

## **Сравнение методов возвращения первой ступени многоразовой ракеты**

**Тимофеев П.М.**

*Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н.*

*Туполева–КАИ, КНИТУ-КАИ, ул. К. Маркса, 10. Казань, 420111, Россия*

*e-mail: [ttt.1.12@bk.ru](mailto:ttt.1.12@bk.ru)*

**Статья поступила 21.08.2020**

### **Аннотация**

Подробно рассмотрены виды возвращения первых ступеней ракет на Землю. Рассмотрены плюсы и минусы каждого вида возвращения ступеней. Продемонстрирована актуальность и значимость рассматриваемой проблемы для разработки новых многоразовых ракет.

**Ключевые слова:** многоразовая ракета, возвращение первой ступени, методы возвращения первой ступени.

### **Введение**

Одним из наиболее важных показателей ракетоносителей (РН) как транспортного средства является удельная стоимость выведения полезной нагрузки на целевую орбиту, напрямую зависящую от затрат на изготовления РН. Минимизация стоимости производства РН может быть достигнута путем рационального сочетания применяемых конструкционных материалов и технологий, а также оптимизации характеристик комплектующих изделий.

Первую попытку создать многоразовый РН предприняли американцы — создав в 1981 г. «Спейс Шаттл» (космический челнок).

Данная многоразовая система состоит из трёх основных компонентов (ступеней):

- Двух твердотопливных ракетных ускорителей, которые после отработки топлива отделялись от корабля-ракетоплана и приводнялись на парашютах в океане для последующего ремонта и повторного использования.
- Большого внешнего топливного бака с жидким водородом и кислородом для двигателей корабля ракетоплана, который служил для скрепления ускорителей с космическим челноком. Бак был одноразовым, большая его часть сгорала в атмосфере, остатки падали в океан.
- Пилотируемого корабля-ракетоплана - орбитального аппарата - «спейс шаттла» (космического челнока), который выходит на околоземную орбиту. После выполнения программы полёта возвращается на Землю и совершает посадку как планер на взлетно-посадочную полосу.

В СССР разрабатывался аналог «Спейс шатлу» - многоразовый комплекс «Энергия-Буран», который успешно совершил в 1988 г. свой первый и единственный полет. В 1990 г. программа была приостановлена, а в 1993 г. была закрыта. Программу «Спейс шатл» закрыли в 2011 году [1]. Основные причины, по которым Программа была закрыта являлась дороговизна. Ниже представлена таблица сравнения носителей и стоимости их запуска [2].

Таблица 1.

Носитель	Стоимость, долларов за 1 кг	Стоимость запуска, млн долларов	Грузоподъемность, тонн
«Спейс Шатл»	13000-17000	500 млн	24,4
«Протон М»	2743 (ННО)	65 млн	22,4
	10236-11023(ГПО)		6,3
«Falcon 9» (в одноразовом использовании)	2719 (ННО)	62 млн	22,8
	11273 (ГПО)		6,5

### Способы возвращения первой ступени

Для того, чтобы ракета-носитель вывела спутник на орбиту, спутнику (и последней ступени) надо сообщить скорость 7800 м/с [3]. Первая ступень в зависимости от конфигурации ракеты-носителя развивает скорость в районе 1600-2800 м/с, в зависимости от конфигурации. В таблица два приведена скорость первой ступени после разделения.

Таблица 2

Носитель	Скорость. м/с	Высота, км
Falcon 9	2250	70
Протон М	1724	42

Очевидно, что чем выше высота отсоединения первой ракеты, тем выше скорость первой ступени. Вследствие этого повышается теплозащита.

При возвращении ракетного блока на Землю, возвращаемая первая ступень входит в атмосферу практически с той же скоростью, с которой он отделился. При входе в атмосферу возвращаемый ракетный блок испытывает сопротивление атмосферы, которое вызывает механические нагрузки и нагрев [4].

$$F = C_F \frac{\rho v^2}{2} S \quad (1)$$

Сила сопротивления направлена против скорости движения возвращаемой первой ступени, её величина пропорциональна характерной площади  $S$ , плотности среды  $\rho$  и квадрату скорости  $V$ .

При оценке нагрева можно использовать приближенную оценку теплового потока при обтекании его сферической лобовой части без учета взаимодействия с другими элементами конструкции. Тогда тепловой поток  $q$  к лобовой части сферической поверхности может быть представлен в виде:

$$q = q_0 f(\alpha) \quad (2)$$

где  $q_0$  - тепловой поток в передней критической точке,  $\alpha$  – отсчитываемый от нее центральный угол сферы.

На режиме свободномолекулярного обтекания, используя гипотезу о том, что молекулы воздуха при столкновении с поверхностью тела полностью теряют нормальную составляющую скорости, тепловой поток рассчитывать по формуле:

$$q_0 = \frac{1}{2} \rho v^3, f(\alpha) = \cos^3 \alpha \quad (3)$$

Отсюда следует, что при повышении скорости в 2 раза, нагрев первой ступени увеличится в 8 раз. Высокие скорости, входящих в атмосферу космических аппаратов (или других тел), приводят к тому, что в набегающем потоке воздуха у передней их кромки развиваются температуры, достигающие 7000 – 8000°С. При больших скоростях обычные конструкционные материалы плавятся, поэтому для спускаемых и возвращаемых космических аппаратов активно применяется абляционная теплозащита [5-6].



Рис. 1. Обгорание абляционного защитного покрытия.

На картинках видно, что теплозащита обгорает и уносится с поверхности твердого тела потоками газа.

По результатам математических расчётов и анализа реальных полётов, оказалось, что возвращаемая первая ступень не требует особой защиты при скоростях

1200 м/с. При скорости больше 1400 м/с требуется местное применение специальных тугоплавких сплавов [7].

### **Выбор способов возвращения и посадки ступеней**

Для возвращения и посадки ступеней МЛА с целью их повторного использования могут применяться многие способы.

- возвращение по баллистической траектории к месту старта или к другой подготовленной площадке за счет использования двигателей многоразового включения, работающие на бортовые запасы топлива (вертикальная посадка).
- возвращение первой ступени с использованием парашютно-реактивных систем
- возвращения первой ступени с применением аэродинамического качества, подъемных крыльев и ВРД.

Рассмотрим каждый из вариантов возвращения первых ступеней на землю.

При возвращения первой ступени с применением аэродинамического качества, подъемных крыльев и ВРД, первая ступень совершает посадку, как самолет, но с большой горизонтальной скоростью, вследствие чего возникает необходимость в использовании длинных посадочных полос высокого качества. Огромную роль при проектировании первой ступени с использованием крылатой конструкции является выбор крыла. Известно, что при трансзвуковых и небольших сверхзвуковых скоростях скользящее крыло имеет ряд преимуществ по сравнению с симметричным крылом. Для сравнения, используем формулу сопротивления крыла [8], которое учитывает отдельно трение, индуктивное и волновое сопротивление.

$$X = c_f q S_k + \frac{Y^2}{\pi q l} + \left( \frac{(M_\infty^2 - 1)}{2\pi q} \right) \frac{Y}{x_1^2} + \frac{128q}{\pi} \frac{V^2}{x_2^4} \quad (4)$$

где,  $c_f$  – коэффициент трения;  $q$  – скоростной напор;  $S_k$  – омываемая площадь крыла;  $Y$  – подъемная сила;  $l$  – размах крыла;  $M_\infty$  – число Маха набегающего потока;  $V$  – объем;  $x_1$  и  $x_2$  – определяются по следующим формулам:

$$\frac{1}{x_1^2} = \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} \frac{\sin^2 \theta}{x(\theta)^2} d\theta \quad (5)$$

$$\frac{1}{x_2^4} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \frac{d\theta}{x(\theta)^4} \quad (6)$$

где  $\theta$  – угол наклона секущей плоскости Маха,  $x(\theta)$  – длина эквивалентного тела вращения. В формуле (4) первый член характеризует сопротивление трения, второй член соответствует индуктивному сопротивлению, третий – волновому сопротивлению от подъемной силы, четвертый член – волновому сопротивлению от объема крыла.

Из формулы (4) следует, что при условии равной площади и размаха, скользящие крыло имеет в 4 раза меньше волнового сопротивления, а волновое сопротивление в 16 раз меньше по сравнению с симметричным крылом. Помимо выбора крыла, особую роль играет угол стреловидности крыла. При сравнении симметричного и скользящего крыла с одинаковым углом стреловидности (равный 60 градусам) скользящее крыло имеет лучшие характеристики аэродинамического качества по сравнению с симметричным крылом. Еще одно преимущество скользящего крыла заключается в меньшем посадочном угле атаки по сравнению с симметричным крылом.

Основными недостатками использования данного метода возвращения первой ступени заключаются в поворотном механизме, необходимости использования длинной и качественной посадочной полосы.

При посадке с использованием парашютно-реактивных систем, первая ступень совершает посадку с помощью парашюта. Парашют позволяет снизить скорость первой ступени до 8-12 м/с. Однако, эти скорости достаточно велики для посадки первой ступени, поскольку могут навредить неосторожным касанием об поверхность. Чтобы уменьшить скорость, на спускаемых аппаратах применяют специальные тормозные двигатели для мягкой посадки или специальные посадочные устройства - амортизаторы. Однако это увеличит вес возвращаемой ступени, к тому же стоит учитывать то, что применение парашюта не обеспечивает точной посадки, что является большим недостатком. При большом порыве ветра, возвращаемую ракету унесет от места посадки и при приземлении на неровную поверхность, первая ступень может потерять работоспособность [9-13].

Один из наиболее перспективных путей решения проблемы мягкой посадки является вертолетный подхват парашютирующего возвращаемой первой ступени.

Основные преимущества данного метода заключаются в том, что не нужна предварительная посадочные площадки, а также не нужно тратить дополнительную массу на посадочные устройства. Американская компания «Rocket Lab» уже применяет данный метод возвращения первой ступени [14].





Рис. 2. Вертолетный подхват парашютирующего возвращаемой первой ступени компании «Rocket Lab».

Ограничение данного метода является грузоподъемность вертолета и масса возвращаемой первой ступени.

При возвращении по баллистической траектории к месту старта или к другой подготовленной площадке за счет использования двигателей многоразового включения, работающие на бортовых запасах топлива. После отстыковки от второй ступени, возвращаемая первая ступень корректирует свою траекторию с помощью газовых реактивных двигателей, а в плотных слоях атмосферы с помощью аэродинамических рулей. Далее, при вхождении в атмосферу двигатели первой ступени включаются повторно, чтобы уменьшить скорость до 1200 м/с. Перед посадкой двигатели включаются повторно, для того чтобы уменьшить скорость до 1-2 м/с. При скорости 6 м/с выдвигаются специальные посадочные устройства-амортизаторы, которые помогают посадить возвращаемую первую ступень на ее

опоры [15-17]. Данный метод возвращение первой ступени применяют такие компании, как SpaceX и Blue Origin [18].

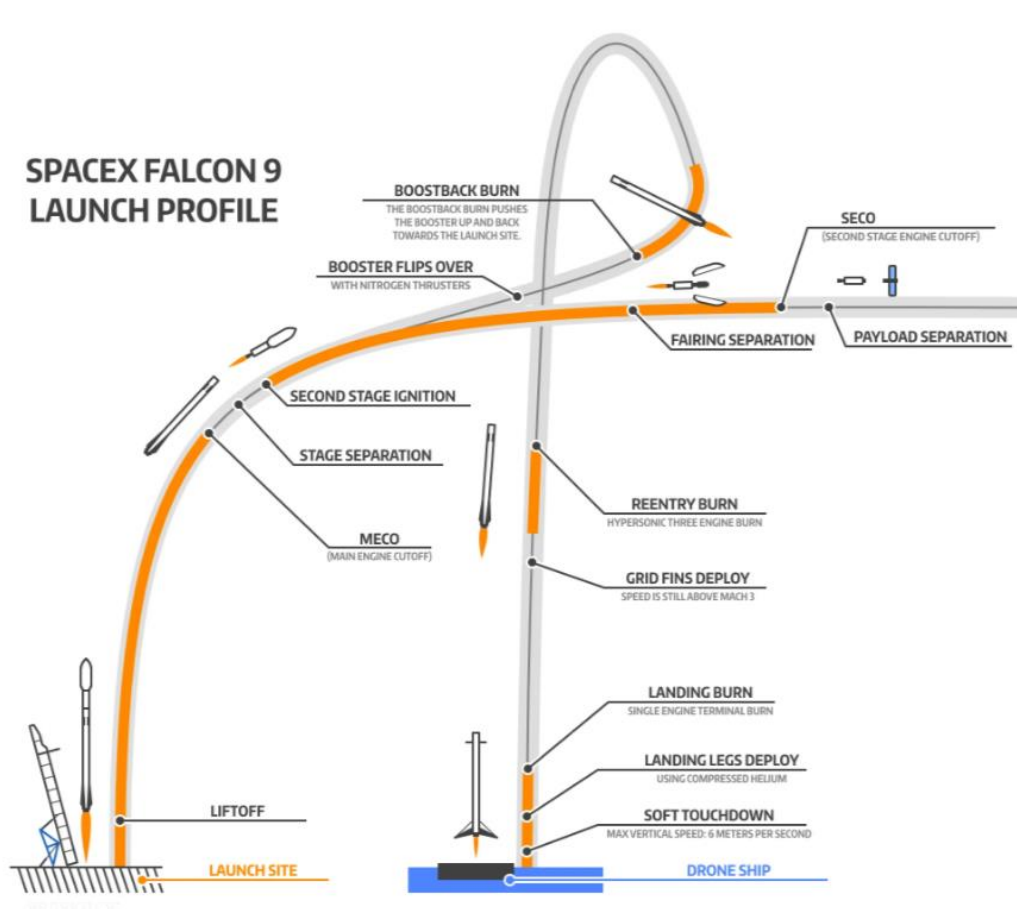


Рис. 3. Вертикальная посадка ракеты SpaceX Falcon 9.

Основным недостатком данного метода является в уменьшенном выводе полезной нагрузки, по сравнению с одноразовой ракетой того же класса из-за недорасхода топлива. Оставшиеся бортовые запаса топлива нужны для возвращения и посадки на подготовленную площадку.

### Сравнение методов возвращения первой ступени

Для оценки экономической составляющей, введем следующие безразмерные параметры для сравнительного анализа.

Конструкторское совершенство, характеризующие соотношение относительных полезных нагрузок эталона и соответствующего возвращаемой первой ступени.

$$\varphi_{\kappa} = \frac{\mu_{н.н.}^3}{\mu_{н.н.}} \quad (7)$$

Технологическое совершенство, характеризующее отношение удельных затрат на изготовление возвращаемой первой ступени и соответствующие затраты на изготовления эталонной первой ступени.

$$\phi_{\kappa} = \frac{c_{уд.}^u}{c_{уд.э.}^u} \quad (8)$$

Обобщенные разовые затраты.

$$p_0 = p + \frac{1}{k} \quad (9)$$

где:

$p$  – разовые затраты.

$k$  – повторное использование материальной части.

При поиске вариантов возвращаемой первой ступени с лучшим сочетанием проектных параметров полезно следующие соотношение.

$$\frac{\Delta \mathcal{E}}{\mathcal{E}} = \frac{\Delta \varphi_{\kappa}}{\varphi_{\kappa}} + \frac{\Delta \phi_{\kappa}}{\phi_{\kappa}} + \frac{\Delta p_0}{p_0} \quad (10)$$

Исходя из данных формул(7),(8),(9),(10) было произведено сравнение метода возвращения первой ступени с применением аэродинамического качества,

подъемных крыльев и ВРД и метода возвращения первой ступени возвращение по баллистической траектории с использования двигателей многоразового включения работающие на бортовые запасы топлива, с одинаковыми параметрами удельной тяги  $\rho_{уд}$  равной 300с для двигателей первой ступени; удельной тяги  $\rho_{уд}$  равной 3000с – для двигателя ВРД; одинаковой дальности полета  $L$  равной 300 км и с начальной скоростью возвращения  $v_{к1}$  равной 2000 м/с. Подробные характеристики первых ступеней с различными видами возвращения представлены в таблице 3.

Таблица 3

Характеристики возвращаемой первой ступени	Эталонная ступень одноразового носителя	Возвращаемая первая ступень по баллистической траектории	Возвращаемая первая ступень с применением аэродинамического качества и ВРД.
Удельная тяга $\rho_{уд}$ , с	300	300	300/3000
Вес двигателя $\gamma$	0,01	0,01	0,05
Относительная масса топливных отсеков $\alpha_{т.о}$	0,05	0,05	0,05
Относительная масса прочих элементов ступени $\alpha_{п.о}$	0,02	0,02	0,02
Относительная масса несущих поверхностей $\alpha_{и}$	-	0	0,15
Стартовая перегрузка $n_0$	1.5	2	1,5
$\alpha$	0,067	0,13	0,089
$\beta$	0,095	0,0185	0,0127
Конечная масса $\mu_k$	0,38	0,38	0,38
Полезная нагрузка $\mu_{п.н.}$	0,32	0,2459	0,2985

Для возвращаемой первой ступени по баллистической траектории с использования двигателей многоразового включения работающие на бортовые запасы топлива, относительная масса средств возвращения

$$a_c = 1,05 \left[ 1 - \exp \left( - \frac{v_{\kappa 1}}{g_0 \rho_{y\delta}} \right) \right] \quad (11)$$

где,  $g_0$  – скорость свободного падения;

$$a_c = 1,05 \left[ 1 - \exp \left( - \frac{2000}{9,8 * 300} \right) \right] = 0,51$$

Для возвращаемой первой ступени с применением аэродинамического качества, подъемных крыльев и ВРД, относительная масса средств возвращения

$$a_c = 1,05 \left[ 1 - \exp \left( - \frac{L}{v K_a \rho_{y\delta}} \right) \right] + \alpha_u + 0,01 \quad (12)$$

где,  $v$  – скоростной напор;  $K_a$  – аэродинамическое качество.

$$a_c = 1,05 \left[ 1 - \exp \left( - \frac{300 * 10^3}{200 * 5 * 3000} \right) \right] + 0,15 + 0,01 = 0,27$$

Исходя из формул (11) и (12) можно сделать вывод, что относительная масса средств возвращения для возвращаемой первой ступени по баллистической траектории больше чем у метода возвращения с использованием аэродинамического качества и ВРД [19-20].

$$\mu_{n.n.} = \frac{\mu_{\kappa} - \alpha - \beta n}{1 - \alpha} \quad (13)$$

где,  $\alpha$  и  $\beta$  некоторые переменные

Исходя из формулы (13) можно сделать вывод, что использование возвращённой первой ступени по баллистической траектории к месту посадки, снижает массу полезной нагрузки на 23%. При применении метода возвращаемой первой ступени с аэродинамическими крыльями и ВРД – 7% из-за того, что при возвращении первой ступени с использованием возвращённой первой ступени по баллистической траектории к месту посадки с использованием многократного включения двигателей, часть топлива оставляет на возвращение на подготовленную площадку, вследствие этого РН не доводит полезную нагрузку.

### **Выводы**

1. Было подробно рассмотрены несколько методов возвращения первой ступени. В настоящее время используется только два метода возвращения первых ступеней:
  - метод возвращения по баллистической траектории к месту старта или к другой подготовленной площадке за счет использования двигателей многократного включения, работающие на бортовые запасы топлива (вертикальная посадка) применяют такие компании, как «SpaceX» и «Blue Origin».
  - метод возвращения первой ступени с использованием парашютно-реактивных систем применяет компания «Rocket Lab».

Метод возвращения первой ступени с применением аэродинамического качества, подъемных крыльев и ВРД, на данный момент введутся разработки возвращаемой ступени ракеты-носителя "Крыло-СВ" [21].

2. При сравнении методов возвращения первой ступени, было выявлено, что метод возвращения первой ступени с применением аэродинамического качества, подъемных крыльев и ВРД является более экономичным и может доставить больше полезной нагрузки, чем использование возвращённой первой ступени по баллистической траектории к месту посадки с использованием многократного включения двигателей, из-за того, что часть топлива остается для возвращения на подготовленную площадку, вследствие этого РН не довыводит полезную нагрузку.

### Библиографический список

1. NASA, URL: [https://www.nasa.gov/mission\\_pages/shuttle/main/](https://www.nasa.gov/mission_pages/shuttle/main/)
2. Matthew C. Weinzierl. Space, the Final Economic Frontier // Journal of Economic Perspectives, 2018, vol. 32, no. 2, pp. 173 - 192. DOI: <https://doi.org/10.1257/jep.32.2.173>
3. Соколов Н.Л. Метод расчета приближенно-оптимальных траекторий движения космического аппарата на активных участках выведения на спутниковые орбиты // Труды МАИ. 2014. № 75. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=49689>
4. Керножицкий В.А., Колычев А.В., Макаренко А.В. Разработка методики расчета многоэлементной термоэмиссионной тепловой защиты гиперзвуковых летательных аппаратов // Труды МАИ. 2014. №75. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=49687>
5. Глазунов А.А., Гольдин В.Д., Зверев В.Г., Устинов С.Н., Финченко В.С. Аэротермодинамический расчет теплового разрушения разгонного блока “Фрегат” при спуске в атмосфере Земли // Теплофизика и аэромеханика. 2013. Т. 20. № 2. С 197 - 212.

6. R. C. Mehta. Effect of geometrical parameters of reentry capsule over flowfield at high speed flow // Advances in Aircraft and Spacecraft Science, 2014, vol. 4, no. 4, pp. 487 – 501. DOI: <https://doi.org/10.12989/aas.2017.4.4.487>
7. Tománek R., Hospodka J. Reusable Launch Space Systems. MAD // Magazine of Aviation Development, 2018, vol. 6, no. 2, pp. 10 - 13. DOI: <https://doi.org/10.14311/mad.2018.02.02>
8. Чо КюЧул. Исследование звукового удара компоновки со скользящим крылом. // Ученые записки ЦАГИ. 2009. Т. XL. № 6. С. 71 - 77.
9. Антонова Н.П., Брюханов Н.А., Четкин С.В. Средства посадки пилотируемого транспортного корабля // Космическая техника и технологии. 2014. № 4. С. 21 - 30.
10. Воскобойников М.А., Подстригаев А.С., Давыдов В.В. Моделирование и оценка ветровых воздействий на парашютируемый модуль радиомониторинга // Труды МАИ. 2019. № 104. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=102392>
11. Васильева А.В., Седов Д.П. Принципы построения системы радиовысотометрической для измерения параметров движения возвращаемого аппарата // Труды МАИ. 2018. № 101. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=96987>
12. Thompson T., Weeks D., Walker S., Anttonen J. DARPA/USAF Falcon Program Update on the SpaceX Maiden Launch, Mishap Investigation and Return to Flight // AIAA SPACE 2007 Conference & Exposition, September 2007. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2007-9912>
13. Itakura K., Kobayashi T., Sasaki G., Ishibashi K., Shigeoka S., Sugii M., Yonemoto K. Design, development and flight experiment of a small reusable rocket that glides using two-



stage parachute // IEEE/SICE International Symposium on System Integration (SII), December 2011. DOI: <https://doi.org/10.1109/sii.2011.6147584>

14. Rocket lab. URL: <https://www.rocketlabusa.com/news/updates/rocket-lab-successfully-completes-electron-mid-air-recovery-test-the-successful-test-brings-rocket-lab-another-step-closer-to-making-electron-a-reusable-launch-vehicle/>

15. Zhang M., Xu D., Yue S., Tao H. Design and dynamic analysis of landing gear system in vertical takeoff and vertical landing reusable launch vehicle. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G // Journal of Aerospace Engineering, October 2018. DOI: <https://doi.org/10.1177/0954410018804093>

16. Horvath T.J., Aubuchon V.V., Rufer S., Campbell C., Schwartz R., Mercer, C.D., Ross M. Advancing Supersonic Retro-Propulsion Technology Readiness: Infrared Observations of the SpaceX Falcon 9 First Stage // AIAA SPACE and Astronautics Forum and Exposition, September 2017. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2017-5294>

17. Ma L., Wang K., Shao Z., Song Z., Biegler L.T. Direct trajectory optimization framework for vertical takeoff and vertical landing reusable rockets: case study of two-stage rockets // Engineering Optimization, July 2018. DOI: <https://doi.org/10.1080/0305215x.2018.1472774>

18. Harris M. The heavy lift: Blue origin's next rocket engine could power our return to the moon // IEEE Spectrum, 2019, vol. 56, no. 7, pp. 26 – 30. DOI: <https://doi.org/10.1109/mspec.2019.8747308>

19. Сморшко И.А. Методика проектно-баллистического анализа условий технической реализации многоразовых «лунных» взлётно-посадочных космических аппаратов //

Труды МАИ. 2017. № 93. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=80306>

20. Мишин В.П., Безвербый Б.М., Панкратов Б.М., Щеверов Д.Н. Основы проектирования летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1985. – 360 с.

21. ТАСС, 9 июля 2019. URL: <https://tass.ru/interviews/6642711>