Задача № 1 Поскольку $T = const$, $L = const$, то светимость W
(температура, расстояние)

~~[illegible]~~ пропорциональна r^2

$$\frac{W_1}{W_2} = \frac{r_1^2}{r_2^2} = 10^{0.4\Delta m}$$

$\Delta m = 10^m$ (на пределе видимости $M = 6^m$)

$$\left(\frac{r_1}{r_2}\right)^2 = 10^4$$

$$\frac{r_1}{r_2} = 10^2$$

Скорость оболочки $u = \frac{2\Delta r}{P}$, где $\Delta r = r_1 - r_2$; P – период пульсации.
(2 – коэф. 2 т.к. период – Δt между одинаковыми последовательными состояниями)

Δr составит $0{,}99 r_1$, соответственно, $\Delta r \approx r_1$.

~~положим, что $r_1 = 5 \cdot 10^2 r_\odot$, тогда $r_2 = 5 r_\odot$~~

Т.е. $u = \frac{2R_{max}}{P}$, R_{max} – максимальный радиус звезды.

Пусть $R_{max} = 5 \cdot 10^2 r_\odot$ $P \approx 400$ сут.

$$u = 2\,\frac{\cancel{500} \cdot \cancel{700} \cdot 10^3}{\cancel{400} \cdot 24 \cdot \cancel{3600}}\ \frac{км}{с} = 2\,\frac{\cancel{1000}}{24} \approx \overset{80}{\cancel{100}}\ \frac{км}{с}$$

Но возможна ситуация, когда $R_{max} = \frac{r_1}{r_2} \cdot 500 r_\odot$ т.е. в 100 раз больше, чем в первом случае. Тогда и u будет в 100 раз больше, т.е. $8000\ \frac{км}{с}$, что значительно превышает скорость средней звезды относительно центра галактики ⇒ вещество внешних оболочек будет сброшено. Таким образом, $u \approx 80\ \frac{км}{с}$.

Задача № 2

$P = \frac{mg}{S}$ в случае единичного столба $S = 1 м^2$, g - ~~уск~~ уск. св. падения у поверхности, m - масса газа в столбе

g можно считать константой.

$g = \frac{GM}{r^2} = \cancel{\ldots} = G\rho \frac{4}{3}\pi \cdot r =$

причем $M = \rho \frac{4}{3}\pi r^3$.

$= 4G\rho r = 4 \cdot 7 \cdot 10^{-11} \cdot 10^3 \cdot 800 \cdot 10^3 =$

$\rho = 1240 \frac{кг}{м^3} \approx 10^3 \frac{кг}{м^3}$

$r \approx 800 \cdot 10^3 м$

$= \cancel{\ldots}\ 28 \cdot 8 \cdot 10^{-3} =$

$= 240 \cdot 10^{-3} = \boxed{\frac{1}{4}\ \frac{м}{с^2}}$

Площадь поверхности $S_n = 4\pi r^2 = 4 \cdot 3 (800 \cdot 10^3)^2 =$

$= \cancel{\ldots}\ 12 \cdot 64 \cdot 10^{10} \approx 6 \cdot 10^{12} м^2$.

$m = \frac{M_\Sigma}{S_n}$, где M_Σ - масса атмосферы.

$M_\Sigma = \frac{N \cdot \mu}{N_A} = \frac{2{,}5 \cdot \cancel{10^{29}}\,10^6 \cdot 0{,}032}{6 \cdot \cancel{10^{23}}} =$

$= 2{,}5 \cdot 10^6 \cdot 10^{-3} \cdot 5 = 12500$ кг. не шибко много...
есть некоторая вероятность, что я ошибся с порядком числа Авогадро =(

$m = \frac{12500}{\cancel{10^4}\,6 \cdot 10^{12}} = \cancel{\ldots}\,21 \cdot 10^{-10}$

$P_0 = \cancel{\ldots}\, 21 \cdot 10^{-10} \cdot \frac{1}{4} = 5 \cdot 10^{-10}$ Па. ~~...~~

Из-за разброса по значениям $P_{max} = \frac{P_0 \cdot 3}{2{,}5}$ $P_{min} = \frac{P_0 \cdot 2}{2{,}5}$

$P_{max} = 1{,}2 P_0$ $P_{min} = 0{,}8 P_0$ ~~...~~ разброс незначителен.

Задача № 3 Новый год привязан (как и смена сезонов) к событиям вроде равноденствий и солнцестояний, не зависящих от ориентации линии апсид, поэтому она вольна быть ориентирована как ей угодно. ~~Сейчас на практике~~ За 20 лет перемещение линии апсид незначительно ⇒ отклонения по времени возникают из-за ~~вах~~ особенностей календаря (високосный/не високосный год, например), ориентации Земли и проч. Возьмем тогда среднее значение времени прохождения перигея:

$$t = \frac{2\cdot 24h + 4h + 5\cdot 24h + 11h}{2} = 24h + 2h + 60h + 5{,}5h =$$

$$= 3\cdot 24h + 7{,}5h + 12h =$$

$$= 3\cdot 24h + 19{,}5h.$$ Т.е. можно считать, что в 2010 году прохождение перигея состоялось 3 января в 19,5 h.

Перигей проходит $360°$ за 112 тыс лет по орбите. Нужно, чтобы он попал в точку, где Земля будет 1 января в 00 h. Т.е. нужно „отмотать" угол α

$t = 24\cdot 2h + 19{,}5h$. $\quad v_\oplus = \frac{360°}{year}$ $\quad t = 48h + 19{,}5h \approx \boxed{2\frac{3}{4}\text{ сут}}$

$\alpha = t v_\oplus$, где t - разница между желаемым и текущим временем

~~Year — искомый~~ $\Delta Year$ - время, на которое требуется сместиться

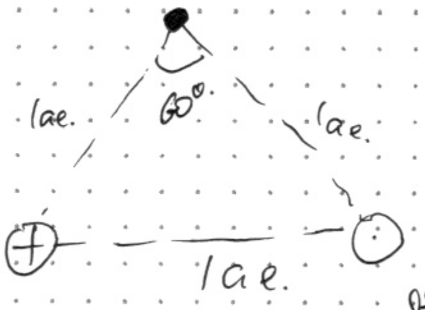
$$\Delta Year = \frac{\alpha}{u_p} = \frac{t\cdot \cancel{360°}\cdot 112\cdot 10^3\ \cancel{year}}{\cancel{year}\cdot \cancel{360°}} \approx \frac{2\frac{3}{4}\cdot 10^5}{360}\text{ лет}$$

Задача № 3

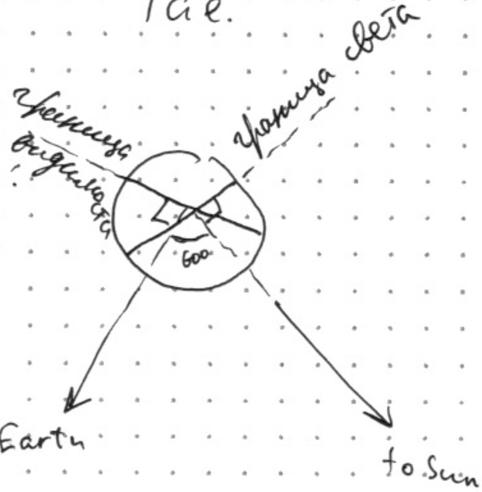
$$\Delta Year \approx \frac{3 \cdot 10^5}{360} = \frac{10^5}{120} \approx 10^3 \text{ лет.}$$

Т.е. нужно вернуться на 1000 лет назад, чтобы перигей ~~Зем~~ ~~Земля~~ Земля прошла в новогоднюю полночь по Мск. (≈ 1000 год н. э.)

Задача № 4

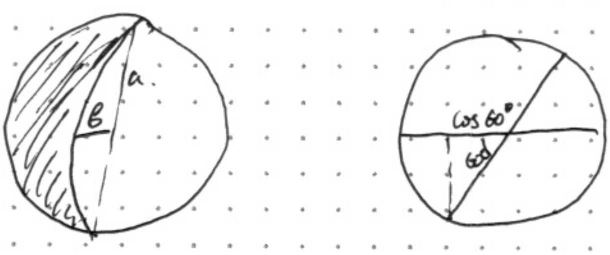


Посмотрим на астероид сверху:



Иначе:

~~Если~~ Если смотреть с Земли:



Освещена половина диска + полуэллипс

$S_{full} = \pi \cdot 1^2 = \pi$.

Освещено: $\frac{\pi}{2} + \frac{\pi \cdot 1 \cdot \cos 60°}{2} = \frac{\pi}{2} + \frac{\pi}{4} = \frac{3}{4}\pi$

Отношение освещенной части к полной площади $= \frac{3}{4}$ $\Delta m = |2{,}5 \lg \frac{3}{4}|$

Задача № 4

$\Delta m = 2{,}5 \left| \lg 3 - \lg 4 \right| = 2{,}5 \cdot \left| 0{,}5 - 2\lg 2 \right| =$

$= 2{,}5 \left| 0{,}5 - 0{,}6 \right| \approx \underline{0{,}25^m}$

$\lg 2 \approx 0{,}3$ т.к. $10^{0{,}4} \approx 2{,}5$

Разница звездных величин $\underline{2{,}5^m}$

Задача № 5

1

$R_{луны} = 1700 км.$

$M_{луны} = \frac{M_\oplus}{80} = \frac{6\cdot 10^{24}}{80} \approx 10^{23}$ кг.

Найдем скорость обращения луны на экваторе:

$v_{вр} = \frac{2\pi R_{луны}}{30 сут} = \frac{2\cdot 1700}{\cancel{10}\cdot 24} = \frac{170}{12} \approx 14 \frac{км}{ч}$

Первая космическая на поверхности:

$v_I = \sqrt{\frac{G M_{луны}}{R_{луны}}} = \sqrt{\frac{7\cdot 10^{-11}\cdot 10^{23}}{1700\cdot 10^{3}}} = \sqrt{\frac{10^9\cdot 7}{1700}} = \sqrt{\frac{10^7}{2,5}} =$

$= \sqrt{\frac{10^8}{25}} = \frac{10^4}{5} = 2\cdot 10^3 \frac{м}{с} \approx 2 \frac{км}{с}$

Очевидно, $v_{вр} << v_I$ и ей можно пренебречь.

Далее встает интересный вопрос: что есть стыковка. Ее можно трактовать, как банальное совмещение координат двух тел ~~в тогда в~~ вр, а можно трактовать, как не только уравнивание координат, но и скоростей в т.ч. их направлений, поскольку если не уравнивать скорости мы получим загрязнение мусором орбиты Луны, вместо желаемой стыковки.

Попробую рассмотреть оба случая, хотя шлько они не отличаются (~~...~~ поскольку и там и там - изначально

Задача № 5 нужно совместить координаты) (2)

Итак, простой вариант.

Рассмотрим самый топорный ~~на~~ способ:
простое движение вверх с целью достичь
высоты 70 км.

$g = const.$

$$g = \frac{G M_{луны}}{R^2_{луны}} = \frac{7 \cdot 10^{-11} \cdot 10^{23}}{(1700 \cdot 10^3)^2} = \frac{7 \cdot 10^{12}}{17^2 \cdot 10^{10}} =$$

$$= \frac{700}{17^2} \approx \frac{700}{400} = 2 \frac{м}{с^2}$$

$$H = v_0 t - \frac{g t^2}{2} = \frac{v_0^2}{g} - \frac{g v_0^2}{2 g^{\cancel{2}}} = \frac{v_0^2}{2g}$$

$$t = \frac{v_0}{g}$$

$$v_0 = \sqrt{H \cdot 2 \cdot g} = \sqrt{70 \cdot 10^3 \cdot 2 \cdot 2} = 200\sqrt{7} \approx 200 \cdot 2{,}5 =$$

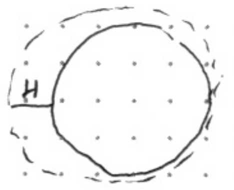
$$= 500 \frac{м}{с}$$

Попробуем теперь пустить ситуацию по эллипсу
(~~похоже~~ ~~это~~ более сложный способ)

Задача № 5

3

Орбита будет иметь следующий вид:



апоцентр. H перицентр.

~~Найдем~~ Найдем ее параметры:

$a = R_{луны} + \frac{H}{2}$

$e = \frac{a - R_{луны} - P}{R_{луны}} \approx 0.$ т.е. нам эллипс - почти круг.

это связано с тем, что те 70 км высоты довольно малы по сравнению с $R_{луны}$.

Чтобы это еще лучше осознать можно рассчитать v_I для $H = 70$ км.

$$v_I = \sqrt{\frac{GM}{R_{луны}+H}} = \sqrt{\frac{7 \cdot 10^{-11} \cdot 10^{23}}{1770 \cdot 10^3}} = \sqrt{\frac{10^9 \cdot 7}{1770}} =$$

$$= 10^4 \sqrt{\frac{7}{177}} = 10^4 \sqrt{\frac{1}{25}} \approx \frac{10^4}{5} = 2 \frac{км}{с},$$

собственно, то же самое, что уже было (разница невелика). Этот способ хорош и тем, что можно не думать о соответствии скоростей при стыковке

Задача № 5 Однако же тут импульс требуется все же больший, чем при просто вертикальном запуске, что не делает ему погоды, если не думать о стыковке.

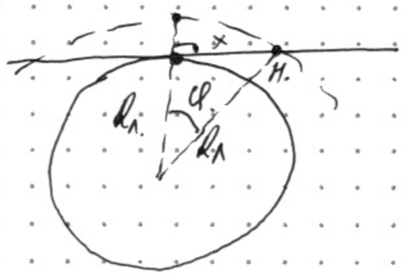
Но, если вспомнить о ней, то придется в наивысшей точке траектории придать ~~все~~ ~~ему~~ ту же скорость в 2 $\frac{км}{с}$ перпендикулярно радиус-вектору, чтобы выйти на круговую орбиту. Таким образом расход энергии оказался больше.

Очевидно, что метод с эллипсами выиграл, остается найти время. (с направлением все просто: по ходу движения корабля на орбите).

Поскольку орбиты близки по параметрам, ~~то~~ оба объекта будут примерно на одной линии с центром Луны ⇒ ~~до~~ ~~мо~~ стартовать нужно, когда орбитальный аппарат будет в зените (что делать, если не будет — интересный вопрос)

Задача № 5

Будет следующая картинка:



Для нахождения времени нужен φ.

$$\varphi = \cos^{-1}\left(\frac{R_Л}{R_Л+H}\right) = \cos^{-1}\left(\frac{1700}{1770}\right)$$

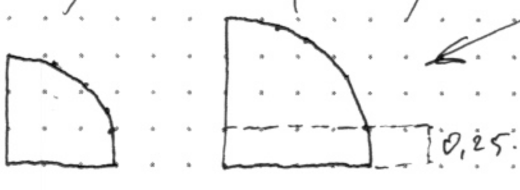
$$= \sin^{-1}\left(\frac{x}{R_Л+H}\right)$$

$$x = \sqrt{1770^2-1700^2} =$$

$$= \sqrt{70 \cdot 3470} = 10\sqrt{2429} \approx 500$$

$$\varphi = \sin^{-1}\left(\frac{500}{1770}\right) \approx \sin^{-1}\left(\frac{1}{3{,}5}\right) \approx \sin^{-1}(0{,}25) \approx 15^{\circ}$$

см. построения



Задача № 5 Период обращения: 6

$$\cancel{\left(\frac{T}{2\pi}\right)^2 = \frac{a^3}{GM}}$$

$$\cancel{T \quad \frac{4\pi^2}{} \frac{a^3}{GM}}$$

$$T \approx \frac{2\pi R_{\text{Луны}}}{v_I} = \frac{6 \cdot 1700}{2} = 5100 \text{ секунд}$$

(около 1,5 часа)

$$\Delta t = \frac{T \cdot 15^0}{360^0} = \frac{5100}{24} \approx 212 \dots \text{сек} \approx \underline{200 \text{ сек.}}$$

Столько нужно подождать от времени появления орбитального модуля над горизонтом.

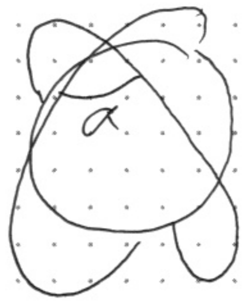
Почему эта задача по объему больше, чем вся предыдущая работа?!

Теперь нужно попробовать ответить на вопрос, что делать, если модуль летит не через зенит. Хотя, тут все достаточно просто, если выйти на круговую орбиту дав небольшой газ в апоцентре. При этом нужно

Задача № 5

7

Минимизировать угол между плоскостями орбит аппаратов α.



Для этого нужно дождаться момента прохождения аппаратом наивысшей точки орбиты (имеется в виду не абсолютная высота, а угловая) и пустить наш нижний аппарат с вектором скорости, параллельным вектору скорости орбитального аппарата и, логично, сонаправленно ему.

Тогда время составит от 0 сек до 200 сек.

в случае, если мы сможем видеть аппарат лишь мгновение.

Причем это не исключает ситуации, когда мы вообще не увидим главный корабль, но это рассматривать нет необходимости т.к. в условии сказано, что корабль мы все же увидели.