

Министерство образования и науки Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего профессионального образования
«Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана»
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)

Всероссийская олимпиада школьников
«Шаг в будущее, Космонавтика»

***Определение наиболее перспективной концепции
авиакосмической системы на основе сравнительного анализа
вариантов гиперзвукового, сверхзвукового и наземного
движущегося старта второй ступени***

Автор: Васильев Фёдор Андреевич, СОШ школа №1, класс 10, г. Ступино

Научный руководитель: Попов А. С., старший преподаватель, кафедра СМ-2, МГТУ им. Н. Э. Баумана

Москва

2017 г.

Содержание:

Введение.....	3
Общая концепция	3
Вторая ступень.....	3
Первая ступень.....	4
Вычисления в рамках работы.....	4
Обозначения.....	4
Основные допущения	4
Расчёты.....	5
I. Расчёт первой космической скорости для выбранной нами высоты.....	5
II. Расчёт массы второй ступени без учёта аэродинамических потерь.....	6
III. Расчёт аэродинамических потерь.....	6
IV. Расчёт массы второй ступени с учётом аэродинамических потерь.....	8
Сравнительный анализ полученных результатов.....	9
Выводы.....	10
Заключение.....	11
Список литературы.....	12

Введение:

В настоящий момент в глобальном масштабе освоение космоса существенно замедлилось. Одной из наиболее значимых причин является высокая стоимость доставки груза на орбиту Земли на фоне значительного роста потребностей и сложности существующих и вновь возникающих в связи с этим технических задач. Например, [1]:

- Стоимость доставки груза на ракете «Протон»: 2830 \$/кг на низкую опорную орбиту (далее НОО) и 13 000 \$/кг на геопереходную орбиту (далее ГПО).

- Стоимость доставки груза на ракете «Falcon – 9»: 2719 \$/кг на НОО и 11 270 \$/кг на ГПО.

Высокая цена доставки грузов на ракетах определяется сложностью их производства в сочетании с одноразовостью, эксплуатационными проблемами и чрезмерно громоздкой и дорогостоящей наземной операционной инфраструктурой, обеспечивающей их функционирование.

Их альтернативой всегда представлялись многоразовые авиакосмические системы (далее по тексту АКС), сама возможность базирования которых на обычных аэродромах должна существенно снизить стоимость доставки груза на орбиту. Теоретические расчеты разрабатываемой в Британии концепции SSTO (англоязычный термин; в буквальном переводе «одна ступень до орбиты») Skylon с использованием их аппарата определяют снижение стоимости вывода груза на орбиту, предположительно до 800 \$/кг на НОО [2].

Многочисленные фундаментальные существующие разработки со всей очевидностью показывают, что многоразовые космические аппараты означают качественно новую эру в освоении космоса. В рамках своей работы я бы хотел представить сравнительный анализ трёх концепций многоразовых АКС.

Концептуальное описание:

I. Вторая ступень:

Вторая ступень представляет собой гиперзвуковой орбитальный самолёт (далее по тексту ОС), который стартует с единственной первой ступени, выходит в космос, выполняет определённый план работ и по их завершении возвращается на Землю с осуществлением горизонтальной посадки.

Согласно концепции, аппарат будет иметь две бортовые двигательные установки: гибридный двигатель ГПВРД/СПВРД для атмосферного, и ЖРД для внеатмосферных участков.

В процессе полёта будут использоваться внешние сбрасываемые топливные баки аэродинамической формы, обеспечивающей лучшую совместимость с самолётом-носителем и уменьшающей аэродинамические потери. Использование подобных баков фактически превращает аэродинамическую схему аппарата в аппарат с несущим корпусом.

Основным назначением данного аппарата является выполнение функций существующего одноразового космического аппарата «Союз», т.е. полёт к орбитальной космической станции как в пилотируемом, так и в грузовом варианте, а также околоземные пилотируемые полёты.

II. Первая ступень.

Из-за специфики установленной на второй ступени двигательной установки [1, 2], а именно гибрида сверхзвукового/гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (далее по тексту СПВРД/ГПВРД), которая неэффективна до определённых скоростей, орбитальному самолёту необходима первая ступень, которая разгонит его до нужных скоростей. Нужными характеристиками обладают три типа первых ступеней, которые когда-либо использовались, либо планировались к использованию при разработке АКС [1, 2, 3, 4].

Вариант 1 – гиперзвуковой самолёт-носитель. Подобный вариант планировался к использованию на ранних этапах разработки АКС «Спираль» [1, 3, 4].

Вариант 2 – сверхзвуковой самолёт-носитель. Подобный вариант планировался к использованию на поздних этап разработки АКС «Спираль» [1, 3, 4]

Вариант 3 - наземная быстродвижущаяся тележка – подразумевает, что вторая ступень будет разогнана до сверхзвуковой скорости с помощью наземного железнодорожного разгонщика. Подобный вариант планировался к использованию при разработке «антиподного» бомбардировщика Зенгера-Бредт, а также АКС немецкого производства «RT-8» [3].

Выяснить, какой из этих вариантов первых ступеней наилучший для второй ступени заданной массы – задача этой работы.

Вычисления в рамках работы:

Основные допущения:

1. Аппарат выводится на круговую околоземную орбиту в 414 километров, примерно соответствующей орбитальной станции «МКС» [1].
2. Масса пустой конструкции аппарата $M_0 = 8\,800$ кг. Масса полезной нагрузки $M_n = 800$ кг.

3. В качестве безразмерного аэродинамического коэффициента $C_x = 0.095$ [3] выбран таковой от самолёта X-15, схожего с нашим по скоростным и высотным данным. В качестве допущения считается, что он не изменяется на протяжении всего полёта.
4. Удельный импульс для СПВРД/ГПВРД - $1\,200\text{ с} = 11\,760\text{ м/с}$ [1]
5. Удельный импульс для ЖРД – $455\text{ с} = 4\,559\text{ м/с}$ [1, 2]
6. Число Циолковского принимается за $z=7$
7. Скорость и высота на которых происходит переход на внеатмосферную двигательную установку: 5633 м/с и $75\,000\text{ м}$ соответственно. ГПВРД/СПВРД на таких высотах становится неэффективным [1]
8. В таблице ниже приведены скорости и высоты отделения второй ступени для каждого из трёх вариантов:

	Гиперзвуковой вариант	Сверхзвуковой вариант	Наземный вариант
Скорость отделения (м/с)	2306	611	500
Высота отделения (м)	50 000	20 000	0

9. Угол наклона аппарата:
 - 20 градусов до 20 000 метров
 - 15 градусов от 20 000 до 60 000 метров
 - 10 градусов от 60 000 до 100 000 метров
 Подобные углы приняты, так как они меньше критических углов атаки многих самолётов.
10. Термический КПД ГПВРД/СПВРД принят за $k = 60\%$ [1]
11. Считается, что аэродинамических потерь на высоте от 75 000 метров не происходит
12. Гравитационные потери в расчёт не принимаются в связи с тем, что направление ускорения летательного аппарата приблизительно перпендикулярно направлению ускорения свободного падения
13. Миделево сечение аппарата принято за 11 м^2 . Оно подсчитано на основе следующих допущений
 - А) Аппарат во фронтальной проекции – трапеция с основаниями 6.8 и 0.2 метров соответственно. Диаметр фюзеляжа – 3 метра. Подобные значения основаны на

ТТХ аппарата Х-15 [2], а также на основании, что на этапе выхода на орбиту на аппарате будут установлены внешние топливные баки аэродинамической формы.

Б) Площадь киля во фронтальной проекции – 0.5 м²

Расчёты:

I. Расчёт первой космической скорости для выбранной нами высоты

Первая космическая скорость вычисляется по формуле [1, 5] $V = \sqrt{g_3 \cdot r_3^2 / (r_3^2 + h)}$

Где g – ускорение свободного падения.

r_3 – радиус земли

h - Высота аппарата над поверхностью Земли, которая у нас принята за 414 км

V – Первая космическая скорость для выбранной нами орбиты.

Согласно расчётам, $V=7657$ м/с

II. Расчёт массы второй ступени без учёта аэродинамических потерь

В расчётах мы будем использовать формулу Циолковского [1, 5]:

$$V = I \ln \left(\frac{M_1}{M_2} \right)$$

При простом изменении этой формулы мы получим:

$e^{v/I} = \frac{M_1}{M_2}$, где M_1 – масса до начала разгона, M_2 , соответственно, после

В нашем случае $M_1 = M_0 + M_{\Pi} + M_T + M_T / z$

$$M_2 = M_0 + M_{\Pi} + M_T / z$$

Где M_T – масса топлива для данного участка полёта. M_T / z – масса внешних топливных баков

Соответственно, подставив M_1 и M_2 и реорганизовав формулу мы получим:

$$M_t = \frac{(M_0 + M_{\Pi}) \cdot z \cdot (e^{\frac{v}{I}} - 1)}{z + 1 - e^{v/I}} \quad (1)$$

В результате расчётов получается с использованием формулы (1) получается:

1. Масса второй ступени при гиперзвуковом старте = 22 920 кг

2. Масса второй ступени при сверхзвуковом старте = 27 316 кг

3. Масса второй ступени при старте с наземной тележки = 27 637 кг

III. Расчёт аэродинамических потерь

Расчёт аэродинамических потерь производится по формуле [5]:

$$F = C_x \frac{\rho V^2}{2} S \quad (2)$$

Где F – сила аэродинамического сопротивления

C_x – безразмерный коэффициент лобового сопротивления

S – Площадь миделева сечения, описанная в пункте 13 допущений

ρ – Плотность среды

V – Скорость аппарата

В результате расчётов с использованием формулы (2) получается:

Для высоты 0 метров и скорости 500 м/с сила лобового сопротивления $F_1 = 160\,016$ Н

Для высоты 20 000 метров и скорости 611 м/с сила лобового сопротивления $F_2 = 17\,171$ Н

Для высоты 50 000 метров и скорости 2306 м/с сила лобового сопротивления $F_3 = 2853$ Н

Для высоты 75 000 метров и скорости 5765 м/с сила лобового сопротивления $F_4 = 1111$ Н

На основе допущения (9) рассчитаем расстояние, которое пройдёт аппарат:

L_1 до 20 000 метров

L_2 до от 20 000 до 50 000 метров

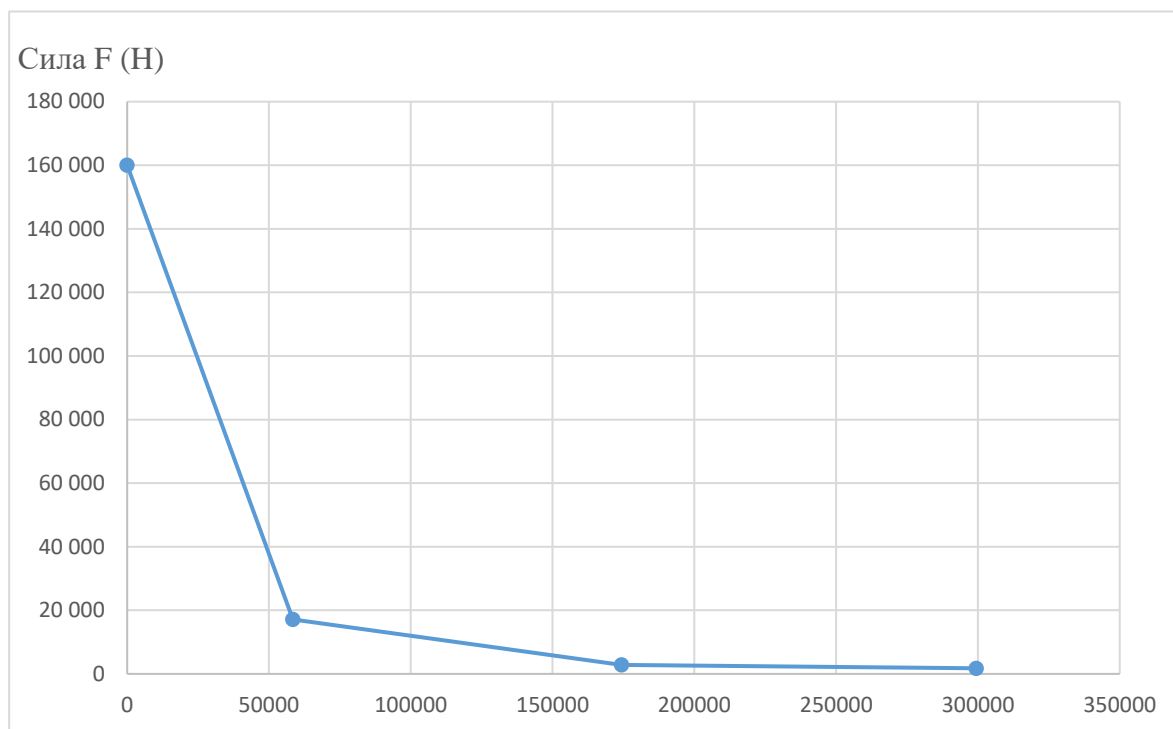
L_3 до от 50 000 до 75 000 метров

$$L_1 = 20\,000 / \sin 20 = 58\,476 \text{ м.}$$

$$L_2 = 30\,000 / \sin 15 = 115\,911 \text{ м.}$$

$$L_3 = 10\,000 / \sin 15 + 15\,000 / \sin 10 = 125\,019 \text{ м.}$$

На основании полученных данных начертим график зависимости силы аэродинамического сопротивления от расстояния:



Площадь под графиком и будет аэродинамическими потерями. Из точек проводим вниз прямые, перпендикулярные оси ОХ, разбивая его таким образом график на три трапеции, после чего ищем их площади.

На основании расчётов площади под графиком полная работа аэродинамических сил для наземного варианта:

$$A_1 = 6\,588\,882\,096 \text{ Дж}$$

Для сверхзвукового варианта:

$$A_2 = 1\,408\,288\,590 \text{ Дж}$$

Для гиперзвукового варианта:

$$A_3 = 247\,787\,658 \text{ Дж}$$

IV. Расчёт массы второй ступени с учётом аэродинамических потерь

Запишем формулу КПД теплового двигателя

$$k = \frac{A}{Q}$$

Где k описан в пункте (10) допущений, A – работа, совершённая аппаратом, а Q – количество теплоты, сообщенное двигателю.

Работой считаются потери на аэродинамику.

Расширим формулу с учётом вышеописанных пунктов:

$$k = \frac{A}{Hm_t}$$

Где H – удельная теплота сгорания водорода в кислородной среде принятая за $121 \cdot 10^6$ Дж/кг [1]

Перепишем формулу так, чтобы вычислялась масса топлива:

$$m_t = \frac{A}{Hk} \quad (3)$$

На основании этой формулы рассчитаем массу топлива, которая уйдёт на преодоление аэродинамических потерь:

Первый вариант: 3,4 кг

Второй вариант: 19,4 кг

Третий вариант: 91 кг

На основании приведённых потерь на аэродинамику рассчитаем окончательные массы вторых ступеней для каждого из вариантов:

Гиперзвуковой вариант: 22 923, 4 кг

Сверхзвуковой вариант: 27 335, 4 кг

Наземный вариант: 27 728 кг

Сравнительный анализ полученных результатов:

	Гиперзвуковая первая ступень	Сверхзвуковая первая ступень	Наземная движущаяся тележка
Полная масса второй ступени (кг)	22 923, 4	27 335, 4	27 728
Процентное соотношение масс вторых ступеней	На 16.1 % меньше чем второй вариант	На 16.1 % больше чем первый вариант	На 17.3 % больше чем первый вариант
	На 17.3 % меньше чем третий вариант	На 1.4 % меньше чем третий вариант	На 1.4 % больше чем второй вариант

Эксплуатационные характеристики первой ступени	Инфраструктуру для гиперзвукового тяжелого самолёта-носителя придётся создавать с нуля ввиду отсутствия таковой	Этот вариант один из наилучших с точки зрения эксплуатации ввиду развитой структуры обслуживания сверхзвуковых аппаратов в России и во всём мире	Этот аппарат обладает приемлемыми эксплуатационными характеристиками ввиду наличия развитой железнодорожной сети в России и относительно дешёвой разработки подобной платформы. Однако возникают сложности с доставкой и установкой второй ступени на платформу, наличием достаточно качественного железнодорожного полотна и тд.
Конструкционные характеристики первой ступени	Тяжелого гиперзвукового самолёта, способного нести указанную массу на данный момент не существует, и его отдельно взятая разработка – сложнейшая техническая задача [1, 2].	Полученная масса второй ступени для сверхзвукового варианта, а также указанная скорость и высота вполне соответствует характеристикам целого ряда уже существующих аппаратов [1] (Ту-160; В-1В), что делает этот вариант наиболее простым и вероятным для постройки.	Несмотря на наибольшую массу второй ступени среди представленных она находится в предположительно разумных пределах.

Выводы:

Согласно вычислениям, наиболее выгодными массовыми характеристиками обладает гиперзвуковой вариант старта второй ступени. При этом он же теоретически обладает самой проблемной эксплуатацией и конструкцией первой ступени.

Железнодорожный вариант подразумевает самую большую массу второй ступени и, вследствие своего способа запуска, самыми большими аэродинамическими потерями. При этом данный вариант предлагает предположительно приемлемые эксплуатационные характеристики.

Сверхзвуковой вариант старта второй ступени имеет большую массу, чем гиперзвуковая концепция, но по-прежнему остаётся в пределах желаемой технической достижимости современных сверхзвуковых аппаратов. Помимо этого, второй вариант теоретически обладает наилучшими эксплуатационными и конструкционными характеристиками среди приведённых вариантов. По совокупности характеристик этот вариант представляется наиболее выгодным.

На основании вышесказанного можно сделать вывод о том, что для аппарата с заданной массой наилучшим вариантом первой ступени является тяжёлый сверхзвуковой самолёт.

Заключение:

В работе был проведён сравнительный анализ трёх вариантов первых многоэтапных ступеней для орбитального самолёта заданной массы пустой конструкции на основе вычисления массы второй ступени для каждого из трёх вариантов, а также анализа конструкционных и эксплуатационных характеристик первых ступеней. Было определено, что наименьшими массовыми характеристиками будет обладать аппарат, запущенный с гиперзвукового аппарата. При этом также было определено, что по совокупности характеристик наилучшим является сверхзвуковой вариант старта второй ступени.

Список литературы:

1. Свободная энциклопедия «Википедия» [Интернет-ресурс]. Режим доступа: <https://ru.wikipedia.org/wiki> (Дата обращения 15. 01.2017).
2. Свободная энциклопедия «Википедия» [Интернет-ресурс]. Режим доступа: <https://en.wikipedia.org/wiki/> (Дата обращения 23.12.2016)
3. Вадим Лукашевич, Игорь Афанасьев «Космические крылья» //Лента Странствий, 2009. 496 с.
4. Космический корабль «Буран» [Интернет-ресурс]. Режим доступа: <http://buran.ru> (Дата обращения 14.12.2016).

5. Космодемьянский А. А. «Динамика космического полёта» Изд. Стереотип. – М.: Книжный дом «ЛИБРОКОМ», 2016. -248 с.