

Оглавление

Оглавление	1
Введение.	2
1. Основы интерфейса системы компьютерной алгебры Mathematica.....	4
2. Алгоритм выбора проектных параметров транспортного корабля	8
3. Расчет параметров этапа дальнего наведения.....	16
3.1. Внутренний маневр фазирования по опорной орбите	18
3.2. Внутренний маневр фазирования по орбите перелета.....	24
3.3. Внутренний маневр фазирования при заданной точке встречи.....	30
3.4. Внешний маневр фазирования при заданной точке встречи.....	38
3.5. Сравнение параметров для различных видов маневров	45
4. Расчет параметров этапа возвращения на Землю.	46
5. Пример расчета проектных параметров транспортного корабля	48
Контрольные вопросы	55
Список литературы.....	56

Введение.

Для определения значений основных проектных параметров транспортного корабля на основе массового анализа в процессе выполнения курсового проекта по дисциплине «Проектирование космических летательных аппаратов» может быть использована методика, описанная в [1]. Указанное пособие включает в себя выбор основных проектных параметров на основе анализа схемы работы аппарата, составление структурной формулы массы, выражение масс составляющих частей аппарата через основные проектные параметры, составление формулы массы и анализ полученного выражения оптимизации основных проектных параметров из условия минимума массы транспортного корабля. При изменении циклограммы работы транспортного корабля или при изменении структуры его массовой сводки необходимо заново аналитически выводить формулу массы. При этом большое количество рутинных символьных преобразований существенно затрудняет выбор проектных параметров. Получаемые аналитические выражения, как правило, громоздки, и их анализ становится затруднительным без использования современных компьютерных технологий, автоматизирующих символьные преобразования – технологий компьютерной алгебры [1].

В настоящее время чаще всего используются следующие системы компьютерной алгебры: MathCad компании PTC, MapleV компании Waterloo Maple Inc, Derive компании Soft Warehouse Inc и Mathematica компании Wolfram Research. Имеются также аналогичные программы с открытым исходным кодом Maxima, Axiom.

Такие системы дают пользователю богатые возможности по автоматизации символьных преобразований. Во-первых, эти системы позволяют обрабатывать символьные выражения по известным математическим правилам: раскрывать скобки, приводить подобные члены, использовать алгебраические и тригонометрические формулы. Во-вторых, имеющиеся команды для выполнения замен переменных и подстановок позволяют максимально приблизить процесс работы с выражениями к привычному «бумажному» аналогу. В-третьих, в состав пакетов входят функции вычисления производных и взятия интегралов в символьном виде. В-четвертых, имеется возможность аналитического решения алгебраических и дифференциальных уравнений в том случае, когда такие аналитические решения существуют. Кроме этого, пользователь может создавать собственные правила преобразований и использовать средства программирования аналитических преобразований, что делает подобные системы очень

гибким и мощным инструментом. Интеграция в системе символьной математики численных и аналитических методов позволяет эффективно проверять полученные аналитические зависимости, что особенно важно для результатов приближенных вычислений. Помимо средств автоматизации расчетов все пакеты предоставляют пользователю возможности для оформления результатов работы: построения графиков, написания поясняющих комментариев, вставки изображений и пр.

Для составления и анализа формулы массы транспортного корабля в наибольшей мере подходит система Mathematica. В момент написания настоящего пособия наиболее новой версией пакета была версия 9.0.

Цель настоящего учебного пособия – демонстрация примера применения системы Mathematica при проектировании транспортного космического аппарата по методике [1]. На базе рассмотренного примера студентами, согласно заданию на курсовое проектирование, может быть самостоятельно создана расчетная методика с учетом специфики циклограммы работы транспортного корабля. При этом качестве дополнительной литературы могут быть использованы учебные пособия [2-4]. В качестве задачника для самостоятельных упражнений можно использовать [5].

В пособии даются сведения, касающиеся элементарных основ интерфейса системы Mathematica. Более подробная информация содержится в интегрированной справочной системе, справочниках и учебниках [6,7], а также в Интернете [8,9].

1. Основы интерфейса системы компьютерной алгебры Mathematica

Система компьютерной алгебры Mathematica состоит из двух программ: препостпроцессора (оболочки графического пользовательского интерфейса) и ядра (Kernel), которое осуществляет вычисления. При запуске программы происходит только запуск препостпроцессора. Ядро загружается отдельно и может быть выгружено и повторно загружено многократно.

Оболочка интерфейса препостпроцессора состоит из нескольких отдельных окон. Главным окном является окно, содержащее строку меню. Закрытие этого окна приводит к завершению работы системы. Кроме этого окна дополнительно могут быть открыты окна панелей инструментов и окна документов.

Традиционно для приложений Windows все команды располагаются в выпадающих меню, вызываемых из строки меню. Среди вызываемых из строки меню имеются специфические для системы команды редактирования и стандартные для всех приложений команды управления окнами (меню Window), команды для работы со справочной системой (меню Help) и команды работы с документами.

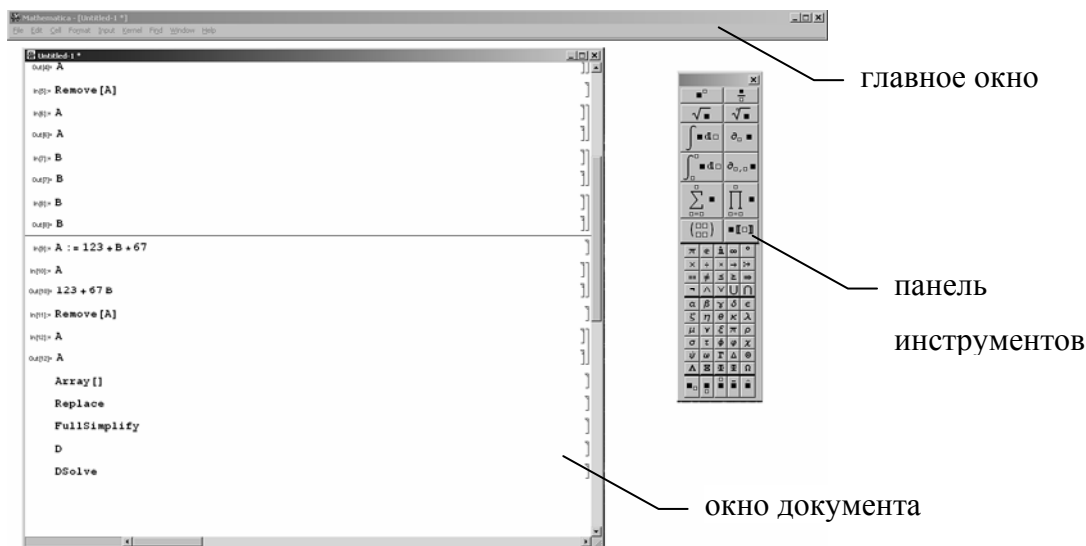


Рис.1. Внешний вид оболочки интерфейса системы Mathematica

Файлы с документами системы Mathematica имеют расширение *.nb. Основные команды для работы с файлами, находящиеся в строке меню в стандартном меню File аналогичны командам других Windows-приложений. После создания нового файла появляется окно документа, готовое для ввода выражений. Информация в документе

[Оглавление](#)

Зеленцов В.В., Щеглов Г.А.

«Применение компьютерной алгебры при проектировании транспортного космического аппарата»

храниться в отдельных ячейках (Cells). В ячейках могут записываться выражения, результаты их вычислений и комментарии. В каждой ячейке содержится информация только одного из трех перечисленных типов. Соответственно ячейки носят название ячеек ввода, ячеек вывода и текстовых ячеек. Ячейки в поле документа графически разделяются при помощи специальных скобок, изображаемых по правому краю документа. Каждому типу ячейки соответствует свое изображение скобки. Отдельные ячейки могут быть сгруппированы. При этом объединенные ячейки дополнительно отмечаются скобкой.

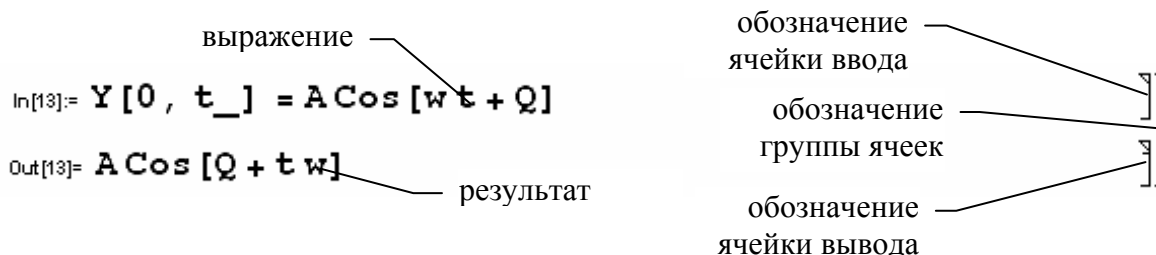


Рис.2. Ячейки ввода и вывода

Оформление внешнего вида ячеек (размер и начертание шрифта, обрамление и пр.) производится при помощи команд меню Format. В этом же меню расположены команды, позволяющие форматировать внешний вид всего документа. Для форматирования, копирования и удаления ячейка должна быть выделена. Выделить ячейку можно, кликнув мышкой на скобке, отмечающей данную ячейку. Различные настройки ячеек и всего документа можно изменять также при помощи пункта Preferences в выпадающем контекстном меню, вызываемом нажатием правой кнопки мыши, когда курсор находится в окне документа.

По умолчанию текст, набираемый в окне документа или вставляемый из буфера в свободное от ячеек поле документа, всегда помещается в ячейку ввода. Для вставки ячейки достаточно установить курсор между ячейками в нужном месте (курсор примет вид горизонтальной черты) и начать ввод текста.

При вводе выражений можно использовать несколько способов записи. Во-первых, можно пользоваться правилами, принятыми в языках программирования: умножение записывается знаком «*», возведение в степень – знаком «^» и т.д. Во-вторых, можно пользоваться «естественными» правилами записи. Так, например, пробелы, поставленные между переменными, соответствуют операторам умножения. Для других операций: возведения в степень, деления и др. можно использовать специальные шаблоны, вызываемые при помощи комбинаций клавиш или при помощи кнопок, расположенных

на специальных панелях инструментов. Такая форма записи позволяет вводить различные специальные символы, начиная от символов греческого алфавита и заканчивая символами дифференцирования, суммирования и интегрирования. При этом процесс ввода выражений близок работе с формулами в редакторе MS Word.

Панели инструментов, содержащие необходимые шаблоны для записи выражений, а также полезные функции, греческие и специальные символы, можно включать и выключать в выпадающем меню *Palettes*, расположенном в меню *File*. Наиболее универсальной является панель инструментов *BasicInput*. Как правило, в среде *Mathematica* она включена по умолчанию. Большой набор символов предоставляет панель *BasicTypesetting*.

Описанные выше два способа записи выражений можно в любом порядке комбинировать. Например, использование в одном выражении в качестве оператора умножения пробела и символа «*» не вызовет ошибки.

Кроме символов, знаков операций и скобок в выражениях используются различные функции. Кроме стандартных функций ядра в распоряжении пользователя имеется также большое количество дополнительных функций хранящихся в библиотеках. Чтобы использовать эти функции, библиотеки необходимо загрузить в ядро. Имеется также возможность использовать функции, задаваемые пользователем.

Следует запомнить, что все стандартные функции системы записываются с заглавной буквы, а аргумент функции записывается в квадратных скобках. Например, функция $\sin x$ в системе *Mathematica* записывается как *Sin[x]*. Несоблюдение синтаксиса при написании функций приводит к сообщениям об ошибке. Некоторые функции, например функции интегрирования и дифференцирования могут быть записаны в «естественной» форме при помощи соответствующих шаблонов.

В одну ячейку возможен ввод нескольких выражений. При этом каждое новое выражение должно либо отделяться от предыдущего символом «;», либо начинаться с нового абзаца. Конец абзаца, как и в редакторе MS Word задается нажатием *Enter*. Если вводимое выражение окажется больше ширины окна документа, то автоматически будет осуществлен переход на новую строку без окончания абзаца.

Запуск на выполнение введенного выражения осуществляется нажатием комбинации клавиш *Shift+Enter* или с помощью клавиши *Enter*, расположенной на цифровом блоке клавиатуры. После нажатия клавиш в работу вступает ядро системы. Если до этого момента ядро не было загружено, например, в начале работы, то

производится загрузка, которая, как правило, приводит к небольшой задержке в вычислениях.

В системе имеется возможность многократно запускать и останавливать ядро вручную. Такие операции могут потребоваться при переходе к решению новой задачи или при различных ошибках в расчетах, когда требуется провести полный сброс всех параметров ядра: значений переменных и функций, хранящихся в оперативной памяти. Так как при выгрузке ядра вся информация теряется, то после перезагрузки все вычисления в документе необходимо проводить заново с самого начала.

Останов ядра производится командой QuitKernel/Local из меню Kernel командной строки. Старт ядра производится командой StartKernel/Local из того же меню.

Результаты вычисления выражений выдаются в виде отдельных ячеек вывода для каждого выражения. Графики также отображаются в отдельных ячейках.

Печать документа производится как обычно в Windows-приложениях командой Print в меню File. Настройка параметров печати (размер и расположение страницы, поля и колонтитулы) производится командами из вложенного меню Printing Settings меню File.

2. Алгоритм выбора проектных параметров транспортного корабля

В рассматриваемом примере проводится определение основных проектных параметров транспортного корабля (ТК), предназначенного для доставки к орбитальной станции (ОС) и возвращения на Землю полезного груза или экипажа, а также в доставке на ОС расходующихся материалов и удаления отходов.

Основными техническими характеристиками ТК, заданными в расчете, являются:

Начальная масса ТК, [кг]	M_0
Масса возвращаемого аппарата, [кг]	M_{BA}
Высота опорной круговой орбиты ТК, [км]	h_1
Высота круговой орбиты ОС, [км]	h_2
Удельный импульс двигательной установки, [м/с]	I_y

Под начальной массой ТК подразумевается масса ТК на опорной круговой орбите после отделения от ракеты-носителя. Начальная масса ТК определяется энергетическими возможностями ракеты-носителя [10].

Удельный импульс двигательной установки определяется используемыми компонентами топлива [2].

В состав ТК входят три отсека.

Возвращаемый аппарат (ВА). Все основные подсистемы, используемые многократно входят в состав ВА. В частности в состав ВА входят блоки системы управления движением и стыковкой.

Бытовой отсек (БО). Структурная формула массы БО включает массу конструкции и массу груза

$$M_{BO} = M_{\Gamma} + M_{KBO},$$

при этом масса груза M_{Γ} , доставляемого к ОС в БО, неизвестна и подлежит определению в зависимости от массы ВА. Масса конструкции БО выражается через заданный статистический весовой коэффициент γ_K

$$M_{KBO} = \gamma_K M_{BO}.$$

Что приводит к следующей формуле вычисления массы БО

$$M_{BO} = G_K M_{\Gamma},$$

где $G_K = (1 - \gamma_K)^{-1}$.

Агрегатный отсек (АО). Структурная формула массы АО имеет вид

$$M_{AO} = M_{KAO} + M_B + M_{ДУ} + M_T + M_{СЭП} + M_{СОТР},$$

где $M_{KAO} = \gamma_K M_{AO}$ - масса конструкции, M_T - масса топлива, $M_B = \gamma_B M_T$ - масса баков, $M_{ДУ}$ - масса двигательной установки, $M_{СЭП} = \gamma_{Э} M_0$ - массы системы электропитания и $M_{СОТР} = \gamma_C M_0$ - массы системы обеспечения теплового режима. Здесь γ_B , γ_C , $\gamma_{Э}$ - заданные статистические весовые коэффициенты, которые можно найти в [2-4]. С учетом коэффициента G_K структурная формула массы АО имеет вид

$$M_{AO} = G_K (M_B + M_{ДУ} + M_T + M_{СЭП} + M_{СОТР}).$$

Полная структурная формула массы ТК складывается из масс отсеков:

$$M_0 = M_{BA} + M_{BO} + M_{AO}.$$

Масса топлива M_T вычисляется на основании баллистического расчета по циклограмме полета ТК.

Функционирование ТК осуществляется в соответствии с циклограммой полета, которая включает следующие основные этапы:

1. Дальнее наведение;
2. Ближнее наведение;
3. Маневрирование и стыковка с ОС;
4. Пребывание в составе ОС;
5. Возвращение на Землю.

Каждый из этапов циклограммы решает определенную баллистическую задачу, на выполнение которой при проектировании ТК требуется рассчитать запас характеристической скорости.

Дальнее наведение. После отделения от ракеты-носителя ТК находится на опорной орбите, находящейся ниже орбиты ОС. В данном пособии принято, что эти орбиты компланарны. Положение ТК и ОС на орбите определяется их фазовыми углами - угловым положением, измеренным относительно заданного начала отсчета. Разность фаз ТК и ОС – то есть угловое расстояние между ними перед началом дальнего наведения считается заданным.

Задачей дальнего наведения является выведение ТК в расчетную точку встречи с орбитальной станцией (ОС). Для осуществления встречи на орбите фазовые углы ТК и ОС должны совпасть. Маневр, обеспечивающий выполнение этой задачи, называется фазированием.

Маневр фазирования заключается в том, что ТК переходит на промежуточную орбиту и совершает полет по ней в течение определенного времени. Эта орбита, получившей название фазирующей, обеспечивает одновременный приход ТК в ОС точку встречи на орбите ОС. Имеется несколько способов выполнения маневра, которые рассмотрены ниже в разделе 3.

Для выдачи импульсов при выполнении маневра дальнего наведения ТК должен располагать запасом характеристической скорости $\Delta V_{дн}$. Импульсы дальнего наведения выдаются маршевой ДУ. Зная удельный импульс маршевой двигательной установки I_y [м/с], получим формулу для вычисления массы топлива, необходимого на данном этапе

$$M_{T1} = M_0(1 - \exp(-\Delta V_{дн} / I_y)).$$

После выполнения маневра масса ТК уменьшится и составит $M_1 = M_0 - M_{T1}$.

Ближнее наведение. После этапа дальнего наведения ТК и ОС приходят в точку встречи с некоторой ошибкой по положению и скорости. В задачу ближнего наведения входит поиск ОС и наведение ТК на нее с компенсацией ошибок дальнего наведения по высоте и углу. Здесь также может быть учтена ошибка некомпланарности орбит путем увеличения промаха дальнего наведения.

Баллистическими задачами ближнего наведения являются:

- обеспечение оптимальных параметров самонаведения путем выполнения маневра предварительного разгона (торможения) ТК;
- обеспечение самонаведения ТК на ОС путем выполнения маневра параллельного сближения.

Маневр предварительного разгона при проектировании ТК, предназначенного для снабжения ОС в некотором диапазоне рабочих орбит, вводится для того, чтобы проводить самонаведение ТК всегда при фиксированной относительной скорости и тем самым оптимизировать характеристики и массу бортовых систем, обеспечивающих самонаведение.

После выполнения дальнего наведения ТК выходит в район встречи и движется по круговой орбите с вектором скорости $\vec{V}_{ТК}$. При этом ОС имеет вектор скорости $\vec{V}_{ОС}$. Из-за погрешностей выполнения маневров $\vec{V}_{ТК} \neq \vec{V}_{ОС}$. Поскольку ТК и ОС находятся в точке встречи на малой дистанции, векторы скоростей $\vec{V}_{ТК}$ и $\vec{V}_{ОС}$ можно условно считать

параллельными. Тогда относительную скорость можно определять как разность модулей скоростей $U_H = V_{TK} - V_{OC}$.

В зависимости от маневров дальнего наведения могут получиться два случая:

1) Скорость транспортного корабля меньше скорости станции $U_H < 0$. Этот случай называется стыковкой с ожиданием на орбите, так как ТК должен выйти впереди станции и ОС будет догонять ТК.

2) Скорость транспортного корабля больше скорости станции $U_H > 0$. В этом случае ТК догоняет ОС.

После выхода в район встречи с относительной скоростью $U_H > 0$ до начала самонаведения производится предварительный разгон (торможение) ТК для изменения скорости на величину ΔU так чтобы относительная скорость ТК стала равной заданной относительной скорости U в начале самонаведения.

В качестве примера рассмотрим случай ожидания $U_H < 0$. Как показано на рис. 1 если мы хотим увеличить относительную скорость, то следует провести торможение ТК, т.е. добавить ΔU против направления V_{TK} . При этом $|U| = |U_H| + |\Delta U|$. Если же мы хотим уменьшить относительную скорость, то нужно добавить ΔU по направлению V_{TK} т.е. доразогнать ТК. При этом $|U| = |U_H| - |\Delta U|$. Для случая стыковки вдогон, очевидно, формулы поменяются местами.

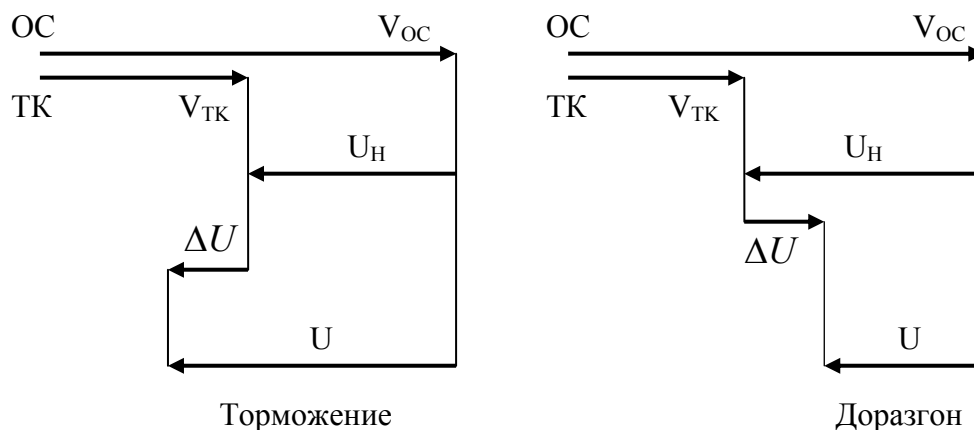


Рис. 1 Схема маневра предварительного разгона

При определении проектных параметров ТК будем предполагать модуль импульса разгона/торможения равным $\Delta U = k_u U$, где k_u - заданный коэффициент ошибки относительной скорости. Считаем, что импульс разгона/торможения выдается маршевой ДУ. Формула для вычисления массы топлива, необходимого на данном этапе имеет вид

$$M_{T2} = M_1(1 - \exp(-\Delta U / I_v)).$$

После выполнения маневра масса ТК уменьшится и составит $M_2 = M_1 - M_{T2}$.

Для расчета параметров самонаведения рассматривается движение ТК относительно ОС как показано на рис.2. На рисунке изображен момент начала самонаведения. Линия, соединяющая центры масс ТК и ОС называется линией визирования. Расстояние между ТК и ОС по линии визирования в начале маневра определяет дальность самонаведения D . Относительная скорость в начале самонаведения $\vec{U}$ является заданной величиной для данного ТК. Дальность самонаведения задается по данным прототипов ТК, обслуживающих Международную космическую станцию, а относительная скорость вычисляется по заданной тяге маршевой ДУ.

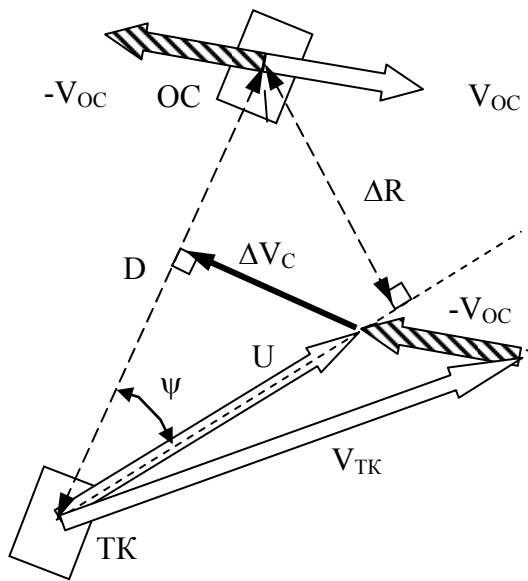


Рис. 2 Схема маневра самонаведения

Расстояние между направлением вектора $\vec{U}$ и центром масс ОС определяет промах дальнего наведения ΔR , который определяется заданным начальным углом ψ между траекторией ТК и линией визирования как $\Delta R = D \sin \psi$ (см. рис.2).

Самонаведение проводится по методу параллельного сближения. Метод предполагает разложение вектора относительной скорости ТК $\vec{U}$ на две составляющие:

$\vec{U}_D$ - скорость сближения, направленную по линии визирования и $\vec{U}_0$ - относительную скорость направленную параллельно вектору скорости ОС $\vec{V}_{OC}$.

$$\vec{U} = \vec{U}_D + \vec{U}_0$$

Для осуществления параллельного сближения необходимо обеспечить равенство $\vec{U}_0 = 0$. При этом промах дальнего наведения будет нулевым.

Для того чтобы ликвидировать промах дальнего наведения, при самонаведении транспортному кораблю необходимо добавить импульс скорости ΔV_C . Этот импульс будет минимальным, если он прикладывается перпендикулярно линии визирования. Соответственно при осуществлении самонаведения необходимо соответственно ориентировать тягу двигателя, выдающего данный импульс. Это может быть обеспечено либо ориентацией ТК относительно его центра масс, либо соответствующей компоновкой двигателя самонаведения на корпусе ТК.

В расчете принято, что импульс ближнего наведения при идеально работающей системе выдается двигательной установкой малой тяги с тяговооруженностью n_{01} . Компенсация неточностей работы систем самонаведения компенсируется двигательной установкой малой тяги с тяговооруженностью n_{02} . Тяговооруженности рассчитываются по эмпирическим формулам [1]

$$n_{01} = \frac{\Delta R}{g} \frac{U^2}{D^2} \left[1 + k_n \frac{D}{U} \right], \quad n_{02} = 4 \frac{\Delta \omega}{g} U$$

где $k_n = 0,07$ - эмпирический коэффициент [1], g - ускорение свободного падения у поверхности Земли, $\Delta \omega = \frac{\pi}{180} \frac{35 - N_{\text{варианта}}}{1000}$ - ошибка аппаратуры самонаведения, $N_{\text{варианта}}$ - заданный номер варианта для студента.

С учетом того, что время самонаведения принимается равным $t_C \approx D/U$ формула для вычисления массы топлива, необходимого на данном этапе имеет вид [1]

$$M_{T31} = M_2 (n_{01} + n_{02}) \frac{g}{I_y} \frac{D}{U}.$$

После выполнения маневра масса ТК уменьшится и составит $M_{31} = M_2 - M_{T31}$.

Маневрирование и стыковка с ОС. После самонаведения ТК сближается с ОС по линии визирования со скоростью U_D . Для осуществления стыковки необходимо при достижении зоны безопасности ОС затормозить движение ТК и выполнить маневр стыковки.

Задачей данного этапа является выполнение маневров уравнивания скоростей, облета ОС, зависания перед свободным стыковочным узлом и причаливание.

В расчете принято, что импульс уравнивания скоростей выдается маршевой двигательной установкой. Расчет необходимой для этого массы топлива выполняется с использованием формулы [1]

$$M_{T32} = M_{31}(U / I_V).$$

После выполнения уравнивания масса ТК составит $M_{32} = M_{31} - M_{T32}$.

В расчете принято, что маневрирование при стыковке производится ДУ малой тяги, а масса топлива находится с помощью статистического весового коэффициента

$$M_{T33} = K_m M_{32}.$$

После выполнения уравнивания масса ТК составит $M_{33} = M_{32} - M_{T33}$.

Пребывание в составе ОС. В данном пособии условно принято, что в процессе пребывания ТК в составе орбитальной станции им не совершается никаких маневров (например, маневра подъема орбиты ОС). Также считается, что масса грузов, доставленных ТК на ОС равна массе удаляемых грузов.

Возвращение на Землю. После расстыковки и увода ТК из зоны безопасности ОС производится выдача тормозного импульса и ТК переходит на орбиту спуска, перигей которой находится на 50 км ниже условной границы атмосферы.

Тормозной импульс выдается маршевой двигательной установкой. С учетом гарантированного остатка компонентов топлива формула для вычисления массы топлива, необходимого на данном этапе имеет вид

$$M_{T4} = M_{33}(1 - \exp(-\Delta V_T / I_V)).$$

После выполнения маневра масса ТК составит $M_4 = M_{33} - M_{T4}$.

Окончательно структурная формула массы топлива с учетом заданного гарантированного остатка компонентов топлива η_T имеет вид

$$M_T = \eta_T (M_{T1} + M_{T2} + M_{T31} + M_{T32} + M_{T33} + M_{T4}).$$

Масса двигательной установки определяется массой маршевой ДУ и массой ДУ малой тяги. Структурная формула массы двигательной установки имеет вид

$$M_{ДУ} = M_{ДУ12} + M_{ДУ3},$$

где $M_{ДУ12}$ - масса вспомогательной ДУ малой тяги, $M_{ДУ3}$ - масса маршевого ЖРД.

При определении проектных параметров ТК тяга маршевой ДУ R_3 считается заданной величиной (задается по известному прототипу ТК). Из формулы

тяговооруженности маршевой ДУ n_{03} , которая рассчитывается по заданному времени уравнивания скоростей t_v [1]

$$n_{03} = \frac{1}{g M_2} \left(\frac{M_{31} U}{t_v} \right),$$

путем решения нелинейного уравнения

$$R_3 = g n_{03}(U) M_2(U)$$

определяется относительная скорость сближения для заданной маршевой ДУ. Тяга вспомогательной ДУ находится по ее тяговооруженности

$$R_{12} = g (n_{01} + n_{02}) M_2.$$

Зная тягу вспомогательной ДУ можно выбрать двигатели малой тяги, например, с помощью материалов сайта [11].

3. Расчет параметров этапа дальнего наведения

Целью расчета параметров этапа дальнего наведения является определение длительности этапов циклограммы дальнего наведения и вычисление запаса характеристической скорости $\Delta V_{\text{дн}}$ маневра фазирования.

Исходными данными для расчета являются средний радиус Земли $R_0 = 6371$ [км], гравитационный параметр Земли $\mu = 398700$ [км³/с²], высота опорной круговой орбиты ТК h_1 [км], высота круговой орбиты ОС h_2 [км]. Задан начальный угол между ОС и ТК в момент начала дальнего наведения $\Delta\varphi_0$. Начальный угол положителен, если ОС находится впереди ТК.

Также может быть задана расчетная точка встречи ТК и ОС: угловое положение ОС на орбите в момент встречи φ_1 . Значение φ_1 выбирается, например, из условий освещенности при стыковке или из условия прохождения ОС над наземными пунктами связи. Если не требуется удовлетворения условий на положение ОС на орбите в момент встречи, то расчетная точка встречи не задается, а подлежит вычислению.

Циклограмма дальнего наведения ТК в общем случае включает в себя следующие этапы (рис. 3):

1. Полет по опорной круговой орбите с радиусом $r_1 = R_0 + h_1$; длительность этапа Δt_1 ;
2. Выдача импульса ΔV_1 для перехода на эллиптическую орбиту фазирования с радиусом перигея $r_{p3} = r_1$ и радиусом апогея r_{a3} ; условно считается, что импульс выдается мгновенно;
3. Полет по орбите фазирования; длительность этапа Δt_2 ;
4. Выдача импульса ΔV_2 для перехода на эллиптическую орбиту перелета с радиусом перигея $r_{p4} = r_1$ и радиусом апогея $r_{a4} = R_0 + h_2$; условно считается, что импульс выдается мгновенно;
5. Полет по орбите перелета; длительность этапа Δt_3 ;
4. Выдача импульса ΔV_3 для перехода на круговую орбиту ОС с радиусом $r_2 = R_0 + h_2$; условно считается, что импульс выдается мгновенно.

Запас характеристической скорости равен $\Delta V_{дн} = \Delta V_1 + \Delta V_2 + \Delta V_3$. Длительность дальнего наведения без учета длительности подачи импульсов равна $\Delta t_{дн} = \Delta t_1 + \Delta t_2 + \Delta t_3$.

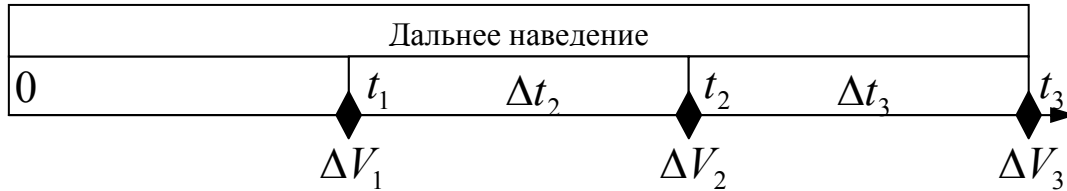


Рис. 3 Циклограмма дальнего наведения

Величины импульсов и длительность этапов циклограммы определяются выбранным видом маневра фазирования [12].

Внутренний маневр фазирования заключается в том, что все перелеты ТК совершает по орбитам, высота которых не превышает высоту орбиты ОС. При таком маневре запас характеристической скорости определяется разностью высот опорной орбиты ТК и орбиты ОС. В этом случае требуется наименьший запас характеристической скорости ТК. В зависимости от того, задана или нет расчетная точка встречи φ_1 , используются различные схемы расчета.

Внешний маневр фазирования заключается в том, что ТК при движении по орбите фазирования поднимается выше ОС. Внешний маневр применим в тех случаях, когда разность высот орбит ТК и ОС незначительна и время, необходимое для осуществления фазирования по схеме внутреннего маневра, велико.

Для сравнения различных маневров фазирования во всех приведенных ниже примерах взяты одинаковые исходные данные: $h_1 = 200$ [км]; $h_2 = 350$ [км]; $\Delta\varphi_0 = \pi/10 = 18^\circ$.

3.1. Внутренний маневр фазирования по опорной орбите

Если расчетная точка встречи не задана, то для фазирования ТК специальная орбита фазирования не требуется и $\Delta V_1 = 0$. В качестве орбиты фазирования может использоваться опорная орбита. В этом случае $r_{a3} = r_1$. Полет ТК по опорной орбите происходит до достижения углового расстояния φ_2 между ТК и ОС, обеспечивающего одновременный приход ТК в точку встречи на орбите ОС при движении по орбите перелета.

Представленный ниже текст файла Mathematica содержит результаты расчета дальнего наведения с фазированием по опорной орбите. Файл показывает возможности системы по проведению аналитических преобразований и оформлению полученных результатов. В расчете последовательно рассчитываются необходимые параметры орбиты ТК и ОС, а также орбиты перелета.

При расчете циклограммы фазирования определяется угловое расстояние $\Delta\varphi_{24}$, которое проходит ОС при движении ТК по орбите перелета. Тогда угловое расстояние между ТК и ОС, при котором ТК может начинать перелет, равно:

$$\Delta\varphi_1 = \Delta\varphi_4 - \Delta\varphi_{24},$$

где $\Delta\varphi_4 = \pi$ - угловое расстояние, которое проходит ТК при движении по орбите перелета в точку встречи.

Фазовое расстояние $\Delta\varphi_2$ между ТК и ОС, которое ТК должен выбрать за счет полета по орбите фазирования, то есть в данном случае по опорной орбите определяется как

$$\Delta\varphi_2 = \begin{cases} \Delta\varphi_0 - \Delta\varphi_1, & \Delta\varphi_0 > \Delta\varphi_1 \\ 2\pi + \Delta\varphi_0 - \Delta\varphi_1, & \Delta\varphi_0 < \Delta\varphi_1 \end{cases}.$$

Далее рассчитывается длительность этапов циклограммы. В данном расчете $\Delta t_1 = 1,84$ [ч], $\Delta t_2 = 0$ [ч], $\Delta t_3 = 0,75$ [ч]. Длительность всего этапа равна $t_3 = 2,59$ [ч]

Запас характеристической скорости определяется импульсами $\Delta V_1 = 0$ [м/с], $\Delta V_2 = 44$ [м/с], $\Delta V_3 = 43$ [м/с]. ТК должен располагать запасом характеристической скорости $\Delta V_{дн} = 87$ [м/с],

Текст файла документа системы *Mathematica*

Внутреннее фазирование. Расчетная точка встречи не задана.

Фазирование производится за счет полета по опорной орбите.

Исходные данные

```

R0 = 6371; Print["Средний радиус Земли: " , R0 , " км "]
μ = 398 700; Print["Гравитационный параметр Земли: " , μ , "  $\frac{\text{км}^3}{\text{с}^2}$  "]
h1 = 200; Print["Высота опорной круговой орбиты ТК: " , h1 , " км "]
h2 = 350; Print["Высота круговой орбиты ОС: " , h2 , " км "]
Δφ0 = 0.1 Pi; Print[
  "Начальный угол между ОС и ТК (при положительном значении угла ОС опережает ТК): " ,
  N[Δφ0 / Degree] , " град "]

```

Средний радиус Земли: 6371 км

Гравитационный параметр Земли: 398 700 $\frac{\text{км}^3}{\text{с}^2}$

Высота опорной круговой орбиты ТК: 200 км

Высота круговой орбиты ОС: 350 км

Начальный угол между ОС и ТК (при положительном значении угла ОС опережает ТК): 18. град

Опорная орбита ТК

```

r1 = R0 + h1; Print["Радиус опорной орбиты: " , r1 , "км"];
V1 = Sqrt[ $\frac{\mu}{r1}$ ]; Print["Скорость на опорной орбите: " , N[V1] , " км/с"]
ω1 =  $\sqrt{\frac{\mu}{r1^3}}$  ;
Print["Угловая скорость полета ТК по опорной орбите в процессе фазирования : " ,
  N[ω1] , " рад/с "]
T1 =  $\frac{2 \pi}{\sqrt{\mu}} r1^{\frac{3}{2}}$  ; Print["Период обращения ТК по опорной орбите: " ,
  N[T1] , " сек (" , N[T1 / 3600] , " ч)"]

```

Радиус опорной орбиты: 6571км

Скорость на опорной орбите: 7.78946 км/с

Угловая скорость полета ТК по опорной орбите в процессе фазирования : 0.00118543 рад/с

Период обращения ТК по опорной орбите: 5300.34 сек (1.47232 ч)

Орбита ОС

```

r2 = R0 + h2; Print["Радиус орбиты ОС: ", r2, "км"]
V2 = Sqrt[ $\frac{\mu}{r2}$ ]; Print["Скорость на орбите ОС: ", N[V2], " км/с"]

 $\omega2 = \sqrt{\frac{\mu}{r2^3}}$ ; Print["Угловая скорость полета ОС по орбите: ", N[ $\omega2$ ], " рад/с "]

 $T2 = \frac{2\pi}{\sqrt{\mu}} r2^{\frac{3}{2}}$ ;

Print["Период обращения ОС по опорной орбите: ", N[T2], " сек (", N[T2 / 3600], " ч)"]

```

Радиус орбиты ОС: 6721км

Скорость на орбите ОС: 7.70205 км/с

Угловая скорость полета ОС по орбите: 0.00114597 рад/с

Период обращения ОС по опорной орбите: 5482.87 сек (1.52302 ч)

Орбита фазирования совпадает с опорной орбитой

Орбита перелета

```

 $a4 = \frac{r1 + r2}{2}$ ; Print["Большая полуось орбиты перелета: ", a4, " км"]
 $b4 = \sqrt{r1 (2 a4 - r1)}$ ; Print["Малая полуось орбиты перелета: ", N[b4], " км"]
 $V4p = \text{Sqrt}\left[\mu \left(\frac{2}{r1} - \frac{1}{a4}\right)\right]$ ; Print["Скорость в перигее орбиты перелета: ", N[V4p], " км/с"]
 $V4a = \text{Sqrt}\left[\mu \left(\frac{2}{r2} - \frac{1}{a4}\right)\right]$ ; Print["Скорость в апогее орбиты перелета: ", N[V4a], " км/с"]

 $T4 = \frac{2\pi}{\sqrt{\mu}} a4^{\frac{3}{2}}$ ; Print["Период обращения ТК по орбите перелета: ", N[T4], " сек "]
 $\Delta\phi4 = \pi$ ; Print ["Угол перелета ТК в точку встречи: ", N[ $\Delta\phi4$  / Degree], " град "]
 $\Delta t3 = \frac{\Delta\phi4}{2\pi} T4$ ;

Print["Время полета ТК по орбите перелета: ", N[ $\Delta t3$ ], " сек (", N[ $\Delta t3$  / 3600], " ч)"]

```

Большая полуось орбиты перелета: 6646 км

Малая полуось орбиты перелета: 6645.58 км

Скорость в перигее орбиты перелета: 7.83329 км/с

Скорость в апогее орбиты перелета: 7.65847 км/с

Период обращения ТК по орбите перелета: 5391.35 сек

Угол перелета ТК в точку встречи: 180. град

Время полета ТК по орбите перелета: 2695.67 сек (0.748798 ч)

Расчет циклограммы фазирования

```

Δφ24 = Δt3 × ω2; Print [
  "Угол, который проходит ОС за время полета ТК по орбите перелета до точки встречи:",
  N[Δφ24 / Degree], " град "]
Δφ1 = Δφ4 - Δφ24; Print [
  "Угловое расстояние между ТК и ОС при котором ТК может начинать перелет:",
  N[Δφ1 / Degree], " град "]
Δφ2 = Δφ0 - Δφ1; Print ["Фазовое расстояние между ТК и ОС которое ТК должен
  выбрать за счет полета по орбите фазирования:", N[Δφ2 / Degree], " град "]
If[Δφ2 < 0, Print["Фазовое расстояние отрицательно!"]; Δφ2 = 2 π + (Δφ0 - Δφ1);
Print ["Фазовое расстояние между ТК и ОС которое
  ТК должен выбрать за счет полета по орбите фазирования:",
  Δφ2, " рад "], Print["Фазовое расстояние неотрицательно"];]

```

Угол, который проходит ОС за время полета ТК по орбите перелета до точки встречи:
176.995 град

Угловое расстояние между ТК и ОС при котором ТК может начинать перелет:3.00452 град

Фазовое расстояние между ТК и ОС которое ТК
должен выбрать за счет полета по орбите фазирования:14.9955 град

Фазовое расстояние неотрицательно

Расчет длительности этапов циклограммы

```

Δt1 =  $\frac{\Delta\phi 2}{\omega 1 - \omega 2}$  ;
Print["Время полета ТК по опорной орбите (время для выбора фазового рассогласования) ",
  N[Δt1], " сек (" , N[Δt1 / 3600], " ч)"];
Print["Время полета ТК по орбите перелета: ", N[Δt3], " сек (" , N[Δt3 / 3600], " ч)"];
Print["Длительность дальнего наведения ",
  N[Δt1 + Δt3], " сек (" , N[(Δt1 + Δt3) / 3600], " ч)"];

```

Время полета ТК по опорной орбите (время для выбора фазового рассогласования)
6632.12 сек (1.84225 ч)

Время полета ТК по орбите перелета: 2695.67 сек (0.748798 ч)

Длительность дальнего наведения 9327.79 сек (2.59105 ч)

Расчет запаса характеристической скорости

```

ΔV1 = 0;
Print["Импульс, необходимый для перехода с опорной орбиты на орбиту фазирования: ",
  N[ΔV1], " км/с"]
ΔV2 = V4p - V1; Print[
  "Импульс, необходимый для перехода с орбиты фазирования на орбиту перелета: ",
  N[ΔV2], " км/с"]
ΔV3 = V2 - V4a; Print["Импульс, необходимый для перехода с орбиты перелета на орбиту ОС: ",
  N[ΔV3], " км/с"]
ΔVΣ = ΔV1 + ΔV2 + ΔV3; Print["Импульс, необходимый для осуществления дальнего наведения: ",
  N[ΔVΣ], " км/с"]
VDN = 1000 ΔVΣ; Print["Импульс дальнего наведения м/с ", N[VDN]]

```


Импульс, необходимый для перехода с опорной орбиты на орбиту фазирования: 0. км/с

Импульс, необходимый для перехода с орбиты фазирования на орбиту перелета: 0.0438287 км/с

Импульс, необходимый для перехода с орбиты перелета на орбиту ОС: 0.043582 км/с

Импульс, необходимый для осуществления дальнего наведения: 0.0874107 км/с

Импульс дальнего наведения м/с 87.4107

Схема перелета

```

с = {0, 0}; R1 = 25; R2 = 35; (*Геометрические параметры рисунка*)
х = 50; у = 10; d1 = 5; dh = 5; St = 20; Th = 0.01; (*Геометрические параметры легенды*)
(*Легенда схемы*)
Legend = Graphics[{Red, Thickness[Th], Line[{x, y}, {x + d1, y}],
  Black, Inset[Style["Орбита ТК", St], {x + d1 + 1, y}, Left],
  Green, Thickness[Th], Line[{x, y + dh}, {x + d1, y + dh}], Black,
  Inset[Style["Орбита перелета", St], {x + d1 + 1, y + dh}, Left],
  Magenta, Thickness[Th], Line[{x, y + 2 dh}, {x + d1, y + 2 dh}], Black,
  Inset[Style["Орбита фазирования", St], {x + d1 + 1, y + 2 dh}, Left], Blue,
  Dashed, Thickness[Th], Line[{x, y + 3 dh}, {x + d1, y + 3 dh}], Black,
  Inset[Style["Движение ОС до РТВ после перехода ТК на орбиту перелета", St],
    {x + d1 + 1, y + 3 dh}, Left], Orange, Dashing[1], Thickness[Th],
  Line[{x, y + 4 dh}, {x + d1, y + 4 dh}], Black, Inset[Style["Угол  $\Delta\varphi_0$ ", St],
    {x + d1 + 1, y + 4 dh}, Left], Black, PointSize[0.03], Point[{x + d1 / 2, y + 5 dh}],
  Inset[Style["Положение ТК и ОС в момент перехода ТК на орбиту перелета", St],
    {x + d1 + 1, y + 5 dh}, Left]};

f0 =  $\Delta\varphi_0$ ; f1 =  $\Delta t_1 \omega_1$ ; f2 = f0 +  $\Delta t_1 \omega_2$ ; f3 =  $\Delta\varphi_{24}$ ; (*Угловые расстояния*)
UGL[a_] := (a - N[2 Pi IntegerPart[a / N[2 Pi]]]) / Degree;
(*Функция вычисления угла в градусах в пределах от 0 до 360*)
Print["Угловое положение КА на орбитах [градусы]"]
Print["начало маневра t=", 0, " ТК ", 0, " ОС ", UGL[f0]]
Print["переход на орбиту перелета t=",  $\Delta t_1$ , " ТК ", UGL[f1], " ОС ", UGL[f2]]
Print["расчетная точка встречи t=",
   $\Delta t_1 + \Delta t_3$ , " ТК ", UGL[f1 +  $\Delta\varphi_4$ ], " ОС ", UGL[(f2 + f3)]]

Sxema = Graphics[{Circle[c, R1], Circle[c, R2], PointSize[0.04], Red,
  Point[{R1, 0}], Orange, Rotate[Point[{R2, 0}], f0, c], Thickness[0.01],
  Circle[c, R2, {0, f0}], Red, Circle[c, R1, {0, f1}], Green, Rotate[
    Circle[{-(R2 - R1) / 2, 0}, {(R1 + R2) / 2,  $\sqrt{R1 ((R1 + R2) - R1)}$ }, {0, Pi}], f1, {0, 0}],
  Rotate[Point[{R2, 0}], Pi + f1, c], Blue, Dashed, Circle[c, R2, {f2, f2 + f3}],
  Disk[c, 10], Black, Inset[Style["ТК", 20], {R1 + 6, 0}],
  Rotate[Inset[Rotate[Style["ОС", 20], -f0, c], {R2 + 6, 0}], f0, c],
  Rotate[Inset[Rotate[Style["РТВ", 20], -(Pi + f1), c], {R2 + 7, 0}], Pi + f1, c], Black,
  PointSize[0.03], Rotate[Point[{R1, 0}], f1, c], Rotate[Point[{R2, 0}], f2, c]},
  PlotLabel -> Style["Схема перелета", 20]];

Show[Sxema, Legend, ImageSize -> 1000]
Print["Число витков ТК по опорной орбите (время для выбора фазового рассогласования) ",
  N[ $\Delta t_1 / T_1$ ]];
Print["Число витков ОС по орбите (время для выбора фазового рассогласования) ",
  N[ $\Delta t_1 / T_2$ ]];

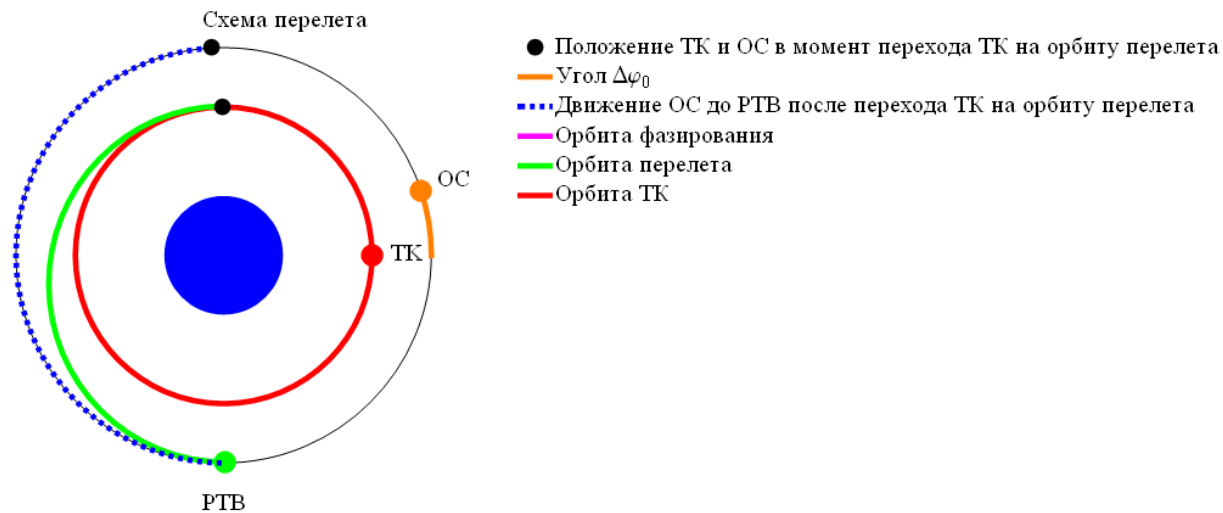
```

Угловое положение КА на орбитах [градусы]

начало маневра $t=0$ ТК 0 ОС 18.

переход на орбиту перелета $t=6632.12$ ТК 90.4543 ОС 93.4588

расчетная точка встречи $t=9327.79$ ТК 270.454 ОС 270.454



Число витков ТК по опорной орбите (время для выбора фазового рассогласования) 1.25126

Число витков ОС по орбите (время для выбора фазового рассогласования) 1.20961

3.2. Внутренний маневр фазирования по орбите перелета

Если в качестве орбиты фазирования используется орбита перелета, то $r_{a3} = r_2$ и полет ТК по орбите перелета происходит до встречи ТК и ОС. В этом случае угловое расстояние между ТК и ОС компенсируется в основном за счет движения по орбите перелета. Однако, поскольку по орбите перелета ТК может сделать только целое число полных витков (не считая заключительной половины витка, по которой ТК приходит в точку встречи), необходима дополнительная компенсация фазового рассогласования за счет движения по опорной орбите.

Представленный ниже текст файла Mathematica содержит результаты расчета дальнего наведения с фазированием по орбите перелета. В расчете последовательно рассчитываются необходимые параметры орбиты ТК и ОС, а также орбиты перелета.

При расчете циклограммы фазирования определяется угловое расстояние $\Delta\varphi_{24}$, которое проходит ОС при движении ТК по орбите перелета. Угловое расстояние, которое проходит ТК при движении по орбите перелета в точку встречи равно $\Delta\varphi_4 = 2\pi n + \pi$, где n - целое число витков ТК по орбите перелета. Тогда угловое расстояние между ТК и ОС, при котором ТК может начинать перелет, равно:

$$\Delta\varphi_2 = \Delta\varphi_4 - \Delta\varphi_{24}.$$

Фазовое расстояние $\Delta\varphi_2$ между ТК и ОС, которое ТК должен выбрать за счет полета по опорной орбите определяется как

$$\Delta\varphi_1 = \varphi_0 - \Delta\varphi_2.$$

Если количество витков n выбирается таким, чтобы $\Delta\varphi_1$ был наименьшим. В рассматриваемом примере при $n = 2$ получаем $\Delta\varphi_1 \approx 3^\circ$.

Далее рассчитывается длительность этапов циклограммы. В данном расчете $\Delta t_1 = 0,36$ [ч], $\Delta t_2 = 0$ [ч], $\Delta t_3 = 3,74$ [ч]. Длительность всего этапа равна $t_3 = 4,10$ [ч]

Запас характеристической скорости определяется импульсами $\Delta V_1 = 0$ [м/с], $\Delta V_2 = 44$ [м/с], $\Delta V_3 = 43$ [м/с]. ТК должен располагать запасом характеристической скорости $\Delta V_{дн} = 87$ [м/с],

Текст файла документа системы *Mathematica*
Внутреннее фазирование. Расчетная точка
встречи не задана.

Фазирование производится за счет полета по
орбите перелета.

Исходные данные

```
R0 = 6371; Print["Средний радиус Земли: " , R0 , " км "]
μ = 398 700; Print["Гравитационный параметр Земли: " , μ , "  $\frac{\text{км}^3}{\text{с}^2}$  "]
h1 = 200; Print["Высота опорной круговой орбиты ТК: " , h1 , " км "]
h2 = 350; Print["Высота круговой орбиты ОС: " , h2 , " км "]
Δφ0 = 0.1 Pi; Print[
  "Начальный угол между ОС и ТК (при положительном значении угла ОС опережает ТК): " ,
  N[Δφ0 / Degree] , " град "]
```

Средний радиус Земли: 6371 км

Гравитационный параметр Земли: 398 700 $\frac{\text{км}^3}{\text{с}^2}$

Высота опорной круговой орбиты ТК: 200 км

Высота круговой орбиты ОС: 350 км

Начальный угол между ОС и ТК (при положительном значении угла ОС опережает ТК): 18. град

Опорная орбита ТК

```
r1 = R0 + h1; Print["Радиус опорной орбиты: " , r1 , "км"];
V1 = Sqrt[ $\frac{\mu}{r1}$ ]; Print["Скорость на опорной орбите: " , N[V1] , " км/с"]
ω1 =  $\sqrt{\frac{\mu}{r1^3}}$  ;
Print["Угловая скорость полета ТК по опорной орбите в процессе фазирования : " ,
  N[ω1] , " рад/с "]
```

Радиус опорной орбиты: 6571км

Скорость на опорной орбите: 7.78946 км/с

Угловая скорость полета ТК по опорной орбите в процессе фазирования :0.00118543 рад/с

Орбита ОС

```

r2 = R0 + h2; Print["Радиус орбиты ОС: ", r2, "км"]
V2 = Sqrt[ $\frac{\mu}{r2}$ ]; Print["Скорость на орбите ОС: ", N[V2], " км/с"]

 $\omega2 = \sqrt{\frac{\mu}{r2^3}}$ ; Print["Угловая скорость полета ОС по орбите: ", N[ $\omega2$ ], " рад/с "]

```

Радиус орбиты ОС: 6721км

Скорость на орбите ОС: 7.70205 км/с

Угловая скорость полета ОС по орбите: 0.00114597 рад/с

Орбита фазирования совпадает с орбитой перелета

Орбита перелета

```

a4 =  $\frac{r1 + r2}{2}$ ; Print["Большая полуось орбиты перелета: ", a4, " км"]
V4p = Sqrt[ $\mu \left( \frac{2}{r1} - \frac{1}{a4} \right)$ ]; Print["Скорость в перигее орбиты перелета: ", N[V4p], " км/с"]
V4a = Sqrt[ $\mu \left( \frac{2}{r2} - \frac{1}{a4} \right)$ ]; Print["Скорость в апогее орбиты перелета: ", N[V4a], " км/с"]

T4 =  $\frac{2\pi}{\sqrt{\mu}} a4^{\frac{3}{2}}$ ; Print["Период обращения ТК по орбите перелета: ", N[T4], " сек "]
 $\Delta\phi4 = 2\pi n + \pi$ ; Print["Угол, который проходит ТК по орбите перелета до точки встречи: ",
N[ $\Delta\phi4 / \text{Degree}$ ], " град "]
 $\Delta t3 = \frac{\Delta\phi4}{2\pi} T4$ ; Print["Время полета ТК по орбите перелета: ",
N[ $\Delta t3$ ], " сек (" , N[ $\Delta t3 / 3600$ ], " ч)"]

```

Большая полуось орбиты перелета: 6646 км

Скорость в перигее орбиты перелета: 7.83329 км/с

Скорость в апогее орбиты перелета: 7.65847 км/с

Период обращения ТК по орбите перелета: 5391.35 сек

Угол, который проходит ТК по орбите перелета до точки встречи:
57.2958 (3.14159 + 6.28319 n) град

Время полета ТК по орбите перелета: 858.059
(3.14159 + 6.28319 n) сек (0.23835 (3.14159 + 6.28319 n) ч)

Расчет циклограммы фазирования

```

Δφ24 = Δt3 × ω2; Print [
  "Угол, который проходит ОС за время полета ТК по орбите перелета до точки встречи:" ,
  N[Δφ24 / Degree], " град "]
Print ["Угол, который проходит ТК по орбите перелета до точки встречи: " ,
  N[Δφ4 / Degree], " град "]
Δφ2 = Expand[Δφ4 - Δφ24];
Print ["Угловое расстояние между ТК и ОС, компенсируемое фазированием :",
  N[Δφ2 / Degree], " град "]
Δφ1 = Expand[Δφ0 - Δφ2]; Print ["Фазовое расстояние между ТК и ОС при котором
  необходимо перейти на орбиту перелета:" , N[Δφ1 / Degree], " град "]
Угол, который проходит ОС за время полета ТК по орбите перелета до точки встречи:
56.3394 (3.14159 + 6.28319 n) град
Угол, который проходит ТК по орбите перелета до точки встречи:
57.2958 (3.14159 + 6.28319 n) град
Угловое расстояние между ТК и ОС, компенсируемое фазированием :
57.2958 (0.0524388 + 0.104878 n) град
Фазовое расстояние между ТК и ОС при котором необходимо перейти на орбиту перелета:
57.2958 (0.26172 - 0.104878 n) град

T = Table[{n, N[Δφ0 / Degree], N[Δφ24 / Degree],
  N[Δφ4 / Degree], N[Δφ2 / Degree], N[Δφ1 / Degree]} /. n → j, {j, 0, 5}];
TP = Select[T, #[[6]] > 0 &];
TP // TableForm
Δφ1n = TP[[-1, 6]] Degree;
nn = TP[[-1, 1]]; Print ["Число полных витков ТК по орбите перелета:" , nn]

0   18.    176.995   180.    3.00452   14.9955
1   18.    530.986   540.    9.01357   8.98643
2   18.    884.977   900.    15.0226   2.97738

```

Число полных витков ТК по орбите перелета:2

Расчет длительности этапов циклограммы

```

Δt1 =  $\frac{\Delta\phi1n}{\omega1 - \omega2}$  ;
Print["Время полета ТК по опорной орбите (время для выбора фазового рассогласования) ",
  Δt1, " сек (", Δt1 / 3600, " ч)"];
Print["Время полета ТК по орбите перелета: ", N[Δt3 /. n → nn],
  " сек (", N[(Δt3 / 3600) /. n → nn], " ч)"]
Print["Длительность дальнего наведения ", (Δt1 + Δt3) /. n → nn,
  " сек (", ((Δt1 + Δt3) / 3600) /. n → nn, " ч)"]
Время полета ТК по опорной орбите (время для выбора фазового рассогласования)
1316.82 сек (0.365784 ч)
Время полета ТК по орбите перелета: 13478.4 сек (3.74399 ч)
Длительность дальнего наведения 14795.2 сек (4.10977 ч)

```

Расчет запаса характеристической скорости

```

ΔV1 = 0;
Print["Импульс, необходимый для перехода с опорной орбиты на орбиту фазирования: ",
  N[ΔV1], " км/с"]
ΔV2 = V4p - V1; Print[
  "Импульс, необходимый для перехода с орбиты фазирования на орбиту перелета: ",
  N[ΔV2], " км/с"]
ΔV3 = V2 - V4a; Print["Импульс, необходимый для перехода с орбиты перелета на орбиту ОС: ",
  N[ΔV3], " км/с"]
ΔVΣ = ΔV1 + ΔV2 + ΔV3; Print["Импульс, необходимый для осуществления дальнего наведения: ",
  N[ΔVΣ], " км/с"]
VDN = 1000 ΔVΣ; Print["Импульс дальнего наведения м/с ", N[VDN]]

```

Импульс, необходимый для перехода с опорной орбиты на орбиту фазирования: 0. км/с

Импульс, необходимый для перехода с орбиты фазирования на орбиту перелета: 0.0438287 км/с

Импульс, необходимый для перехода с орбиты перелета на орбиту ОС: 0.043582 км/с

Импульс, необходимый для осуществления дальнего наведения: 0.0874107 км/с

Импульс дальнего наведения м/с 87.4107

Схема перелета

```

c = {0, 0}; R1 = 25; R2 = 35; (*Геометрические параметры рисунка*)
x = 50; y = 10; dl = 5; dh = 5; St = 20; Th = 0.01; (*Геометрические параметры легенды*)
(*Легенда схемы*)
Legend = Graphics[{Red, Thickness[Th], Line[{x, y}, {x + dl, y}],
  Black, Inset[Style["Орбита ТК", St], {x + dl + 1, y}, Left],
  Green, Thickness[Th], Line[{x, y + dh}, {x + dl, y + dh}], Black,
  Inset[Style["Орбита перелета", St], {x + dl + 1, y + dh}, Left],
  Magenta, Thickness[Th], Line[{x, y + 2 dh}, {x + dl, y + 2 dh}], Black,
  Inset[Style["Орбита фазирования", St], {x + dl + 1, y + 2 dh}, Left],
  Blue, Dashed, Thickness[Th], Line[{x, y + 3 dh}, {x + dl, y + 3 dh}],
  Black, Inset[Style["Орбита ОС", St], {x + dl + 1, y + 3 dh}, Left], Orange,
  Dashing[1], Thickness[Th], Line[{x, y + 4 dh}, {x + dl, y + 4 dh}],
  Black, Inset[Style["Угол Δφ₀", St], {x + dl + 1, y + 4 dh}, Left],
  Black, PointSize[0.03], Point[{x + dl / 2, y + 5 dh}],
  Inset[Style["Положение ТК и ОС в момент перехода ТК на орбиту перелета", St],
    {x + dl + 1, y + 5 dh}, Left]}];
f0 = Δφ0; f1 = Δt1 ω1; f2 = f0 + Δt1 ω2; f3 = Δφ24 /. n → nn; (*Угловые расстояния*)
UGL[a_] := (a - N[2 Pi IntegerPart[a / N[2 Pi]]]) / Degree;
(*Функция вычисления угла в градусах в пределах от 0 до 360*)
Print["Угловое положение КА на орбитах [градусы]"]
Print["начало маневра t=", 0, " ТК ", 0, " ОС ", UGL[f0]]
Print["переход на орбиту перелета t=", Δt1, " ТК ", UGL[f1], " ОС ", UGL[f2]]
Print["расчетная точка встречи t=", (Δt1 + Δt3) /. n → nn,
  " ТК ", UGL[(f1 + Δφ4) /. n → nn], " ОС ", UGL[(f2 + f3)]]

```

```

Sxema = Graphics[{Circle[c, R1], Circle[c, R2], PointSize[0.04], Red,
  Point[{R1, 0}], Orange, Rotate[Point[{R2, 0}], f0, c], Thickness[0.01],
  Circle[c, R2, {0, f0}], Red, Circle[c, R1, {0, f1}], Green, Rotate[
    Circle[{-(R2 - R1) / 2, 0}, {(R1 + R2) / 2,  $\sqrt{R1 ((R1 + R2) - R1)}$ }, {0, 2 Pi}], f1, {0, 0}],
  Rotate[Point[{R2, 0}], Pi + f1, c], Blue, Dashed, Circle[c, R2, {f2, f2 + f3}],
  Disk[c, 10], Black, Inset[Style["TK", 20], {R1 + 6, 0}],
  Rotate[Inset[Rotate[Style["OC", 20], -f0, c], {R2 + 6, 0}], f0, c],
  Rotate[Inset[Rotate[Style["PTB", 20], -(Pi + f1), c], {R2 + 7, 0}], Pi + f1, c], Black,
  PointSize[0.03], Rotate[Point[{R1, 0}], f1, c], Rotate[Point[{R2, 0}], f2, c]},
  PlotLabel  $\rightarrow$  Style["Схема перелета", 20]];
Show[Sxema, Legend, ImageSize  $\rightarrow$  1000]
Print ["Число полных витков ТК по орбите перелета:" , nn];

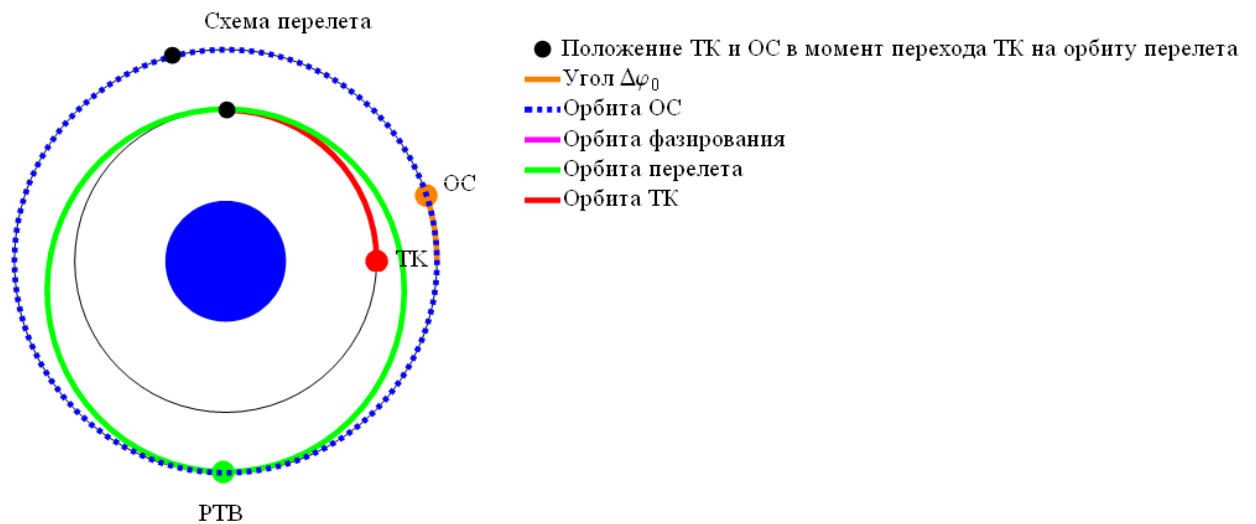
```

Угловое положение КА на орбитах [градусы]

начало маневра t=0 ТК 0 ОС 18.

переход на орбиту перелета t=1316.82 ТК 89.4386 ОС 104.461

расчетная точка встречи t=14795.2 ТК 269.439 ОС 269.439



Число полных витков ТК по орбите перелета:2

3.3. Внутренний маневр фазирования при заданной точке встречи

При заданной угловой координате расчетной точки встречи формируется фазирующая орбита. Высота апогея этой орбиты вычисляется при условии, что время полета ТК по орбите фазирования и орбите перелета равно времени полета ОС по своей орбите – т.е. из условия, что ТК и ОС одновременно придут в расчетную точку встречи. Точка схода ТК с опорной орбиты на орбиту перелета удалена от точки встречи на 180 градусов.

Представленный ниже текст файла Mathematica содержит результаты расчета дальнего наведения с фазированием, когда задана расчетная точка встречи $\varphi_1 = \pi$. При расчете циклограммы фазирования определяется угловое расстояние $\Delta\varphi_{24}$, которое проходит ОС при движении ТК по орбите перелета. Угловое расстояние, которое проходит ТК при движении по орбите перелета в точку встречи равно $\Delta\varphi_4 = \pi$.

Тогда угловое расстояние между ТК и ОС, компенсируемое движением по орбите перелета равно:

$$\Delta\varphi_2 = \Delta\varphi_4 - \Delta\varphi_{24}.$$

Фазовое расстояние $\Delta\varphi_2$ между ТК и ОС, которое ТК должен выбрать за счет полета по орбите фазирования определяется как

$$\Delta\varphi_1 = \Delta\varphi_0 - \Delta\varphi_2.$$

Угловое расстояние, которое проходит ТК при движении по орбите фазирования равно $\Delta\varphi_3 = 2\pi n = \omega_2 T_3(r_{a3})n$, где $T_3(r_{a3})$ - период обращения ТК по орбите фазирования, ω_2 - угловая скорость движения ОС по орбите, n - целое число витков ТК по орбите фазирования. При этом ОС проходит по своей орбите угловое расстояние $\Delta\varphi_2 + 2\pi m$, где m - целое число витков ОС.

Радиус апогея орбиты фазирования определяется из уравнения

$$\Delta\varphi_0 + \omega_2 T_3(r_{a3})n = \Delta\varphi_2 + 2\pi m.$$

Решение уравнения проводится при различном сочетании числа витков n и m . Выбирается вариант, в котором n и m принимают наименьшие значения, а также выполняется условие внутреннего маневра

$$r_1 < r_{a3} < r_2.$$

В рассмотренном примере при $n = 2$ и $m = 2$ радиус апогея орбиты фазирования равен $r_{a3} = 6683.71$ [км] (высота равна $h_{a3} = 312,71$ [км]).

Далее рассчитывается длительность этапов циклограммы. В данном расчете $\Delta t_1 = 0$ [ч], $\Delta t_2 = 2,99$ [ч], $\Delta t_3 = 0,74$ [ч]. Длительность всего этапа равна $t_3 = 3,73$ [ч].

Запас характеристической скорости определяется импульсами $\Delta V_1 = 4$ [м/с], $\Delta V_2 = 40$ [м/с], $\Delta V_3 = 43$ [м/с]. ТК должен располагать запасом характеристической скорости $\Delta V_{дн} = 87$ [м/с],

Текст файла документа системы *Mathematica*
Внутреннее фазирование. Расчетная точка
встречи задана как $\varphi_1 = \pi$.

Фазирование производится за счет полета по
фазирующей орбите.

Исходные данные

```
R0 = 6371; Print["Средний радиус Земли: ", R0, " км "]
μ = 398700; Print["Гравитационный параметр Земли: ", μ, "  $\frac{\text{км}^3}{\text{с}^2}$  "]
h1 = 200; Print["Высота опорной круговой орбиты ТК: ", h1, " км "]
h2 = 350; Print["Высота круговой орбиты ОС: ", h2, " км "]
Δφ0 = 0.1 Pi; Print[
  "Начальный угол между ОС и ТК (при положительном значении угла ОС опережает ТК): ",
  N[Δφ0 / Degree], " град "]
```

Средний радиус Земли: 6371 км

Гравитационный параметр Земли: 398700 $\frac{\text{км}^3}{\text{с}^2}$

Высота опорной круговой орбиты ТК: 200 км

Высота круговой орбиты ОС: 350 км

Начальный угол между ОС и ТК (при положительном значении угла ОС опережает ТК): 18. град

Опорная орбита ТК

```
r1 = R0 + h1; Print["Радиус опорной орбиты: ", r1, "км"];
V1 = Sqrt[ $\frac{\mu}{r1}$ ]; Print["Скорость на опорной орбите: ", N[V1], " км/с"]
ω1 =  $\sqrt{\frac{\mu}{r1^3}}$ ;
Print["Угловая скорость полета ТК по опорной орбите в процессе фазирования: ",
  N[ω1], " рад/с "]
```

Радиус опорной орбиты: 6571км

Скорость на опорной орбите: 7.78946 км/с

Угловая скорость полета ТК по опорной орбите в процессе фазирования :0.00118543 рад/с

Орбита ОС

```

r2 = R0 + h2; Print["Радиус орбиты ОС: ", r2, "км"]
V2 = Sqrt[ $\frac{\mu}{r2}$ ]; Print["Скорость на орбите ОС: ", N[V2], " км/с"]
 $\omega2 = \sqrt{\frac{\mu}{r2^3}}$ ; Print["Угловая скорость полета ОС по орбите: ", N[ $\omega2$ ], " рад/с "]

```

Радиус орбиты ОС: 6721км

Скорость на орбите ОС: 7.70205 км/с

Угловая скорость полета ОС по орбите: 0.00114597 рад/с

Орбита фазирования

```

a3 =  $\frac{r1 + r3}{2}$ ; Print["Большая полуось орбиты фазирования: ", a3, " км"]
b3 =  $\sqrt{r1 (2 a3 - r1)}$ ; Print["Малая полуось орбиты фазирования: ", N[b3], " км"]
V3p = Sqrt[ $\mu \left( \frac{2}{r1} - \frac{1}{a3} \right)$ ]; Print["Скорость в перигее орбиты фазирования: ", N[V3p], " км/с"]
V3a = Sqrt[ $\mu \left( \frac{2}{r3} - \frac{1}{a3} \right)$ ]; Print["Скорость в апогее орбиты фазирования: ", N[V3a], " км/с"]
T3 =  $\frac{2 \pi}{\sqrt{\mu}} a3^{\frac{3}{2}}$ ; Print["Период обращения ТК по орбите фазирования: ", N[T3], " сек "]
 $\Delta\phi3 = 2 \pi n$ ;
Print ["Угол, который проходит ТК по орбите фазирования: ", N[ $\Delta\phi3$  / Degree], " град "]
 $\Delta t2 = \frac{\Delta\phi3}{2 \pi} T3$ ;
Print["Время полета ТК по орбите фазирования: ", N[ $\Delta t2$ ], " сек (" , N[ $\Delta t2$  / 3600], " ч)"]

```

Большая полуось орбиты фазирования: $\frac{6571 + r3}{2}$ км

Малая полуось орбиты фазирования: $81.0617 \sqrt{r3}$ км

Скорость в перигее орбиты фазирования: $631.427 \sqrt{0.000304368 - \frac{2.}{6571. + r3}}$ км/с

Скорость в апогее орбиты фазирования: $631.427 \sqrt{\frac{2.}{r3} - \frac{2.}{6571. + r3}}$ км/с

Период обращения ТК по орбите фазирования: $0.00351813 (6571. + r3)^{3/2}$ сек

Угол, который проходит ТК по орбите фазирования: $360. n$ град

Время полета ТК по орбите фазирования:

$0.00351813 n (6571. + r3)^{3/2}$ сек ($9.77258 \times 10^{-7} n (6571. + r3)^{3/2}$ ч)

Орбита перелета

```

a4 =  $\frac{r1 + r2}{2}$ ; Print["Большая полуось орбиты перелета: ", a4, " км"]
b4 =  $\sqrt{r1 (2 a4 - r1)}$ ; Print["Малая полуось орбиты перелета: ", N[b4], " км"]
V4p = Sqrt[ $\mu \left( \frac{2}{r1} - \frac{1}{a4} \right)$ ]; Print["Скорость в перигее орбиты перелета: ", N[V4p], " км/с"]
V4a = Sqrt[ $\mu \left( \frac{2}{r2} - \frac{1}{a4} \right)$ ]; Print["Скорость в апогее орбиты перелета: ", N[V4a], " км/с"]
T4 =  $\frac{2 \pi}{\sqrt{\mu}} a4^{\frac{3}{2}}$ ; Print["Период обращения ТК по орбите перелета: ", N[T4], " сек "]
 $\Delta\phi4 = \pi$ ; Print["Угол, который проходит ТК по орбите перелета до точки встречи: ",
N[ $\Delta\phi4$  / Degree], " град "]
 $\Delta t3 = \frac{\Delta\phi4}{2 \pi} T4$ ; Print["Время полета ТК по орбите перелета: ",
N[ $\Delta t3$ ], " сек (" , N[ $\Delta t3$  / 3600], " ч)"]

```

Большая полуось орбиты перелета: 6646 км

Малая полуось орбиты перелета: 6645.58 км

Скорость в перигее орбиты перелета: 7.83329 км/с

Скорость в апогее орбиты перелета: 7.65847 км/с

Период обращения ТК по орбите перелета: 5391.35 сек

Угол, который проходит ТК по орбите перелета до точки встречи: 180. град

Время полета ТК по орбите перелета: 2695.67 сек (0.748798 ч)

Расчет циклограммы фазирования

```

 $\Delta\phi24 = \Delta t3 \times \omega2$ ; Print [
"Угол, который проходит ОС за время полета ТК по орбите перелета до точки встречи:",
N[ $\Delta\phi24$  / Degree], " град "]
 $\Delta\phi2 = \text{Expand}[\Delta\phi4 - \Delta\phi24]$ ;
Print ["Угловое расстояние между ТК и ОС, компенсируемое перелетом :",
N[ $\Delta\phi2$  / Degree], " град "]
 $\Delta\phi1 = \text{Expand}[\Delta\phi0 - \Delta\phi2]$ ;
Print ["Фазовое расстояние между ТК и ОС, компенсируемое фазированием:",
N[ $\Delta\phi1$  / Degree], " град "]

```

Угол, который проходит ОС за время полета ТК по орбите перелета до точки встречи:
176.995 град

Угловое расстояние между ТК и ОС, компенсируемое перелетом :3.00452 град

Фазовое расстояние между ТК и ОС, компенсируемое фазированием:14.9955 град

```

U3 =
PowerExpand[aa3 /. Solve[PowerExpand[ $\left( \Delta\phi0 + \omega2 n \frac{2 \pi}{\sqrt{\mu}} aa3^{\frac{3}{2}} \right) - (\Delta\phi2 + 2 \text{Pi } m) = 0$ , aa3][[1]]];
Print ["Радиус апогея орбиты фазирования:", U3, " км "]

```

Радиус апогея орбиты фазирования: $\frac{1973.85 (-0.26172 + 6.28319 m)^{2/3}}{n^{2/3}}$ км

```

r3f[nTK_, mOS_] := FullSimplify[r3 /. Solve[U3 ==  $\frac{r1 + r3}{2}$ , r3]] [[1]] /. {n → nTK, m → mOS}

TB = Select[Flatten[Table[{i, j, r3f[i, j]}, {i, 1, 50}, {j, 1, 50}], 1],
  (#[[3]] > 0) && (#[[3]] > r1) && (#[[3]] < r2) &];
Print["Таблица вариантов орбит фазирования"]
TB // TableForm
Print["Радиус опорной орбиты: ", r1, "км"];
Print["Радиус орбиты ОС: ", r2, "км"]
rf = TB[[1, 3]]; Print["Радиус апогея орбиты фазирования: ", rf, " км "]
nn = TB[[1, 1]]; Print["Число полных витков ТК по орбите фазирования: ", nn, " шт "]
mm = TB[[1, 2]]; Print["Число полных витков ОС по орбите: ", mm, " шт "]

```

Таблица вариантов орбит фазирования

2	2	6683.71
32	31	6577.69
33	32	6586.62
34	33	6595.03
35	34	6602.96
36	35	6610.44
37	36	6617.51
38	37	6624.22
39	38	6630.57
40	39	6636.61
41	40	6642.35
42	41	6647.82
43	42	6653.03
44	43	6658.
45	44	6662.76
46	45	6667.3
47	46	6671.65
48	47	6675.82
49	48	6679.82
50	49	6683.65

Радиус опорной орбиты: 6571км

Радиус орбиты ОС: 6721км

Радиус апогея орбиты фазирования: 6683.71 км

Число полных витков ТК по орбите фазирования: 2 шт

Число полных витков ОС по орбите: 2 шт

Расчет длительности этапов циклограммы

```

Δt1 = 0; Print["Время полета ТК по опорной орбите ", Δt1, " сек (", Δt1 / 3600, " ч)"];
Print["Время полета ТК по орбите фазирования: ",
  N[Δt2 /. {n → nn, r3 → rf}], " сек (", N[(Δt2 / 3600) /. {n → nn, r3 → rf}], " ч)"]
Print["Время полета ТК по орбите перелета: ", N[Δt3], " сек (", N[(Δt3 / 3600)], " ч)"]
Print["Длительность дальнего наведения ", N[(Δt1 + Δt2 + Δt3) /. {n → nn, r3 → rf}],
  " сек (", N[(Δt1 + Δt2 + Δt3) / 3600] /. {n → nn, r3 → rf}], " ч)"]

```

Время полета ТК по опорной орбите 0 сек (0 ч)

Время полета ТК по орбите фазирования: 10 737.3 сек (2.9826 ч)

Время полета ТК по орбите перелета: 2695.67 сек (0.748798 ч)

Длительность дальнего наведения 13 433. сек (3.73139 ч)

Расчет запаса характеристической скорости

```

ΔV1 = (V3p /. r3 → rf) - V1;
Print["Импульс, необходимый для перехода с опорной орбиты на орбиту фазирования: ",
      N[ΔV1], " км/с"]
ΔV2 = V4p - (V3p /. r3 → rf);
Print["Импульс, необходимый для перехода с орбиты фазирования на орбиту перелета: ",
      N[ΔV2], " км/с"]
ΔV3 = V2 - V4a; Print["Импульс, необходимый для перехода с орбиты перелета на орбиту ОС: ",
      N[ΔV3], " км/с"]
ΔVΣ = ΔV1 + ΔV2 + ΔV3; Print["Импульс, необходимый для осуществления дальнего наведения: ",
      N[ΔVΣ], " км/с"]
VDN = 1000 ΔVΣ; Print["Импульс дальнего наведения м/с ", N[VDN]]

```

Импульс, необходимый для перехода с опорной орбиты на орбиту фазирования: 0.0330477 км/с

Импульс, необходимый для перехода с орбиты фазирования на орбиту перелета: 0.0107809 км/с

Импульс, необходимый для перехода с орбиты перелета на орбиту ОС: 0.043582 км/с

Импульс, необходимый для осуществления дальнего наведения: 0.0874107 км/с

Импульс дальнего наведения м/с 87.4107

Схема перелета

```

c = {0, 0}; R1 = 25; R2 = 35; R3 = R1 + (R2 - R1)  $\frac{rf - r1}{r2 - r1}$ ; (*Геометрические параметры рисунка*)
x = 50; y = 10; dl = 5; dh = 5; St = 20; Th = 0.01; (*Геометрические параметры легенды*)
(*Легенда схемы*)
Legend = Graphics[{Red, Thickness[Th], Line[{x, y}, {x + dl, y}],
  Black, Inset[Style["Орбита ТК", St], {x + dl + 1, y}, Left],
  Green, Thickness[Th], Line[{x, y + dh}, {x + dl, y + dh}], Black,
  Inset[Style["Орбита перелета", St], {x + dl + 1, y + dh}, Left],
  Magenta, Thickness[Th], Line[{x, y + 2 dh}, {x + dl, y + 2 dh}], Black,
  Inset[Style["Орбита фазирования", St], {x + dl + 1, y + 2 dh}, Left], Blue,
  Dashed, Thickness[Th], Line[{x, y + 3 dh}, {x + dl, y + 3 dh}], Black,
  Inset[Style["Движение ОС до РТВ после перехода ТК на орбиту перелета", St],
    {x + dl + 1, y + 3 dh}, Left], Orange, Dashing[1], Thickness[Th],
  Line[{x, y + 4 dh}, {x + dl, y + 4 dh}], Black, Inset[Style["Угол Δφ₀", St],
    {x + dl + 1, y + 4 dh}, Left], Black, PointSize[0.03], Point[{x + dl / 2, y + 5 dh}],
  Inset[Style["Положение ТК и ОС в момент перехода ТК на орбиту перелета", St],
    {x + dl + 1, y + 5 dh}, Left]
}];
f0 = Δφ0; f1 = Δt1 ω1; f2 = (f0 + Δt2 ω2) /. {r3 → rf, n → nn};
f3 = Δφ24 /. {r3 → rf, n → nn}; (*Угловые расстояния*)
UGL[a_] := (a - N[2 Pi IntegerPart[a / N[2 Pi]]]) / Degree;
(*Функция вычисления угла в градусах в пределах от 0 до 360*)
Print["Угловое положение КА на орбитах [градусы]"]
Print["начало маневра t=", 0, " ТК ", 0, " ОС ", UGL[f0]]
Print["переход на орбиту перелета t=",
      Δt2 /. {r3 → rf, n → nn}, " ТК ", UGL[f1], " ОС ", UGL[f2]]
Print["расчетная точка встречи t=", N[(Δt2 + Δt3) /. {r3 → rf, n → nn}],
      " ТК ", UGL[(f1 + Δφ4) /. n → nn], " ОС ", UGL[(f2 + f3)]]

```

```

Sxema = Graphics[{Circle[c, R1], Circle[c, R2], PointSize[0.04], Red,
  Point[{R1, 0}], Orange, Rotate[Point[{R2, 0}], f0, c], Thickness[0.01],
  Circle[c, R2, {0, f0}], Red, Circle[c, R1, {0, f1}], Magenta, Rotate[
    Circle[{-(R3 - R1) / 2, 0}, {(R1 + R3) / 2,  $\sqrt{R1 ((R1 + R3) - R1)}$ }, {0, 2 Pi}], f1, {0, 0}],
  Green, Rotate[Circle[{-(R2 - R1) / 2, 0}, {(R1 + R2) / 2,  $\sqrt{R1 ((R1 + R2) - R1)}$ }, {0, Pi}],
    f1, {0, 0}], Rotate[Point[{R2, 0}], Pi + f1, c], Blue, Dashed,
  Circle[c, R2, {f2, f2 + f3}], Disk[c, 10], Black, Inset[Style["TK", 20], {R1 + 6, 0}],
  Rotate[Inset[Rotate[Style["OC", 20], -f0, c], {R2 + 6, 0}], f0, c],
  Rotate[Inset[Rotate[Style["PTB", 20], -(Pi + f1), c], {R2 + 7, 0}], Pi + f1, c], Black,
  PointSize[0.03], Rotate[Point[{R1, 0}], f1, c], Rotate[Point[{R2, 0}], f2, c]],
  PlotLabel  $\rightarrow$  Style["Схема перелета", 20];
Show[Sxema, Legend, ImageSize  $\rightarrow$  1000]
Print ["Число полных витков ТК по орбите фазирования:", nn, " шт "]
Print ["Число полных витков ОС по орбите:", mm, " шт "]

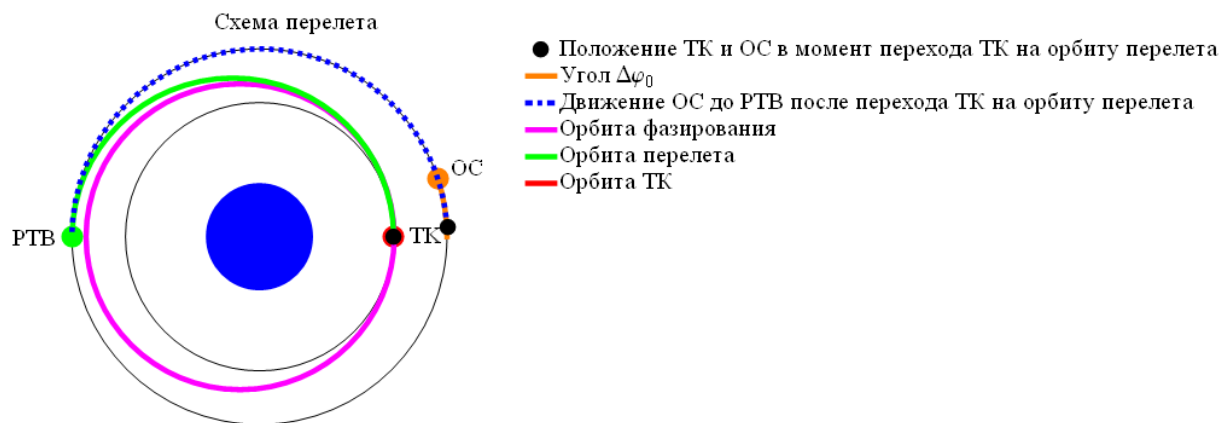
```

Угловое положение КА на орбитах [градусы]

начало маневра t=0 ТК 0 ОС 18.

переход на орбиту перелета t=10 737.3 ТК 0. ОС 3.00452

расчетная точка встречи t=13 433. ТК 180. ОС 180.



Число полных витков ТК по орбите фазирования: 2 шт

Число полных витков ОС по орбите: 2 шт

3.4. Внешний маневр фазирования при заданной точке встречи

Данный расчет подобен расчету, рассмотренному выше в разделе 3.3, однако здесь $r_{a3} > r_2$. Представленный ниже текст файла Mathematica содержит результаты расчета внешнего маневра. Радиус апогея орбиты фазирования определяется из уравнения

$$\Delta\varphi_0 + \omega_2 T_3(r_{a3})n = \Delta\varphi_2 + 2\pi m,$$

где n и m принимают наименьшие значения, при выполнении условия внешнего маневра

$$r_{a3} > r_2.$$

В рассмотренном примере фазирование может быть выполнено за три витка ($n = m = 3$) и радиус апогея орбиты фазирования равен $r_{a3} = 6746,28$ [км] (высота равна $h_{a3} = 375,28$ [км]).

Далее рассчитывается длительность этапов циклограммы. В данном расчете $\Delta t_1 = 0$ [ч], $\Delta t_2 = 4,51$ [ч], $\Delta t_3 = 0,74$ [ч]. Длительность всего этапа равна $t_3 = 5,25$ [ч].

Запас характеристической скорости определяется импульсами $\Delta V_1 = 51$ [м/с], $\Delta V_2 = -7$ [м/с] (осуществляется торможение ТК), $\Delta V_3 = 44$ [м/с]. ТК должен располагать запасом характеристической скорости $\Delta V_{дн} = 102$ [м/с],

Текст файла документа системы *Mathematica*
Внешнее фазирование. Расчетная точка встречи
задана как $\varphi_1 = \pi$.

Фазирование производится за счет полета по
фазирующей орбите.

Исходные данные

```
R0 = 6371; Print["Средний радиус Земли: " , R0 , " км "]
μ = 398 700; Print["Гравитационный параметр Земли: " , μ , "  $\frac{\text{км}^3}{\text{с}^2}$  "]
h1 = 200; Print["Высота опорной круговой орбиты ТК: " , h1 , " км "]
h2 = 350; Print["Высота круговой орбиты ОС: " , h2 , " км "]
Δφ0 = 0.1 Pi; Print[
  "Начальный угол между ОС и ТК (при положительном значении угла ОС опережает ТК): " ,
  N[Δφ0 / Degree] , " град "]
```

Средний радиус Земли: 6371 км

Гравитационный параметр Земли: 398 700 $\frac{\text{км}^3}{\text{с}^2}$

Высота опорной круговой орбиты ТК: 200 км

Высота круговой орбиты ОС: 350 км

Начальный угол между ОС и ТК (при положительном значении угла ОС опережает ТК): 18. град

Опорная орбита ТК

```
r1 = R0 + h1; Print["Радиус опорной орбиты: " , r1 , "км"];
V1 = Sqrt[ $\frac{\mu}{r1}$ ]; Print["Скорость на опорной орбите: " , N[V1] , " км/с"]
ω1 =  $\sqrt{\frac{\mu}{r1^3}}$  ;
Print["Угловая скорость полета ТК по опорной орбите в процессе фазирования : " ,
  N[ω1] , " рад/с "]
```

Радиус опорной орбиты: 6571км

Скорость на опорной орбите: 7.78946 км/с

Угловая скорость полета ТК по опорной орбите в процессе фазирования :0.00118543 рад/с

Орбита ОС

```

r2 = R0 + h2; Print["Радиус орбиты ОС: ", r2, " км"]
V2 = Sqrt[ $\frac{\mu}{r2}$ ]; Print["Скорость на орбите ОС: ", N[V2], " км/с"]
 $\omega2 = \sqrt{\frac{\mu}{r2^3}}$ ; Print["Угловая скорость полета ОС по орбите: ", N[ $\omega2$ ], " рад/с "]

```

Радиус орбиты ОС: 6721 км

Скорость на орбите ОС: 7.70205 км/с

Угловая скорость полета ОС по орбите: 0.00114597 рад/с

Орбита фазирования

```

a3 =  $\frac{r1 + r3}{2}$ ; Print["Большая полуось орбиты фазирования: ", a3, " км"]
b3 =  $\sqrt{r1 (2 a3 - r1)}$ ; Print["Малая полуось орбиты фазирования: ", N[b3], " км"]
V3p = Sqrt[ $\mu \left( \frac{2}{r1} - \frac{1}{a3} \right)$ ]; Print["Скорость в перигее орбиты фазирования: ", N[V3p], " км/с"]
V3a = Sqrt[ $\mu \left( \frac{2}{r3} - \frac{1}{a3} \right)$ ]; Print["Скорость в апогее орбиты фазирования: ", N[V3a], " км/с"]
T3 =  $\frac{2 \pi}{\sqrt{\mu}} a3^{\frac{3}{2}}$ ; Print["Период обращения ТК по орбите фазирования: ", N[T3], " сек "]
 $\Delta\varphi3 = 2 \pi n$ ;
Print ["Угол, который проходит ТК по орбите фазирования: ", N[ $\Delta\varphi3$  / Degree], " град "]
 $\Delta t2 = \frac{\Delta\varphi3}{2 \pi} T3$ ;
Print["Время полета ТК по орбите фазирования: ", N[ $\Delta t2$ ], " сек (" , N[ $\Delta t2$  / 3600], " ч)"]

```

Большая полуось орбиты фазирования: $\frac{6571 + r3}{2}$ км

Малая полуось орбиты фазирования: $81.0617 \sqrt{r3}$ км

Скорость в перигее орбиты фазирования: $631.427 \sqrt{0.000304368 - \frac{2.}{6571. + r3}}$ км/с

Скорость в апогее орбиты фазирования: $631.427 \sqrt{\frac{2.}{r3} - \frac{2.}{6571. + r3}}$ км/с

Период обращения ТК по орбите фазирования: $0.00351813 (6571. + r3)^{3/2}$ сек

Угол, который проходит ТК по орбите фазирования: $360. n$ град

Время полета ТК по орбите фазирования:

$0.00351813 n (6571. + r3)^{3/2}$ сек ($9.77258 \times 10^{-7} n (6571. + r3)^{3/2}$ ч)

Орбита перелета

```

a4 = (r1 + r2) / 2; Print["Большая полуось орбиты перелета: ", a4, " км"]
b4 = Sqrt[r1 (2 a4 - r1)]; Print["Малая полуось орбиты перелета: ", N[b4], " км"]
V4p = Sqrt[mu (2/r1 - 1/a4)]; Print["Скорость в перигее орбиты перелета: ", N[V4p], " км/с"]
V4a = Sqrt[mu (2/r2 - 1/a4)]; Print["Скорость в апогее орбиты перелета: ", N[V4a], " км/с"]
T4 = (2 Pi / Sqrt[mu]) a4^(3/2); Print["Период обращения ТК по орбите перелета: ", N[T4], " сек "]
DeltaPhi4 = Pi; Print["Угол, который проходит ТК по орбите перелета до точки встречи: ",
N[DeltaPhi4 / Degree], " град "]
DeltaT3 = (DeltaPhi4 / (2 Pi)) T4; Print["Время полета ТК по орбите перелета: ",
N[DeltaT3], " сек (", N[DeltaT3 / 3600], " ч)"]

```

Большая полуось орбиты перелета: 6646 км

Малая полуось орбиты перелета: 6645.58 км

Скорость в перигее орбиты перелета: 7.83329 км/с

Скорость в апогее орбиты перелета: 7.65847 км/с

Период обращения ТК по орбите перелета: 5391.35 сек

Угол, который проходит ТК по орбите перелета до точки встречи: 180. град

Время полета ТК по орбите перелета: 2695.67 сек (0.748798 ч)

Расчет циклограммы фазирования

```

DeltaPhi24 = DeltaT3 * omega2; Print [
  "Угол, который проходит ОС за время полета ТК по орбите перелета до точки встречи:",
  N[DeltaPhi24 / Degree], " град "]
DeltaPhi2 = Expand[DeltaPhi4 - DeltaPhi24];
Print ["Угловое расстояние между ТК и ОС, компенсируемое перелетом :",
  N[DeltaPhi2 / Degree], " град "]
DeltaPhi1 = Expand[DeltaPhi0 - DeltaPhi2];
Print ["Фазовое расстояние между ТК и ОС, компенсируемое фазированием:",
  N[DeltaPhi1 / Degree], " град "]

```

Угол, который проходит ОС за время полета ТК по орбите перелета до точки встречи:
176.995 град

Угловое расстояние между ТК и ОС, компенсируемое перелетом :3.00452 град

Фазовое расстояние между ТК и ОС, компенсируемое фазированием:14.9955 град

U3 =

```

PowerExpand[aa3 /. Solve[PowerExpand[(DeltaPhi0 + omega2 n (2 Pi / Sqrt[mu]) aa3^(3/2)) - (DeltaPhi2 + 2 Pi m)] = 0, aa3][[1]]];
Print ["Радиус апогея орбиты фазирования:", U3, " км "]

```

Радиус апогея орбиты фазирования: $\frac{1973.85 (-0.26172 + 6.28319 m)^{2/3}}{n^{2/3}}$ км

```

r3f[nTK_, mOS_] := FullSimplify[r3 /. Solve[U3 ==  $\frac{r1 + r3}{2}$ , r3]] [[1]] /. {n → nTK, m → mOS}

TB0 = Select[Flatten[Table[{i, j, r3f[i, j]}, {i, 1, 5}, {j, 1, 5}], 1],
  (#[[3]] > 0) && (#[[3]] > r2) &];
TB = Sort[TB0, #1[[3]] < #2[[3]] &];
Print["Таблица вариантов орбит фазирования"]
TB // TableForm
Print["Радиус опорной орбиты: ", r1, "км"];
Print["Радиус орбиты ОС: ", r2, "км"]
rf = TB[[1, 3]]; Print["Радиус апогея орбиты фазирования: ", rf, " км "]
Print["Высота апогея орбиты фазирования: ", rf - R0, " км "]
nn = TB[[1, 1]]; Print["Число полных витков ТК по орбите фазирования: ", nn, " шт "]
mm = TB[[1, 2]]; Print["Число полных витков ОС по орбите: ", mm, " шт "]

```

Таблица вариантов орбит фазирования

3	3	6746.28
4	4	6777.52
5	5	6796.24
4	5	8940.31
3	4	9599.58
2	3	10879.6
3	5	12219.6
1	2	14469.5
2	4	14618.5
2	5	18051.7
1	3	21130.1
1	4	27065.2
1	5	32515.

Радиус опорной орбиты: 6571км

Радиус орбиты ОС: 6721км

Радиус апогея орбиты фазирования: 6746.28 км

Высота апогея орбиты фазирования: 375.285 км

Число полных витков ТК по орбите фазирования: 3 шт

Число полных витков ОС по орбите: 3 шт

Расчет длительности этапов циклограммы

```

Δt1 = 0; Print["Время полета ТК по опорной орбите ", Δt1, " сек (", Δt1 / 3600, " ч)"];
Print["Время полета ТК по орбите фазирования: ",
  N[Δt2 /. {n → nn, r3 → rf}], " сек (", N[(Δt2 / 3600) /. {n → nn, r3 → rf}], " ч)"]
Print["Время полета ТК по орбите перелета: ", N[Δt3], " сек (", N[(Δt3 / 3600)], " ч)"]
Print["Длительность дальнего наведения ", N[(Δt1 + Δt2 + Δt3) /. {n → nn, r3 → rf}],
  " сек (", N[(Δt1 + Δt2 + Δt3) / 3600] /. {n → nn, r3 → rf}], " ч)"]

```

Время полета ТК по опорной орбите 0 сек (0 ч)

Время полета ТК по орбите фазирования: 16220.2 сек (4.50561 ч)

Время полета ТК по орбите перелета: 2695.67 сек (0.748798 ч)

Длительность дальнего наведения 18915.9 сек (5.25441 ч)

Расчет запаса характеристической скорости

```

ΔV1 = (V3p /. r3 → rf) - V1;
Print["Импульс, необходимый для перехода с опорной орбиты на орбиту фазирования: ",
      N[ΔV1], " км/с"]
ΔV2 = V4p - (V3p /. r3 → rf);
Print["Импульс, необходимый для перехода с орбиты фазирования на орбиту перелета: ",
      N[ΔV2], " км/с"]
ΔV3 = V2 - V4a; Print["Импульс, необходимый для перехода с орбиты перелета на орбиту ОС: ",
      N[ΔV3], " км/с"]
ΔVΣ = ΔV1 + Abs[ΔV2] + ΔV3;
Print["Импульс, необходимый для осуществления дальнего наведения: ", N[ΔVΣ], " км/с"]
VDN = 1000 ΔVΣ; Print["Импульс дальнего наведения м/с ", N[VDN]]

```

Импульс, необходимый для перехода с опорной орбиты на орбиту фазирования: 0.0510957 км/с

Импульс, необходимый для перехода с орбиты фазирования на орбиту перелета: -0.007267 км/с

Импульс, необходимый для перехода с орбиты перелета на орбиту ОС: 0.043582 км/с

Импульс, необходимый для осуществления дальнего наведения: 0.101945 км/с

Импульс дальнего наведения м/с 101.945

Схема перелета

```

c = {0, 0}; R1 = 25; R2 = 35; R3 = R1 + (R2 - R1)  $\frac{rf - r1}{r2 - r1}$ ; (*Геометрические параметры рисунка*)
x = 50; y = 10; dl = 5; dh = 5; St = 20; Th = 0.01; (*Геометрические параметры легенды*)
(*Легенда схемы*)
Legend = Graphics[{Red, Thickness[Th], Line[{x, y}, {x + dl, y}],
  Black, Inset[Style["Орбита ТК", St], {x + dl + 1, y}, Left],
  Green, Thickness[Th], Line[{x, y + dh}, {x + dl, y + dh}], Black,
  Inset[Style["Орбита перелета", St], {x + dl + 1, y + dh}, Left],
  Magenta, Thickness[Th], Line[{x, y + 2 dh}, {x + dl, y + 2 dh}], Black,
  Inset[Style["Орбита фазирования", St], {x + dl + 1, y + 2 dh}, Left], Blue,
  Dashed, Thickness[Th], Line[{x, y + 3 dh}, {x + dl, y + 3 dh}], Black,
  Inset[Style["Движение ОС до РТВ после перехода ТК на орбиту перелета", St],
    {x + dl + 1, y + 3 dh}, Left], Orange, Dashing[1], Thickness[Th],
  Line[{x, y + 4 dh}, {x + dl, y + 4 dh}], Black, Inset[Style["Угол Δφ₀", St],
    {x + dl + 1, y + 4 dh}, Left], Black, PointSize[0.03], Point[{x + dl / 2, y + 5 dh}],
  Inset[Style["Положение ТК и ОС в момент перехода ТК на орбиту перелета", St],
    {x + dl + 1, y + 5 dh}, Left]
}];
f0 = Δφ0; f1 = Δt1 ω1; f2 = (f0 + Δt2 ω2) /. {r3 → rf, n → nn};
f3 = Δφ24 /. {r3 → rf, n → nn}; (*Угловые расстояния*)
UGL[a_] := (a - N[2 Pi IntegerPart[a / N[2 Pi]]]) / Degree;
(*Функция вычисления угла в градусах в пределах от 0 до 360*)
Print["Угловое положение КА на орбитах [градусы]"]
Print["начало маневра t=", 0, " ТК ", 0, " ОС ", UGL[f0]]
Print["переход на орбиту перелета t=",
  Δt2 /. {r3 → rf, n → nn}, " ТК ", UGL[f1], " ОС ", UGL[f2]]
Print["расчетная точка встречи t=", N[(Δt2 + Δt3) /. {r3 → rf, n → nn}],
  " ТК ", UGL[(f1 + Δφ4) /. n → nn], " ОС ", UGL[(f2 + f3)]]

```

```

Sxema = Graphics[{{Circle[c, R1], Circle[c, R2], PointSize[0.04], Red,
  Point[{R1, 0}], Orange, Rotate[Point[{R2, 0}], f0, c], Thickness[0.01],
  Circle[c, R2, {0, f0}], Red, Circle[c, R1, {0, f1}], Magenta, Rotate[
    Circle[{-(R3 - R1) / 2, 0}, {(R1 + R3) / 2,  $\sqrt{R1 ((R1 + R3) - R1)}$ }, {0, 2 Pi}], f1, {0, 0}],
  Green, Rotate[Circle[{-(R2 - R1) / 2, 0}, {(R1 + R2) / 2,  $\sqrt{R1 ((R1 + R2) - R1)}$ }, {0, Pi}],
    f1, {0, 0}], Rotate[Point[{R2, 0}], Pi + f1, c], Blue, Dashed,
  Circle[c, R2, {f2, f2 + f3}], Disk[c, 10], Black, Inset[Style["TK", 20], {R1 + 6, 0}],
  Rotate[Inset[Rotate[Style["OC", 20], -f0, c], {R2 + 6, 0}], f0, c],
  Rotate[Inset[Rotate[Style["PTB", 20], -(Pi + f1), c], {R2 + 7, 0}], Pi + f1, c], Black,
  PointSize[0.03], Rotate[Point[{R1, 0}], f1, c], Rotate[Point[{R2, 0}], f2, c]},
  PlotLabel -> Style["Схема перелета", 20]];
Show[Sxema, Legend, ImageSize -> 1100]
Print ["Число полных витков ТК по орбите фазирования:", nn, " шт "]
Print ["Число полных витков ОС по орбите:", mm, " шт "]

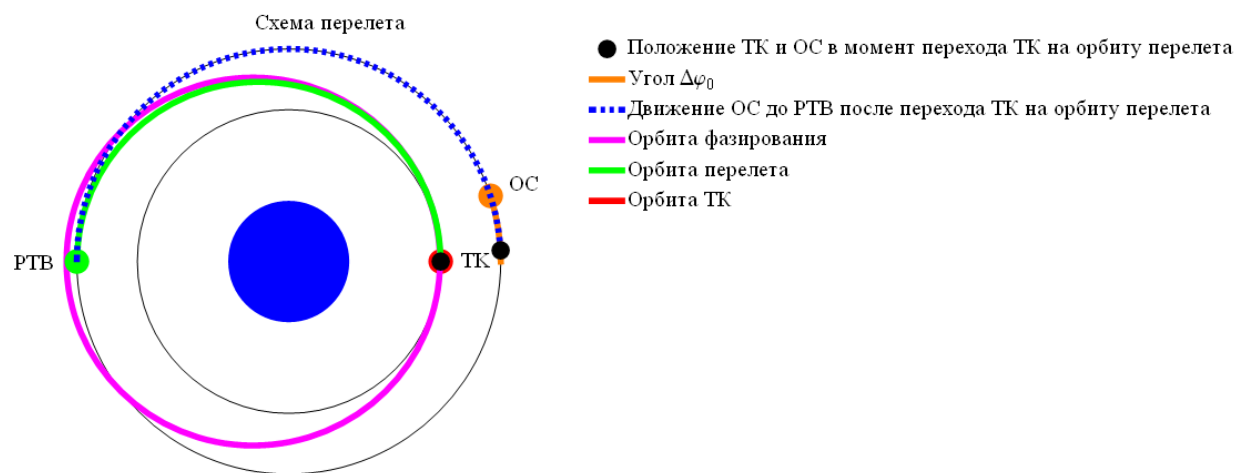
```

Угловое положение КА на орбитах [градусы]

начало маневра t=0 ТК 0 ОС 18.

переход на орбиту перелета t=16220.2 ТК 0. ОС 3.00452

расчетная точка встречи t=18915.9 ТК 180. ОС 180.



Число полных витков ТК по орбите фазирования: 3 шт

Число полных витков ОС по орбите: 3 шт

3.5. Сравнение параметров для различных видов маневров

Результаты расчетов различных маневров фазирования для выбранных исходных данных представлены в таблице 1. Анализ полученных данных показывает, что наилучшим вариантом при $\Delta\varphi_0 = 18^\circ$ является маневр фазирования по опорной орбите.

При заданной точке встречи в данном случае время маневра увеличивается почти на час. При внутреннем маневре запас характеристической скорости не изменяется, а при внешнем маневре увеличивается более чем на 17% и при этом выигрыша во времени не происходит.

Таблица 1

Вид маневра	Длительность маневра t_3 , ч	Суммарный импульс $\Delta V_{дн}$, м/с
Расчетная точка встречи не задана		
Внутренний по опорной орбите	2,59	87
Внутренний по орбите перелета	4,10	87
Расчетная точка встречи задана		
Внутренний по орбите фазирования	3,73	87
Внешний по орбите фазирования	5,25	102

4. Расчет параметров этапа возвращения на Землю.

Целью расчета является определение величины тормозного импульса для перехода с орбиты ОС на орбиту спуска, высота перигея которой равна $h_s = 50$ [км], а высота апогея равна высоте орбиты ОС h_2 .

Исходными данными для расчета являются средний радиус Земли $R_0 = 6371$ [км], гравитационный параметр Земли $\mu = 398700$ [км³/с²], высота круговой орбиты ОС h_2 [км].

Представленный ниже текст файла Mathematica содержит пример расчета параметров этапа возвращения на Землю. В расчете определяются большая полуось орбиты спуска $a_{32} = (r_2 + r_s)/2$, скорость в апогее и перигее орбиты и величина тормозного импульса ΔV_T .

Текст файла документа системы *Mathematica* Расчет тормозного импульса.

Исходные данные

```
R0 = 6371; Print["Средний радиус Земли: ", R0, " км "]
μ = 398700; Print["Гравитационный параметр Земли: ", μ, "  $\frac{\text{км}^3}{\text{с}^2}$  "]
hs = 50; Print["Высота перигея орбиты спуска ТК: ", hs, " км "]
h2 = 350; Print["Высота круговой орбиты ОС: ", h2, " км "]

```

Средний радиус Земли: 6371 км

Гравитационный параметр Земли: 398700 $\frac{\text{км}^3}{\text{с}^2}$

Высота перигея орбиты спуска ТК: 50 км

Высота круговой орбиты ОС: 350 км

Орбита ОС

```
r2 = R0 + h2; Print["Радиус орбиты ОС: ", r2, " км "]
V2 = Sqrt[ $\frac{\mu}{r2}$ ]; Print["Скорость на орбите ОС: ", N[V2], " км/с "]
ω2 = Sqrt[ $\frac{\mu}{r2^3}$ ]; Print["Угловая скорость полета ОС по орбите: ", N[ω2], " рад/с "]

```

Радиус орбиты ОС: 6721 км

Скорость на орбите ОС: 7.70205 км/с

Угловая скорость полета ОС по орбите: 0.00114597 рад/с

[Оглавление](#)

Зеленцов В.В., Щеглов Г.А.

«Применение компьютерной алгебры при проектировании транспортного космического аппарата»

Орбита спуска (делается полвитка)

```

rs = R0 + hs; Print["Радиус орбиты ОС: ", rs, "км"]
as =  $\frac{r^2 + rs}{2}$ ; Print["Большая полуось орбиты спуска: ", as, " км"]

Vsp = Sqrt[ $\mu \left( \frac{2}{rs} - \frac{1}{as} \right)$ ]; Print["Скорость в перигее орбиты спуска: ", N[Vsp], " км/с"]

Vsa = Sqrt[ $\mu \left( \frac{2}{r^2} - \frac{1}{as} \right)$ ]; Print["Скорость в апогее орбиты спуска: ", N[Vsa], " км/с"]

Ts =  $\frac{2\pi}{\sqrt{\mu}} as^{\frac{3}{2}}$ ; Print["Период обращения ТК по орбите спуска: ", N[Ts], " сек "]

 $\Delta\phi s = \pi$ ;
Print ["Угол, который проходит ТК по орбите спуска: ", N[ $\Delta\phi s$  / Degree], " град "]

 $\Delta ts = \frac{\Delta\phi s}{2\pi} Ts$ ;
Print["Время полета ТК по орбите спуска: ", N[ $\Delta ts$ ], " сек (", N[ $\Delta ts$  / 3600], " ч)"]

```

Радиус орбиты ОС: 6421км

Большая полуось орбиты спуска: 6571 км

Скорость в перигее орбиты спуска: 7.96935 км/с

Скорость в апогее орбиты спуска: 7.61363 км/с

Период обращения ТК по орбите спуска: 5300.34 сек

Угол, который проходит ТК по орбите спуска: 180. град

Время полета ТК по орбите спуска: 2650.17 сек (0.736159 ч)

Расчет запаса характеристической скорости

```

 $\Delta Vt = V2 - Vsa$ ;
Print["Тормозной импульс, необходимый для схода с орбиты ОС: ", N[ $\Delta Vt$ ], " км/с"];
Print["Тормозной импульс, необходимый для схода с орбиты ОС: ", N[1000  $\Delta Vt$ ], " м/с"];

```

Тормозной импульс, необходимый для схода с орбиты ОС: 0.088417 км/с

Тормозной импульс, необходимый для схода с орбиты ОС: 88.417 м/с

5. Пример расчета проектных параметров транспортного корабля

Представленный ниже текст файла Mathematica содержит результаты расчета проектных параметров ТК. Он показывает возможности системы по проведению аналитических преобразований и оформлению полученных результатов.

Расчет начинается с массового анализа ТК. В данном разделе выводятся структурные формулы для основных составляющих масс. Расчет массы топлива и массы двигательной установки производится по циклограмме полета ТК. На основе полученных формул производится вывод формулы массы доставляемого груза в бытовом отсеке M_{Γ} . Все преобразования производятся в символьном виде. Используются операции упрощения символьных выражений. В конце первого раздела осуществляется подстановка численных значений. В результате получается зависимость массы полезного груза от запаса характеристической скорости и относительной скорости сближения ТК и ОС.

Во втором разделе вычисляются запасы характеристической скорости, необходимые для выполнения дальнего наведения и схода с орбиты. При проведении расчетов сразу подставляются численные значения параметров.

В третьем разделе производится выбор параметров двигательной установки и относительной скорости сближения. По заданной тяге маршевой ДУ производится определение необходимой скорости сближения. На основе этих данных вычисляются характеристики ДУ малой тяги.

В четвертом разделе определяется зависимость массы полезного груза, доставляемого в БО от массы ВА. Данная зависимость является линейной. Определяются численные значения коэффициентов и определяется максимальная масса ВА при условии что $M_{\Gamma} = 0$. После этого выбирается необходимая масса ВА и строятся массовая сводка и таблица изменения массы ТК в процессе полета.

В пятом разделе полученные таблицы выводятся в текстовый файл.

На основании приведенного примера студенты могут самостоятельно создать файл расчета, отражающий циклограмму работы ТК в соответствии с заданием на курсовой проект.

Текст файла документа системы *Mathematica*

РАСЧЕТ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ

ТРАНСПОРТНОГО КОРАБЛЯ

1. МАССОВЫЙ АНАЛИЗ ТК

1.1 Структурная формула массы ТК

Масса ТК :

$$M_0 = M_{BA} + M_{AO} + M_{BO}$$

M_{BA} - масса возвращаемого аппарата (включает массы системы управления и радиотехнических систем)

$M_{AO} = M_{КАО} + M_B + M_D + M_T + M_{SEP} + M_{STR}$ - масса агрегатного отсека

$M_{BO} = M_{КВО} + M_G$ - масса бытового отсека

M_G - масса доставляемого груза в бытовом отсеке (неизвестна, подлежит определению в зависимости от массы БА)

Поскольку $M_{КАО} = \gamma_k M_{AO}$, то $M_{AO} (1 - \gamma_k) = M_B + M_D + M_T + M_{SEP} + M_{STR}$ или $M_{AO} = \frac{1}{1 - \gamma_k} (M_B + M_D + M_T + M_{SEP} + M_{STR})$

Поскольку $M_{КВО} = \gamma_k M_{BO}$, то $M_{BO} (1 - \gamma_k) = M_G$ или $M_{BO} = \frac{1}{1 - \gamma_k} M_G$

где $\gamma_k = \frac{1}{1 - \gamma_k}$

```
MAO = gk (MB + MD + MT + MSEP + MSOTR); Print["Формула массы АО: ", MAO]
```

```
MBO = gk MG; Print["Формула массы БО: ", MBO]
```

Формула массы АО: $gk (M_B + M_D + M_{SEP} + M_{SOTR} + M_T)$

Формула массы БО: $gk M_G$

```
MB = γb MT; (*Масса баков*)
```

```
MSEP = γe M0; (*Масса системы электропитания*)
```

```
MSOTR = γс M0; (*Масса системы обеспечения теплового режима*)
```

1.2 Расчет массы топлива и массы двигательной установки по циклограмме полета ТК

1.2.1. Маневр дальнего наведения проводится маршевой ДУ

```
Print["Масса в начале маневра M0:", M0, " кг"]
```

```
MT1 = M0 (1 - Ex[VDN]); Print["Масса израсходованного топлива MT1: ", MT1, " кг"]
```

```
M1 = M0 - MT1; Print["Масса ТК в конце маневра M1: ", M1, " кг"]
```

Масса в начале маневра M_0 : M_0 кг

Масса израсходованного топлива $MT1$: $M_0 (1 - Ex[VDN])$ кг

Масса ТК в конце маневра $M1$: $M_0 - M_0 (1 - Ex[VDN])$ кг

1.2.2. Маневр разгона/торможения для задания требуемой скорости сближения ($U > 0$) проводится маршевой ДУ

(* U - Неизвестная относительная скорость сближения в начале самонаведения*)

```
DU = ku U; (*ЗАДАННАЯ ошибка скорости ТК относительно ОС, м/с*)
```

```
Print["Масса ТК в начале маневра M1 ", M1, "кг"]
```

```
MT2 = M1 (1 - Ex[DU]); Print["Масса израсходованного топлива MT2: ", FullSimplify[MT2], " кг"]
```

```
M2 = M1 - MT2; Print["Масса ТК в конце маневра M2: ", FullSimplify[M2], " кг"]
```

[Оглавление](#)

Зеленцов В.В., Щеглов Г.А.

«Применение компьютерной алгебры при проектировании транспортного космического аппарата»

Масса ТК в начале маневра $M1 = M0 - M0 (1 - \text{Ex}[\text{VDN}])$ кг

Масса израсходованного топлива $MT2: -M0 (-1 + \text{Ex}[ku U]) \text{Ex}[\text{VDN}]$ кг

Масса ТК в конце маневра $M2: M0 \text{Ex}[ku U] \text{Ex}[\text{VDN}]$ кг

1.2.3. Маневр самонаведения проводится ДУ малой тяги: Дальность самонаведения d принимается по прототипам ТК

$dR = d \sin[\psi];$ (*промах дальнего наведения, м*)

$n01 = \frac{dR}{g} \frac{U^2}{d^2} \left(1 + kn \frac{d}{U}\right);$ (*потребная тяговооруженность для ликвидации

ошибки дальнего наведения dR при идеально работающей системе самонаведения*)

$n02 = \frac{4 dw}{g} U;$ (*потребная тяговооруженность для компенсации

неточностей работы системы самонаведения*)

$Ruc = Ru;$ (*Рудс - зависит от закона управления. Для метода параллельного сближения*)

Print["Масса ТК в начале маневра M2: ", " кг"]

$MT31 = \frac{n01 + n02}{Ruc} M2 \frac{d}{U};$ Print["Масса израсходованного топлива MT31: ", FullSimplify[MT31], " кг"]

$M31 = M2 - MT31;$ Print["Масса ТК в конце маневра M31: ", FullSimplify[M31], " кг"]

Масса ТК в начале маневра M2: кг

Масса израсходованного топлива MT31: $\frac{M0 \text{Ex}[ku U] \text{Ex}[\text{VDN}] (4 d dw + (d kn + U) \sin[\psi])}{g Ru}$ кг

Масса ТК в конце маневра M31: $-\frac{M0 \text{Ex}[ku U] \text{Ex}[\text{VDN}] (4 d dw - g Ru + (d kn + U) \sin[\psi])}{g Ru}$ кг

1.2.4. Маневр уравнивания скоростей перед стыковкой проводится маршевой ДУ

$n03 = \frac{Ru}{tu} \frac{M31}{M2} b U;$ (*Тяговооруженность маршевой ДУ*)

Print["Масса ТК в начале маневра M31: ", " кг"]

$MT32 = M31 b U;$ Print["Масса израсходованного топлива MT32: ", FullSimplify[MT32], " кг"]

$M32 = \text{FullSimplify}[M31 - MT32];$ Print["Масса ТК в конце маневра M32: ", FullSimplify[M32], " кг"]

Масса ТК в начале маневра M31: кг

Масса израсходованного топлива MT32: $-\frac{b M0 U \text{Ex}[ku U] \text{Ex}[\text{VDN}] (4 d dw - g Ru + (d kn + U) \sin[\psi])}{g Ru}$ кг

Масса ТК в конце маневра M32: $\frac{M0 (-1 + b U) \text{Ex}[ku U] \text{Ex}[\text{VDN}] (4 d dw - g Ru + (d kn + U) \sin[\psi])}{g Ru}$ кг

1.2.5. Маневрирование при стыковке проводится ДУ малой тяги

Print["Масса ТК в начале маневра M32: ", " кг"]

$MT33 = Km M32;$ Print["Масса израсходованного топлива MT33: ", FullSimplify[MT33], " кг"]

$M33 = M32 - MT33;$ Print["Масса ТК в конце маневра M33: ", FullSimplify[M33], " кг"]

Масса ТК в начале маневра M32: кг

Масса израсходованного топлива MT33: $\frac{Km M0 (-1 + b U) \text{Ex}[ku U] \text{Ex}[\text{VDN}] (4 d dw - g Ru + (d kn + U) \sin[\psi])}{g Ru}$ кг

Масса ТК в конце маневра M33: $\frac{(1 - Km) M0 (-1 + b U) \text{Ex}[ku U] \text{Ex}[\text{VDN}] (4 d dw - g Ru + (d kn + U) \sin[\psi])}{g Ru}$ кг

1.2.6. Выдача тормозного импульса проводится маршевой ДУ

```
Print["Масса ТК в начале маневра M33: ", " кг"]
MT4 = M33 (1 - Ex[VDT]); Print["Масса израсходованного топлива MT4: ", FullSimplify[MT4], " кг"]
M4 = M33 - MT4; Print["Масса ТК в конце маневра M4: ", FullSimplify[M4], " кг"]
```

Масса ТК в начале маневра M33: кг

Масса израсходованного топлива MT4:

$$\frac{(-1 + Km) M0 (-1 + b U) \text{Ex}[ku U] \text{Ex}[VDN] (-1 + \text{Ex}[VDT]) (4 d dw - g Ru + (d kn + U) \text{Sin}[\psi])}{g Ru} \text{ кг}$$

Масса ТК в конце маневра M4:

$$- \frac{(-1 + Km) M0 (-1 + b U) \text{Ex}[ku U] \text{Ex}[VDN] \text{Ex}[VDT] (4 d dw - g Ru + (d kn + U) \text{Sin}[\psi])}{g Ru} \text{ кг}$$

1.2.7. Основные массы

```
MD32 = yду n03 M2 ; Print["Масса маршевой ДУ ", FullSimplify[MD32], " кг"]
MD31 = yду (n01 + n02) M2 ; Print["Масса ДУ малой тяги ", FullSimplify[MD31], " кг"]
```

Масса маршевой ДУ - $\frac{b M0 U yду \text{Ex}[ku U] \text{Ex}[VDN] (4 d dw - g Ru + (d kn + U) \text{Sin}[\psi])}{g tu} \text{ кг}$

Масса ДУ малой тяги $\frac{M0 U yду \text{Ex}[ku U] \text{Ex}[VDN] (4 d dw + (d kn + U) \text{Sin}[\psi])}{d g} \text{ кг}$

```
MT0 = MT1 + MT2 + MT31 + MT32 + MT33 + MT4;
```

```
MT = got FullSimplify[Factor[Expand[MT0] /. {1/g Ru -> b, g Ru -> 1/b}]];
```

```
Print["Масса топлива ", MT, " кг"]
```

Масса топлива got $M0 (1 + (-1 + Km) (-1 + b U) \text{Ex}[ku U] \text{Ex}[VDN] \text{Ex}[VDT] (-1 + 4 b d dw + b (d kn + U) \text{Sin}[\psi])) \text{ кг}$

```
MD = FullSimplify[Factor[Expand[MD31 + MD32] /. {1/g Ru -> b, g Ru -> 1/b}]];
```

```
Print["Масса ДУ ", MD, " кг"]
```

Масса ДУ $\frac{M0 U yду \text{Ex}[ku U] \text{Ex}[VDN] (d (-4 b d dw + b g Ru + 4 dw tu) - (b d - tu) (d kn + U) \text{Sin}[\psi])}{d g tu} \text{ кг}$

```
Print["Масса баков ", MB, " кг"]
```

```
Print["Масса системы электропитания ", MSEP, " кг"]
```

```
Print["Масса системы обеспечения теплового режима ", MSOTR, " кг"]
```

Масса баков got $M0 yb (1 + (-1 + Km) (-1 + b U) \text{Ex}[ku U] \text{Ex}[VDN] \text{Ex}[VDT] (-1 + 4 b d dw + b (d kn + U) \text{Sin}[\psi])) \text{ кг}$

Масса системы электропитания $M0 ye \text{ кг}$

Масса системы обеспечения теплового режима $M0 ys \text{ кг}$

```
Print["Масса АО ", MAO, " кг"]
```

Масса АО

$$gk \left(M0 ys + M0 ye + \frac{M0 U yду \text{Ex}[ku U] \text{Ex}[VDN] (d (-4 b d dw + b g Ru + 4 dw tu) - (b d - tu) (d kn + U) \text{Sin}[\psi])}{d g tu} + \right. \\ \left. got M0 (1 + (-1 + Km) (-1 + b U) \text{Ex}[ku U] \text{Ex}[VDN] \text{Ex}[VDT] (-1 + 4 b d dw + b (d kn + U) \text{Sin}[\psi])) + \right. \\ \left. got M0 yb (1 + (-1 + Km) (-1 + b U) \text{Ex}[ku U] \text{Ex}[VDN] \text{Ex}[VDT] (-1 + 4 b d dw + b (d kn + U) \text{Sin}[\psi])) \right) \text{ кг}$$

1.3 Вывод формулы массы доставляемого груза в бытовом отсеке

$$FMG = \frac{M0 - MAO - MBA}{gk}; \text{ (*Формула массы доставляемого груза в бытовом отсеке*)}$$

$$EMG = \text{Expand}[FMG];$$

```

C0 = Coefficient[EMG, Ex[ku U], 0];
C1 = Coefficient[EMG, Ex[ku U], 1];

CL0 = FullSimplify[Factor[CoefficientList[C0, U]]];
CL1 = FullSimplify[Factor[CoefficientList[C1, U]]];

Print["Коэффициенты ", Table[ai, {i, 0, Length[CL0] - 1}], " равны "]
TableForm[FullSimplify[Expand[CL0]]]

```

Коэффициенты {a₀} равны

$$-\frac{MBA+M0(-1+gk(got+got\gamma b+\gamma c+\gamma e))}{gk}$$

```

Print["Коэффициенты ", Table[ci, {i, 0, Length[CL1] - 1}], " равны "]
TableForm[FullSimplify[Expand[CL1]]]

```

Коэффициенты {c₀, c₁, c₂} равны

$$-\frac{got(-1+Km)M0(1+\gamma b)Ex[VDN]Ex[VDT](-1+4bd\,dw+bd\,kn\sin[\psi])}{M0Ex[VDN](bg\,got(-1+Km)tu(1+\gamma b)Ex[VDT](-1+4bd\,dw+(-1+bd\,kn)\sin[\psi])+\gamma d(-4bd\,dw+bg\,Ru+4dw\,tu+kn(-bd+tu)\sin[\psi]))} \\ -\frac{M0Ex[VDN]((-bd+tu)\gamma d+bd^2dg\,got(-1+Km)tu(1+\gamma b)Ex[VDT])\sin[\psi]}{dg\,tu}$$

```

QMG = Sum[ai Ui, {i, 0, Length[CL0] - 1}] + Ex[ku U] Sum[ci Ui, {i, 0, Length[CL1] - 1}];
Print["Формула массы доставляемого груза в бытовом отсеке MG=", QMG]

```

Формула массы доставляемого груза в бытовом отсеке MG=a₀ + Ex[ku U] (c₀ + U c₁ + U² c₂)

Окончательная формула массы доставляемого груза в бытовом отсеке

```

QQMG = (QMG /. Thread[Table[ai, {i, 0, Length[CL0] - 1}] -> FullSimplify[CL0]]) /.
  Thread[Table[ci, {i, 0, Length[CL1] - 1}] -> FullSimplify[CL1]];
FullSimplify[Expand[QQMG]]

-1/(dg\,gk\,tu)(dg\,tu(MBA+M0(-1+gk(got+got\gamma b+\gamma c+\gamma e)))+gk\,M0\,Ex[ku\,U]\,Ex[VDN]
(d\,g\,got(-1+Km)\,tu(-1+b\,U)(1+\gamma b)Ex[VDT](-1+4bd\,dw+bd(kn+U)\sin[\psi])+
U\gamma d(-4bd\,dw+bg\,Ru+4dw\,tu)-(bd-tu)(dn+U)\sin[\psi]))

```

Численные значения

```

g = 9.81; (*Константа G, м/с²*)
VDN = 87.41; (*Запас характеристической скорости на дальнее наведение*)
VDT = 88.42; (*Тормозной импульс*)

```

```

M0 = 14600; (*Масса ТК на опорной орбите,
кг Соответствует энергетическим возможностям РН Ангара-3 при старте с Байконура*)
γk = 0.1; (*Статистический коэффициент массы конструкции*)
γb = 0.12; (*Статистический коэффициент
массы баков и гидравлической системы (0.12 ... 0.14) *)
γe = 0.2; (*Статистический коэффициент массы системы электропитания*)
γс = 0.02; (*Статистический коэффициент массы системы обеспечения теплового режима*)
γду = 0.18; (*Статистический коэффициент массы двигательной установки*)
got = 1.05; (*гарантированный остаток топлива после маневра; 5%*)
ku = 1.05; (* множитель ошибки U - (скорости ТК относительно ОС) 5%*)
Iud = 2920; (*Удельный импульс компонентов топлива, с*)
ψ = 10 Degree; (* заданный начальный угол между траекторией ТК и линией визирования,
см. Шумилов 1985*)
d = 20000; (*Дальность начала самонаведения по прототипам НТВ, АТВ, м*)
tu = 15; (*ЗАДАННОЕ время уравнивания скорости, с*)
Km = 0.1; (*Статистический коэффициент топлива выравнивания 0.1 ... 0.2*)
kn =  $\frac{7}{100}$ ; (*Заданный эмпирический коэффициент для вычисления
тяговооруженности для ликвидации ошибки дальнего наведения*)
gk =  $\frac{1}{1 - \gamma k}$ ;
Ex[V_] := Exp[-b V]

NomerVarianta = 6; (*ЗАДАННАЯ константа для определения ошибки гироскопических приборов*)
dw =  $\left( \frac{35}{1000} - \frac{\text{NomerVarianta}}{1000} \right) \frac{\pi}{180}$ ; (*ошибка гироскопических приборов*)
Ru =  $\frac{Iud}{g}$ ; Print["удельная тяга ДУ: ", Ru]
b =  $\frac{1}{g Ru}$ ; (**)

```

удельная тяга ДУ: 297.655

2. Выбор параметров двигательной установки и относительной скорости сближения

```

Rdu3 = 3150; (*ЗАДАДИМ тягу маршевой ДУ, н. Как у КК "Союз"*)
R1 = FullSimplify[(n01 + n02) g M2]; (*Тяга маневровой ДУ*)
R3 = FullSimplify[(n03) g M2]; (*Тяга маршевой ДУ*)
UP = U /. FindRoot[R3 == Rdu3, {U, 1, 100}];
Print["Относительная скорость сближения для заданной маршевой ДУ тягой R3=",
R3 /. U -> UP, " н равна U=", UP, " м/с"]
Относительная скорость сближения для заданной маршевой ДУ тягой R3=3150. н равна U=3.69917 м/с
pds = {U -> UP}; Print["Разница скоростей ОС и ТК, компенсируемая доразгоном, м/с ", DU /. pds]
Разница скоростей ОС и ТК, компенсируемая доразгоном, м/с 3.88413
Print["Тяговооруженность ДУ малой тяги ", (n01 + n02) /. pds]
Print["Тяговооруженность маршевой ДУ ", n03 /. pds]
Тяговооруженность ДУ малой тяги 0.00535911
Тяговооруженность маршевой ДУ 0.0226917
Print["Тяга ДУ малой тяги , н ", (n01 + n02) g M2 /. pds]
Print["Тяга маршевой ДУ, н ", n03 g M2 /. pds]
Тяга ДУ малой тяги , н 743.937
Тяга маршевой ДУ, н 3150.

```


3. Массовая сводка ТК

```
Print["Зависимость массы груза MG, доставляемого в бытовом отсеке, от массы BA: MG=",
  QQMG /. pds, " кг"]

Зависимость массы груза MG, доставляемого в бытовом отсеке, от массы BA: MG=13 027.8 -
0.9 (8046.22 + MBA) кг

Print["Максимально допустимая масса BA: ", MBA /. Solve[(QQMG /. pds) == 0, MBA][[1]], " кг"]

Максимально допустимая масса BA: 6429.09 кг

PMBA = 6000; (*Заданная масса возвращаемого аппарата, кг*)

PMG = QQMG /. MBA → PMBA;
PMBO = MBO /. MG → PMG;

Msv =
  ({{"Массовая сводка, кг"}, {"Масса топлива дальнего наведения", MT1}, {"Масса топлива разгона"
    MT2}, {"Масса топлива самонаведения", MT31}, {"Масса топлива уравнивания", MT32},
    {"Масса топлива маневрирования", MT33}, {"Масса топлива торможения", MT4},
    {"Масса топлива, потребная", MT0}, {"Масса гарантированного остатка топлива", MT - MT0},
    {"Масса топлива, полная", MT}, {"Масса маршевой ДУ", MD32},
    {"Масса ДУ ориентации", MD31}, {"Масса баков и гидросистемы", MB},
    {"Масса СЭП", MSEP}, {"Масса СОТР", MSOTR}, {"Масса BA", MBA /. MBA → PMBA},
    {"Масса груза в БО", PMBO}, {"Масса конструкции АО", γк MAO },
    {"Масса конструкции БО", γк PMBO }, {"Масса АО", MAO}, {"Масса БО", PMBO},
    {"Итого масса ТК", FullSimplify[(MBA /. MBA → PMBA) + MAO + PMBO]}}) /. pds; Msv // TableForm

Массовая сводка, кг
Масса топлива дальнего наведения      430.573
Масса топлива разгона                  18.8354
Масса топлива самонаведения            1377.46
Масса топлива уравнивания              16.1815
Масса топлива маневрирования           1275.69
Масса топлива торможения               342.451
Масса топлива, потребная              3461.2
Масса гарантированного остатка топлива 173.06
Масса топлива, полная                  3634.26
Масса маршевой ДУ                      57.7982
Масса ДУ ориентации                   13.6502
Масса баков и гидросистемы             436.111
Масса СЭП                             2920.
Масса СОТР                             292.
Масса BA                              6000
Масса груза в БО                       429.094
Масса конструкции АО                   817.091
Масса конструкции БО                   42.9094
Масса АО                               8170.91
Масса БО                               429.094
Итого масса ТК                         14 600.

Mcg = ({{"Изменение массы ТК в процессе полета, кг"}, {"Масса на опорной орбите", M0},
  {"Масса после дальнего наведения", M1}, {"Масса после разгона/торможения", M2},
  {"Масса после самонаведения", M31}, {"Масса после уравнивания", M32},
  {"Масса в составе ОС (после маневрирования и причаливания)", M33},
  {"Масса после выдачи тормозного импульса", M4}}) /. pds; Mcg // TableForm

Изменение массы ТК в процессе полета, кг
Масса на опорной орбите                14 600
Масса после дальнего наведения          14 169.4
Масса после разгона/торможения          14 150.6
Масса после самонаведения               12 773.1
Масса после уравнивания                 12 756.9
Масса в составе ОС (после маневрирования и причаливания) 11 481.3
Масса после выдачи тормозного импульса 11 138.8
```

4. Вывод результатов в текстовый файл

```
SetDirectory[NotebookDirectory[]]; (*Установка текущей директории для вывода файлов*)

Export["Rez.dat", Join[Msv, {{ " "}}, Mcg], CharacterEncoding → "WindowsCyrillic"]
(*Экспорт данных в текстовый файл*)

Rez.dat
```

[Оглавление](#)

Зеленцов В.В., Щеглов Г.А.

«Применение компьютерной алгебры при проектировании транспортного космического аппарата»

Контрольные вопросы

1. Что такое циклограмма полета и какую роль она играет в космическом полете?
2. Что такое дальнее и ближнее наведение?
3. Какое различие между внутренним и внешним маневрами фазирования?
4. Какие ошибки дальнего наведения компенсируются при ближнем наведении?
5. Какие этапы ближнего наведения Вы знаете?
6. Запишите структурную формулу определения массы ТК, осуществляющего ближнее наведение.
7. Запишите выражение для определения массы топлива, необходимого для выполнения маневра ближнего наведения.
8. Из каких составляющих состоит масса системы энергообеспечения?
9. Как назначаются весовые коэффициенты в структурной формуле массы?
10. Что такое тяговооруженность и как она определяется?

Список литературы.

1. И.М. Шумилов Проектирование изделий, динамика движения и системы управления. Раздел 1. Методика выбора основных проектных параметров: Учебное пособие по курсовому и дипломному проектированию. М.: Изд-во МВТУ им. Н.Э. Баумана, 1985. С.23
2. В.К. Сердюк Проектирование средств выведения космических аппаратов. М.: Маш. 2009. 504с.
3. Конструирование автоматических космических аппаратов. /под ред. Д. И. Козлова, М.: Маш. 1996. 448с.
4. Туманов А.В., Зеленцов В.В., Щеглов Г.А. Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов. Учебное пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. - 344 с.
5. Авдеев Ю.Ф., Беляков А.И., Брыков А.В. Полёт космических аппаратов (примеры и задачи)// Под ред. Титова Г.С. 2-ое изд. перераб. и дополн. – М., Машиностроение, 1990, 272.
6. Дьяконов В.П. MATHEMATICA 5/6/7. Полный самоучитель, М.:ДМК-Пресс, 2012. 622 с.
7. Воробьев Е.М. Введение в систему "Математика": Учеб. пособие. М: Финансы и статистика, 1998. - 262 с.
8. Официальный сайт фирмы Wolfram Research. Режим доступа: <http://www.wolframresearch.com> (дата обращения 15.01.2013)
9. Образовательный математический сайт. Режим доступа: <http://www.exponenta.ru> (дата обращения 15.01.2013)
10. Беляев А.В., Зеленцов Вл.В., Щеглов Г.А. Средства выведения космических летательных аппаратов: Учебное пособие М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007. - 56 с.
11. Официальный сайт ФГУП «Научно-исследовательский институт машиностроения». Режим доступа: <http://www.niimashspace.ru> (дата обращения 15.01.2013)
12. Зеленцов В.В., Казаковцев В. П. Основы баллистического проектирования искусственных спутников Земли. Учебное пособие. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2012. - 174с.