

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МАРШЕВОЙ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИЕЙ КА

---

Владимир Алексеевич ОБУХОВ родился в 1940 г. в городе Москве. Заместитель директора НИИ прикладной механики и электродинамики (НИИПМЭ). Кандидат технических наук, старший научный сотрудник. Основные научные интересы — в области электрических ракетных двигателей и их применения. Автор более 130 научных работ. E-mail: riame@sokol.ru

Vladimir A. OBUKHOV, Ph. D., was born in 1940, in Moscow. He is currently the Vice Director at the Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics (RIAME). His major research interests are in electric propulsion thrusters and their applications. He has published more than 130 technical papers. E-mail: riame@sokol.ru

---

Александр Иванович ПОКРЫШКИН родился в 1953 г. в городе Сваляве Закарпатской области. Начальник лаборатории НИИ прикладной механики и электродинамики (НИИПМЭ). Кандидат технических наук, старший научный сотрудник. Основные научные интересы — в области динамики, баллистики, управления полетом летательных аппаратов. Автор более 120 научных работ. E-mail: riame@sokol.ru

Alexander I. POKRYSHKIN, Ph. D., was born in 1953, in the Transcarpathian Region. He is the Head of a Laboratory at the Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics (RIAME). His major research interests are in flight dynamics and attitude control for spacecraft equipped by electric propulsion thrusters. He has published over 120 technical papers. E-mail: riame@sokol.ru

---

Гарри Алексеевич ПОПОВ родился в 1934 г. в городе Москве. Директор НИИ прикладной механики и электродинамики (НИИПМЭ). Академик РАН. Доктор технических наук, профессор. Основные научные интересы — в области электрических ракетных двигателей и их применения. Автор более 170 научных работ. E-mail: riame@sokol.ru

Garri A. POPOV, Dr. Sci., a Member of the Russian Academy of Sciences, was born in 1934 in Moscow. He is currently the Director at the Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics (RIAME). His major research interests are in electric propulsion thrusters and their applications. He has published more than 170 technical papers. E-mail: riame@sokol.ru

---

Наталья Викторовна ЯШИНА родилась в городе Москве. Научный сотрудник НИЦ «Поколение» МАИ. Основные научные интересы — в области динамики и управления полетом летательных аппаратов. Автор более 40 научных работ. E-mail: aet@mai.ru

Natalia V. YASHINA, was born in Moscow. She is a Senior Research Associate in the «Generation» Research Center at the Moscow Aviation Institute. Her major research interests are in flight dynamics and ballistics for spacecraft equipped by electric propulsion thrusters. She has published over 40 technical papers. E-mail: aet@mai.ru

---

*Рассматривается проблема управления ориентацией космического аппарата с использованием маршевой электроракетной двигательной установки при некопланарном межорбитальном полете и выбранной схеме ориентации панелей солнечных батарей (ПСБ) на Солнце. Исследуются особенности ориентации КА и определяются области траектории перелета, на которых угловые ускорения продольной оси КА принимают наибольшие значения. Для снижения максимальных значений управляющих моментов, а следовательно, и углов поворота маршевых двигателей предлагается использовать небольшие отклонения ориентации ПСБ на Солнце. Существенным для снижения величин управляющих моментов является возможность перехода от одного варианта ориентации ПСБ на Солнце к другому, отличающемуся знаком угла поворота ПСБ.*

*Problem of spacecraft attitude control for a non-coplanar inter-orbital flight using hinged sustainer electric propulsion has been studied. Trajectory legs corresponding maximum angular acceleration of the spacecraft longitudinal axis at plane configuration for the solar panel (SP) orientation to the Sun are under investigation. It has been shown that small permitted deviations of the SP orientation to the Sun provide reduction of control moments and deflections of cruise propulsions. Possibility is important to change one SP orientation variant by another differing the sign of the SP rotation angle, which provides reducing control moment values.*

**Ключевые слова:** электроракетная двигательная установка, панели солнечной батареи, межорбитальный полет, поворотные маршевые двигатели, управление ориентацией.

**Key words:** sustainer electric propulsion, solar cell panels, inter-orbital journey, pivoted sustainer propulsion, attitude control.

**Введение**

Применение электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) требует оснащения КА большими по размеру панелями солнечной батареи (ПСБ) для питания двигателей. Это осложняет решение проблем управления КА с ЭРДУ по сравнению с КА, оснащенными химическими двигателями, так как кроме ориентации КА, связанной с выполнением целевой задачи, появляется необходимость отслеживания ориентации ПСБ на Солнце для выработки электрической мощности, достаточной для работы служебных систем и ЭРДУ. Особый интерес представляет исследование проблем управления КА с ЭРДУ при некомпланарном межорбитальном переводе КА с высокоэллиптической орбиты (ВЭО) на геостационарную орбиту (ГСО).

**Особенности ориентации КА на этапе выведения**

Для решения задачи выведения КА с ВЭО на ГСО с помощью ЭРДУ рассматривается самолетная схема расположения ПСБ, при которой вектор тяги ЭРДУ номинально направлен вдоль продольной оси КА, ось ПСБ располагается ортогонально этой оси, а сами ПСБ могут поворачиваться относительно этой оси [1, 2]. Ориентация ПСБ на Солнце в са-

молетной схеме осуществляется путем разворота КА на угол крена  $\gamma$  относительно продольной оси КА и поворота ПСБ относительно своей оси на угол  $\vartheta_{СБ}$ .

В качестве основных исполнительных органов для управления ориентацией КА и ПСБ рассматриваются поворотные маршевые двигатели и приводы СБ, осуществляющие развороты ПСБ относительно корпуса КА. Поворотные маршевые двигатели могут быть использованы как самостоятельные исполнительные органы системы ориентации КА, но могут быть использованы и совместно с маховиками, в том числе и для разгрузки инерциальной системы ориентации. В данной работе рассматривается использование поворотных маршевых двигателей для непосредственного управления требуемой ориентацией КА на этапе выведения.

На рис. 1 представлена схема ориентации КА и ПСБ на Солнце на этапе выведения. На рисунке КА условно изображен в виде параллелепипеда. Система координат  $XYZ$  связана с продольной осью КА, ось  $Y$  направлена вдоль продольной оси КА, ось  $Z$  направлена вдоль оси вращения ПСБ. Связанная с КА система координат  $X_1Y_1Z_1$  получается путем

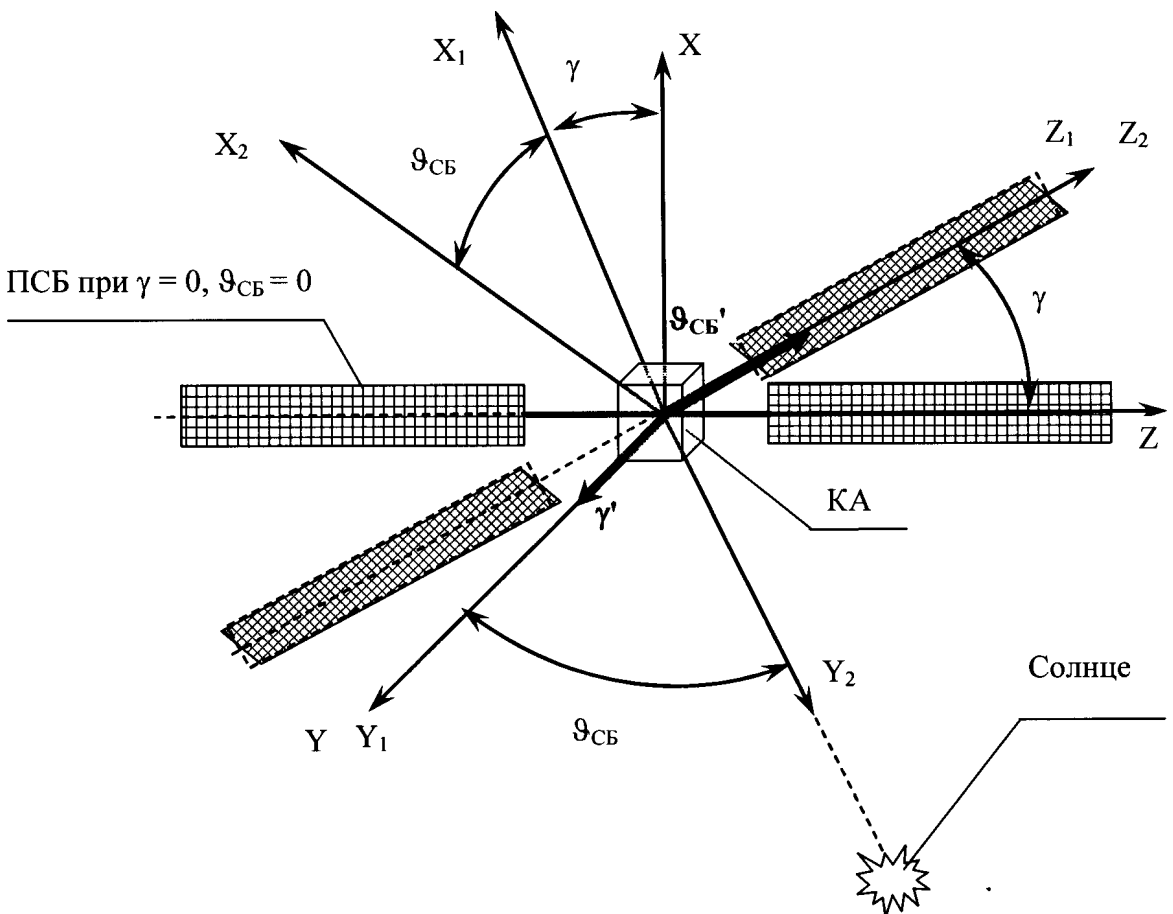


Рис. 1. Схема ориентации КА и ПСБ на Солнце на этапе выведения

поворота системы координат  $XYZ$  на угол крена  $\gamma$  относительно оси  $Y$ . Система координат, связанная с панелями СБ,  $X_2Y_2Z_2$  получается поворотом системы координат  $X_1Y_1Z_1$  на угол поворота ПСБ  $\vartheta_{\text{СБ}}$  относительно оси  $Z_1$ . Направление нормали к ПСБ совпадает с осью  $Y_2$ .

Важной особенностью данной схемы ориентации является наличие двух возможных вариантов ориентации, которые отличаются друг от друга по углу крена на  $180^\circ$ , а по углу поворота ПСБ знаком. Существует также вырожденный случай ориентации КА, когда продольная ось КА совпадает с направлением на Солнце. В этом случае угол поворота ПСБ равен нулю или  $180^\circ$ , а угол крена при этом может быть любым.

Особенность такой схемы построения ориентацией КА состоит в том, что в некоторых ситуациях точная ориентация ПСБ на Солнце требует очень больших значений угловых скоростей и ускорений разворота КА по углу крена и углу поворота ПСБ. Ситуации эти возникают в тех случаях, когда угол между направлением продольной оси КА и направлением на Солнце мал. Величина угловых ускорений при этом существенно зависит от угловых скоростей и ускорений изменения ориентации продольной оси КА. На более низких орбитах угловые скорости изменения ориентации продольной оси КА выше, чем на высоких орбитах, и угловые ускорения разворота КА по крену для обеспечения точной ориентации КА на Солнце будут иметь большие значения.

Высокие угловые скорости разворотов приводят к высоким требованиям по управляющим моментам, которые должны быть реализованы на КА для управления ориентацией. Большие значения управляющих моментов потребуют больших углов поворота маршевых двигателей, которые приведут к снижению эффективности использования тяги ЭРДУ.

Для снижения требований к потребным управляющим моментам в работе предлагаются следующие способы:

- снижение требований к точности ориентации ПСБ на Солнце;
- оптимизация даты старта и величины начального значения долготы восходящего узла, для того чтобы неблагоприятные условия ориентации КА реализовывались на большей высоте.

Мощность, вырабатываемая СБ, зависит от величины угла  $\mu$  между нормалью к ПСБ и направлением на Солнце следующим образом:

$$N(\mu) = \cos\mu^{(1+k\sin\mu)}, \quad (1)$$

где  $k$  — коэффициент, зависящий от покрытия ПСБ [3]. Для оценок можно принять  $k = 2$ . Тогда при точности ориентации в  $10\text{--}20^\circ$  потери мощности составят  $2\text{--}10\%$ . Для оценки влияния момента старта КА на снижение требований к системе ориентации проводился параметрический анализ взаимного расположения Солнца и витков траектории раскрутки.

Важно отметить, что при самолетной схеме расположения ПСБ и использовании поворотных маршевых двигателей дополнительных затрат рабочего тела для обеспечения угловой ориентации КА и ПСБ в чистом виде не требуется. Эффект работы системы ориентации может сказаться косвенно, путем снижения эффективности использования тяги двигательной установки. Эффективность управления будет тем выше, чем меньше будут значения углов отклонения двигателей и отклонения нормали ПСБ от направления на Солнце.

### Основные параметры КА и возможности системы ориентации

Анализ особенностей ориентации КА с ЭРДУ проводился на основе баллистических расчетов перевода КА массой порядка  $3000$  кг с высокоэллиптической орбиты на ГСО. Мощность СБ составляла порядка  $20$  кВт. Для такого КА при оценке управляющих моментов в данной работе использовались следующие средние значения моментов инерции по осям КА: ось  $X$  —  $23310$  кг·м<sup>2</sup>, ось  $Y$  —  $17310$  кг·м<sup>2</sup>, ось  $Z$  —  $12820$  кг·м<sup>2</sup>.

Рассматривалась ЭРДУ, включающая в себя четыре электроракетных двигателя (ЭРД). Тяга ЭРДУ принималась равной  $0,84$  Н.

Расположение двигателей относительно центра масс КА принималось следующим: расстояние от продольной оси  $Y$  —  $0,5$  м, расстояние до плоскости  $XZ$  —  $2,5$  м. Для создания управляющих моментов ЭРД могут поворачиваться в карданном подвесе относительно осей, параллельных осям  $X$  и  $Z$ .

Для оценки углов разворота двигателей рассматривается четыре маршевых двигателя, расположенных на проекциях центральных осей инерции КА на плоскость установки двигателей (рис. 2).

На рисунке условно показано размещение четырех двигателей относительно КА и направления отклонения двигателей, создающих положительный управляющий момент. Двигатели, расположенные по оси  $X$ , обозначены номерами 1 и 3, двигатели, расположенные по оси  $Z$  — номерами 2 и 4.

Для создания момента относительно продольной оси  $Y$  (по крену) двигатели разворачиваются относительно осей, пересекающих продольную ось  $Y$ , в разные стороны на одинаковые углы. Для со-

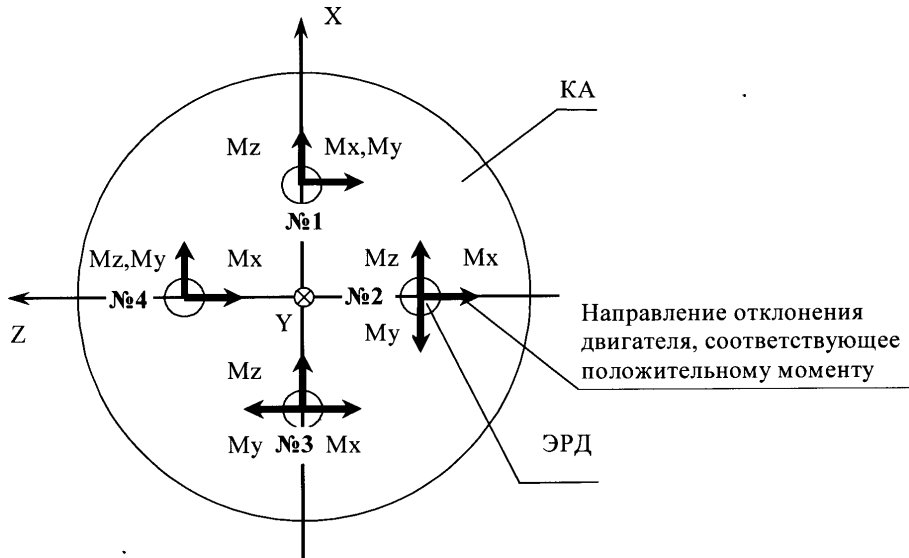


Рис. 2. Схема расположения двигателей и создаваемых ими моментов

здания управляющих моментов относительно осей  $X$  и  $Z$  двигатели поворачиваются на одинаковые углы относительно соответствующих осей в одну сторону.

**Данные баллистических расчетов**

При анализе углового движения КА были использованы данные баллистических расчетов траектории перевода КА с помощью ЭРДУ с высокоэллиптической орбиты на геостационарную. Рассматривается траектория выведения с помощью ЭРДУ длительностью 180 суток.

Особенностью траектории выведения являлось то, что линия абсид фактически лежит в плоскости экватора. Это и определяет особенности ориентации продольной оси КА при оптимальном выведении. Параметры оскулирующего эллипса в процессе выведения меняются медленно. Начальные параметры орбиты имеют следующие значения: большая полуось — 39 тыс.км, эксцентриситет — 0,824, на-

клонение  $45,2^\circ$ , долгота восходящего узла —  $-0,03^\circ$ , азимут перигея —  $2^\circ$ .

Основными параметрами, влияющими на ориентацию продольной оси КА, являются быстроменяющиеся углы истинной аномалии, рыскания и тангажа. Угол истинной аномалии меняется монотонно по всей траектории выведения, в районе перигея скорость его изменения максимальна.

Графики изменения углов рыскания и тангажа приведены на рис. 3, 4.

На основании графиков изменения углов рыскания и тангажа для анализа особенностей углового движения продольной оси КА были выбраны три наиболее характерные области изменения параметров управления ориентацией продольной оси КА: начальный участок этапа выведения (0—3 суток), средний участок (50—60 суток), конечный участок полета (140—143 суток).

На рис. 5—10 показаны графики изменения углов рыскания и тангажа для выбранных областей.

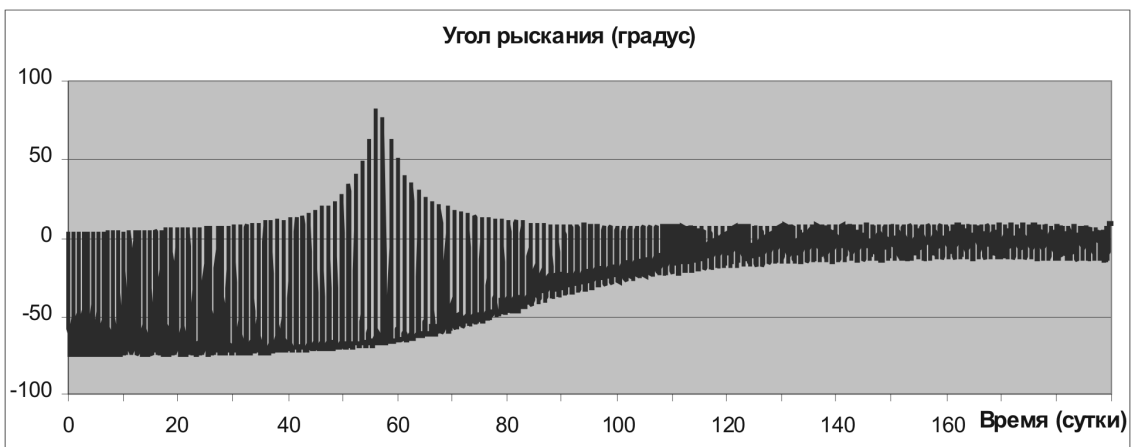


Рис. 3. Изменение угла рыскания по траектории

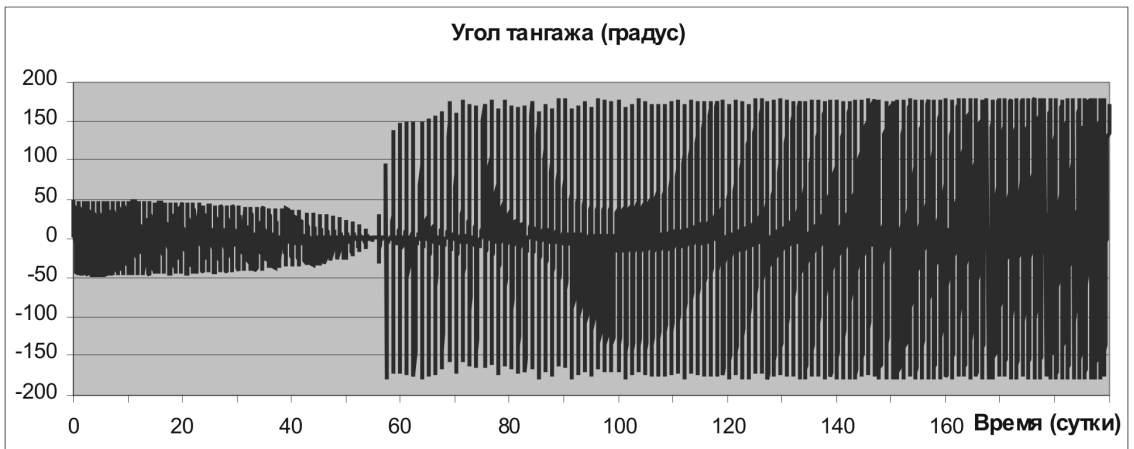


Рис. 4. Изменение угла тангажа по траектории

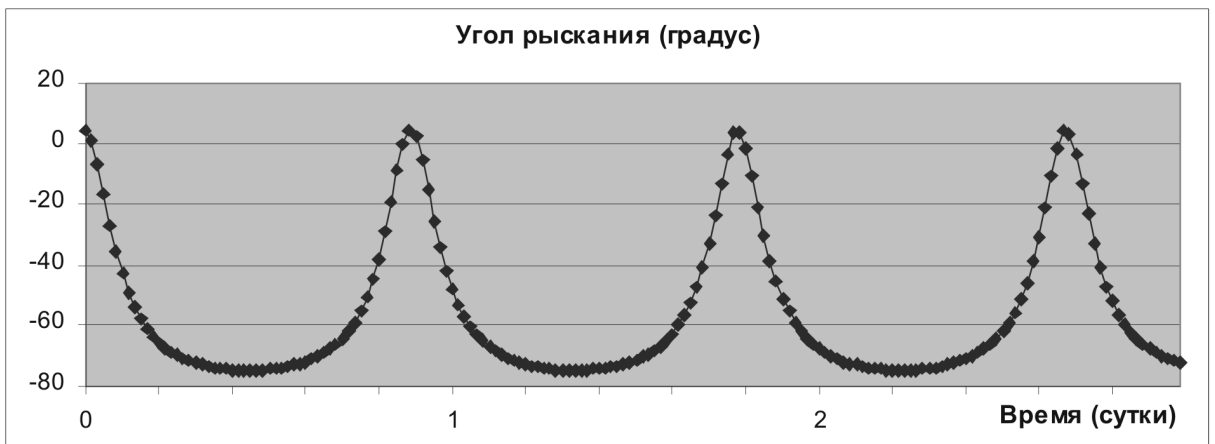


Рис. 5. Изменение угла рыскания на начальном участке траектории

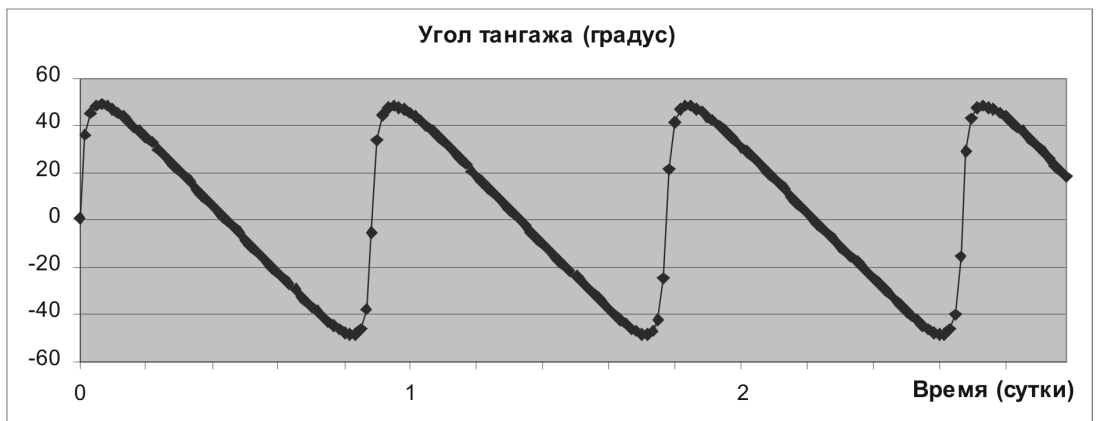


Рис. 6. Изменение угла тангажа на начальном участке траектории

Наиболее напряженными областями траектории выведения для управления ориентацией являются области вблизи точек перигея. В этих точках зависимости углов истинной аномалии, рыскания и тангажа претерпевают максимальные изменения. Если при этом ориентация продольной оси КА по направлению будет близкой к направлению на Сол-

нце, то в этих областях следует ожидать максимальных значений угловых ускорений по углам крена и повороту ПСБ, обеспечивающих точную ориентацию ПСБ на Солнце.

На среднем участке характер изменения угла тангажа существенно меняется. До примерно 55-х суток полета плавное изменения угла тангажа про-

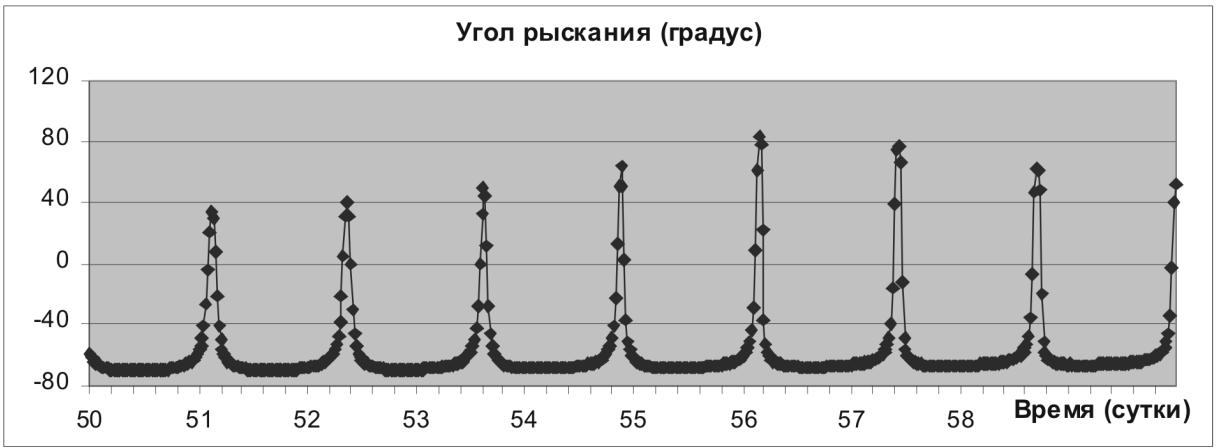


Рис. 7. Изменение угла рыскания на среднем участке траектории

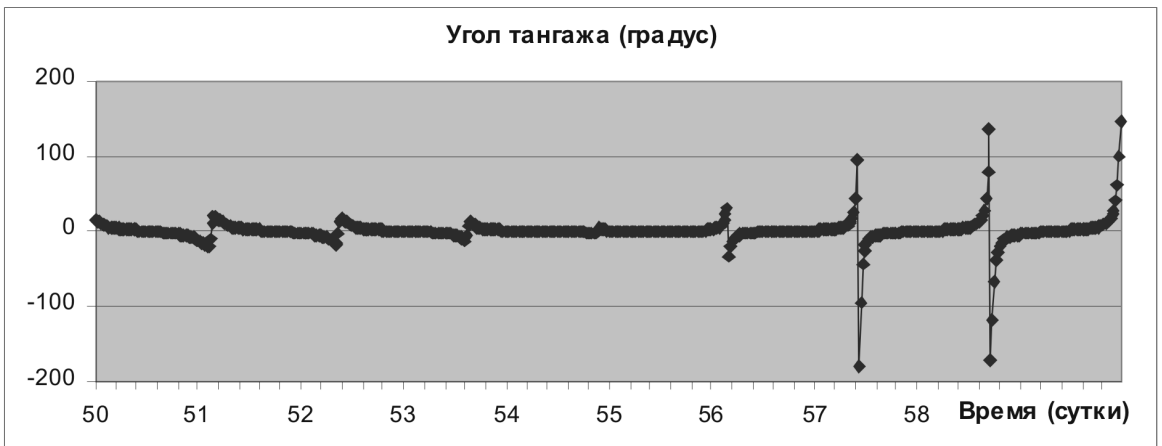


Рис. 8. Изменение угла тангажа на среднем участке траектории



Рис. 9. Изменение угла рыскания на конечном участке траектории

исходит с уменьшением значения самого угла, а после 55-х суток плавное изменение угла тангажа происходит при увеличении значения угла. В районе 56-х суток полета угол тангажа меняется от +30

до  $-32^\circ$ , в районе 59-х суток угол тангажа меняется уже от  $+135$  до  $-170^\circ$ .

На конечном участке полета угол тангажа монотонно возрастает. Скорость его изменения несколько увеличивается в районе перигея.

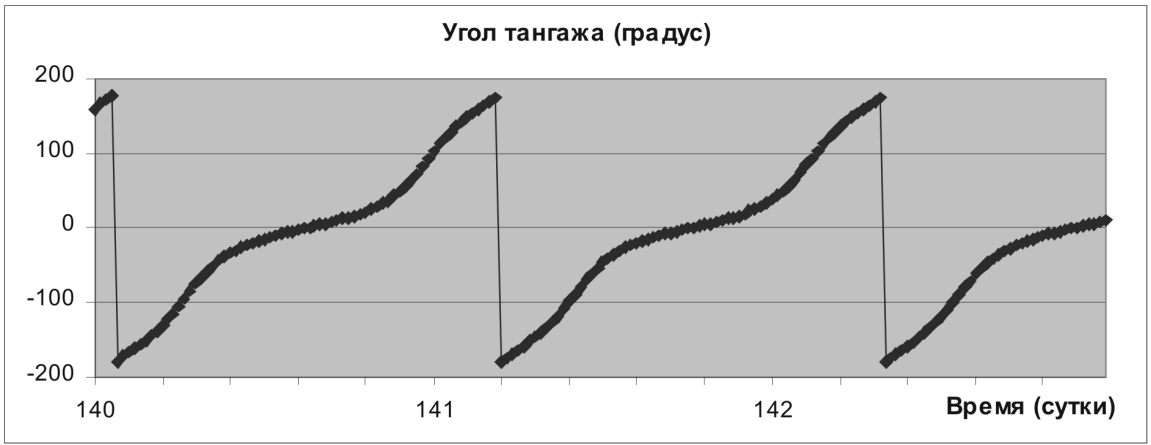


Рис. 10. Изменение угла тангажа на среднем участке траектории

**Динамика изменения ориентации продольной оси**

Динамика изменения ориентации продольной оси КА в пространстве позволяет предварительно оценить потребные значения управляющих моментов и углов поворота маршевых двигателей, необходимых для реализации оптимальной траектории выведения КА.

Анализ графиков изменения угла  $\alpha_{п.о}$  между продольной осью КА и проекции этой оси на плоскость оскулирующего эллипса и угла  $\delta_{п.о}$  между проекцией продольной оси на плоскость оскулирующего эллипса и направлением на точку перигея показывает, что изменения углов, характеризующих ориентацию продольной оси относительно оскулирующего эллипса, носит сложный колебательный характер с достаточно большими значениями ускорений в области перигея.

На начальном участке траектории выведения продольная ось КА вместе с самим аппаратом поворачивается вокруг Земли, при этом значительно отклоняется от плоскости оскулирующего эллипса. На конечном участке траектории продольная ось ориентируется вдоль направления линии абсид и совершает относительно ее не очень интенсивные колебательные движения. Наиболее напряженным с точки зрения реализации углового движения является средний участок траектории, когда меняется характер изменения угла тангажа.

В табл. 1 приведены максимальные значения ускорений углов ориентации продольной оси КА относительно оскулирующего эллипса, необходимые для реализации требуемой ориентации продольной оси КА на оптимальной траектории выведения.

Полагая момент инерции равным  $2,331 \times 10^4 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$ , для максимального углового ускорения  $1,3 \times 10^{-6} \text{ рад/с}^2$  получим величину управляющего момента, равную  $30 \times 10^{-3} \text{ Н}\cdot\text{м}$ . Величина этого момента должна быть создана относительно осей X, Z. Для создания такого ускорения с помощью маршевых двигателей потребуются повороты двигателей на угол не более  $1^\circ$ .

**Динамика изменения ориентации ПСБ**

В отличие от ориентации продольной оси ориентация ПСБ существенно зависит от расположения Солнца относительно траектории выведения. Оценка динамики изменения ориентации ПСБ проводилась для выбранных трех участков траектории выведения путем варьирования начальной долготы восходящего узла траектории КА  $\Omega_0$  и начального положения Солнца относительно точки весеннего равноденствия  $\lambda_c$ .

Для анализа ориентации ПСБ на Солнце были выбраны три варианта, соответствующие максимальным значениям ускорения по углу крена  $\gamma''$ :

Таблица 1

**Максимальные ускорения углов ориентации продольной оси ( $10^{-6} \text{ рад/с}^2$ )**

	Угол $\alpha_{п.о}$	Угол $\delta_{п.о}$
Начальный участок этапа выведения	0,058	0,276
Средний участок этапа выведения	1,200	1,300
Конечный участок этапа выведения	0,060	0,400

1) начальный участок выведения:

$$\Omega_0 = 45^\circ, \lambda_c = 90^\circ; \gamma'' = 0,798 \cdot 10^{-6} \text{ рад/с}^2;$$

2) средний участок выведения:

$$\Omega_0 = 45^\circ, \lambda_c = 45^\circ; \gamma'' = 2,013 \cdot 10^{-6} \text{ рад/с}^2;$$

3) конечный участок выведения:

$$\Omega_0 = 90^\circ, \lambda_c = 45^\circ; \gamma'' = 0,631 \cdot 10^{-6} \text{ рад/с}^2.$$

На рис. 11–13 приведены графики изменения угла крена для различных вариантов анализа.

Изменения углов крена и поворота ПСБ носят сложный колебательный характер с резкими изменениями и достаточно большими значениями ускорений в области перигея. Приведенные данные позволяют оценить динамические моменты, в связанной с КА системе координат, обеспечивающие требуемую ориентацию продольной оси КА и точную ориентацию ПСБ на Солнце.

Практически для всех вариантов максимальные динамические моменты имеют место вокруг оси Y,



Рис. 11. Изменение угла крена, вариант 1

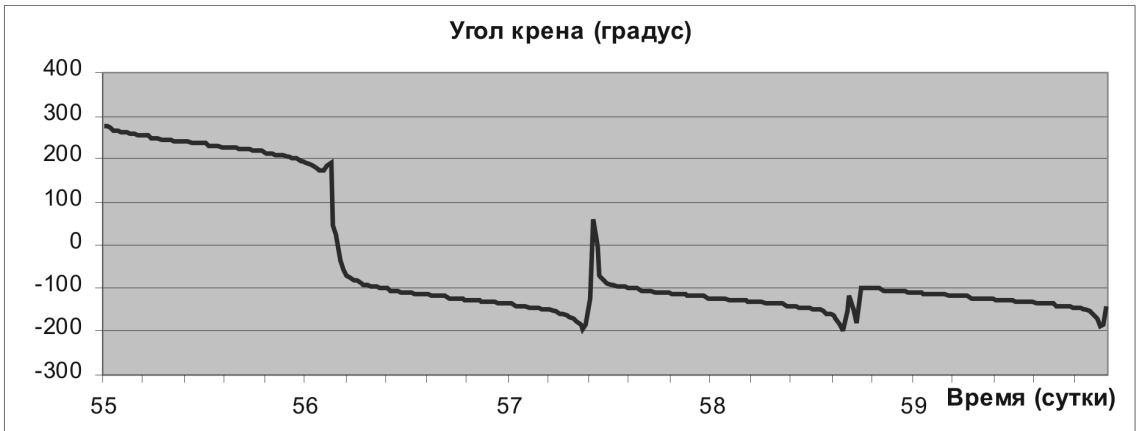


Рис. 12. Изменение угла крена, вариант 2

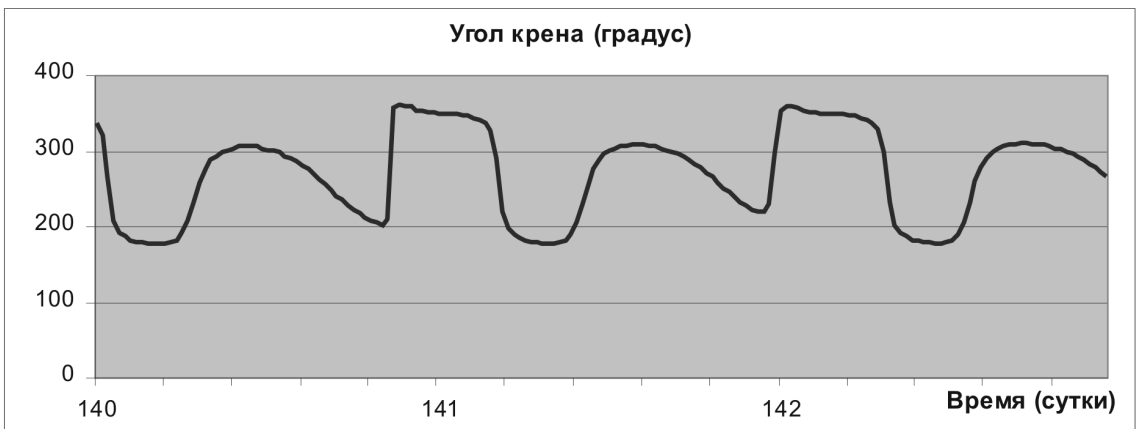


Рис. 13. Изменение угла крена, вариант 3



т.е. соответствуют ускорениям изменения угла крена. В то же время для оценки управляющих моментов, которые должны быть созданы поворотными маршевыми двигателями, кроме динамических моментов, нужно учесть также внешние моменты.

### Внешние факторы, действующие на КА

На этапе выведения на КА действуют различные внешние возмущения, наиболее существенными из которых с точки зрения углового движения являются момент, обусловленный солнечным давлением, и гравитационный момент.

Оценка величины момента от солнечного давления составляет  $0,065 \cdot 10^{-3}$  Н·м, что оказывается существенно меньше динамических моментов.

Гравитационный момент, действующий на КА, рассчитывался как сумма гравитационных моментов, действующих на корпус КА и на ПСБ.

Величина гравитационного момента существенно зависит от расстояния между КА и центром Земли, поэтому понятно, что величина гравитационного момента будет больше для начального участка траектории в области перигея.

Наибольшие значения гравитационного момента реализуются относительно оси  $Y$ . На начальном участке траектории для первого варианта максимальная величина гравитационного момента составляет около  $14 \cdot 10^{-3}$  Н·м. Максимальные значения гравитационных моментов несколько превосходят по величине максимальные значения динамических моментов. Для среднего участка траектории максимальное значение гравитационного момента составляет  $2,3 \cdot 10^{-3}$  Н·м. На конечном участке траектории максимальная величина гравитационного момента становится менее  $0,04 \cdot 10^{-3}$  Н·м, что существенно меньше динамических моментов.

### Управляющие моменты и отклонения маршевых двигателей

Совокупность динамических и гравитационных моментов определяет управляющие моменты, которые должны быть реализованы поворотом маршевых электроракетных двигателей.

Расчеты показали, что наибольшие значения управляющих моментов реализуются относительно оси  $Y$ . Максимальное значение управляющего момента реализуется для варианта анализа 2 на среднем участке траектории и составляет  $35 \cdot 10^{-3}$  Н·м. Для остальных вариантов максимальное значение управляющего момента составляет не более  $20 \cdot 10^{-3}$  Н·м.

### Углы отклонения маршевых двигателей

На рис. 14, 15 показаны зависимости углов отклонения двигателей 1, 3 при одновременном управлении по всем осям. Для каждого из двигателей рассмотрены отклонения вокруг осей  $X$  и  $Z$ . Управляющий момент относительно оси  $Y$  для данной пары двигателей создается поворотом маршевых двигателей вокруг оси  $X$  в разные стороны.

Максимальные значения углов отклонения двигателей имеют место в районе точки перигея, при этом участки, на которых эти отклонения заметны, имеют продолжительность порядка 0,1 сут. Фактически доля времени, когда двигатели заметно отклоняются от номинального положения, составляет не более 10% общего времени. Величина отклонений двигателей для начального участка составляет 2—2,5°. Самые большие отклонения углов поворота маршевых двигателей имеют место для среднего участка траектории, около 5,2°. На конечном участке траектории максимальные углы отклонения маршевых двигателей составляют около 3°.

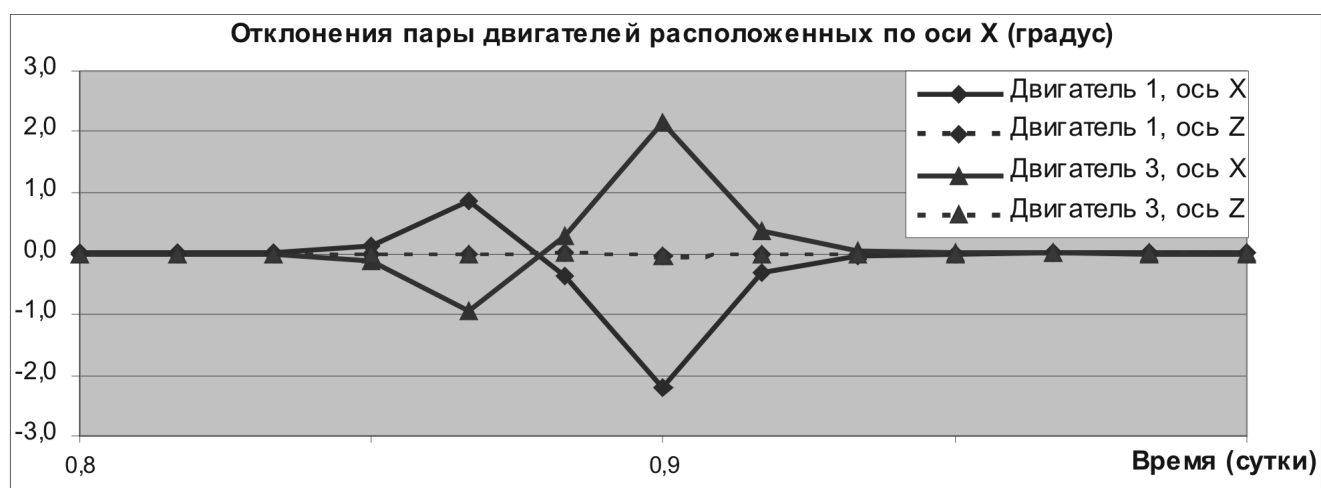


Рис. 14. Отклонения двигателей на начальном участке, вариант 1

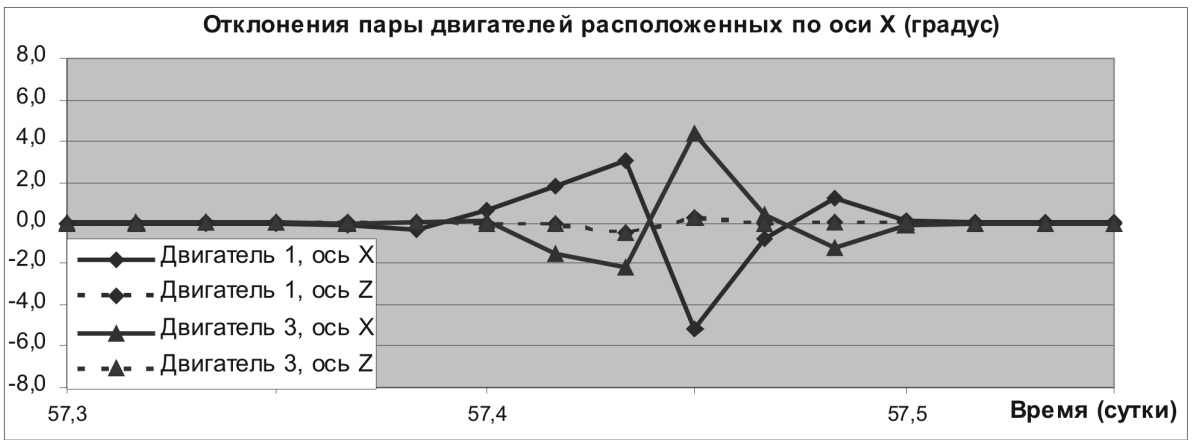


Рис. 15. Отклонения двигателей на среднем участке, вариант 2

Отклонение двигателей на 5° приведет к потере тяги не более 0,4%. С учетом того что продолжительность полета с большими отклонениями углов поворота маршевых двигателей не превышает 10% общего времени, можно сделать вывод о том, что управление ориентацией КА с помощью маршевых двигателей существенно не повлияет на управление движением центра масс КА.

**Снижение требований к системе ориентации**

Из анализа идеальной ориентации КА видно, что реализация точной ориентации ПСБ на Солнце приводит к большим значениям управляющих моментов. Если требования к точности ориентации ПСБ на Солнце несколько снизить, то значения угловых ускорений для углов крена и поворота ПСБ можно уменьшить. Величина возможного отклонения угла крена от номинального  $d\gamma$  зависит как от допустимой точности ориентации  $\delta$ , так и от значения угла между продольной осью КА и направлением на Солнце, величина которого совпадает с номинальной величиной угла поворота ПСБ  $\vartheta_{СБ}$ . Снижение требований к величинам управляющих моментов возможно за счет сглаживания зависимо-

сти угла крена по времени или за счет перехода от одного варианта ориентации к другому варианту, отличающемуся знаком угла поворота ПСБ.

В табл. 2 приведены значения ускорений изменения угла крена и отклонения маршевых двигателей при точном отслеживании ориентации ПСБ на Солнце и при отслеживании ориентации ПСБ с точностью не хуже 10°. В качестве отклонений маршевых двигателей при отслеживании ориентации ПСБ с точностью не хуже 10° приведены их оценки. При получении этих оценок предполагалось, что максимальные отклонения маршевых двигателей пропорциональны величине ускорения изменения угла крена.

Из табл. 2 видно, что при точности ориентации ПСБ на Солнце не хуже 10° можно ожидать отклонения маршевых двигателей порядка 2—3°.

**Выводы**

Рассмотрены вопросы ориентации КА на этапе выведения с использованием ЭРДУ. Этап выведения отличается сложным угловым движением КА, которое обусловлено необходимостью обеспечения заданного направления вектора тяги КА, а также

Таблица 2

**Сравнение углов отклонений двигателей при точной ориентации ПСБ на Солнце и при точности ориентации не хуже 10°**

Участок	$\Omega_0$	$\lambda_c$	Точная ориентация		Точность ориентации не хуже 10°	
			Максимальное ускорение ( $10^{-6}$ рад/с <sup>2</sup> )	Отклонения двигателей (градус)	Максимальное ускорение ( $10^{-6}$ рад/с <sup>2</sup> )	Отклонения двигателей (градус)
Начальный	45	90	0,82	2,2	0,25	0,7
Средний	45	45	2,00	4,9	0,78	2,0
Конечный	90	45	1,20	2,8	0,10	0,2

ориентации панелей солнечных батарей на Солнце.

При анализе отклонений маршевых двигателей для управления ориентацией КА и ПСБ получено, что при точной ориентации ПСБ на Солнце максимальные значения углов отклонения двигателей имеют место в районе точки перигея и составляют около  $5^\circ$ , при этом участки, на которых эти отклонения заметны, имеют продолжительность порядка 0,1 суток. Потери тяги составят не более 0,4%. При таких отклонениях маршевых двигателей работа системы управления ориентацией КА не повлияет на управление движением центра масс КА.

Исследования по снижению требований к системе ориентации КА и ПСБ показали, что за счет небольших отклонений ориентации ПСБ на Солнце, а также за счет выбора начальной даты старта можно уменьшить приведенные выше значения управляющих моментов и отклонений маршевых двигателей. Существенной при снижении требований к ориентации является возможность перехода от одного варианта ориентации ПСБ на Солнце к другому варианту, отличающемуся по величине угла крена на  $180^\circ$  и знаком угла поворота ПСБ. При точности ориентации ПСБ на Солнце не хуже  $10^\circ$  можно ожидать отклонения маршевых двигателей порядка  $2-3^\circ$ .

Проведенные расчеты показывают, что выбранная схема управления угловым движением КА с использованием поворотных маршевых двигателей позволяет обеспечить управление ориентацией КА на этапе выведения с высокой эффективностью.

*Исследование выполнено в ФГНУ НИИПМЭ  
при поддержке РФФИ  
(проект 07-08-13548-офи\_ц)*

## Библиографический список

1. *Konstantinov M.S.* Transport capabilities of a spacecraft with the chemical and electric propulsion at the insertion of satellites into geostationary orbit with use of Moon's swingby. Proceeding of 54-th International Astronautical Congress. Paper IAC-03-V.3.07. Bremen, Germany, 2003.

2. Kim V., Popov G.A., V.A.Obukhov, Konstantinov M.S., G.G.Fedotov, V.V.Balashov, A.I.Pokryshkin, V.M.Kulkov, Yu.G.Yegorov, V.N.Tchizhukhin, K.A.Pavlov, S.P.Zatserkovny, V.M.Murashko, B.N.Arhipov, B.N.Martynov, B.I.Yarotski. Electric propulsion modules for «Yamal» and «Astro» Spacecraft orbital transfer. Space Technology. Vol. 2010, No. 12, p.p. 1-8. 2000.

3. Solar Batteries Power Increase Prospect for the Sun Flight Missions. Y.B.Vasylyev, 4th European Space Power conference, Piotiers, France, September 4-8, 1995.

Московский авиационный институт

Статья поступила в редакцию 20.04.2009