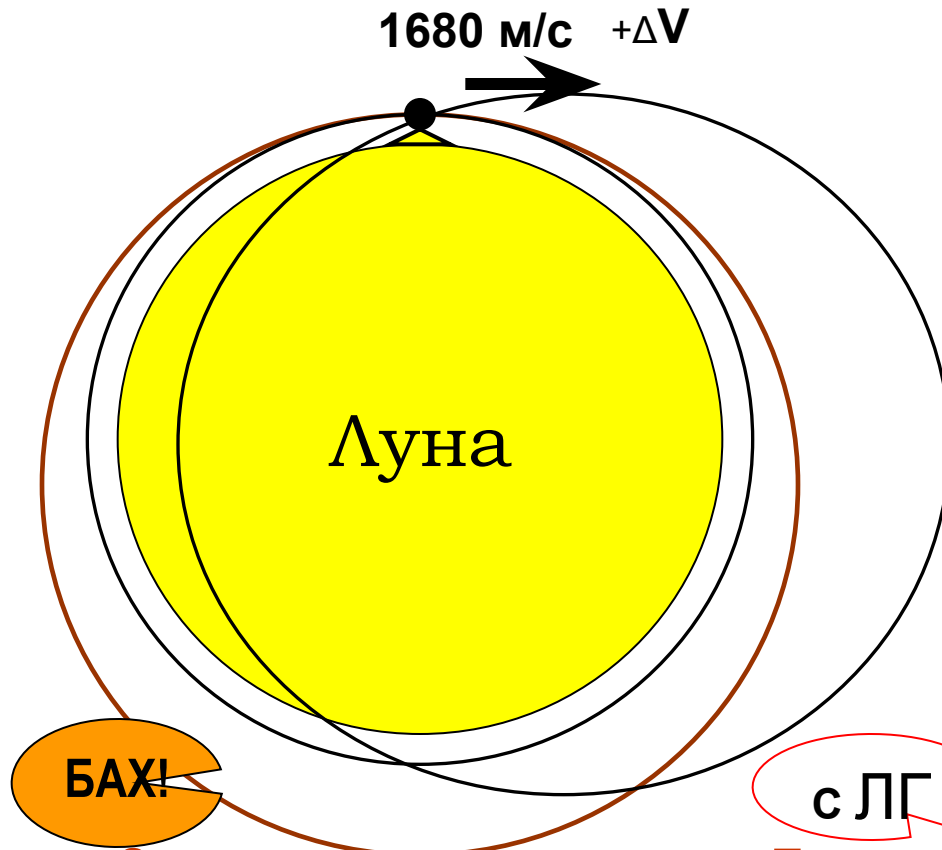


а) как бросать лунный грунт на орбиты вокруг Луны и Земли, почему не ракетами

щёлкайте мышкой и смотрите анимацию



Для Луны 1-я космическая скорость гораздо ниже чем для Земли: это 1680 м/с (не 8 км/с).

Чтобы вывести предмет с поверхности Луны на орбиту, его скорость должна быть горизонтальной. На Земле этому мешает атмосфера, а на Луне её нет!

Значит, можно спутники Луны выводить на орбиту не только ракетами, но и обычными пушками, электромагнитными катапультами (рельсотронами) или механическими катапультами – пращами

ПРЕИМУЩЕСТВО КАТАПУЛЬТ НАД РАКЕТАМИ: ИМ НЕ НУЖНО РТ – НЕ НУЖНО ХИМИЧЕСКОГО ПРОИЗВОДСТВА НА ЛУНЕ

химическое производство переносится на орбиты вокруг Земли или Луны в невесомость, где удельная мощность солнечных печей приходящаяся на единицу массы может быть колоссальной! Т.к. зеркало из тонкой плёнки не надо ничем поддерживать – оно само висит в пространстве

ПРЕИМУЩЕСТВА МЕХАНИЧЕСКИХ КАТАПУЛЬТ НАД ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫМИ:

- 1) ИМ НЕ НУЖНО НАКОПИТЕЛЯ ЭНЕРГИИ – ОНИ САМИ ЕЁ НАКОПИТЕЛЬ;
- 2) ПОЛНАЯ ЭНЕРГИЯ ПРОЧНОСТИ СТВОЛА ПУШКИ, СТВОЛА ЭМ-ПУШКИ - РЕЛЬСОТРОНА И КАНАТА ПРАЩИ – РАВНЫ ПРИ РАВНЫХ КОНЕЧНЫХ КИН. ЭНЕРГИЯХ СНАРЯДОВ → МИНИМАЛЬНА МАССА МЕХ. СИСТЕМЫ, И ОНА НАСТОЛЬКО МАЛА, ЧТО МОГЛА БЫ БЫТЬ УЖЕ ДАВНО НА ЛУНЕ
- 3) ВОЗМОЖНОСТЬ КАСКАДНОГО МНОГОСТУПЕРЧАТОГО УСКОРЕНИЯ, Т.Е. 1-Ю КОСМИЧЕСКУЮ СКОРОСТЬ МОЖНО ПОЛУЧИТЬ ЗА ДВА ЭТАПА РАЗГОНА, А 2-Ю – за ТРИ ЭТАПА. **Всё это позволит начать строительство из ЛГ лет через 10**

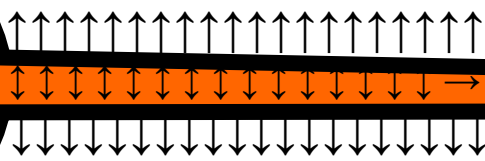
НА ОРБИТАХ

Энергия выстрела не может быть больше энергии

$$\text{прочности конструкции орудия} = \int \sigma dV \quad !?$$

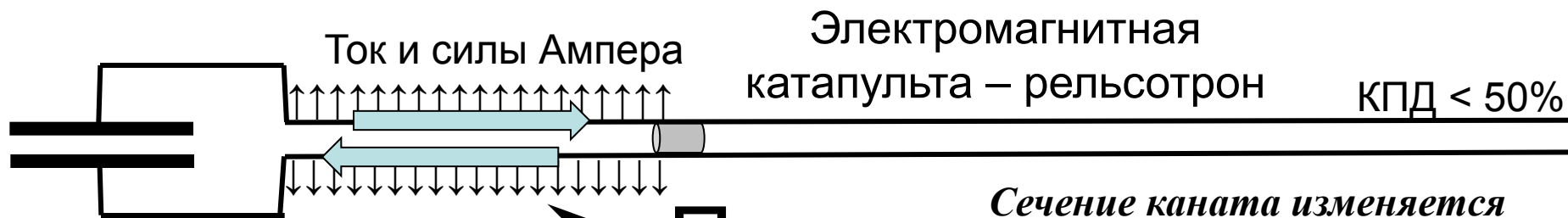
Энергия выстрела равна работе силы выталкивания снаряда из любого вида метательного орудия будь это пушка, рельсотрон или праща (требушет). Но при выбросе снаряда неизбежно возникают силы, стремящиеся разрушить орудие. Эти силы можно сдержать, если энергия прочности конструкции превышает энергию выстрела

H_2 при
 $t = 2-3$
тыс.^о



Уловитель H_2

Например, водородная суперпушка Циолковского



снаряд

Праща

Сечение каната изменяется по функции Гаусса $\exp(-x^2/2)$

КПД > 80%

Пока эффект Гауссова сужения каната невелик, масса каната близка к массе прочностных элементов конструкции и пушки, и рельсотрона (при равных КЭ снарядов). Это будет при скоростях снарядов не более 1-2 V разрывной для материалов каната и конструкций.

V разрывная совр. мат. достигает 1,5-2 км/с

силы инер

противовес

ПРЕИМУЩЕСТВО КАТАПУЛЬТ НАД РАКЕТАМИ: ИМ НЕ НУЖНО РТ – НЕ НУЖНО ХИМИЧЕСКОГО ПРОИЗВОДСТВА НА ЛУНЕ

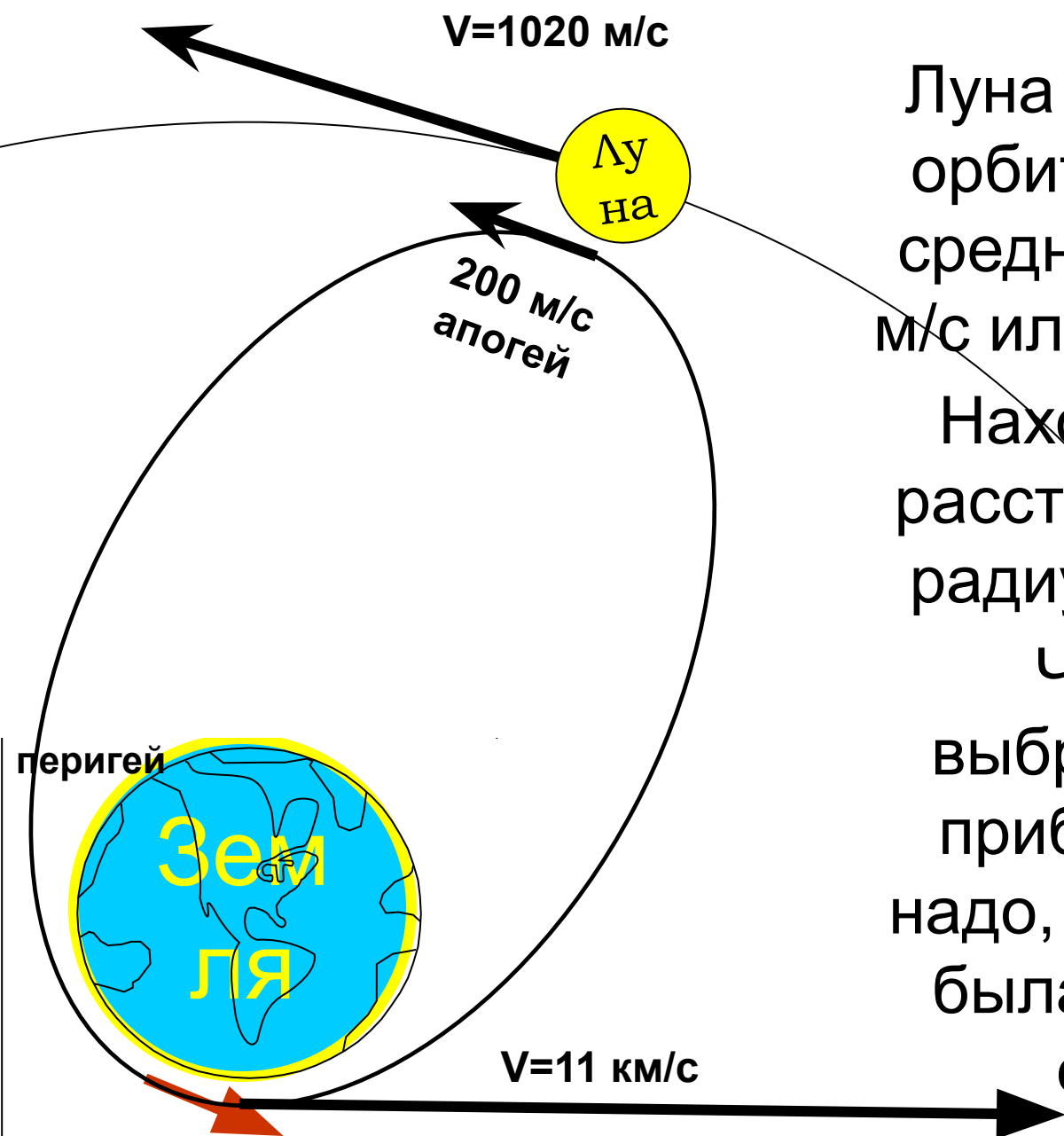
химическое производство переносится на орбиты вокруг Земли или Луны в невесомость, где удельная мощность солнечных печей приходящаяся на единицу массы может быть колоссальной! Т.к. зеркало из тонкой плёнки не надо ничем поддерживать – оно само висит в пространстве

ПРЕИМУЩЕСТВА МЕХАНИЧЕСКИХ КАТАПУЛЬТ НАД ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫМИ:

- 1) ИМ НЕ НУЖНО НАКОПИТЕЛЯ ЭНЕРГИИ – ОНИ САМИ ЕЁ НАКОПИТЕЛЬ;
- 2) ПОЛНАЯ ЭНЕРГИЯ ПРОЧНОСТИ СТВОЛА ПУШКИ, СТВОЛА ЭМ-ПУШКИ - РЕЛЬСОТРОНА И КАНАТА ПРАЩИ – РАВНЫ ПРИ РАВНЫХ КОНЕЧНЫХ КИН. ЭНЕРГИЯХ СНАРЯДОВ → МИНИМАЛЬНА МАССА МЕХ. СИСТЕМЫ, И ОНА НАСТОЛЬКО МАЛА, ЧТО МОГЛА БЫ БЫТЬ УЖЕ ДАВНО НА ЛУНЕ
- 3) ВОЗМОЖНОСТЬ КАСКАДНОГО МНОГОСТУПЕРЧАТОГО УСКОРЕНИЯ, Т.Е. 1-Ю КОСМИЧЕСКУЮ СКОРОСТЬ МОЖНО ПОЛУЧИТЬ ЗА ДВА ЭТАПА РАЗГОНА, А 2-Ю – за ТРИ ЭТАПА. **Всё это позволит начать строительство из ЛГ лет через 10**

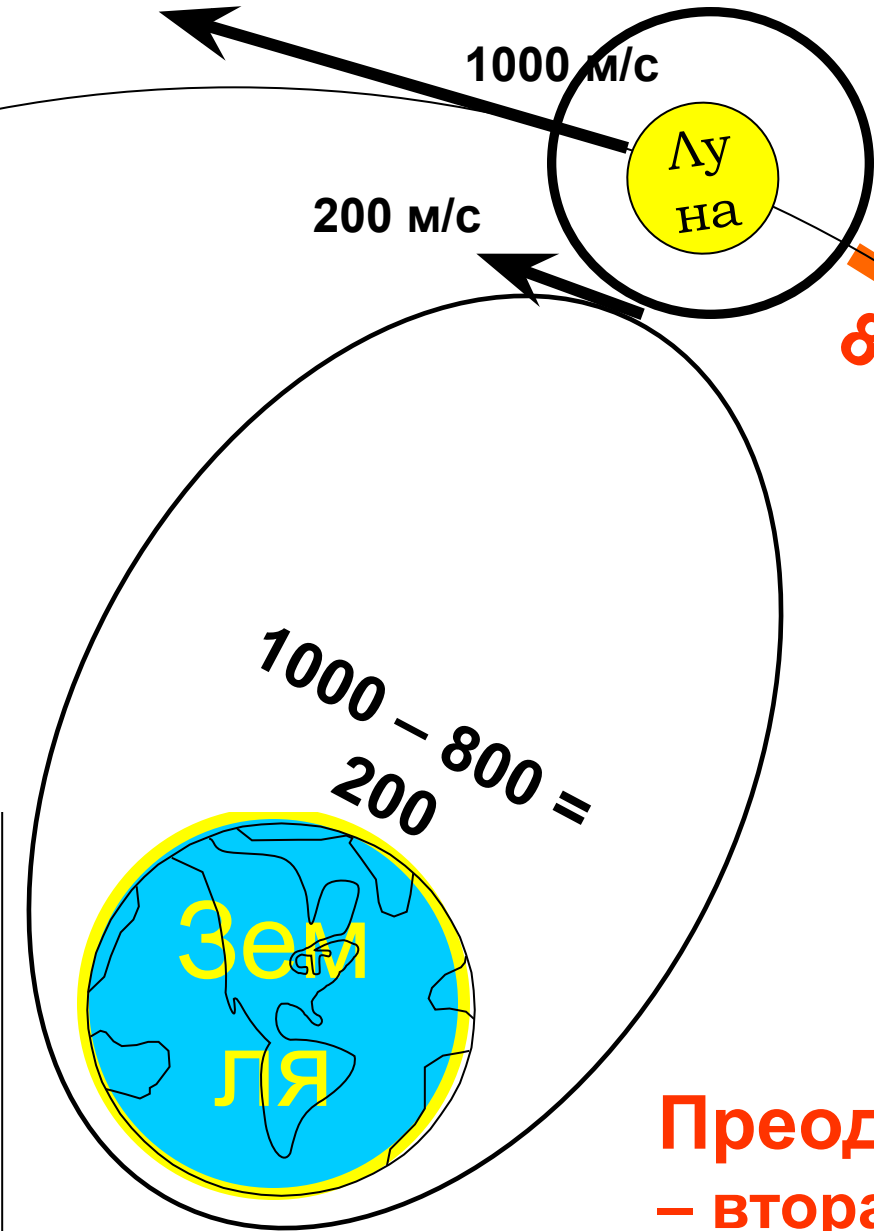
НА ОРБИТАХ

Как бросать лунный грунт на орбиту вокруг Земли



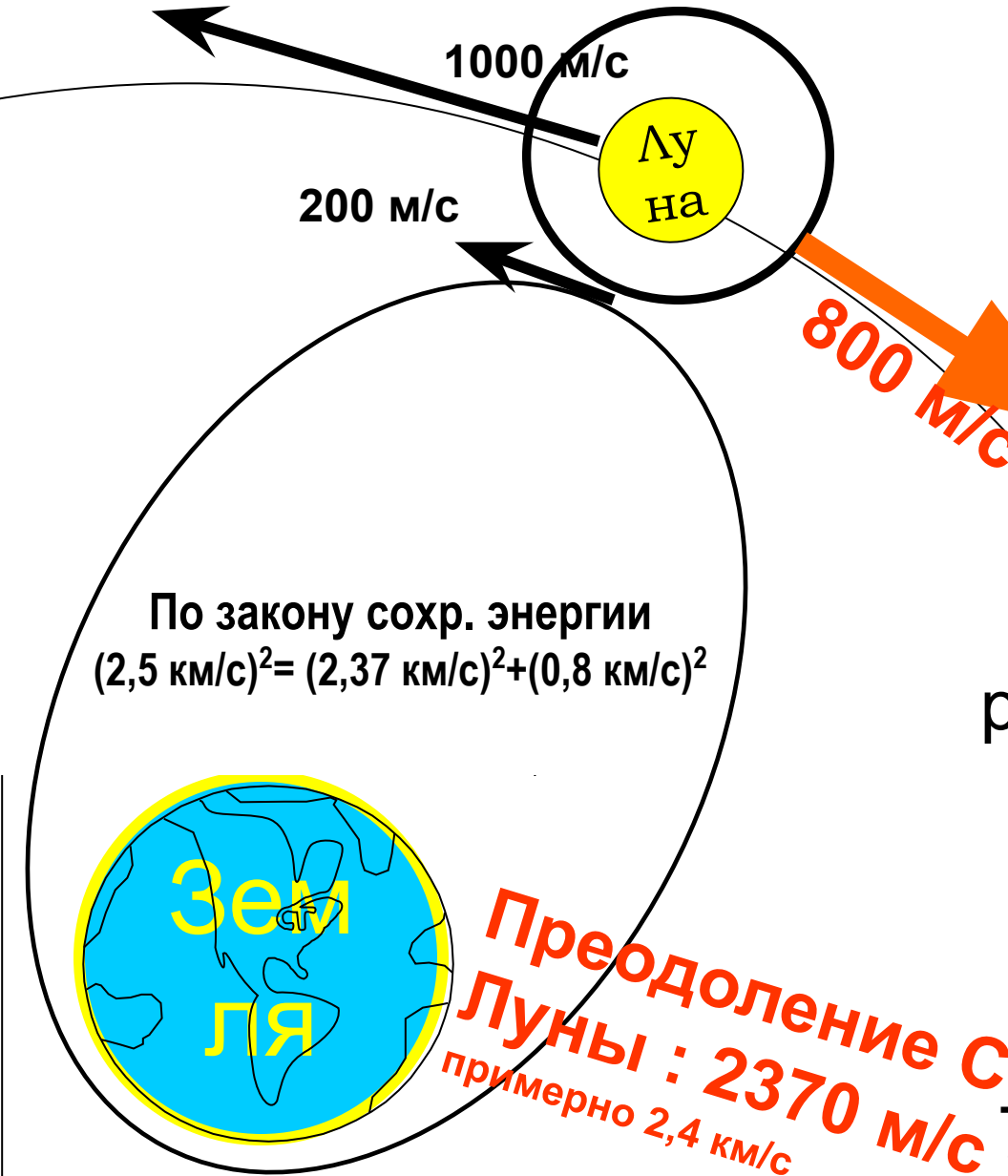
Луна движется по своей орбите вокруг Земли со средней скоростью 1020 м/с или округлённо 1 км/с , находясь при этом на расстоянии примерно 60 радиусов Земли от неё.

Чтобы предмет, выброшенный с Луны, приблизился к Земле, надо, чтобы его скорость была не 1 км/с , а всего около 200 м/с .



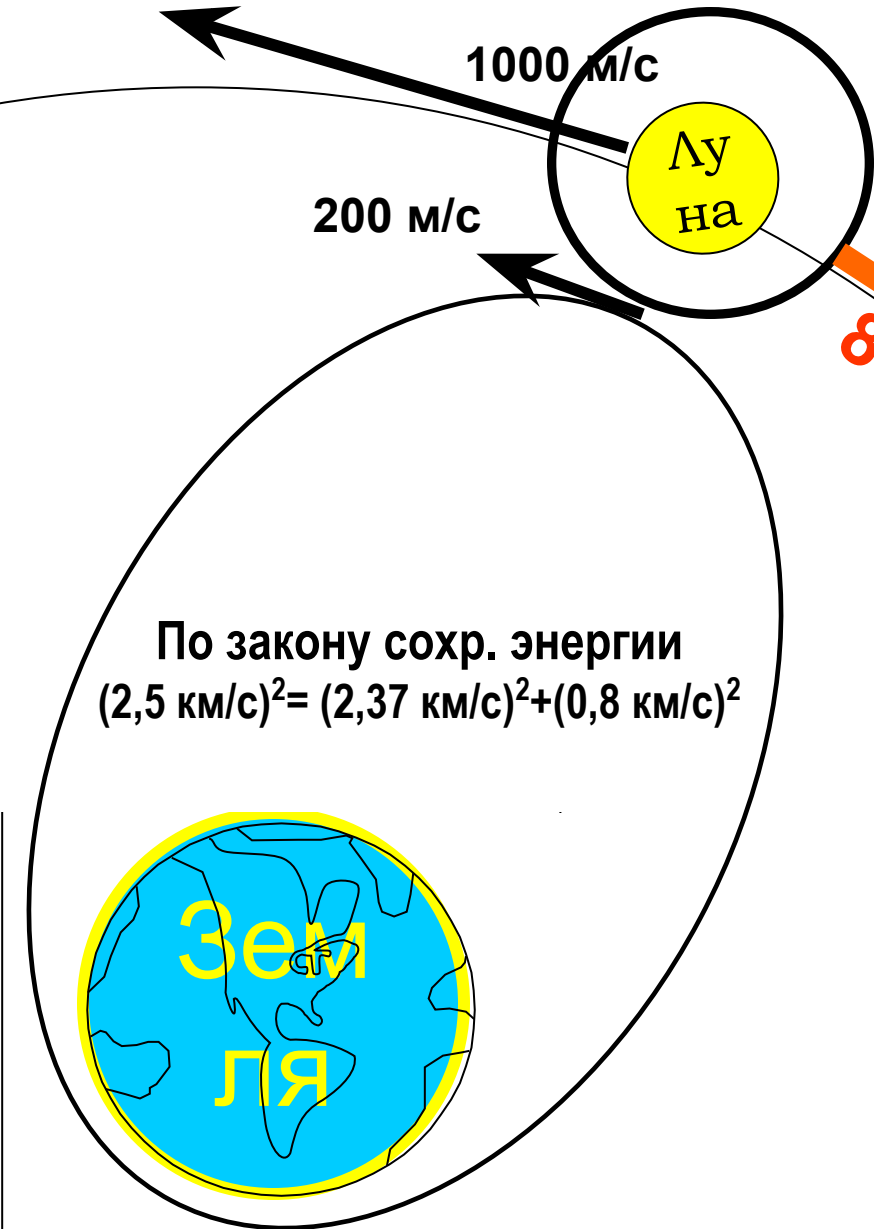
Значит, этот предмет надо отбросить от луны назад (против движения) со скоростью 800 м/с относительно Луны. Т.е. преодолеть силу тяжести Луны и ещё разогнаться на 800 м/с.

**Преодоление СТ Луны : 2370 м/с
– вторая косм. скорость для Луны**

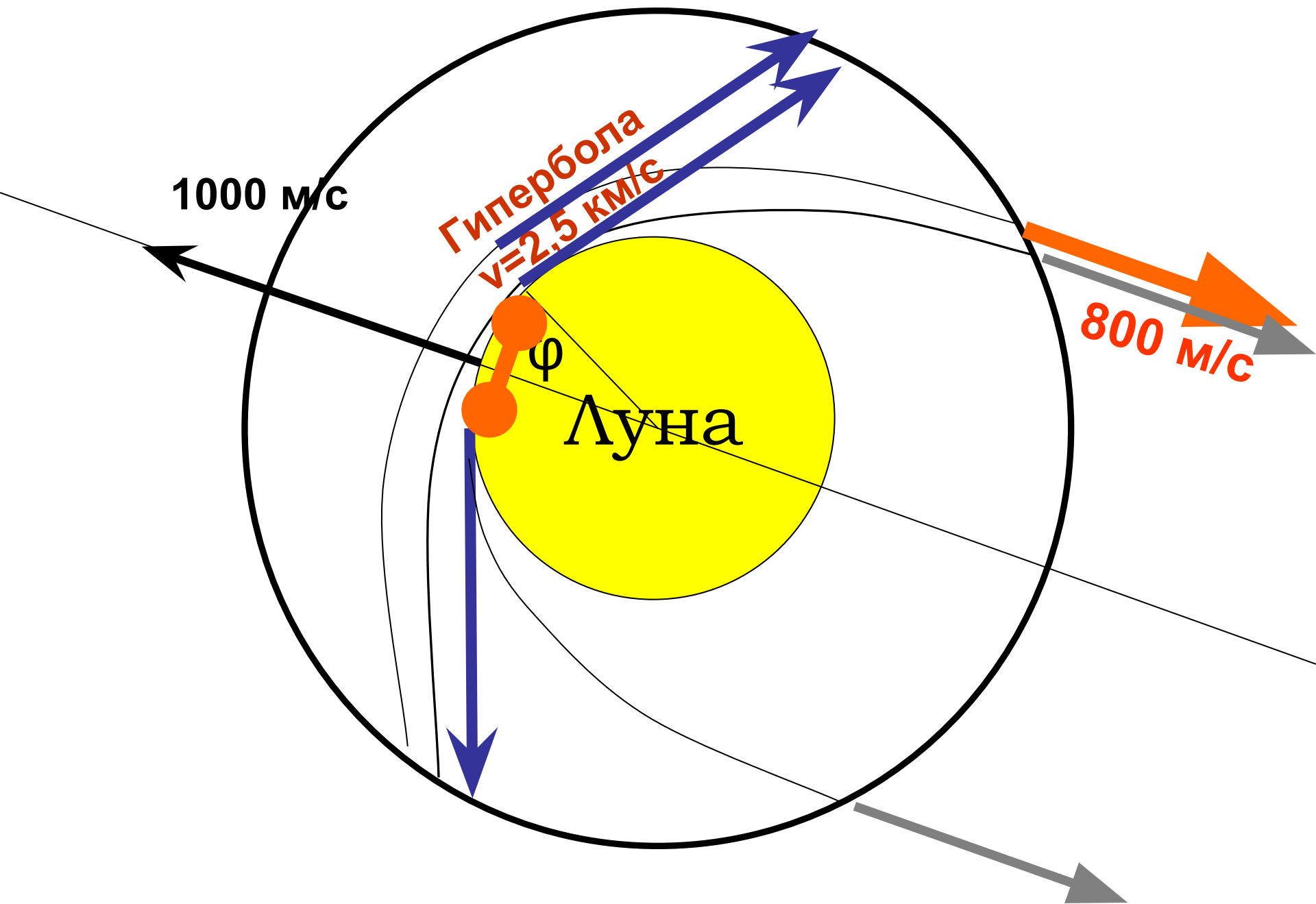


Делать это поочерёдно — не экономно:
 $2400 + 800 = 3200 \text{ (м/с)}$.

А, если сразу у поверхности Луны разогнать предмет до 2,5 км/с, то при вылете из гравитационной сферы Луны будет 800 м/с. Значит, сэкономим 700 м/с ХАР. СКОРОСТИ



Так в каком же направлении должен быть этот вектор скорости модулем в 2,5 км/с и в каком месте должен быть произведён выстрел или запуск ракеты, чтобы запускаемый предмет – ЛГ, перейдя на околоземную эллиптическую орбиту, пролетел вблизи Земли?



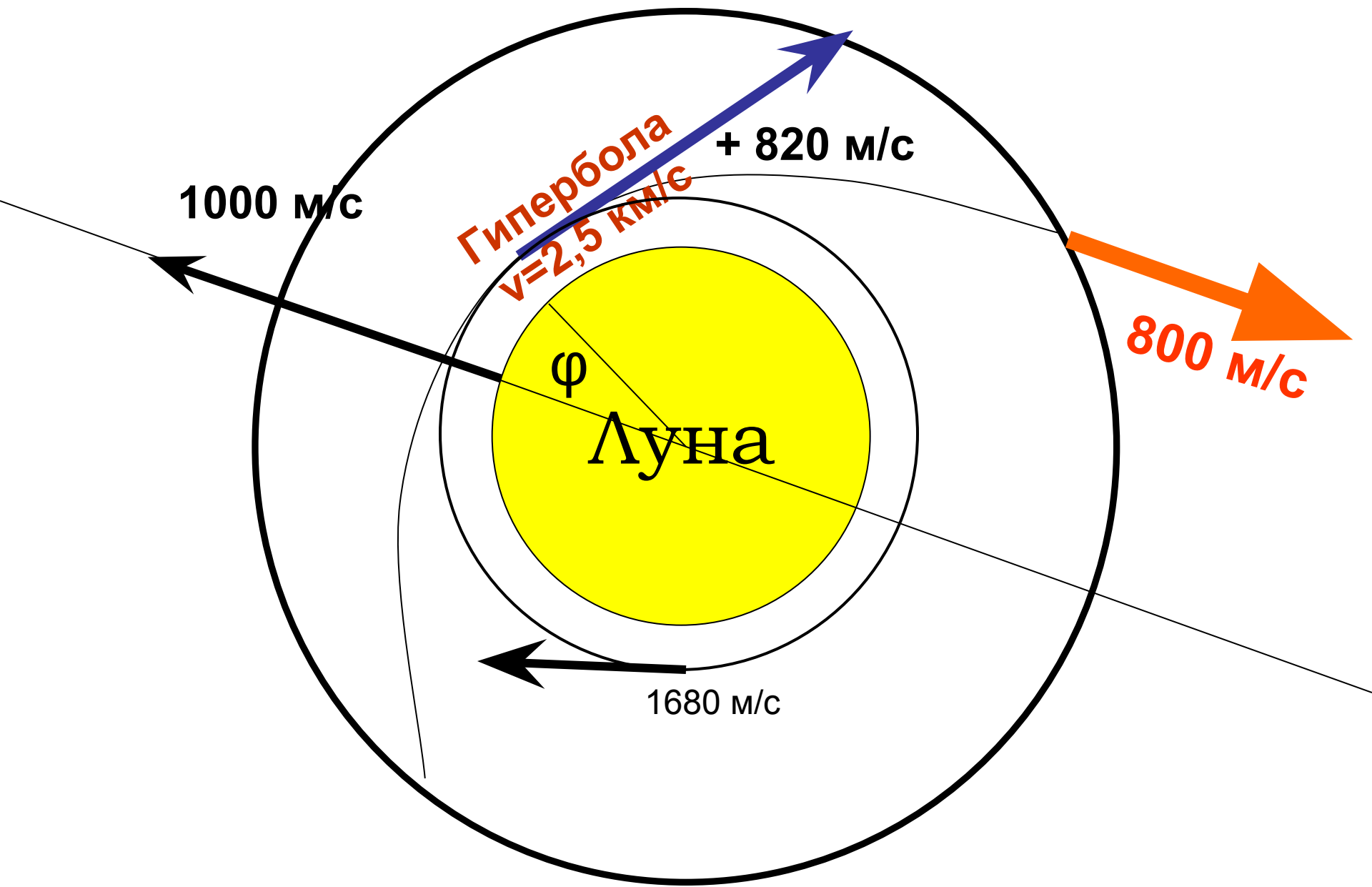
1000 м/с

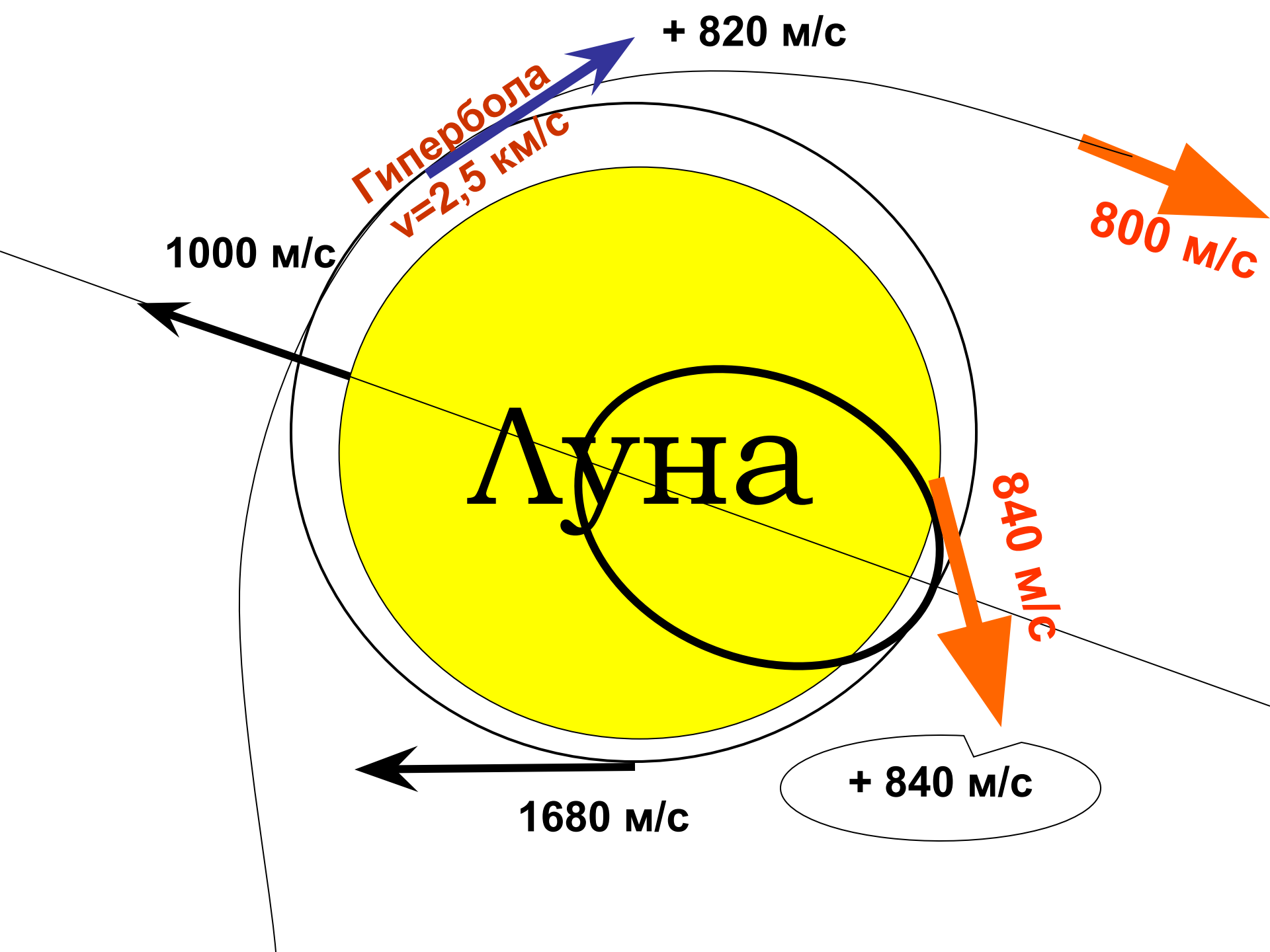
Гипербола
 $v=2.5$ км/с

800 м/с

Луна

φ





+ 820 м/с

Гипербола
v=2,5 км/с

800 м/с

1000 м/с

Луна

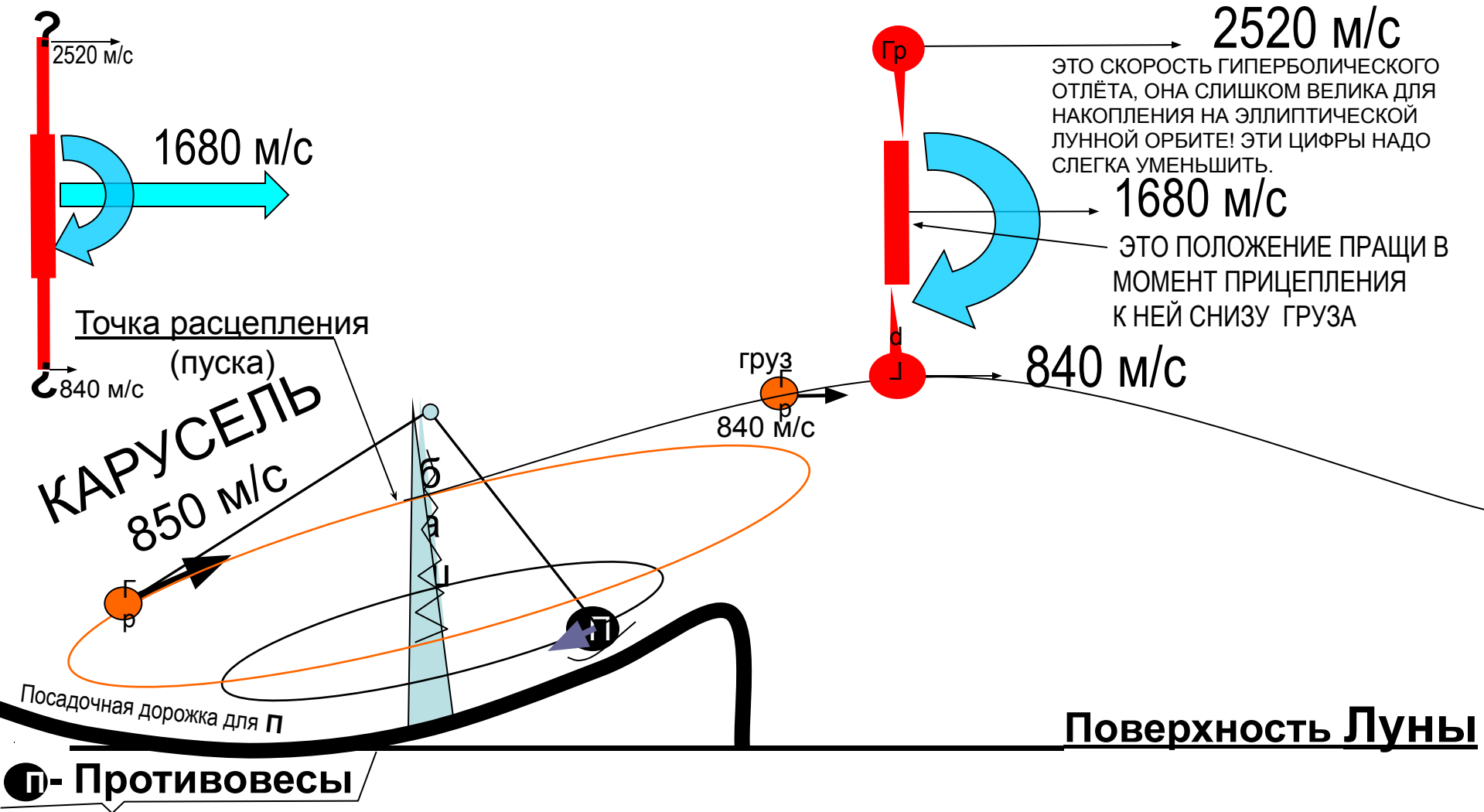
840 м/с

+ 840 м/с

1680 м/с

ЛУННЫЕ КАРУСЕЛЬ И ОРБИТАЛЬНАЯ ПРАЦА

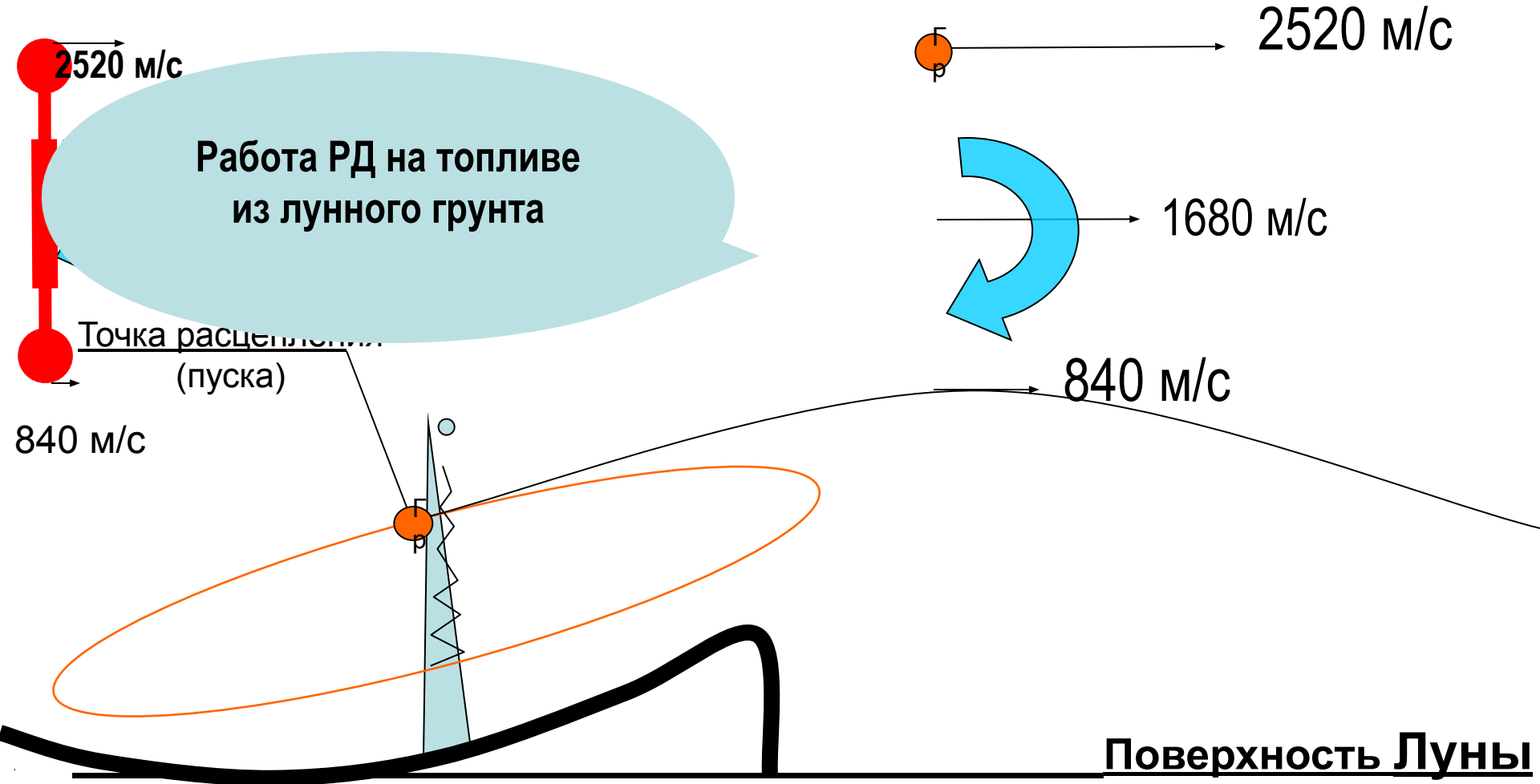
(принцип действия)

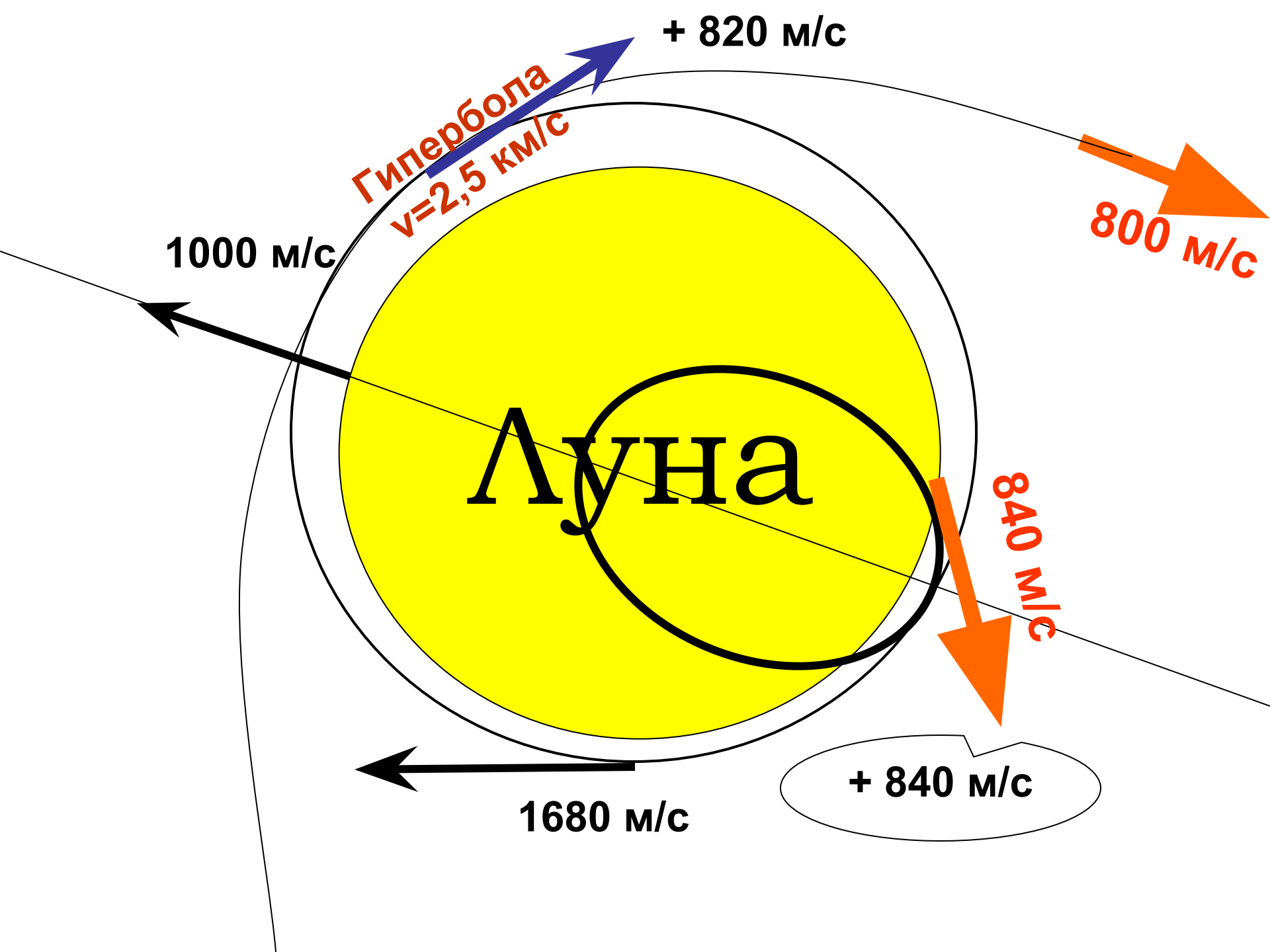


ЛУННЫЕ КАРУСЕЛЬ И ОРБИТАЛЬНАЯ ПРАЦА

(принцип действия)

щёлкайте мышкой и смотрите анимацию





+ 820 м/с

Гипербола
 $v=2,5 \text{ км/с}$

1000 м/с

800 м/с

Луна

840 м/с

+ 840 м/с

1680 м/с

Энергия, достаточная для запуска **1 кг**
вещества с Луны к Земле
- это менее **1 кВт×час**

Сколько это
раньше стоило?
в копейках!

Вторая космическая скорость
«убегания» с Луны **2,37 км/с**, но нам
(чтобы достигнуть окрестностей Земли) **надо больше: 2,5 км/с**

чтоб не остаться
на
той же орбите, что и
Луна (она летит 1 км/с)

проверка

КИНЕТИЧЕСКАЯ
ЭНЕРГИЯ

$$K = mv^2/2 = 1 \text{ кг} \times (2,5 \text{ км/с})^2 / 2 =$$
$$= 6,25 \text{ МДж} / 2 = 3125 \text{ кДж},$$
$$\text{а } 1 \text{ кВт} \times \text{час} = 3600 \text{ кДж}$$

нам надо только 200 м/с, т.е.
на 800 м/с медленнее Луны, чтобы
достигнуть Земли (земной атмосферы).
значит, стрелять надо назад:
против движения Луны.

Кинетическая энергия выстрела с Луны
делится на ту, что пойдёт на преодоление
тяготения, и ту, что останется, в виде
скорости относительно Луны 800 м/с.

если б КПД был таким: $3125 / 3600 = 87\%$,

то 1 кВт давал бы 1 кг в час.
и это возможно!

$$(2,5 \text{ км/с})^2 = (2,37 \text{ км/с})^2 + (0,8 \text{ км/с})^2$$

Вывод: Небольшая электростанция мощностью
как у среднего авто в 100 кВт может обеспечить
энергозатраты на запуск 100 кг лунного грунта в
час или 2,4 тонны в сутки. А за 3-е суток обеспечить
запуск 7,2 тонны, что соответствует КК «Союз»!

И что из этого следует?

На Луне надо поставить малую по массе но мощную солнечную электростанцию и питать её энергией метательную машину или электромагнитную пушку, чтобы

метать лунный грунт на орбиты, на

первые космические промышленные производства кислорода и материалов для строительства *грандиозных орбитальных станций и их биосферы!*

Там всё необходимое для космонавтов изготавливаться будет в основном из лунного грунта и тогда одной ракетой (тем же СОЮЗом) мы сможем запускать не трёх, а 100 космонавтов!

Когда на Луне в 2015+?-? году появится база – этим и займёмся. Надо быть готовыми!!! Там на Луне да ещё на многих орбитах найдётся место всем

Накопление и Транспортировка посылки

НА ОРБИТЕ ВОКРУГ ЛУНЫ

см. эллипс, с которого происходит запуск на гиперболу отлёта

Доставка происходит 1 раз в 27,32 дня, при проходе Луною направления на апогей СП: 28,27,27,28,27... ПЕРИОД-СУТКИ

ЛУННОГО МАТЕРИАЛА (ЛМ)

Вначале он выводится на лунную накопительную орбиту (эллипс) орбитальной пращей, которая здесь не показана

на орбиту СП – станции

ПРОИЗВОДСТВЕННОЙ!

При выходной мощности метательной системы **100 кВт** в сутки накапливается 2,765 тонны, а за месяц (27,32 суток) 75,5 тонн – такова \approx масса накопленной посылки.
А за год – 1010 тонн!



Масса груза-посылки
Реактивное топливо для коррекций составляет всего 1-2%. Около 1% – масса системы управления.
Остальные 97% – полезная нагрузка (лунный материал).

Корректирующие импульсы ΔV (управление полётом)

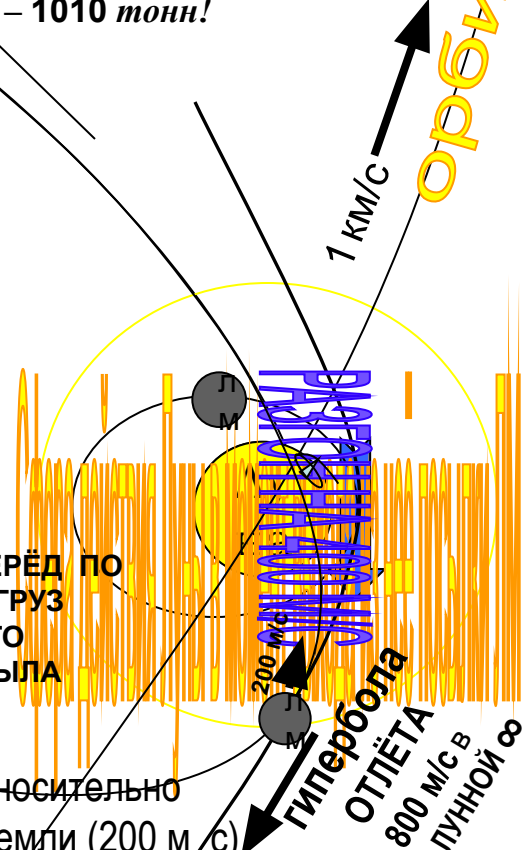
Реактивный разгон посылки на 23 м/с при подлёте к СП и приходе на её орбиту (подъём перигея на 300 км). Затрата топлива <1% массы посылки!

– Атмосферное ТОРМОЖЕНИЕ на 93 м/с

АПОГЕЙ 1 км/с

ЛУНА УЛЕТАЕТ ВПЕРЕД ПО СВОЕЙ ОРБИТЕ, А ГРУЗ ПРОЛЕТИТ ЧЕРЕЗ ТО МЕСТО, ГДЕ ОНА БЫЛА

Тут показано движение сначала относительно Луны (800 м/с), потом относительно Земли (200 м/с)

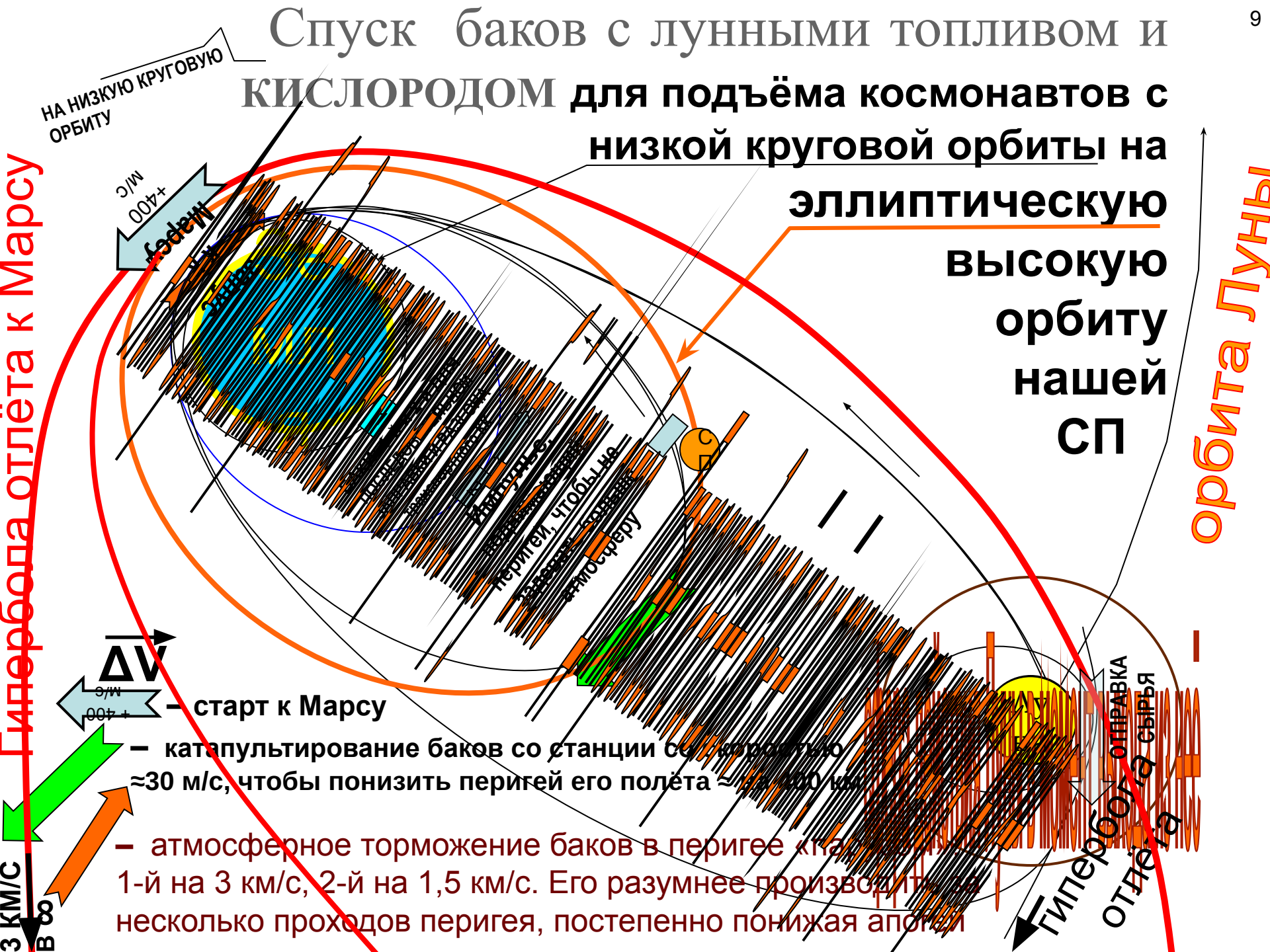


РАЗГОН ПОСЫЛКИ НА 400 М/С ОСУЩЕСТВЛЯЕТСЯ РЕАКТИВНЫМ БУКСИРОМ, КОТОРЫЙ ВОЗВРАЩАЕТСЯ ОБРАТНО НА ЭЛЛИПС. РАСХОД «ЛУННОГО» ТОПЛИВА < 20% МАССЫ ЛМ

Спуск баков с лунным топливом и кислородом для подъёма космонавтов с низкой круговой орбиты на эллиптическую высокую орбиту нашей СП

Гиперболода отлёта к Марсу

орбита Луны



НА НИЗКУЮ КРУГОВУЮ ОРБИТУ

старт к Марсу
+400 м/с

эллиптическую
высокую
орбиту
нашей
СП

старт к Марсу

катапультирование баков со станции со скоростью ≈ 30 м/с, чтобы понизить перигей его полёта ≈ 400 км

атмосферное торможение баков в перигее кт
1-й на 3 км/с, 2-й на 1,5 км/с. Его разумнее производить на несколько проходов перигея, постепенно понижая апогей

Гиперболода отлёта к Марсу

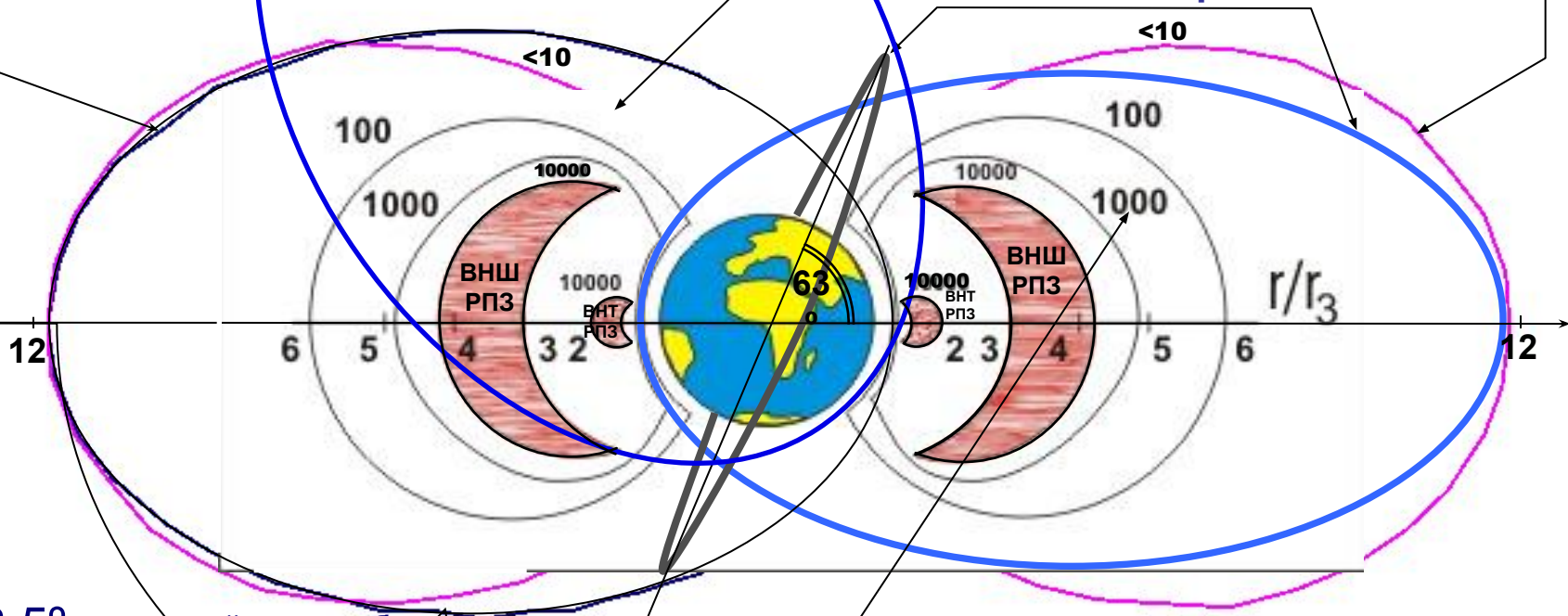
Облёт радиационных поясов Земли ¹⁰

Полярная орбита $i=90^\circ$, её плоскость проходит через земную ось.

Если мы запустим станцию (для облёта РПЗ) на такую орбиту, то вот, что произойдёт с ней со временем..
На исправление этого жалко тратить топливо!

МСЛ
МАГНИТНЫЕ СИЛОВЫЕ ЛИНИИ
ВДОЛЬ НИХ ЛЕТАЮТ ЗАРЯЖЕННЫЕ ЧАСТИЦЫ,
ИХ ПУТИ НАВИВАЮТСЯ НА ЭТИ ЛИНИИ

Стабильные орбиты $i=63^\circ 26'$



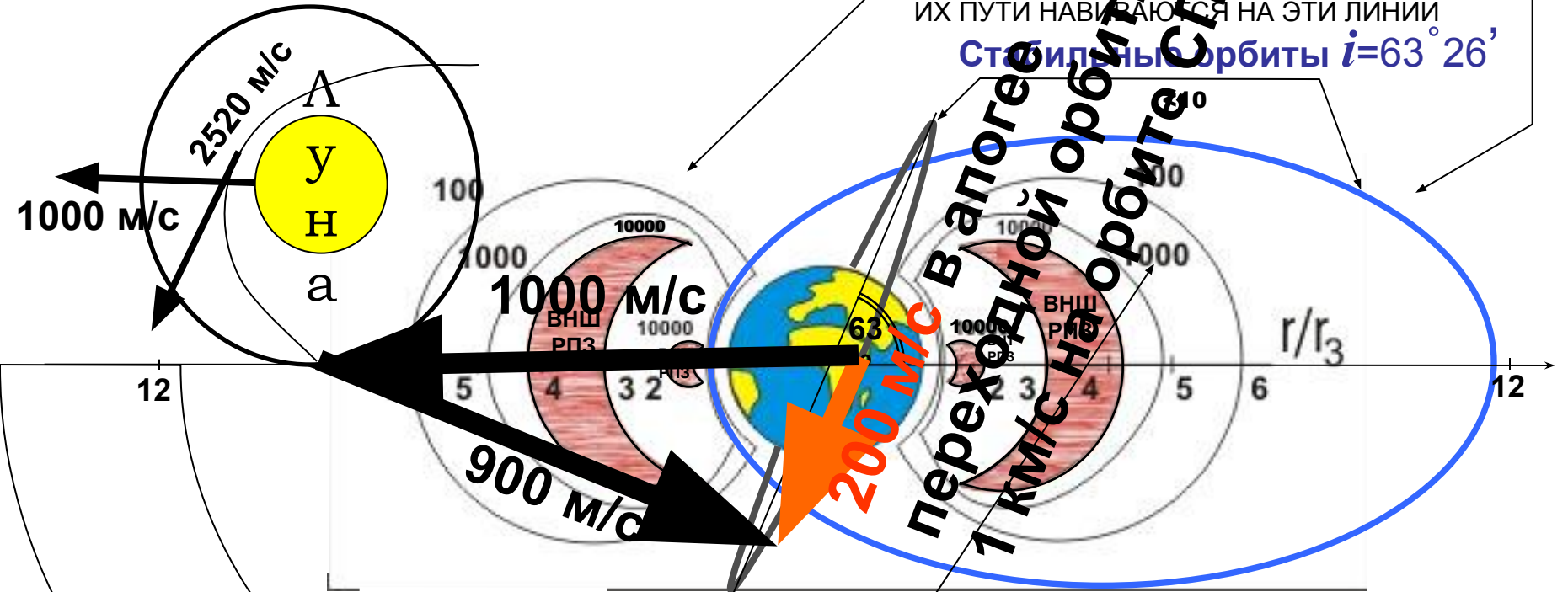
$i = 63,5^\circ$ — на такой угол орбита должна быть наклонена к плоскости экватора, чтобы оставаться стабильной относительно экватора и РПЗ

ЭТИ ЦИФРЫ ПОКАЗЫВАЮТ ЧИСЛО ЧАСТИЦ РАДИАЦИОННЫХ ПОЯСОВ (ПРОТОНОВ И ЭЛЕКТРОНОВ энергией >10 кэВ), ПРОЛЕТАЮЩИХ ЧЕРЕЗ КВАДРАТНЫЙ САНТИМЕТР В КАЖДУЮ СЕКУНДУ

Радиационные пояса (в сечении плоскостью рисунка) почти повторяют форму магнитных силовых линий. Чтобы не загромождать рисунок, здесь показаны только две внешние МСЛ (за пределами радиационных поясов/число частиц <10). Остальные имеют ту же форму. Их можно приблизительно представить себе по форме радиационных поясов и изолиний. Показанные силовые линии идут вблизи показанной эллиптической полярной орбиты с периодом обращения по ней одни сутки (апогей $11,7 r_3$). На стабильной суточной орбите производственной станции радиационные условия примерно те же.

Как запускать ЛГ на такую наклонную орбиту?

Луна находится тут к нам ближе Земли



$i = 63,5^{\circ}$ — на такой угол орбита должна быть наклонена к плоскости экватора, чтобы оставаться стабильной относительно экватора и РПЗ

ЭТИ ЦИФРЫ ПОКАЗЫВАЮТ ЧИСЛО ЧАСТИЦ РАДИАЦИОННЫХ ПОЯСОВ (ПРОТОНОВ И ЭЛЕКТРОНОВ энергией >10 кэВ), ПРОЛЕТАЮЩИХ ЧЕРЕЗ КВАДРАТНЫЙ САНТИМЕТР В КАЖДУЮ СЕКУНДУ