

М. Н. Бурдаев

Маневр изменения положения ИСЗ на круговой орбите с использованием поддерживающего ускорения

Аннотация. В работе раскрывается сущность маневра изменения положения искусственного спутника Земли (ИСЗ) на круговой орбите с использованием поддерживающего ускорения. Найдена и обоснована программа реализации маневра с использованием двигателей с постоянной тягой. Определена энергетическая эффективность маневра при различных условиях его выполнения.

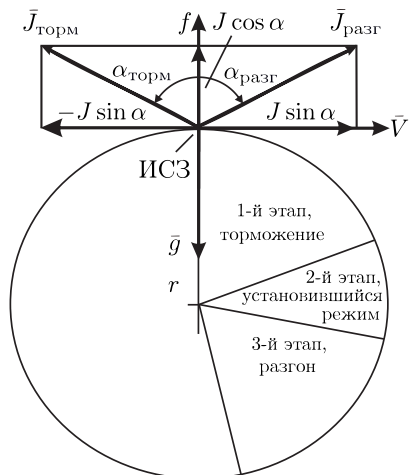
Ключевые слова и фразы: маневр, спутник, круговая орбита, поддерживающее ускорение, траектория.

1. Маневр с использованием поддерживающего ускорения

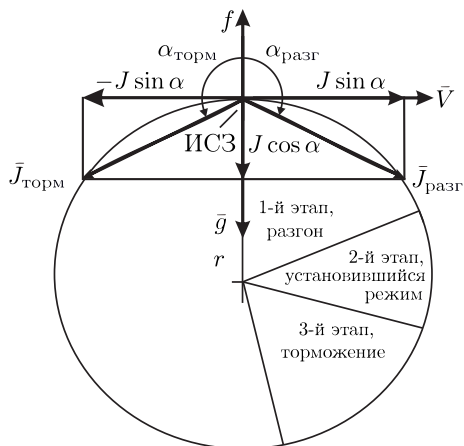
При выполнении маневра с поддерживающим ускорением ИСЗ продолжает движение по круговой орбите с увеличенной или уменьшенной скоростью. Возникающее при этом изменение центростремительного ускорения компенсируется созданием с помощью ракетных двигателей равного этому изменению центростремительного ускорения по величине и противоположного по направлению радиального ускорения. Вследствие отличия орбитальной скорости ИСЗ от круговой, он с течением времени удаляется вперед или назад вдоль орбиты от своего прежнего положения на ней [1, 2]. Этот маневр состоит из трех этапов: 1) изменение скорости полета ИСЗ с использованием горизонтального ускорения и одновременным созданием радиального ускорения, компенсирующего изменение центростремительного ускорения, 2) движение по круговой орбите со скоростью, измененной относительно исходной

Исследования проводятся в рамках работ по гранту РФФИ № 12-07-00205–а по теме «Разработка новых способов решения задач управления движениями космических аппаратов на всех этапах полетов и оперативного отображения получаемых результатов на основе методов годографов и когнитивной графики».

круговой орбитальной скорости, 3) возвращение к исходной круговой орбитальной скорости с использованием того же метода одновременного создания горизонтального и радиального ускорений, который использовался на первом этапе маневра (рис. 1).



Сдвиг ИСЗ назад по орбите



Сдвиг ИСЗ вперед по орбите

Рис. 1. Схемы маневра смещения ИСЗ вдоль круговой орбиты

Методы выполнения этого маневра могут быть различными. Горизонтальная и вертикальная составляющие управляющего ускорения могут создаваться раздельно или единым вектором тяги с определенными законами изменения во времени их величин и направлений в плоскости орбиты. Уравнения движения ИСЗ на всех этапах выполнения этого маневра имеют вид:

$$(1) \quad f + J \cos \alpha = g,$$

$$(2) \quad \frac{dV}{dt} = -J \sin \alpha.$$

Первое уравнение формулирует условие удержания ИСЗ на круговой орбите при различных скоростях движения. Второе представляет закон изменения скорости ИСЗ в зависимости от величин управляющего ускорения J и угла α . В этих уравнениях

$$(3) \quad f = \frac{V^2}{r},$$

$$(4) \quad g = \frac{\mu}{r^2},$$

где r — радиус круговой орбиты $r = R + H$, $R = 6371$ км (средний радиус Земли), H — высота орбиты, g — ускорение земного притяжения, μ — гравитационная постоянная Земли.

Взаимную связь параметров r , V , α и J выявим, подставив (3) и (4) в (1):

$$\frac{V^2}{r} + J \cos \alpha = \frac{\mu}{r^2}.$$

Решив полученное уравнение

$$(5) \quad \alpha = \arccos \left[\frac{1}{Jr} \left(\frac{\mu}{r} - V^2 \right) \right]$$

относительно α , получаем формулу для регулирования величины α в процессе выполнения маневра. Эта зависимость показана на рис. 2 для управляющего ускорения $J = 1,00$ м/с².

На первом этапе маневра для сдвига ИСЗ вперед по орбите выполняется увеличение скорости ИСЗ с одновременным созданием вертикального ускорения, направленного в сторону Земли и компенсирующего увеличение центробежного ускорения. Для сдвига ИСЗ назад по орбите выполняется уменьшение скорости ИСЗ с одновременным созданием вертикального ускорения, направленного в сторону от Земли и компенсирующего уменьшение центробежного ускорения.

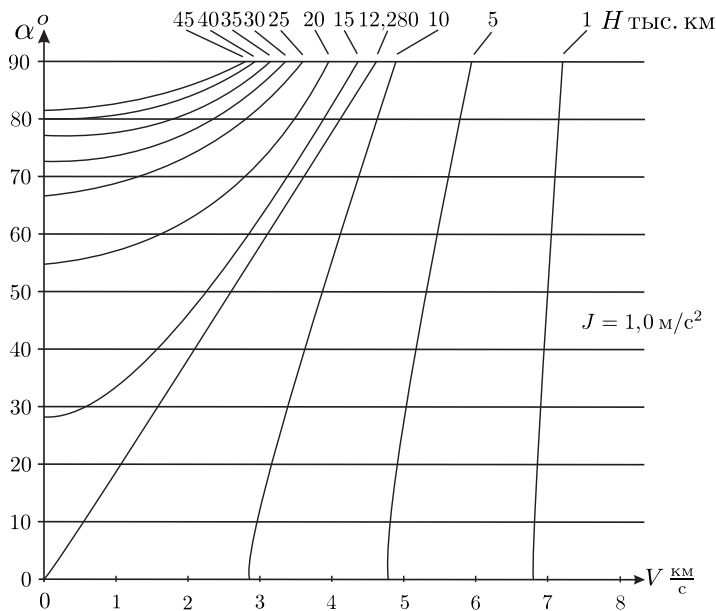


Рис. 2. Взаимная зависимость между высотой H круговой орбиты, скоростью V полета ИСЗ и углом α ориентации вектора управляющего ускорения J

За время выполнения первого этапа маневра ИСЗ удаляется от прежнего своего положения на определенную угловую дальность. При достижении заранее заданной величины радиального ускорения J_r горизонтальная составляющая управляющего ускорения обнуляется, вертикальная составляющая J_r сохраняется неизменной. В этот момент заканчивается первый этап маневра и начинается второй этап. При использовании двигателей с постоянной тягой такая операция может быть наиболее просто осуществлена при наличии на борту ИСЗ двигателя, способного придать ИСЗ своей тягой ускорение, равное по величине и совпадающее по направлению с радиальным ускорением, накопленным на первом этапе маневра. При наличии такого двигателя переход на второй этап маневра осуществляется одновременным включением этого двигателя и выключением двигателя, создававшего управляющее ускорение на первом этапе маневра.

На втором этапе ИСЗ перемещается вдоль своей круговой орбиты на установившемся режиме с постоянной скоростью, отличающейся от исходной скорости. Взаимная связь высоты орбиты H , скорости V полета ИСЗ и радиального ускорения J_r на втором этапе показана на рис. 3.

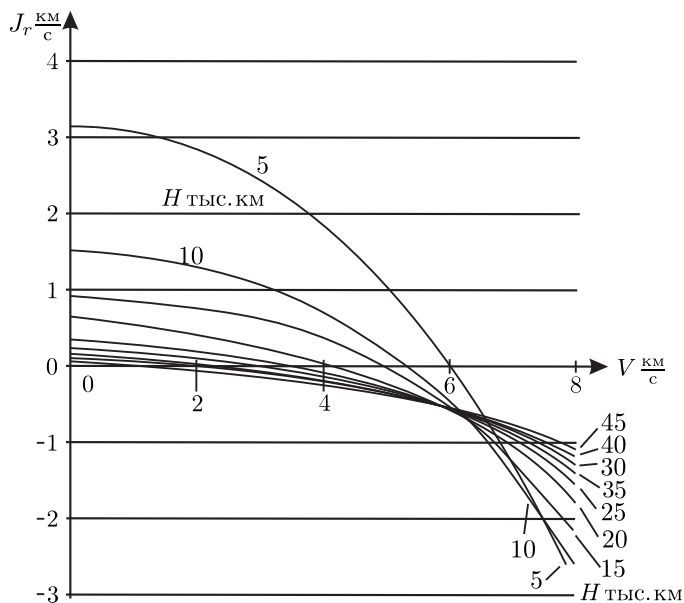


Рис. 3. Взаимная связь высоты орбиты H , скорости полета ИСЗ V и радиального ускорения J_r , необходимого для поддержания ИСЗ на круговой орбите на втором этапе маневра

Когда до накопления заданного угла смещения по орбите остается промежуток времени, равный времени выполнения первого этапа маневра, второй этап заканчивается, и начинается третий этап маневра — торможение или разгон ИСЗ до исходной круговой скорости. На третьем этапе регулирование величин горизонтальной и вертикальной составляющих управляющего вектора ускорения осуществляется по программе первого этапа, выполняемой в обратной последовательности. Угловая дальность третьего этапа маневра равна угловой дальности первого этапа. Сдвиг ИСЗ по орбите на третьем этапе равен его сдвигу по орбите на первом этапе.

Рассмотрим далее динамику маневра при постоянных управляющих ускорениях J на первом и третьем этапах.

2. Динамика маневра при постоянных управляющих ускорениях J на первом и третьем этапах

На первом этапе маневра система уравнений (1)–(4) решается численным методом. Для этого при некоторой выбранной величине шага Δt по времени последовательно повторяется цикл расчетов, в котором вычисляются

- величина изменения скорости ИСЗ за интервал времени Δt :

$$(6) \quad \Delta V_i = -J \sin \alpha_i \Delta t,$$

где i — номер этапа;

- величина скорости ИСЗ в конце заданного интервала времени Δt :

$$(7) \quad V_{i+1} = V_i + \Delta V_i;$$

- величина угла α_i в конце заданного интервала времени Δt по уравнению (5):

$$(8) \quad \alpha_{i+1} = \arccos \left[\frac{1}{rJ} \left(\frac{\mu}{r} - V_{i+1}^2 \right) \right] = \arccos \left[\frac{1}{rJ} (V_0^2 - V_{i+1}^2) \right];$$

- сдвиг ИСЗ по орбите в текущем цикле:

$$(9) \quad \Delta S_i = \left(V_i - J \sin \alpha_i \frac{\Delta t}{2} - V_0 \right) \Delta t;$$

- общая длительность этапа маневра к моменту времени t_i :

$$(10) \quad t_{\Sigma i} = \sum_0^i \Delta t_i;$$

- суммарный сдвиг ИСЗ по орбите:

$$(11) \quad S_{\Sigma} = \sum_1^i \Delta s_i;$$

- суммарный затраченный импульс скорости к моменту времени t_i :

$$(12) \quad \Delta V_{\Sigma i} = \sum_0^i \Delta V_i;$$

- относительный расход массы к моменту времени t_i :

$$(13) \quad \left(\frac{\Delta m}{m_0} \right)_i = 1 - \exp \left(- \frac{\Delta V_{\Sigma i}}{J_{y\partial}} \right);$$

- расход импульса скорости на единицу расстояния сдвига ИСЗ по орбите к моменту времени t_i :

$$(14) \quad \frac{\Delta V_{\Sigma i}}{S_{\Sigma}} = \frac{\sum_0^i \Delta V_i}{\sum_1^i \Delta s_i};$$

- относительный расход массы ИСЗ на создание суммарного импульса скорости на единицу расстояния сдвига ИСЗ по орбите к моменту времени t_i :

$$(15) \quad \frac{\left(\frac{\Delta m}{m_0} \right)}{S_{\Sigma}} = \frac{1 - \exp \left(- \frac{\Delta V_{\Sigma i}}{J_{y\partial}} \right)}{\sum_1^i \Delta s_i}.$$

Цикл расчетов повторяется до некоторой заранее выбранной величины вертикальной составляющей J_r управляющего ускорения J .

На рис. 4–7 в качестве примера показаны основные характеристики первого этапа маневра сдвига ИСЗ назад по круговой геостационарной орбите при постоянном управляющем ускорении J , равном $0,01 \text{ м/с}^2$.

На рис. 4 показана зависимость величин сдвига ΔS ИСЗ и расходуемого на его создание импульса скорости ΔV от длительности t создания управляющего ускорения.

На рис. 5 представлена зависимость величины сдвига ΔS ИСЗ от величины расходуемого на его создание импульса скорости ΔV .

На рис. 6 изображена зависимость относительного расхода массы ИСЗ $\frac{\Delta m}{m_0}$ от величины сдвига ΔS ИСЗ при различных значениях удельного импульса $J_{y\partial}$ управляющего двигателя.

На рис. 7 показана характеристика энергетической эффективности первого этапа маневра: относительный расход массы ИСЗ на единицу пути сдвига ΔS и его зависимость от величины сдвига ΔS ИСЗ по круговой геостационарной орбите при различных значениях $J_{y\partial}$, $J_{1,3} = 0,01 \text{ м/с}^2$ и $t_{1,3} = 2000 \text{ с}$.

Формулы (6)–(15) используются для расчета характеристик маневра на всех трех его этапах.

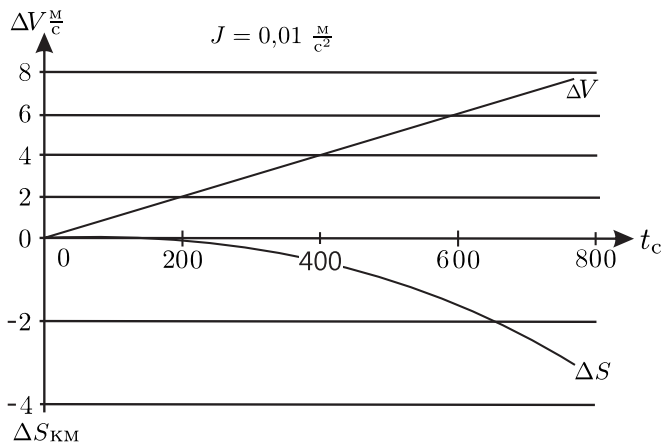


Рис. 4. Зависимость величин сдвига ΔS ИСЗ по круговой орбите назад и расходуемого импульса скорости ΔV от длительности t создания управляющего ускорения J на первом этапе маневра

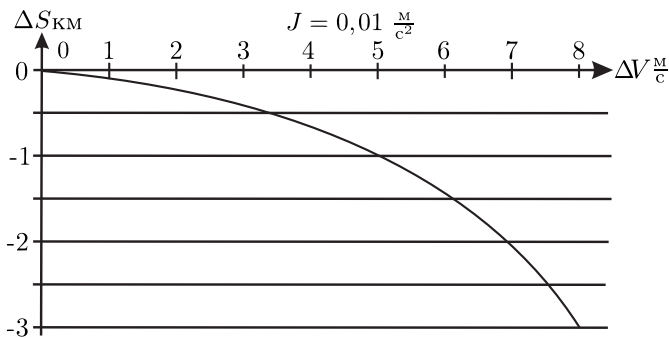


Рис. 5. Зависимость смещения ΔS ИСЗ от расходуемого импульса скорости ΔV на первом этапе маневра при сдвиге ИСЗ назад

На втором этапе маневра угол α постоянно сохраняется равным нулю. Сдвиг по орбите на втором этапе может определяться, как и на первом этапе, по формуле (9). Формула (11) для расчета суммарного

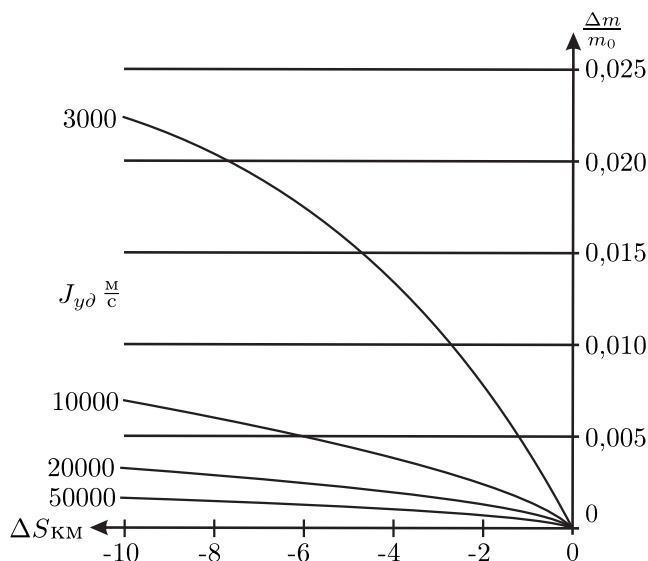


Рис. 6. Зависимость относительного расхода массы ИСЗ $\frac{\Delta m}{m_0}$ от его смещения по орбите назад ΔS при различных величинах удельного импульса $J_{y\partial}$

сдвига ИСЗ по орбите на втором этапе принимает вид

$$\Delta S_{\Sigma 2} = (V_2 - V_0) \sum_{t_0}^{t_k} \Delta t,$$

где к моменту времени t_i

- $\Delta S_{\Sigma 2}$ — суммарный сдвиг ИСЗ по орбите на втором этапе маневра,
- V_0 — исходная круговая орбитальная скорость ИСЗ,
- V_2 — орбитальная скорость ИСЗ на втором этапе маневра,
- t_0 — момент начала второго этапа маневра,
- t_k — момент окончания второго этапа маневра.

Для перехода на третий этап маневра требуется создать управляющее ускорение J , равное по величине тому, которое имело место в последний момент времени реализации первого этапа маневра, имеющее такую же, как в конце первого этапа маневра и на втором его этапе, вертикальную составляющую и горизонтальную составляющую,

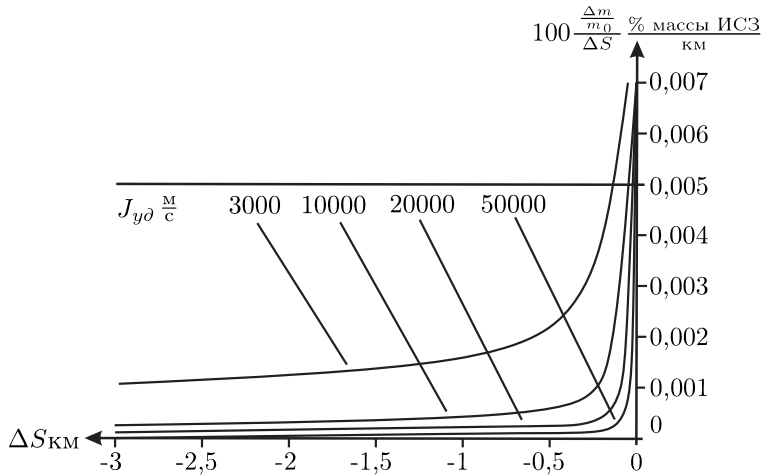


Рис. 7. Зависимость относительного расхода массы ИСЗ на единицу пути сдвига $\frac{\Delta m}{m_0}/\Delta S$ по круговой геостационарной орбите от сдвига ΔS при различных удельных импульсах $J_{y\partial}$, $J_{1,3} = 0,01 \text{ М/с}^2$ и $t_{1,3} = 2000 \text{ с}$

равную по величине и противоположно направленную горизонтальной составляющей управляющего ускорения, которое имело место в последний момент времени реализации первого этапа маневра. Далее в процессе изменения скорости ИСЗ следует изменять направление этого ускорения для поддержания ИСЗ на круговой орбите в соответствии с уравнением (5). Чтобы осуществить такую операцию, требуется иметь на ИСЗ двигатель, способный придавать ИСЗ такое же ускорение, как двигатель на первом этапе маневра, но ориентированный в начальный момент третьего этапа маневра в направлении с углом α_3 равным углу α_1 ориентации вектора управляющего ускорения в конце первого этапа с обратным знаком.

Расчет характеристик третьего этапа может быть выполнен по формулам (6)–(15) для указанного выше начального значения угла α_3 ориентации вектора управляющего ускорения. Но такой расчет не требуется: процесс реализации третьего этапа маневра и все его характеристики повторяют процесс и характеристики первого этапа маневра в обратной последовательности по времени.

На рис. 8 в качестве частного примера приведена зависимость суммарного относительного расхода массы ИСЗ $(\frac{\Delta m}{m})_{\Sigma}$ от величины получаемого при выполнении всех трех этапов маневра сдвига ΔS ИСЗ по круговой геостационарной орбите при $J_{1,3} = 0,01 \text{ м/с}^2$, $t_{1,3} = 2000 \text{ с}$, $J_{y\partial} = 3000 \text{ м/с}$.

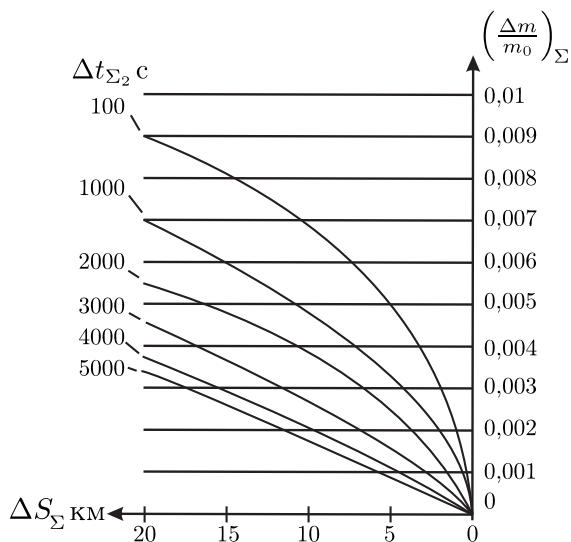


Рис. 8. Зависимость суммарного относительного расхода массы ИСЗ $(\frac{\Delta m}{m})_{\Sigma}$ от его сдвига ΔS по круговой геостационарной орбите от длительности Δt_{Σ_2} второго этапа маневра при длительности первого и третьего этапов маневра $t_{\Sigma_{1,3}} = 2000 \text{ с}$, управляющем ускорении на первом и третьем этапах $J_{1,3} = 0,01 \text{ м/с}^2$, на втором этапе $J_2 = 0,002813 \text{ м/с}^2$ и удельном импульсе $J_{y\partial} = 3000 \text{ м/с}$

Заключение

Применение маневра перемещения (сдвига) ИСЗ вдоль круговой орбиты возможно

- для коррекции положений ИСЗ в регулярных орбитальных группировках (системах);
- для поддержания заданных положений ИСЗ на экваториальной геостационарной орбите;

- при осуществлении сближения или расхождения ИСЗ на круговых орбитах.

Исследование баллистических свойств маневра перемещения (сдвига) ИСЗ вдоль круговой орбиты показало возможность его реализации. В процессе исследования выявлена общая структура маневра, определены характеристики его этапов и связи между ними. Найдена и обоснована программа реализации маневра с использованием двигателей с постоянной тягой. Определена энергетическая эффективность маневра при различных условиях его выполнения.

Полученные результаты используются в ФГБУ «Научно-исследовательский испытательный Центр подготовки космонавтов имени Ю. А. Гагарина» для обучения космонавтов теории перелетов.

Список литературы

- [1] Космонавтика. Энциклопедия / ред. В. П. Глушко. М. : Сов. энциклопедия, 1985. — 528 с. ↑¹
- [2] Основы теории полета космических аппаратов / ред. Г. С. Нариманов, М. К. Тихонравов. М. : Машиностроение, 1972. — 608 с. ↑¹

Рекомендовал к публикации

д.т.н. В. М. Хачумов

Об авторе:



Михаил Николаевич Бурдаев

Доктор технических наук, профессор, академик Академии космонавтики, космонавт-испытатель, главный научный сотрудник 57 отдела 5-го Научного управления ФГБУ «Научно-исследовательский испытательный Центр подготовки космонавтов имени Ю. А. Гагарина».

e-mail:

BurdaevMN@mail.ru

Образец ссылки на эту публикацию:

М. Н. Бурдаев. *Маневр изменения положения ИСЗ на круговой орбите с использованием поддерживающего ускорения* // Программные системы: теория и приложения : электрон. научн. журн. 2013. Т. 4, № 4(18), с. 3–15. URL: http://psta.psir.ru/read/psta2013_4_3-15.pdf

M. N. Burdayev. *The repositioning maneuver of artificial Earth satellite in a circular orbit with a supporting acceleration.*

ABSTRACT. The paper reveals the maneuver entity of reposition artificial satellite on a circular orbit with a supporting acceleration. A maneuver program implementation with using of constant thrust motors is found and proved. An energy efficiency of maneuver under various conditions of its implementation is determined. (*in Russian*)

Key Words and Phrases: maneuver, satellite, circular orbit, supporting acceleration, trajectory.