрахунок одноступінчатої твердопаливної ракети-носія з композитного матеріалу, а саме розрахунок коефіцієнта вагової досконалості. Зменшення коефіцієнта вагової досконалості пов'язано із застосуванням нових конструктивно-компоновальних рішень, а також із використанням нових матеріалів. Пропонуємо розглянути питому міцність композитного матеріалу «кевлар», як найбільш застосовуваного в ракетобудуванні композитного матеріалу. В даний час великі перспективи в ракетно- та літакобудуванні пов'язують з композиційними матеріалами через їх привабливі механічні характеристики. Наведені приклади компонентів конструкцій ракет з композитного матеріалу «кевлар», які використовуються в даний час в наступних країнах: США та Франція. Запропоновано рішення задачі по виведенню корисного вантажу на низьку орбіту одноступінчатої ракетою-носієм з ракетним двигуном твердого палива, в той час, як з цим завданням може впоратися лише двоступінчата металева ракета з рідинним ракетним двигуном. У даній статті пропонується порівняти енергетичні можливості одноступінчатої твердопаливної композитної ракети з двоступеневою металевою ракетою з рідинним ракетним двигуном. Розглянуто можливість збільшення довжини камери згоряння ракетного двигуна твердого палива, а отже і всієї ракети, (не зменшуючи стійкості корпусу) при використанні згоряння композитного корпусу ракети-носія твердого палива. Показано переваги використання корпусу ракети-носія з композитного матеріалу над ракетою з металевим корпусом, а так само спробуємо довести, що при використанні підходів запропонованих в даній статті, можна вирішити комплексну задачу, пов'язану не тільки з енергетичними і масовими характеристиками ракети-носія, а й супутні завдання - конструкторські та екологічні.

Ключові слова: РАКЕТА-НОСІЙ, КОМПОЗИТНІ МАТЕРІАЛИ, КОЕФІЦІЄНТ ВАГОВОЇ ДОСКОНАЛОСТІ, ОДНОСТУПЕНЕВА РАКЕТА, ДВОСТУПЕНЕВА РАКЕТА, РАКЕТНИЙ ДВИГУН.

Введение

Задачей конструкторов в ракетостроении является снижение веса конструкции ракеты, а если быть более точным уменьшение коэффициента весового совершенства (μ). В теории этот коэффициент для современных ракет, выполненных из металла, хотят довести до $\mu = 0.12 - 0.13$. Уменьшение этого коэффициента связано с применением новых конструктивно-компоновочных решений, а также с использованием новых материалов.

В настоящее время большие перспективы в ракетно- и самолетостроении связывают с композиционными материалами из-за их привлекательных механических характеристик.

Сложность в ракетостроении на данном этапе технического развития с

этим материалами является то, что применяются они в основном для твердотопливных ракет, у которых, как известно удельный импульс двигателей меньше, чем у жидкостных (2600 м/с и 4600 м/с).

В связи с этим, для выведения одной и той же полезной нагрузки, как известно из теории, у твердотопливных ракет, необходимо на одну ступень больше, чем у жидкостных [1].

Постановка задачи исследований

Показать возможность выведения полезного груза с помощью одноступенчатой ракеты с ракетным двигателем твердого топлива (РДТТ) из композитного материала (КМ).

Применение композиционных материалов в ракетостроении для ракет

РДТТ может дать следующие преимущества:

- значительное снижение коэффициента весового совершенства (в перспективе до $\mu = 0.001$);

- решение задач по выведению полезного груза на низкую орбиту одноступенчатой ракетой с РДТТ, в то же время, как с этой задачей может справиться только двухступенчатая металлическая ракета с жидкостным ракетным двигателем (ЖРД);

- увеличение длины камеры сгорания РДТТ, а, следовательно, и всей ракеты (не уменьшая устойчивости корпуса), при использовании сгораемого композитного корпуса РДТТ;

- решение экологических задач, связанных с утилизацией космического мусора (применение сгораемого композитного корпуса ракеты).

Решение задачи

Сравнивая удельную прочность алюминиевого сплава (АМг6Н) с удельной прочностью одного из самых распространенных в ракетостроении композитного материала «кевлар», получаем:

Удельная прочность АМг6Н:

$$\frac{\sigma_{02}}{\rho} = \frac{300 \cdot 10^6}{2,64 \cdot 10^3} = 114000,$$

где $\sigma_{02}=300$ МПа – условный предел текучести при растяжении (остаточная деформация 0,2%);

$\rho = 2,64 \cdot 10^3$ кг/м³ – плотность АМг6Н [2].

Удельная прочность «кевлар»:

$$\frac{\sigma_B}{\rho} = \frac{3640 \cdot 10^6}{1,44 \cdot 10^3} = 2528000,$$

где $\sigma_B = 3640$ МПа – предельное разрушающее напряжение «кевлар», заявленное фирмой DuPont;

$\rho = 1,44 \cdot 10^3$ кг/м³ – плотность «кевлар» [3, 4].

Сравнивая эти две величины, от которых зависит прочность материала,

получаем:

$$\frac{2528000}{144000} = 22.18.$$

В идеальном варианте коэффициент весового совершенства для ракеты изготовленной из «кевлара» будет:

$$\mu = \frac{0.12}{22.18} = 0.0054,$$

где, $\mu = 0.12$ коэффициент весового совершенства для РДТТ металлической ракеты.

Как видно из расчетов, удельная прочность «кевлара» в разы выше удельной прочности АМг6Н [5].

Но что еще интереснее, «кевлар» намного прочнее, если посмотреть на два наиболее важных параметра, описывающих прочность (предел прочности на разрыв и предел текучести).

Выведение полезного груза на низкую орбиту одноступенчатой ракетой

Как известно из теории Циолковского и проверено много раз расчетами, одноступенчатая ракета, выполненная из металла, не может развить 1-ю космическую скорость. В настоящее время в США ведутся разработки над одноступенчатой ракетой, выполненной из композиционного материала, по понятным причинам информации об этих разработках очень мало.

Энергетические возможности ракеты можно оценить, сравнивая необходимую круговую скорость для данной орбиты со скоростью, которую эта ракета может показать в конце активного участка (формула Циолковского).

Как известно предельная высота орбиты для двухступенчатой металлической ракеты с ЖРД является 400 км. Необходимая круговая скорость для ИСЗ на этой высоте будет:

$$V_{кр} = \frac{R_3}{R_1} \cdot \sqrt{\frac{g \cdot (H + R_3)}{1000}};$$

$$V_{кр} = \frac{6378}{6778} \cdot \sqrt{\frac{9.81 \cdot 6778}{1000}};$$

$$V_{кр} = 7.673 \text{ км/с},$$

где $R_3 = 6378 \text{ км}$ - радиус Земли;

$H = 400 \text{ км}$ - высота круговой орбиты.

По формуле Циолковского, с учетом коэффициента весового совершенства, полученного для ракеты с РДТТ изготовленной из «кевлара», также получим скорость в конце активного участка:

$$V_{кр} = -J_{п} \cdot \ln \mu_{к} - \Delta V;$$

$$V_{кр} = -2.6 \cdot \ln(0.0054) - 1.535;$$

$$V_{кр} = -J_{п} \cdot \ln \mu_{к} - \Delta V;$$

$$V_{кр} = 12.041 \text{ км/с} > V_{кр} = 7.673 \text{ км/с},$$

где $J_{п} = 2.6 \text{ км/с}$ – удельный импульс твердотопливного двигателя в пустоте,

$$\Delta V = \frac{7.673}{5} = 1.535 \text{ км/с},$$

где ΔV – потери скорости на сопротивление атмосферы и гравитации, они составляют 20% от $V_{кр}$.

Как видно из расчетов, запас энергии у одноступенчатой композитной ракеты довольно таки большой.

Хотя, прекрасно понятно, что расчеты имеют довольно приблизительный характер и основаны на использовании различных допущений, снижающих достоверность результатов, но полученный в работе запас энергии внушает определенный оптимизм, что в этой идеи есть разумное зерно, требующее дальнейшего уточнения и исследования, которые и предусмотрены авторами в дальнейшей работе.

Увеличение длины камеры сгорания РН при использовании сгораемого корпуса РДТТ

Сгораемый корпус композитной ракеты, дает большие преимущества с точки зрения коэффициента весового совершенства и, соответственно, увеличение скорости и дальности полета.

Еще одно преимущество, как мы считаем, сгораемого корпуса – это

увеличение устойчивости корпуса РДТТ во время полета т.к. длина корпуса будет уменьшаться, а устойчивость обратно пропорциональна квадрату длины корпуса РДТТ.

$$\sigma_{кр} = C \cdot \frac{\pi^2 \cdot E_t \cdot r^2}{l^2},$$

где $\sigma_{кр}$ - критическое напряжение корпуса;

E_t - модуль упругости материала;

r - радиус инерции сечения;

l - длина корпуса.

Устойчивость при несгораемом корпусе должна значительно уменьшаться по мере выгорания топлива, и поэтому длина корпуса РДТТ в основном ограничена из-за уменьшения устойчивости его в конце работы ДУ, то, следовательно, при применении сгораемого корпуса РДТТ длину его можно увеличить, как минимум в 1.5 раза (необходимо уточнение этого значения при дальнейших исследованиях).

По мере сгорания корпуса РДТТ со стороны сопла, большим препятствием при реализации данной идеи является то, что силы, препятствующие передвижению сопла по мере сгорания корпуса очень велики [5].

Предлагается использовать идею горения корпуса РДТТ не у сопла, а у верхнего днища камеры сгорания РДТТ, в связи, с чем сопло передвигаться не будет, а идея сгораемого корпуса будет реализована.

Решение экологических задач, связанных с космическим мусором при применении сгораемого композитного корпуса ракеты

Вокруг нашей планеты, на орбите находится огромное количество частиц космических аппаратов и ступеней ракет. Уже сейчас они представляют угрозу для орбитальных станций и ракетоносителей.

При сгорании корпуса РДТТ, изготовленного из полимерного композита, например из «кевлара», будет образовываться только газ, т.к. в макромолекулу «кевлара» входят химические элементы Н, N, С,О [6].

Аналитический обзор

В данной статье мы взяли наиболее применяемый в ракетостроении композитный материал «кевлар», он уже нашел применения во многих изделиях:

Ракета UGM-96A "Trident-1" выполнена по трехступенчатой схеме. США. Ракетные твердотопливные двигатели (РДТТ) всех трех ступеней "Trident-1" изготовлены из материалов с улучшенными характеристиками (арамидное волокно, кевлар-49, в качестве связующего вещества применяется эпоксидная смола). На ракете "Trident-1" на каждой ступени имеется по одному качающемуся соплу, обеспечивающему управление по тангажу и рысканию. Сопло изготовлено из композиционных материалов (на основе графита), имеющих меньшую массу и большую стойкость к эрозии. [7].

Ракета М4, трехступенчатая ракета тандемной схемы. Франция. Корпус РДТТ 1-й ступени выполнен из стали. Одно поворотное утопленное сопло из титанового сплава выдвигалось в рабочее положение непосредственно перед включением двигателя. Отличие двигателя второй ступени заключалось в том, что его корпус изготавливался из стеклопластика. Двигатель третьей ступени наматывался из оргволокна «кевлар-49». [8].

Ракета М45 (англ. MSBS М45) — твердотопливная трехступенчатая баллистическая ракета для вооружения стратегических подводных лодок. Франция. Первая ступень выполнена из стали, вторая из стеклопластика методом намотки, третья из кевлара. [9]

Межконтинентальная баллистическая ракета (МБР) МХ. США. Ракета МХ представляет собой трехступенчатую МБР наземного базирования с разделяющейся головной частью типа «МИРВ». Корпуса двигателей всех трех ступеней изготавливаются методом намотки из композиционного материала (органическое волокно «кевлар» и эпоксидная смола - методом намотки с эпоксидной пропиткой), что позволило получить их массу, примерно в

два раза меньшую, чем она была бы в случае использования корпусов из стали или титановых сплавов. Высокая удельная прочность корпусов обеспечила возможность существенного увеличения давления в камере [10].

Баллистическая ракета средней дальности MGM-31C Pershing. США. На обеих ступенях ракеты были установлены твердотопливные двигатели фирмы «Геркулес». Корпуса двигателей обеих ступеней изготавливались из органического волокна кевлар. В районе критических сечений сопел были установлены графитовые вкладыши [11].

Научная новизна

Впервые было приведено сравнение коэффициентов весового совершенства композиционной ракеты и металлической.

Рассмотрели возможность выведения полезного груза на низкую околоземную орбиту (до 400 км) одноступенчатой ракеты с РДТТ выполненной из композитного материала. В то время как с этой задачей может справиться только двухступенчатая металлическая ракета с ЖРД.

Впервые была рассмотрена возможность увеличения длины камеры сгорания двигателя РДТТ ракеты из КМ со сгораемым корпусом.

Что получает дальнейшее развитие сама идея сгораемого корпуса РДТТ.

При использовании сгораемого композитного корпуса ракеты уменьшается степень загрязнения атмосферы Земли, т.к. корпус ракеты практически полностью сгорает. Это решает одну из остро стоящих экологических проблем загрязнение космическим мусором околоземной орбиты.

Выводы

Пришли к выводу, что теоретически возможно использования одноступенчатого ракето-носителя, выполненного из КМ, для выведения полезного груза на низкие околоземные орбиты. Эта возможность дает

неоспоримый экономический эффект в виде увеличения конечной скорости активного участка. А также компоновочные преимущества в виде отсутствия двигательной установки II ступени, переходного отсека между I и II ступенями, систем разделения I и II ступеней и т. д., а также экономия на теплозащитное покрытие при возможном варианте возврата РН.

Библиографические ссылки

1. Пенцак И.Н. Теория полёта и конструкция баллистических ракет: Учебное пособие для техникумов. Москва: Машиностроение, 1974. 344 с.
2. Писаренко Г.С., Яковлев А.П., Матвеева В.В., Справочник по сопротивлению материалов: Киев: Наук. думка. 1988. 736 с.
3. Anwar A., Elfiky D., Hassan G., Albona M., Marchetti M. Outgassing Effect on Spacecraft Structure Materials. International Journal of Astronomy, Astrophysics and Space Science. 2015. No. 4. P. 36-38.
4. Американская химическая компания, одна из крупнейших в мире. Kevlar Properties. URL: <https://www.dupont.com/news/kevlar-properties.html> (дата обращения: 15.05.2020)
5. Волков Е.Б., Мазинг Г.Ю., Сокольский В.Н. Твердотопливные ракеты: Москва: Машиностроение, 1992. 288 с.
6. J. Frketic, T. Dickens, S. Ramakrishnan Automated manufacturing and processing of fiber-reinforced polymer (FRP) composites: An additive review of contemporary and modern techniques for advanced materials manufacturing Addit. Manuf. 2017. No. 14. P. 83-86.
7. Электронный журнал. Ракетная техника. URL: <https://missilery.info/missile/trident1> (дата обращения: 15.05.2020)
8. Электронный журнал. История. URL: <https://history.rin.ru/cgi-bin/history.pl?num=2496> (дата обращения: 15.05.2020)
9. Энциклопедия. URL: [https://ru.wikipedia.org/wiki/M45_\(%D1%80%D0%B0%D0%BA%D0%B5%D1%82%D0%B0\)](https://ru.wikipedia.org/wiki/M45_(%D1%80%D0%B0%D0%BA%D0%B5%D1%82%D0%B0)) (дата обращения: 15.05.2020)
10. Электронный журнал. Пиротехническая химия. URL: <http://pirochem.net/index.php?id1=3&category=otherpirotech&author=volkobeb&book=1992&page=100> (дата обращения: 15.05.2020)
11. Электронный журнал. История. URL: <http://www.dogswar.ru/artilleriia/raketnoe-oryjje/7465-ballisticheskaia-rak.html> (дата обращения: 15.05.2020)

Поступила в редколлегию 15.10.2020р.

Сведения об авторах



Лазарева Юлия Игоревна, Украина. Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара, аспирант
Сфера интересов - авиационная техника, программирование



Ткачев Юрий Викторович, Украина. Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара, канд. техн. наук, доцент
Сфера интересов - авиационная техника, информационные технологии



Лазарев Игорь Викторович, Украина. Профессиональный колледж ракетно-космического машиностроения Днепропетровского национального университета имени Олеся Гончара, преподаватель высшей категории.
Сфера интересов - информационные авиационная техника, химия