1. **Условие**

После прочтения условия решил, что миссия невыполнима. Но потом решил попробовать.

1. **Решение**

Точка запуска очевидным образом должна лежать на экваторе, иначе геостационарная орбита в 2D не получится. Нравится название горы Килиманджаро, но Анды будут повыше. Сначала думал, что лучше запускать с горы, и почти построил пусковую площадку в горах в Эквадоре, а рядом с ней город Нью-Жуковский, но потом посмотрел на карту распределения ускорения свободного падения на Земле, и оказалось, что в горах оно самое высокое, зато есть область пониженной гравитации прямо посередине Индийского океана. В итоге не стал заморачиваться из-за таких мелочей. Пусть точкой запуска будет нулевая точка в Гвинейском заливе нулевой долготы.

Выписал средние константы, в коде программы они в самом начале.

Массы ступеней, удельную массу баков 0,05, скорости истечения газа из двигателей, массовый расход, формулы для плотности атмосферы и параметры обтекателя – всё взял из условия. В программе они в самом начале. Написал программу на С++, т.к. Питоном настолько не владею.

Система координат выбрана с началом в центре Земли, ось Х направлена через точку старта, ось Y перпендикулярно ей (видно на графике общего вида). Поворот вектора скорости высшей силой, понятно, будет производиться на восток, иначе по направлению вращения Земли орбита геостационарной не получится. Поэтому это направление, на восток, выбрано положительным.

Вращение Земли учтено тем, что в момент отрыва имею сразу горизонтальную (то есть по оси Y) компоненту скорости около 465 м/с. Далее она остаётся постоянной. Думал нужно ли учитывать торможение этой компоненты скорости о воздух, но решил, что атмосфера вращается вместе с Землёй, поэтому сопротивление о воздух учитывал только по главной компоненте скорости, то есть по Х.

Интересным фактом оказалось, что на этапе взлёта линейная горизонтальная скорость остаётся постоянной, значит угловая уменьшается вместе с ростом высоты, а точка старта на Земле имеет прежнюю угловую скорость. Поэтому забавный эффект – ракета с точки зрения земного наблюдателя в период работы первой ступени отклоняется на запад.

Сначала пытался взлетать вертикально вверх всеми тремя ступенями, чтобы потом развернуться за счёт высшей силы и полететь в нужном направлении, но таким способом не получалось взлететь даже выше 120 км.

Тогда начал пытаться подбирать угол поворота после сброса первой ступени, поворота угла и отработки второй ступени, и оказалось, что могу выйти на околоземную орбиту. Сначала орбита получалась эллиптической, много ракет разбилось об землю на обратном ходе эллипса, погибло много людей, но потом подобрал угол поворота около 60º чтобы орбита получалась более-менее круговой. Экспериментировал методом проб и ошибок, остановился на угле 59,0º. Это угол, на который выполняется поворот вектора скорости на восток. В этот момент угол между вектором скорости и направлением на центр Земли (обозначен xi) в результате работы первой ступени уже составляет 13,37º, поэтому в сумме с 59,0º даёт 72,37º - это угол с отвесом. С горизонтом угол, соответственно, составляет 17,63º. Под этим углом к горизонту будет направлен вектор скорости после вмешательства высших сил, туда и будем ускоряться второй ступенью. Но мне удобнее считать угол от отвеса, в программе xi считаю как угол между направлением вектора скорости и положительным направлением отвеса (то есть направлением от центра Земли).

При работе второй ступени сопротивление о воздух уже не учитывал, потому что находимся на высоте выше 10h0, по условию давления воздуха там уже нет. Эксперименты со второй ступенью показали, что можно выйти на относительно ровную круговую орбиту высотой 100 км, даже не выработав всё топливо. Думал не оставить ли это топливо для полёта на геостационарную, но в итоге решил сразу поднять околоземную насколько получится повыше, сбросить бак 2й ступени, и полетать пока рядышком с Землёй. Высота орбиты получилась 800 км. Время облёта Земли получилось 95 минут, всё как рассказывали на уроках. Эту орбиту обозначил как LEO (low earth orbit).

1. **Старт на геостационарную**

Дал отработать третьей ступени, и понял, что ничего не получается. Если подумать здраво, то скорость истечения газов в вакууме 115 м/с слишком мала, на таком велосипеде далеко не уедем. В вакууме скорость *u* должна быть выше, чем в атмосфере потому, что в вакууме струе газа не требуется совершать работу против внешнего давления, а в атмосфере требуется. Нелогично задан этот параметр по сравнению с *u1* и *u2*. Воспользовался оговоркой условия, что параметры можно править, и поднял скорость *u3* в итоге до 1750 м/с. Это единственное изменение, которое я внёс, всё остальное во всей задаче – как по условию.

Постарался бегло вникнуть в тему энергетики смены орбит, и нашёл в интернете орбиту Гомана, по ней и полетим, с двумя импульсами двигателем третьей ступени. Здесь требуется выполнить условие, что эллиптическая переходная орбита должна касаться целевой, для этого будем следить за углом xi. Пока мы летим по круговой орбите, угол xi естественным образом всегда равен 90º. Дачей импульса угол увеличивается, и мы переходим на эллиптическую орбиту, на которой равенство угла xi прямому выполняется только в двух точках – апогее и перигее. Мы отсчитываем угол xi от положительного направления отвеса, поэтому в нашем случае угол скачком увеличивается, и по мере полёта к апогею постепенно уменьшается до прямого. Как только угол xi стал прямым, мы в апогее, я торможу программу и смотрю на каком радиусе от центра Земли оказался. По условию двигатель не имеет регулировки тяги, регулировать импульс можем только длительностью первого включения двигателя третьей ступени. После экспериментов нашёл длительность импульса (в программе он обозначен Т3) в 35,335 секунды. Понятно, что при другой взятой скорости *u3* длительность будет другая, но идея в том, что импульс именно этой величины нужен для перехода аппарата данной массы на эллиптическую орбиту, которая за половину оборота приведёт нас на геостационарную.

Как оказалось, скорость ракеты в точке прибытия на геостационарную орбиту составила 1861 м/с, что меньше необходимой 3047 м/с. Как и предполагается схемой Гомана, добрал скорость вторым импульсом, длительность потребовалась 2,35 с. В баке осталось 10,7 кг топлива, сбрасывать бак не стал, для энергетики это уже не имеет смысла, а вот топливо пригодится подправить орбиту. Орбита получилась кривоватой – радиус от центра Земли от 43,15 км до 45,69 км, но стабильная, сделал по ней для контроля оборот. Для первого раза норм.

Общее время полёта, включая один виток по низкой околоземной и один виток по геостационарной, получилось 118000 секунд. Если не считать эти два витка, то выйдет: вывод 286 секунд + переход по эллиптической 20 520 секунд = примерно 20 800 секунд.

1. **Особенности программы**

Считал с шагом по времени 0,001 с. На моём ноуте время счёта заняло 16 секунд. Рисовать программой ещё не научился, поэтому параметры полёта выгружал «репортами» периодически по тикам часов, причём через разное количество тиков для работы первой ступени, переходной орбиты и геостационарной, чтобы плотность данных была адекватна их содержанию. Нет смысла при полёте по геостационарной выгружать репорты каждые 10 секунд, как в самом начале полёта. Репорты также записывались в моменты событий.

Репорты записывались в файл 1.csv, который здесь приложен в сыром виде и в переформатированном экселем – то есть 1.xlsx, и вы можете увидеть как цифры репортов, так и графики, которые построил встроенными средствами экселя.

Сообщения о событиях, чтобы не сбивать формат таблицы, записал в отдельный файл сообщений 1.txt, вместе с отбивкой времени.

Убрав #define LEO и GEO можно, соответственно, исключить витки по низкой околоземной и по геостационарной орбитам, тогда программа отработает быстрее.

Параметры угла поворота вектора скорости ALPHA, времени работы двигателя третьей ступени при первом импульсе Т3 и при втором импульсе Т4 записаны в виде макроконстант в самом начале.

Программа в виде исходника, думаю, что скомпилируется любым компилятором С или С++. Откомментировать код постарался по максимуму, чтобы было понятно.

1. **Было интересно**