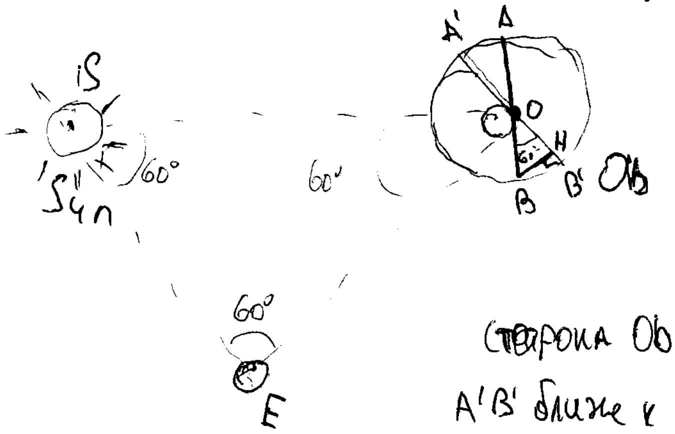
ЛВВ-5 ②

[4] Если расстояние до объекта от Земли и от Солнца равно 10.0 и от Земли до Солнца 10.0 то Об; Сол; Зем - образуют равносторонний треугольник

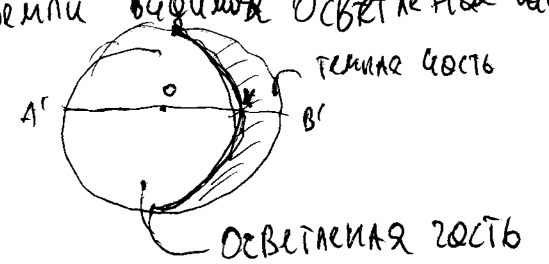


(Масштаб не предержан) $A'B'$ - диаметр
AB - диаметр

$$\left.\begin{matrix} AB \perp OS \\ A'B' \perp EO \end{matrix}\right| \Rightarrow \angle(AB; A'B') = \angle(OS; EO) = 60^\circ = \angle B'OB$$

Сторона Об от AB ближе к Sun - осветленная часть объекта
$A'B'$ ближе к Earth - видимая часть Земли

С Земли видимая осветленная часть Об который мы видим как диск



тогда:

$$\Phi = \frac{A'H}{A'B'} = \frac{AO + OB \cdot \cos 60^\circ}{2 \cdot AO} = \frac{r + r \cdot \cos 60^\circ}{2r} = \frac{1 + \cos 60^\circ}{2} = \frac{3}{4}$$

Ф - фаза - часть осветленной части от всей площади, тогда из условий

$$\frac{E_1}{E_2} = \frac{S_1}{S_2} = \frac{\Phi_1}{\Phi_2} = \frac{3}{4} = 10^{0{,}4\Delta m}$$

(осветленная площадь, из условия Абсол. - полная фаза $\Rightarrow \Phi_2 = 1$; $\Phi_1 = \Phi = \frac{3}{4}$

$$\lg(10^{0{,}4\Delta m}) = \lg\frac{3}{4} \Rightarrow \Delta m = \frac{5}{2}\lg\frac{3}{4} = \frac{1}{2}\lg\left(\frac{3}{4}\right)^5 = \frac{1}{2}\lg\frac{3^5}{4^5} = \frac{1}{2}\lg\frac{243}{1024} \approx \frac{1}{2}\lg\frac{27}{100} \ominus$$

$n \cdot \lg x = \lg x^n$

$$\ominus \frac{1}{2}\lg\frac{3^3}{10^2} = \frac{1}{8}\lg\frac{(3^3)^4}{10^8} = \frac{1}{8}\lg\frac{(3^4)^3}{10^8} = \frac{1}{8}\lg\frac{81^3}{10^8} \approx \frac{1}{8}\lg\frac{2^9 \cdot 10^3}{10^8} = \frac{1}{8}\lg\frac{2^9}{10^5} =$$

$$= \frac{1}{8 \cdot 10}\lg\frac{(2^9)^{10}}{(10^5)^{10}} = \frac{1}{80}\lg\frac{(1000)^9}{10^{45}} = \frac{1}{80}\lg\frac{10^{27}}{10^{45}} = \frac{1}{80}\lg 10^{-18} = -\frac{18}{80} = -\frac{9}{40} =$$

$\ominus -0{,}225^m$

$$\Delta m \approx 0{,}2^m \div 0{,}25^m$$

$$\begin{array}{r|l} 9{,}000000 & 40 \\ \hline -80 & 0{,}225 \\ 100 & \\ -80 & \\ 200 & \\ -200 & \\ 0 & \end{array}$$

ЛВВ-5 ③

2

$N = 2{,}5\cdot10^{29}$; m_0 – ~~от~~ масса одной частицы $\Rightarrow$ $m_0 = \frac{\mu}{N_A}$

$$p = \frac{Mg}{S} = \frac{Nm_0g}{S} = \frac{N}{N_A}\cdot\frac{\mu g}{S} = \frac{N}{N_A}\cdot\frac{\mu g}{4\pi R^2}$$

$$g = \frac{GM}{R^2} \quad \Bigg| \quad p = \frac{N}{N_A}\cdot\frac{G M \mu}{4\pi R^3 R} = \frac{N}{N_A}\cdot\frac{G 4\pi\rho\mu}{4\pi\cdot3\cdot R} = \frac{N}{N_A}\cdot\frac{G\rho\mu}{3R}$$

$$\rho = \frac{M}{\frac{4}{3}\pi R^3} \Rightarrow \frac{M}{R^3} = \frac{4\pi\rho}{3}$$

~~$p = 2{,}5\cdot10^{28}$~~

Оценим давление как сила действующая на Тело со сторона атмосферы (сила тяжести) разделив на площадь ее поверхн.; тогда

$$p = \frac{N}{N_A}\cdot\frac{G\rho\mu}{3R} = \frac{2{,}5\cdot10^{29}}{6\cdot10^{23}\,\text{моль}^{-1}}\cdot\frac{6{,}67\cdot10^{-11}\cdot1{,}24\frac{10^{-4}}{10^{-6}}\cdot64\cdot10^{-3}\,\frac{\text{кг}}{\text{моль}}}{3\cdot764\cdot10^{3}} =$$

$$= \frac{2{,}5\cdot10^{29}}{6\cdot10^{23}}\cdot\frac{6{,}67\cdot10^{-11}\cdot1{,}24\cdot\cancel{10^{3}}\cdot64\cdot\cancel{10^{-3}}}{3\cdot764\cdot10^{3}} = \frac{2{,}5}{6}\cdot\frac{6{,}67\cdot1{,}24\cdot64}{3\cdot764\cdot10^{8}} \approx \frac{\frac{5}{2}\cdot6{,}67\cdot\frac{5}{4}\cdot64}{6\cdot3\cdot764}\cdot10^{-8} =$$

$$= \frac{25\cdot6{,}67\cdot8\cdot10^{-8}}{6\cdot3\cdot764} = \frac{2\cdot6{,}67}{6\cdot3\cdot764}\cdot10^{-6} \approx \frac{6{,}65\cdot10^{-6}}{9\cdot764} \approx \frac{650\cdot10^{-8}}{9\cdot750} = \frac{13}{9\cdot15}\cdot10^{-8} = \frac{2\cdot13}{9}\cdot10^{-9}\,\text{Па} = \frac{26}{9}\cdot10^{-9} \approx$$

$$\approx 2{,}9\cdot10^{-9}\,\text{Па} = \underline{3\cdot10^{-9}\,\text{Па}}$$

ΛВВ-5

(4)

3 Период $T = 112$ тыс. лет – за это время перицентр вернётся на своё изначальное положение ~~т.е.~~ ~~будет~~ и и прохождение перицентра произойдёт в том самое время года; то есть за T пройдет $365{,}25^d$ (високосные примерно $\frac{1}{4}$)

$$\begin{array}{ll} 112000 \text{ лет} - & 365{,}25 d \\ 20 \text{ лет} - & x\, d \end{array} \Rightarrow x = \frac{20 \cdot 365{,}25}{112000} = \frac{730}{11200} = \frac{73}{1120} d$$

$$\cancel{x = \frac{73 \cdot 60}{1120} \text{ hour} = \frac{3 \cdot 73}{56} = \frac{219}{56}}$$

$$x = \frac{73 \cdot 24}{1120} \text{ hour} = \frac{73 \cdot 25}{1250} = \frac{25^2 \cdot 3}{1250} = \frac{25 \cdot 3}{50} \approx 1{,}5 \text{ hour}$$

за 20 лет – сместился на $3 \cdot 24 + 11 - 4 = 7 + 72 = 80^h$

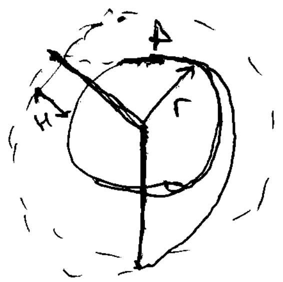
до 00:00 1 января – $24^h + 4^h = 28^h$
от 2 января 4^h

$$\begin{array}{ll} 20 \text{ лет} & - 80^h \\ x \text{ лет} & - 28^h \end{array} \Rightarrow x = \frac{28 \cdot 20}{80} \approx 7 \text{ лет}$$

~~Суть~~ Задача заключается в отношении високосных годов

за 20 лет – 5 високосных
за 7 лет – 1-2 високосных

[5] АВВ-5 (5)



Наименьшая затрата енергией при гомонівской траекторії траектория руху должно перетинать орбиду.

Зе ету модуль I) очевидно что если траектория — гіпербола или парабола, то енергия которую нужно затратить больше ~~...~~ чем при руху по елипсе (скорость в т. А менше второй космичкой)

известно что енергия тела, что движется по елипсе равна

$$E = -\frac{GM_Л m}{2a};\ a \text{ — полуось}; \quad E_{\text{потенциальное}} \text{ в точке A const};$$

~~тоесть~~ при увеличение полуоси орбиты возрастает скорость — а расстояние в перицентре ($R_{Луны}$) не изменяется, то

пусть e — ексцентриситет орбиты, тогда

из интеграла енергий

$$v_A \leq v_{\text{перицентра}} = GM\left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a}\right) = GM\left(\frac{2a-r}{ar}\right) = \frac{GM}{ra}(2a-r) = \frac{GM}{r}\left(1-\frac{r}{a}\right)$$

откуда чем больше a тем больше максимальная скорость; тоесть енергии, откуда вывод что полуось должно быть наименьшой, тоесть траектория орбиты должно дотикатся к орбите корабле;

известно; $R_{Луны} = 1730$ км

из обобщенного III з-на Кеплера: $\frac{T^2}{a^3} = \frac{4\pi^2}{GM_{Луны}} \Rightarrow T = 2\pi$

$$\frac{T^2 M_{Луны}}{a^3} = \frac{T_\oplus^2 \cdot M_\oplus}{a_\oplus} \Rightarrow T = \frac{a_\oplus}{a} \quad T^2_{(год)} = \frac{a^3 (a.o.)}{M_{Луны}(M_\oplus)} = \frac{\left(\frac{1730+1800}{2\cdot150\cdot10^6}\right)^3 / 150\cdot10^6}{\frac{\frac{6\cdot10^{24}}{81}}{2\cdot10^{30}}} =$$

$$= \frac{81\cdot(3500)^3}{96\cdot10^6\cdot1{,}5^3\cdot10^8} = \frac{81\cdot3{,}5^3}{96\cdot1{,}5^3\cdot10^5}$$

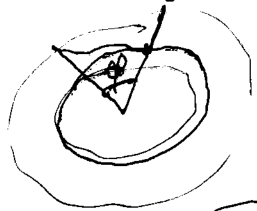
1ВВ-5 (6)

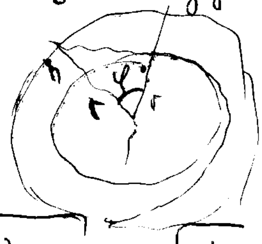
Поскольку H-малая то приближенно T ~~спутника~~ модуля равно T корабля

то есть стартовать нужно приблизительно тогда, когда корабль находится в зените

точнее в этом случае, сразу после стыковки практически

равно 0, поэтому модуль поднимается до орбиты корабля





кут φ: ~~$\cos\varphi =$~~

~~$\sin\varphi = \frac{\sqrt{(h+r)^2-r^2}}{(h+r)^2}$~~

$$\operatorname{tg}\varphi = \frac{\sqrt{(h+r)^2-r^2}}{r} \approx \frac{\sqrt{2hr}}{r} = \sqrt{\frac{2h}{r}} \approx \sqrt{\frac{140}{1730}} \approx \cancel{\sqrt{\frac{1}{10}}} = \cancel{\frac{\sqrt{10}}{10}} \Rightarrow \varphi \approx \sqrt{\frac{160}{1730}} \approx \sqrt{0{,}08} \approx 0{,}3 \text{ (рад)}$$

тогда $\tau = \frac{\varphi}{2\pi} \cdot T_{корабля}$

$T_{корабля} = T = \frac{2\pi}{\omega}$

II з-н Ньютона

$$m\omega^2 R = \frac{GMm}{R^2} \Rightarrow \omega^2 = \frac{GM}{R^3}$$

$$\Rightarrow T^2 = \frac{4\pi^2}{GM} R^3 \qquad T = 2\pi R\sqrt{\frac{R}{GM}}$$

$$\tau = \frac{\varphi}{2\pi} \cdot 2\pi R\sqrt{\frac{R}{GM}} = \varphi R\sqrt{\frac{R}{GM}}$$

$$\tau \simeq 0{,}3 \cdot \frac{6 \cdot 1730000}{10^4} \approx 1{,}8 \cdot 173 \approx 310\,с \approx 6 \text{ минут}$$

$$a = \frac{r+h+r}{2} = r + \frac{h}{2}$$

$$v^2 = GM\left(\frac{2}{r} - \frac{1}{r+\frac{h}{2}}\right) = \frac{GM}{r}\left(\frac{2r+h-r}{r+\frac{h}{2}}\right) = \frac{GM}{r}\cdot\frac{r+h}{r+\frac{h}{2}} \approx \frac{GM}{r}\cdot\frac{1800}{1730} \approx 1{,}04\frac{GM}{r} \Rightarrow$$

$$\Rightarrow v \approx 1{,}02\sqrt{\frac{GM}{r}} = 1{,}02\sqrt{\frac{6{,}67\cdot\frac{6}{81}\cdot 10^{24}\cdot 10^{-11}}{1730000}} \approx 1\sqrt{\frac{10^{13}}{2\cdot 173\cdot 10^4}} = \sqrt{\frac{10^9}{350}} =$$

$$\approx 10^4\sqrt{\frac{1}{35}} \approx \frac{10^4}{6} \approx 10^3\frac{5}{3} \approx 1{,}5\,\frac{км}{с}$$

$1\frac{км}{с} \div 2\frac{км}{с}$