

ОЛИМПИАДА ШКОЛЬНИКОВ «ШАГ В БУДУЩЕЕ»
ПО ПРОФИЛЮ «ИНЖЕНЕРНОЕ ДЕЛО»

регистрационный номер

Секция: _____

название секции

название работы

Автор: _____
фамилия, имя, отчество

наименование учебного заведения, класс

Научный руководитель: _____
фамилия, имя, отчество

место работы

звание, должность

подпись научного руководителя

Аннотация:

В статье автор рассматривает проблему использования МБР, снятых с эксплуатации, в качестве ракет-носителей лёгкого класса. На конкретном примере проведён анализ массы полезной нагрузки (далее - ПН), выводимой на НОО. Произведено сравнение полученных результатов с аналогичными ракетами-носителями.

Введение:

В настоящее время всё большее распространение получают малые спутники(форматов CubeSat, NanoSat и т.п.). В основном используются два способа вывода малых спутников: либо на среднем носителе типа «Союз», «Зенит» попутным запуском, либо на лёгком носителе типа «Днепр», «Рокот» специально ориентированном на групповой запуск аппаратов такого типа. Так как количество спутников, выводимых на орбиту попутным запуском ограничено, а их количество растёт с каждым годом, то встаёт вопрос о средствах их выведения на орбиту. Снятые с эксплуатации МБР рассматриваются как один из вариантов РН лёгкого класса.

Содержание работы:

1.Рассмотрение конструкции Minuteman-3 и поиск справочных данных о характеристиках РН.	
1.1Определение типа компоновки и последовательности работы ступеней РН	2
1.2Вычисление масс ступеней РН	3
1.3Вычисление скоростей истечения газов для ступеней РН	4
2.Составление зависимости реальной скорости РН в конце активного участка полёта от массы ПН.	
2.1Рассмотрение типов потерь скорости	5
2.2Учёт потерь скорости	6
2.3Расчёт реальной скорости РН	6
3.Определение массы ПН для успешного её вывода на низкую околоземную орбиту	
3.1Расчёт зависимости реальной скорости от массы ПН	7
3.2Расчёт первой космической скорости для заданных условий	7
3.3Определение массы ПН	8
4. Сравнение полученных результатов с аналогичными ракетами-носителями и оценка точности полученных данных массы ПН.	8
5. Перечень сокращений	9
6. Источники	10

Рассмотрим РН без боевой нагрузки. Для этого обратимся к таблице. Ниже приведена таблица характеристик РН Minuterman-3.

Первая ступень:	
- длина, м	7.29
- диаметр, м	1.68
- масса снаряженной ступени, кг	23210
- двигатель	РДТТ Thiokol M55A-1
- тяга, кгс	90780
- масса топлива, кг	20690
- число сопел	4
Вторая ступень:	
- длина, м	4.22
- диаметр, м	1.3
- масса снаряженной ступени, кг	7280
- двигатель	РДТТ Aerojet General SR19-AJ-1
- тяга, кгс	27500
- масса топлива, кг	6200
- число сопел	1
Третья ступень:	
- длина, м	1.68
- диаметр, м	1.3
- масса снаряженной ступени, кг	3300
- двигатель	РДТТ CSD/UTC SR73-AJ/TC-1
- тяга, кгс	15600
- масса топлива, кг	2800
- число сопел	1

Таблица характеристик РН Minuterman-3

1.2 Вычисление масс ступеней РН

Для начала необходимо вычислить массы

Введём обозначения:

M_{nc} - снаряжённая масса n-ной ступени

M_{nt} - масса топлива n-ной ступени

M_{np} - масса конструкций (без топлива) n-ной ступени

Масса конструкций n-ной ступени вычисляется по формуле:

$$M_{np} = M_{nc} - M_{nt} \quad (1.1)$$

Из таблицы получим:

$M_{1c} = 23210 \text{ кг}$	$M_{2c} = 7280 \text{ кг}$	$M_{3c} = 3300 \text{ кг}$
$M_{1t} = 20690 \text{ кг}$	$M_{2t} = 6200 \text{ кг}$	$M_{3t} = 2800 \text{ кг}$
$M_{1p} = 2520 \text{ кг}$	$M_{2p} = 1080 \text{ кг}$	$M_{3p} = 1080 \text{ кг}$

1.3 Вычисление скоростей истечения газов для ступеней РН

Для вычисления скоростей истечения газов обратимся к аналогичному РН лёгкого класса - Minotaur V.

Введём обозначения:

u_n - скорость истечения газов n-ой ступени

$p_{n \text{ уд}}$ - удельный импульс n-ной ступени

Скорость истечения газов приближённо можно вычислить по формуле:

$$u_n = g * p_{n \text{ уд}} (1.2)$$

Из справочных данных к РН Minotaur V:

First Stage		Second Stage	
Type	SR-118 (TU-903)	Type	SR-119
Diameter	2.34m	Diameter	2.34m
Length	8.4m	Length	7.9m
Propellant	Solid – HTPB	Propellant	Solid – HTPB
Launch Mass	49,000kg	Launch Mass	27,700kg
Empty Mass	3,600kg	Empty Mass	3,200kg
Propellant Mass	45,400kg	Propellant Mass	24,500kg
Guidance	via Booster Control Module	Engine	With extendable Exit Cone
Propulsion	TU-903	Guidance	via Booster Control Module
Thrust	2,224kN	Thrust	1,223kN
Burn Time	56.5sec	Burn Time	61sec
Specific Impulse	229sec (SL), 284sec (Vac)	Specific Impulse	308sec (Vac)
Control	Hydraulic Thrust Vector Control	Control	Hydraulic Thrust Vector Control

Type	SR-120
Diameter	2.34m
Length	2.44m
Propellant	Solid – NEPE
Launch Mass	7,720kg
Empty Mass	650kg
Propellant Mass	7,080kg
Engine	With extendable Exit Cone
Guidance	via Booster Control Module
Thrust	289kN
Burn Time	72sec
Specific Impulse	300sec (Vac)
Control	Hydraulic Thrust Vector Control

(Последняя таблица приведена для 3 ступени)

Вычислим скорости истечения газов для всех трёх ступеней, приняв $g=9,81$:

$$p_{1 \text{ уд}} = 229 \text{ c} \quad u_1 = 2246,49 \text{ м/с}$$

$$p_{2 \text{ уд}} = 308 \text{ c} \quad u_2 = 3021,48 \text{ м/с}$$

$$p_{3 \text{ уд}} = 300 \text{ c} \quad u_3 = 2943 \text{ м/с}$$

2. Составление зависимости реальной скорости РН в конце активного участка полёта от массы ПН.

2.1 Рассмотрение типов потерь скорости

Формула Циолковского позволяет вычислить скорость ракеты-носителя при отсутствии действия всех внешних сил, но в реальных условиях необходимо учитывать силы, приводящие к потерям характеристической скорости.

Для нахождения реальной скорости необходимо учесть потери, так как они существенно влияют на характеристическую скорость. Убедимся в необходимости учёта потерь с помощью следующей таблицы. В таблице приведён баланс скоростей ракеты Сатурн V при предполагаемом выводе корабля Апполон на траекторию полёта к Луне:

Ступень	Характеристическая скорость, м/с	Гравитационные потери, м/с	Аэродинамические потери, м/с	Потери на управление, м/с	Фактическая скорость, м/с
Первая (S-IC)	3660	1220	46	0	2394
Вторая (S-II)	4725	335	0	183	4207
Третья (S-IVB)	4120	122	0	4,5	3993,5
В сумме	12505	1677	46	187,5	10594,5 ^[9]

Как видно из таблицы, гравитационная составляющая является наибольшей в общей величине потерь (13% от хар. скорости). Гравитационные потери возникают из-за того, что ракета, стартуя вертикально, не только разгоняется, но и набирает высоту, преодолевая тяготение Земли, и на это также расходуется топливо. Аэродинамические потери, потери на управление в сумме значительного влияния не оказывают (суммарно составляют менее 1.9% от хар. скорости). Произведём расчёт, учитывая гравитационные потери и пренебрегая остальными типами потерь. Таким образом сможем рассчитывать на точность конечных результатов $\pm 2\%$ (величины потерь на управление, аэродинамических потерь могут немного различаться вследствие различных масс, габаритов, траекторий РН, но будут сопоставимы).

2.2 Учёт потерь скорости

Рассмотрим выведение ПН на НОО орбиту, высотой $H=150$ км $v_{\text{потерь}}=1100$ м/с - определяем по общей таблице потерь для МБР

$$V_{\text{реал}} = V_{\text{хар}} - V_{\text{потерь}}$$

$L, \text{ км}$	$h_k, \text{ км}$	$l_k, \text{ км}$	$\vartheta_k, ^\circ$	$V_k, \text{ м/с}$	$H_a, \text{ км}$	$\Delta V_c, \text{ м/с}$
500	50	46	46,9	1986	150	1150
1000	70	60	42,7	2817	280	1150
2500	100	60	38,4	4318	590	1150
4500	135	200	34,9	5476	990	1100
6000	150	250	31,5	6049	1190	1100
8000	150	300	27,0	6605	1340	1100
10000	150	350	22,5	7012	1490	1000
12000	150	370	18,0	7303	1330	1000

Таблица типовых зависимостей баллистических параметров от дальности. L – дальность стрельбы, h_k – высота окончания АУТ, l_k – протяжённость АУТ по поверхности Земли, ϑ_k – угол между вектором скорости и местным горизонтом в конце АУТ, V_k – скорость в конце АУТ, H_a – наивысшая точка траектории, ΔV_c – суммарные потери характеристической скорости на АУТ.

2.3 Расчёт реальной скорости РН

Согласно формуле Циолковского:

$$v_{\text{хар}} = u \cdot \ln \left(1 + \frac{M_m}{M_n} \right) \quad (2.1)$$

Введём обозначения:

u – скорость истечения газов

$M_{\text{пт}}$ – масса топлива n -ной ступени

$M_{\text{пп}}$ – масса конструкций (без топлива) n -ной ступени

Для трёхступенчатой ракеты получим, что характеристическая скорость ПН будет вычисляться как сумма характеристических скоростей каждой ступени.

Для трёхступенчатой ракеты имеем:

$$v_{\text{хар}} = u_1 \cdot \ln \left(1 + \frac{M_{1m}}{M_{1n} + M_{2c} + M_{3c}} \right) + u_2 \cdot \ln \left(1 + \frac{M_{2m}}{M_{2n} + M_{3c}} \right) + u_3 \cdot \ln \left(1 + \frac{M_{3m}}{M_{3n}} \right) \quad (2.2)$$

Таким образом, с учётом потерь реальная скорость будет вычисляться по формуле:

$$v_{\text{реал}} = u_1 \cdot \ln \left(1 + \frac{M_{1m}}{M_{1n} + M_{2c} + M_{3c}} \right) + u_2 \cdot \ln \left(1 + \frac{M_{2m}}{M_{2n} + M_{3c}} \right) + u_3 \cdot \ln \left(1 + \frac{M_{3m}}{M_{3n}} \right) - v_{\text{потерь}} \quad (2.3)$$

3.Определение массы ПН для успешного её вывода на низкую околоземную орбиту

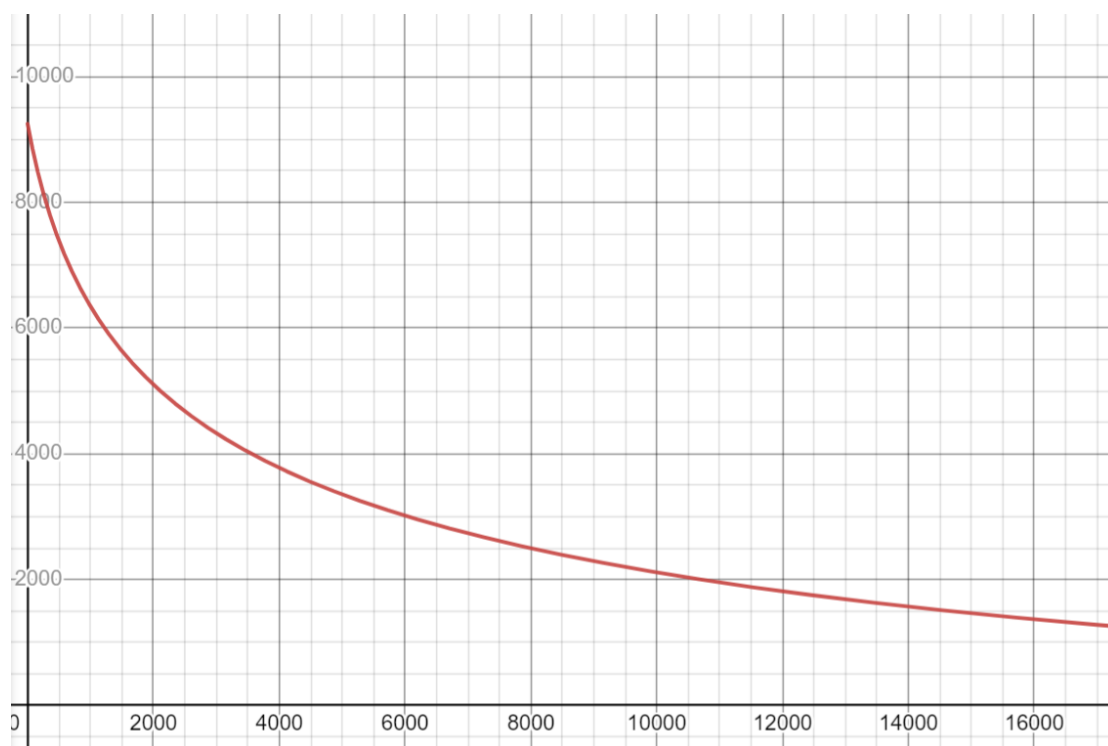
3.1Расчёт зависимости реальной скорости от массы ПН

Обозначим массу полезной нагрузки за x кг.

Тогда составим функцию реальной скорости от массы ПН:

$$v_{\text{реал}} = u_1 \cdot \ln \left(1 + \frac{M_{1m}}{M_{1n} + M_{2c} + M_{3c} + x} \right) + u_2 \cdot \ln \left(1 + \frac{M_{2m}}{M_{2n} + M_{3c} + x} \right) + u_3 \cdot \ln \left(1 + \frac{M_{3m}}{M_{3n} + x} \right) - v_{\text{потерь}}$$

Построим график данной функции в Vm координатах:



3.2Расчёт первой космической скорости для заданных условий

Первая космическая скорость вычисляется по формуле:

$$v_1 = \sqrt{\frac{GM}{R_0 + h}} \quad (2.4)$$

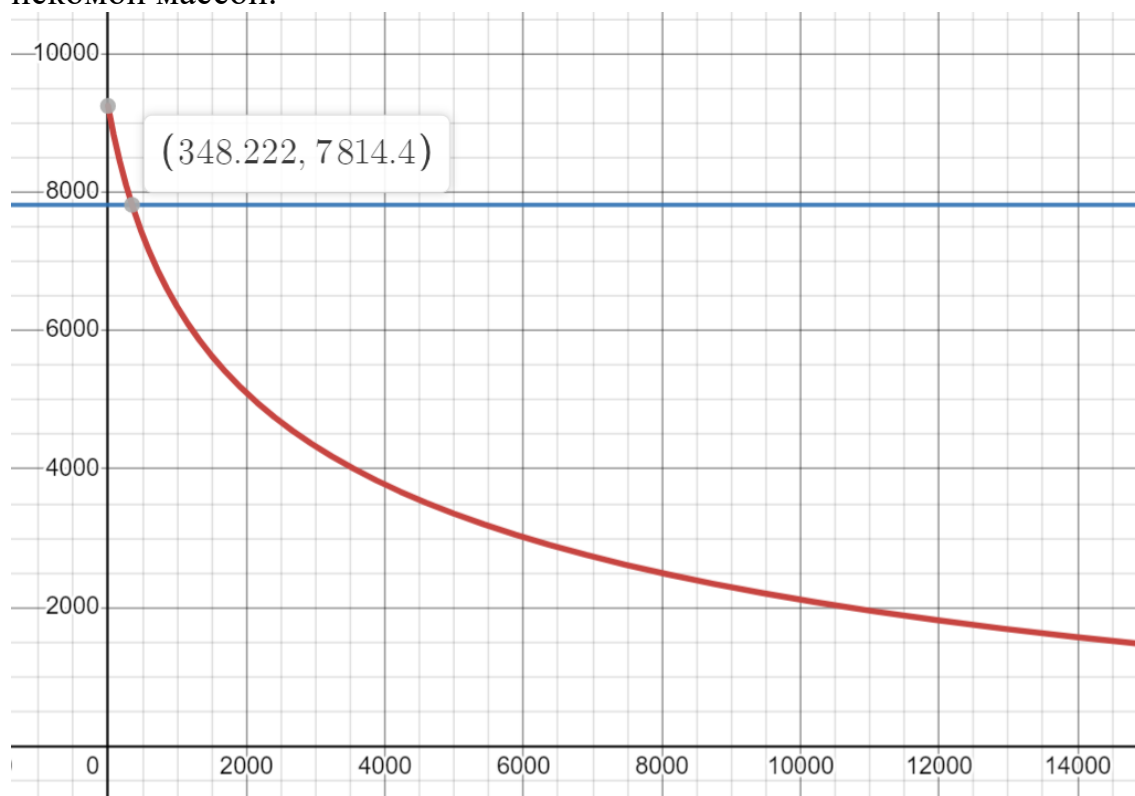
$h=150$ км, R_0 - радиус Земли

Для заданного параметра высоты ($H=150$ км) получим:

$$v_1=7814,4 \text{ м/с}$$

3.3 Определение массы ПН

Чтобы найти массу ПН построим график зависимости реальной скорости от массы ПН и график первой космической скорости для данной высоты в одной системе координат. Определим координаты точки пересечения графиков. Координата по оси m будет являться искомой массой.



Таким образом масса ПН, выводимая на околоземную круговую орбиту высотой $H=150$ км Minuteman-3 РН составляет 348 кг.

4. Сравнение полученных результатов с аналогичными ракетами-носителями и оценка точности полученных данных массы ПН

С учётом погрешности, которую вносят потери получаем диапазон значений массы ПН 342-355 кг. Сравним данный результат с РН лёгкого класса.

Характеристики РН лёгкого класса схожие с Minuteman-3:

Pegasus XL (ПН-443 кг, масса РН-23130 кг (масса РН меньше по сравнению с другими вследствие самолётного типа запуска))

Hyperbola-1 (ПН-300 кг, масса РН-34000 кг)

Minotaur V (ПН-603 кг, масса РН-89000 кг)

(РН, специально ориентированными на запуск небольших спутников), что позволяет судить о достоверности полученного результата. Данной массы достаточно для вывода большинства малых спутников

Перечень сокращений

МБР- межконтинентальная баллистическая ракета

ПН- полезная нагрузка

НОО- низкая околоземная орбита

РН-ракета-носитель

Источники

1. Основы техники ракетного полёта. Феодосьев В.И. -М.:Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1979.
2. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы). Учебник для технических вузов/В.П. Мишин, В.К.Безвербный, Б.М.Панкратов и др.; Под ред. В.П.Мишина.-М.:Машиностроение, 1985.
3. Апазов Р.Ф., Сытин О.Г. Методы проектирования траекторий носителей и спутников Земли. - М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат.лит., 1987.
4. Сердюк В.К. проектирование средств выведения космических аппаратов: учеб. пособие для вузов / под ред. А.А. Медведева. М: Машиностроение, 2009.
5. <https://stroikaveka.org/proizvodstvo/ballisticheskie-rakety-fundamentalno-pro-reaktivnoe-dvizhenie.html2>.
6. <https://missilery.info/missile/minuteman-3?ysclid=lrduvv734p397955260>
7. <https://ru.wikipedia.org>
8. <https://spaceflight101.com>
9. <https://www.desmos.com/Calculator?lang=ru>