

УДК 681.51:629.78

ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЙ АЛГОРИТМ ФОРМИРОВАНИЯ ПРОГРАММНОГО ДВИЖЕНИЯ В ПРОГРАММНОМ ПОВОРОТЕ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

© 2015 В. В. Салмин², А. В. Филатов¹, И. С. Ткаченко²,
А. А. Тюгашев², Е. В. Сопченко²

¹АО «РКЦ «Прогресс», г. Самара

²Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

В статье описывается математическая модель и программная реализация вычислительного алгоритма формирования программного движения при программном повороте опытно-технологического малого космического аппарата. Вычислительный алгоритм предназначен для расчёта программных параметров траектории программного поворота малого космического аппарата; определения моментов времени, в которые происходит смена законов движения объекта в процессе поворота, а также программных параметров движения в этих точках для определения интервалов, характеризующихся постоянством законов движения объекта, положения осей вращения объекта на этих интервалах. Приводятся сведения о приборном составе, базовых режимах функционирования, принципах организации системы управления движением. Опытно-технологический малый космический аппарат «АИСТ-2Д» имеет массу до 500 кг, функционирует на околокруговой орбите высотой 600 километров. Система управления движением включает в свой состав датчики и исполнительные механизмы, собственный вычислитель. Программное обеспечение организовано как встроенное в техническую систему и реализует полную поддержку логики управления системой управления движением как в нормальных, так и в аномальных ситуациях. Программное обеспечение проходит многостадийный процесс отладки, обеспечивающий достижение требуемых показателей качества и надёжности.

Малый космический аппарат, бортовое программное обеспечение, система управления движением, режим, программный поворот, алгоритм, комплексная отладка.

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-9-19

Система управления движением (СУД) малого космического аппарата (МКА) «АИСТ-2Д» представляет собой совокупность приборов и бортового программного обеспечения и предназначена для решения функциональных задач в соответствии с целевым назначением аппарата.

Приборный состав охватывает звёздные датчики, аналоговые магнитометры, одноосные измерители угловой скорости, оптический солнечный датчик. Управляющие моменты, прилагаемые к корпусу МКА по оси связанной системы координат в процессе управления угловым движением космического аппарата, создаются с помощью управляющих двигателей маховиков и силовых магнитов.

После отделения МКА от блока выведения или после неориентированного полёта при включении комплекса исполнительных и чувствительных элементов СУД работает в режиме гашения начальной угловой скорости. Важнейшими также являются режимы одноосной и трёхосной ориентации.

В настоящей работе рассматривается алгоритм программного поворота МКА, который относится к вычислительным. Для управления движением применяются магнитные исполнительные органы и комплекс управляющих двигателей маховиков.

Алгоритм формирования программного движения в программном повороте (ПП) предназначен для расчёта параметров траектории ПП, определения момен-

тов времени, характеризующихся сменой законов движения объекта в процессе ПП, программных параметров движения в этих точках и для определения интервалов, характеризующихся постоянством законов движения объекта, положения осей вращения объекта на этих интервалах.

Расчёт исходных данных на ПП для алгоритма состоит в разложении пространственного движения на более простые (плоские) движения, суперпозиция которых даёт траекторию переориентации.

Краевые условия ПП имеют вид:

$$t = t_{\text{нпп}}, \quad \lambda_p = \lambda_n, \quad \bar{\omega}_p = \bar{\omega}_n,$$

$$t = t_{\text{кпп}}, \quad \lambda_p = \lambda_k, \quad \bar{\omega}_p = \bar{\omega}_k,$$

где $t_{\text{нпп}}, t_{\text{кпп}}$ – начальный и конечный моменты времени ПП; λ_p – кватернион, определяющий программное положение солнечной системы координат (ССК) в инерционной системе координат (ИСК) в заданный момент времени t ; λ_n – расчётное значение кватерниона, определяющего положение ССК относительно ИСК в момент времени $t = t_{\text{нпп}}$; λ_k – кватернион, определяющий программное положение ССК в ИСК в момент времени $t = t_{\text{кпп}}$; $\bar{\omega}_p$ – программное значение вектора угловой скорости в заданный момент времени t ; $\bar{\omega}_n$ – измеренное значение вектора угловой скорости в момент времени $t = t_{\text{нпп}}$; $\bar{\omega}_k$ – измеренное значение вектора угловой скорости в момент времени $t = t_{\text{кпп}}$.

Пространственный манёвр (ПМ), как угловое перемещение ССК (базис E) за время $\tau_{\text{пм}}$ по отношению к положению ССК в момент времени T_0 (начало ПМ), представляется в виде совокупности вращений трёх опорных базисов E1, E2, E3. Искомое угловое перемещение ССК в заданный момент времени «T» определится следующим образом:

$$\lambda(T) = \lambda_0(T) \circ \lambda_1(T) \circ \lambda_2(T) \circ \lambda_3(T),$$

где $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$ – кватернионы, задающие повороты базисов E1, E2, E3 относительно базисов E0, E1, E2 соответственно.

Базис E1 вращается относительно базиса E0 со скоростью $\bar{\omega}_1$, при этом:

$$\bar{\omega}_1(t_{\text{нпп}}) = \bar{\omega}_n,$$

$$\bar{\omega}_1(t_{\text{нпп}} + \tau_{\text{пм}}) = 0,$$

$$\tau_{\text{пм}} = t_{\text{кпп}} - t_{\text{нпп}},$$

где $\tau_{\text{пм}}$ – длительность пространственного манёвра.

Это перемещение назовём гашением начальной скорости (ГНС).

Базис E2 вращается относительно базиса E1 со скоростью $\bar{\omega}_{21}$, при этом:

$$\bar{\omega}_2(t_{\text{нпп}}) = 0,$$

$$\bar{\omega}_2(t_{\text{нпп}} + \tau_{\text{пм}}) = 0.$$

Это перемещение назовём набором угла или доворотом.

Базис E3 вращается относительно базиса E2 со скоростью $\bar{\omega}_3$, при этом:

$$\bar{\omega}_3(t_{\text{нпп}}) = 0,$$

$$\bar{\omega}_3(t_{\text{нпп}} + \tau_{\text{пм}}) = \omega_k.$$

Это перемещение назовём набором конечной скорости (НКС).

При этом единичные вектора:

$$\bar{e}_1 = \text{vect } \lambda_1(t),$$

$$\bar{e}_2 = \text{vect } \lambda_2(t),$$

$$\bar{e}_3 = \text{vect } \lambda_3(t)$$

сохраняют неизменное положение

$$\bar{e}_1 \text{ в базисах E0, E1,}$$

$$\bar{e}_2 \text{ в базисах E1, E2,}$$

$$\bar{e}_3 \text{ в базисах E2, E3.}$$

Здесь $\bar{e}_1 = (e_{11}, e_{12}, e_{13})$ – направляющие косинусы вектора начальной угловой скорости (оси вращения базиса E1 относительно базиса E0); $\bar{e}_2 = (e_{21}, e_{22}, e_{23})$ – направляющие косинусы оси доворота; $\bar{e}_3 = (e_{31}, e_{32}, e_{33})$ – направляющие косинусы оси набора конечной скорости.

Направляющие косинусы \bar{e}_1, \bar{e}_3 определяются следующим образом:

$$|\bar{\omega}_H| = \sqrt{\sum_{i=1}^3 \omega_{Hi}^2},$$

$$|\bar{\omega}_K| = \sqrt{\sum_{i=1}^3 \omega_{Ki}^2},$$

$$e_{i\bar{r}} = \begin{cases} \frac{\omega_{Hi}}{|\bar{\omega}_H|} & \text{при } |\bar{\omega}_H| > \varepsilon \\ 0 & \text{при } |\bar{\omega}_H| \leq \varepsilon \end{cases},$$

$$i = \overline{1,3} \quad \varepsilon = 0.00000001;$$

$$e_{3i} = \begin{cases} \frac{\omega_{Ki}}{|\bar{\omega}_K|} & \text{при } |\bar{\omega}_K| > \varepsilon \\ 0 & \text{при } |\bar{\omega}_K| \leq \varepsilon \end{cases},$$

$$i = \overline{1,3} \quad \varepsilon = 0.00000001.$$

Далее определяется кватернион λ_f , соответствующий моменту времени $t = t_{\text{нпп}} + \tau_{\text{пм}} : \lambda_f = \lambda_K$.

Для деления программной траектории (ПТ) на участки с различными законами движения базиса Е2 используются временные интервалы длительностью Т1, Т2. Момент времени $[t_{\text{нпп}} + T1]$ соответствует достижению максимальной скорости вращения базиса Е2, а момент времени $[t_{\text{нпп}} + T2]$ – началу гашения этой скорости (участок движения с постоянной скоростью).

Деление интервала программной траектории зависит от длительности ПМ: при

$$\tau_{\text{пм}} \geq 144 \text{ с}, \quad T1 = 72 \text{ с}, \quad T2 = \tau_{\text{пм}} - T1,$$

где Т1 – длительность участка набора максимальной скорости, Т2 – длительность участков движения с постоянной скоростью $|\bar{\omega}_p|$ и набора конечной скорости.

Иначе, условие $T1 = T2 = 0,5 \cdot \tau_{\text{пм}}$ соответствует отсутствию «полки» (движение с постоянной скоростью $|\bar{\omega}_p|$) в законе движения базиса Е2. Далее определяются $\phi_1, \lambda_1, \phi_3, \lambda_3$:

$$\phi_1 = \frac{|\bar{\omega}_H| \cdot \tau_{\text{пм}}}{2} - \text{угол поворота на участке}$$

ГНС длительностью Т1;

$$\lambda_1 = \left(\cos \frac{\phi_1}{2}, e_{11} \cdot \sin \frac{\phi_1}{2}, e_{12} \cdot \sin \frac{\phi_1}{2}, e_{13} \cdot \sin \frac{\phi_1}{2} \right) -$$

кватернион углового перемещения при ГНС;

$$\phi_3 = \frac{|\bar{\omega}_K| \cdot \tau_{\text{пм}}}{2} - \text{угол поворота на участке}$$

НКС;

$$\lambda_3 = \left(\cos \frac{\phi_3}{2}, e_{31} \cdot \sin \frac{\phi_3}{2}, e_{32} \cdot \sin \frac{\phi_3}{2}, e_{33} \cdot \sin \frac{\phi_3}{2} \right)$$

– кватернион углового перемещения при НКС.

$\lambda_2 = \tilde{\lambda}_1 \circ \tilde{\lambda}_0 \circ \tilde{\lambda}_f \circ \tilde{\lambda}_3$ – кватернион углового перемещения при наборе угла (участок позиционного перехода).

Если $\lambda_{20} < 0$, то $\lambda_{2i} = -\lambda_{2i}, i = \overline{1,3}$ и обеспечивается положительное значение скалярной части кватерниона.

Изменение углового положения в позиционном переходе рассчитывается следующим образом:

$$\phi_2 = 2 \cdot \arccos(\lambda_{20}) = 2 \cdot \arcsin P,$$

$$\text{где } P = \sqrt{1 - \lambda_{20}^2},$$

если $1 - \lambda_{20}^2 < 0,0001$, то $P = 0,0001$;

$$e_{2i} = \frac{\lambda_{2(i+1)}}{\sin \frac{\phi_2}{2}}, \quad i = \overline{1,3}.$$

Формируется изменение углового положения в позиционном переходе:

$$\Phi\Gamma = \phi_2.$$

Далее последовательно рассчитываются и формируются коэффициенты для исходных данных на программный поворот:

- формируются коэффициенты модулей начальной и конечной скоростей соответственно:

$$C1\Gamma = |\bar{\omega}_H|, \quad C1H = |\bar{\omega}_K|;$$

- рассчитывается максимальное значение угловой скорости:

$$C1Y = \Phi\Gamma / T2;$$

- рассчитывается ускорение при наборе скорости на участке ГНС:

$$\Phi 1 Y = C 1 Y / T 1;$$

- рассчитывается изменение углового положения на участке длительностью T1:

$$C 2 Y = 0,5 \cdot C 1 Y \cdot T 1.$$

При циклической работе алгоритм вычисляет для заданного момента времени T ($T = t_{\text{тек}} - t_{\text{нпп}}$) программные значения вектора скорости $\bar{\omega}_{\text{пр}}$ и программный кватернион $\bar{\lambda}_{\text{пр}}$, определяющие движение КА в повороте.

Программная траектория на интервале [ТНПП, ТКПП], выделяемом для программного поворота, строится на основе суммирования движений, соответствующих гашению скорости ω_H , позиционному переходу, набору скорости ω_K .

Значения ω_H и ω_K представляют собой векторы программной угловой скорости КА в моменты времени ТНПП и ТКПП соответственно.

Изменение модуля скорости $\bar{\omega}_2$ на участке ПМ, в общем случае, характеризуют четыре участка:

- выход на максимальное значение модуля скорости (участок А);
- движение с постоянной скоростью (участок В);
- торможение (участок С);
- движение с заданной скоростью (участок D).

Если длительность ПП меньше 144 с, то участок «В» отсутствует. Далее определяются

$$\phi_1, \phi_3, \lambda_1, \lambda_3, \bar{\omega}_{P1}, \bar{\omega}_{P3}, \bar{\varepsilon}_{P1}, \bar{\varepsilon}_{P3}:$$

$$\phi_1 = \frac{|\bar{\omega}_H| * t * \left(2 - \frac{T}{\tau_{\text{ПТ}}}\right)}{2};$$

$$\lambda_1 = \left(\cos \frac{\phi_1}{2}, e_{11} \cdot \sin \frac{\phi_1}{2}, e_{12} \cdot \sin \frac{\phi_1}{2}, e_{13} \cdot \sin \frac{\phi_1}{2} \right);$$

$$\bar{\omega}_{P1} = \frac{C 1 \Gamma \cdot (\tau_{\text{ПМ}} - T)}{\tau_{\text{ПМ}}} \cdot \bar{e}_1;$$

$$\bar{\varepsilon}_{P1} = -\frac{C 1 \Gamma}{\tau_{\text{ПМ}}} \cdot \bar{e}_1; \quad \phi_3 = \frac{|\bar{\omega}_K| \cdot T^2}{2 \tau_{\text{ПМ}}};$$

$$\lambda_3 = \left(\cos \frac{\phi_3}{2}, e_{31} \cdot \sin \frac{\phi_3}{2}, e_{32} \cdot \sin \frac{\phi_3}{2}, e_{33} \cdot \sin \frac{\phi_3}{2} \right);$$

$$\bar{\omega}_{P3} = \frac{C 1 H \cdot T}{\tau_{\text{ПМ}}} \cdot \bar{e}_3; \quad \bar{\varepsilon}_{P3} = \frac{C 1 H}{\tau_{\text{ПМ}}} \cdot \bar{e}_3.$$

В зависимости от участка выбирается формула для расчёта ϕ_2 :

- для участка А:

$$\phi_2 = \frac{\Phi 1 Y \cdot T^2}{2};$$

$$\bar{\omega}_{P2} = \Phi 1 Y \cdot T \cdot \bar{e}_2;$$

$$\bar{\varepsilon}_{P2} = \Phi 1 Y \cdot \bar{e}_3;$$

- для участка В:

$$\phi_2 = C 2 Y + C 1 Y \cdot (T - T 1);$$

$$\bar{\omega}_{P2} = C 1 Y \cdot \bar{e}_2;$$

$$\bar{\varepsilon}_{P2} = 0;$$

- для участка С:

$$\phi_2 = \Phi \Gamma - \frac{\Phi 1 Y \cdot (\tau_{\text{ПМ}} - T)^2}{2};$$

$$\bar{\omega}_{P2} = \Phi 1 Y \cdot (\tau_{\text{ПМ}} - T) \cdot \bar{e}_2;$$

$$\bar{\varepsilon}_{P2} = -\Phi 1 Y \cdot \bar{e}_2.$$

Таким образом, в конечном итоге значения программных параметров движения на участках определяются следующим образом:

- значения проекций заданной угловой скорости на оси $X_{\text{ПСК}}, Y_{\text{ПСК}}, Z_{\text{ПСК}}$:

$$\bar{\omega}_{\text{пр}} = \tilde{\lambda}_3(T) \circ \tilde{\lambda}_2(T) \circ \bar{\omega}_{P1}(T) \circ \lambda_2(T) \circ \lambda_3(T) + \tilde{\lambda}_3(T) \circ \bar{\omega}_{P2}(T) \circ \lambda_3(T) + \bar{\omega}_{P3}(T);$$

- кватернион заданного положения ССК относительно ИСК:

$$\lambda_{\text{зад}} = \lambda_0(T) \circ \lambda_1(T) \circ \lambda_2(T) \circ \lambda_3(T);$$

- значения программного ускорения на оси $X_{\text{ПСК}}, Y_{\text{ПСК}}, Z_{\text{ПСК}}$:

$$\bar{\varepsilon}_{\text{ПР}} = \tilde{\lambda}_3(T) \circ \tilde{\lambda}_2(T) \circ \bar{\varepsilon}_{\text{П1}}(T) \circ \lambda_2(T) \circ \lambda_3(T) + \tilde{\lambda}_3(T) \circ \bar{\varepsilon}_{\text{П2}}(T) \circ \lambda_3(T) + \bar{\varepsilon}_{\text{П3}}(T).$$

В случае работы алгоритма на участке D значения программных параметров движения определяются следующим образом:

$$\phi_1 = (T - \tau_{\text{ПМ}}) * C1H;$$

$$\lambda_1 = \left(\cos \frac{\phi_1}{2}, e_{31} * \sin \frac{\phi_1}{2}, e_{32} * \sin \frac{\phi_1}{2}, e_{33} * \sin \frac{\phi_1}{2} \right);$$

$$\lambda_{\text{зад}} = \lambda_f(T) \circ \lambda_1(T);$$

$$\bar{\varepsilon}_{\text{П2}} = 0.$$

Схема алгоритма приведена на рис. 1.

Приведённый алгоритм реализуется программой, написанной на языке C++.

Известно [1-5], что в настоящее время процессы разработки математического и программно-алгоритмического обеспечения при создании космических аппаратов по трудоёмкости превосходят показатели создания аппаратного обеспечения бортового комплекса управления. Сроки их создания и отработки могут определять критический путь на сетевом графике работ по созданию изделия ракетно-космической техники в целом [3]. При этом надёжность выполнения МКА своих целевых задач напрямую определяется качеством и надёжностью (в расширенном смысле, куда входят устойчивость, восстанавливаемость, ремонтпригодность) бортового программного обеспечения. При этом специальные вводимые в состав

программного обеспечения (ПО) средства могут позволять компенсировать в некоторых случаях аппаратные ошибки и сбои даже при выходе из строя как основного, так и резервного комплектов приборов за счёт изменения алгоритмов бортового программного обеспечения и состава задействованной для решения целевой задачи бортовой аппаратуры [2].

Для эффективной реализации всех режимов функционирования СУД разработка программного обеспечения проводится в несколько этапов [1,4, 5]:

- разработка технических описаний алгоритмов;
- программирование модулей математического обеспечения;
- автономная отладка;
- совместная отладка программ на эмуляторе наземного комплекса отладки (НКО);
- комплексная отладка программ на НКО.

Таким образом, алгоритм формирования программного движения в программном повороте МКА делится на несколько участков, на которых основными исполнительными органами являются магнитные исполнительные органы и двигатели-маховики, в качестве основной модели используется математический аппарат кватернионов. В случае ошибок управление передаётся специальному входящему в состав ПО СУД режиму управления при неисправностях.

Применяемые при создании алгоритмического и программного обеспечения функционирования МКА подходы позволяют достичь необходимых показателей надёжности и качества, требуемых в космической отрасли.

Работа выполнена при финансовой поддержке Правительства Российской Федерации (Минобрнауки) на основании Постановления Правительства РФ №218.

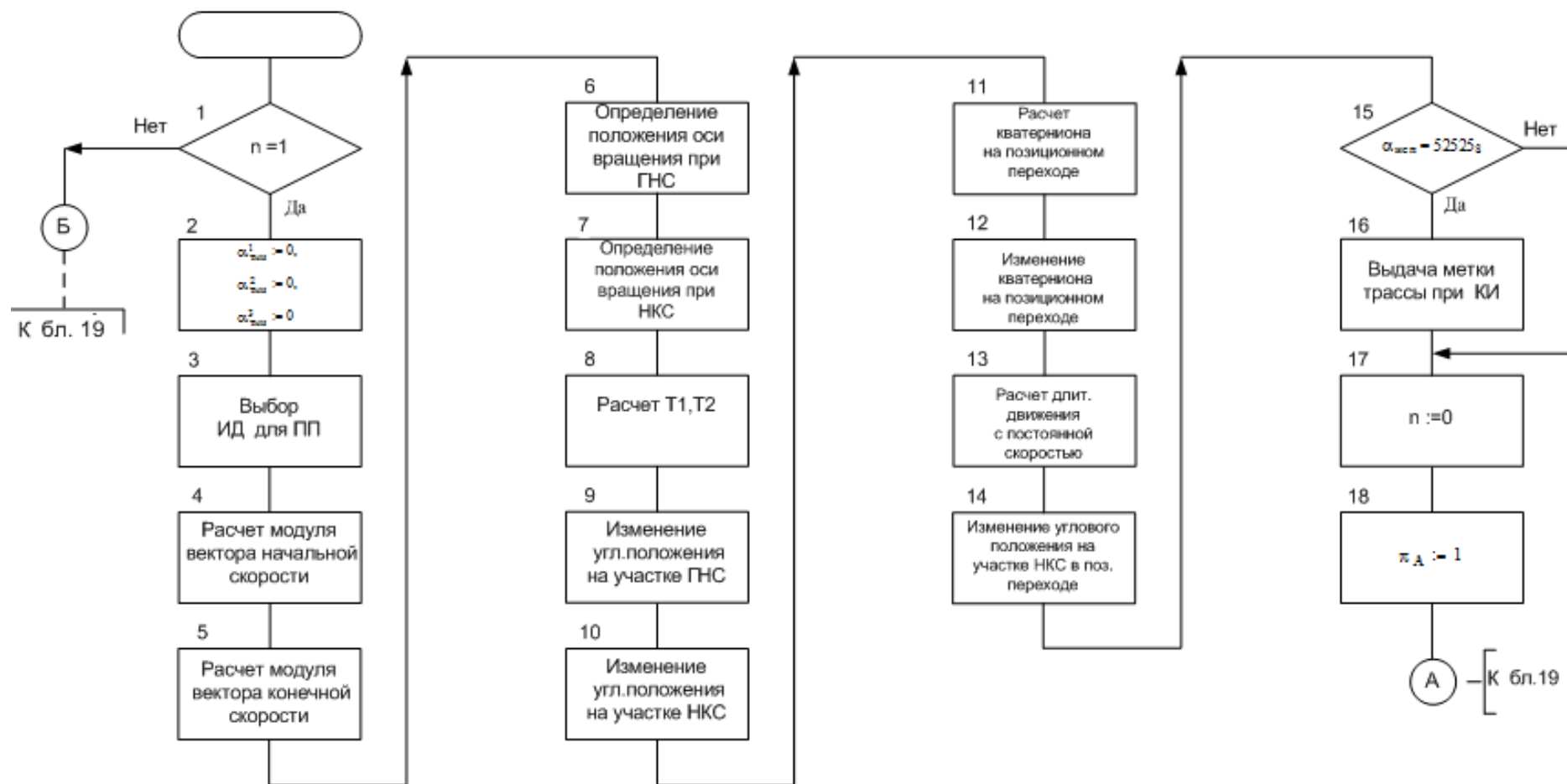


Рис. 1. Схема алгоритма формирования программного движения в программном повороте малого космического аппарата (лист 1)

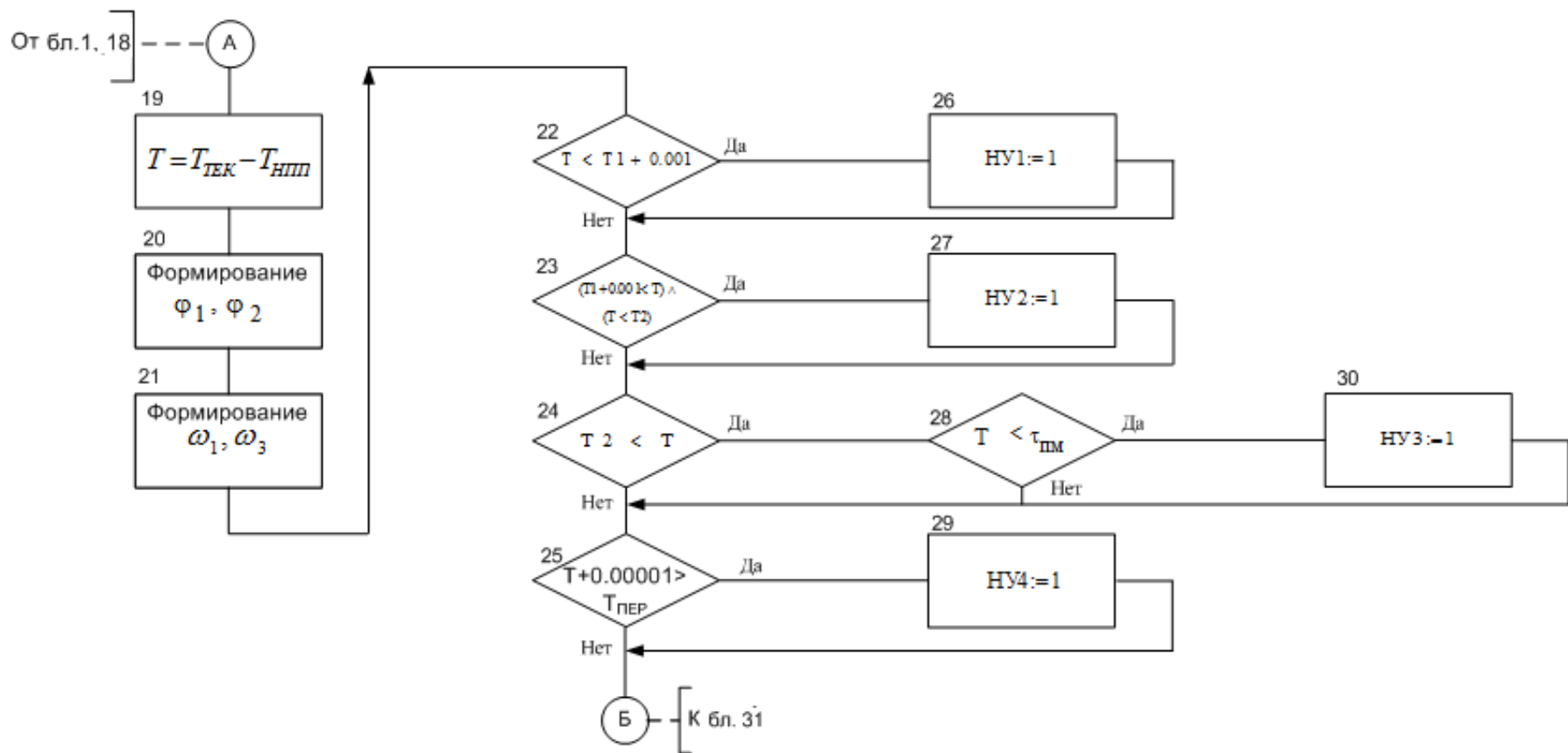


Рис. 1. Схема алгоритма формирования программного движения в программном повороте малого космического аппарата (лист 2)

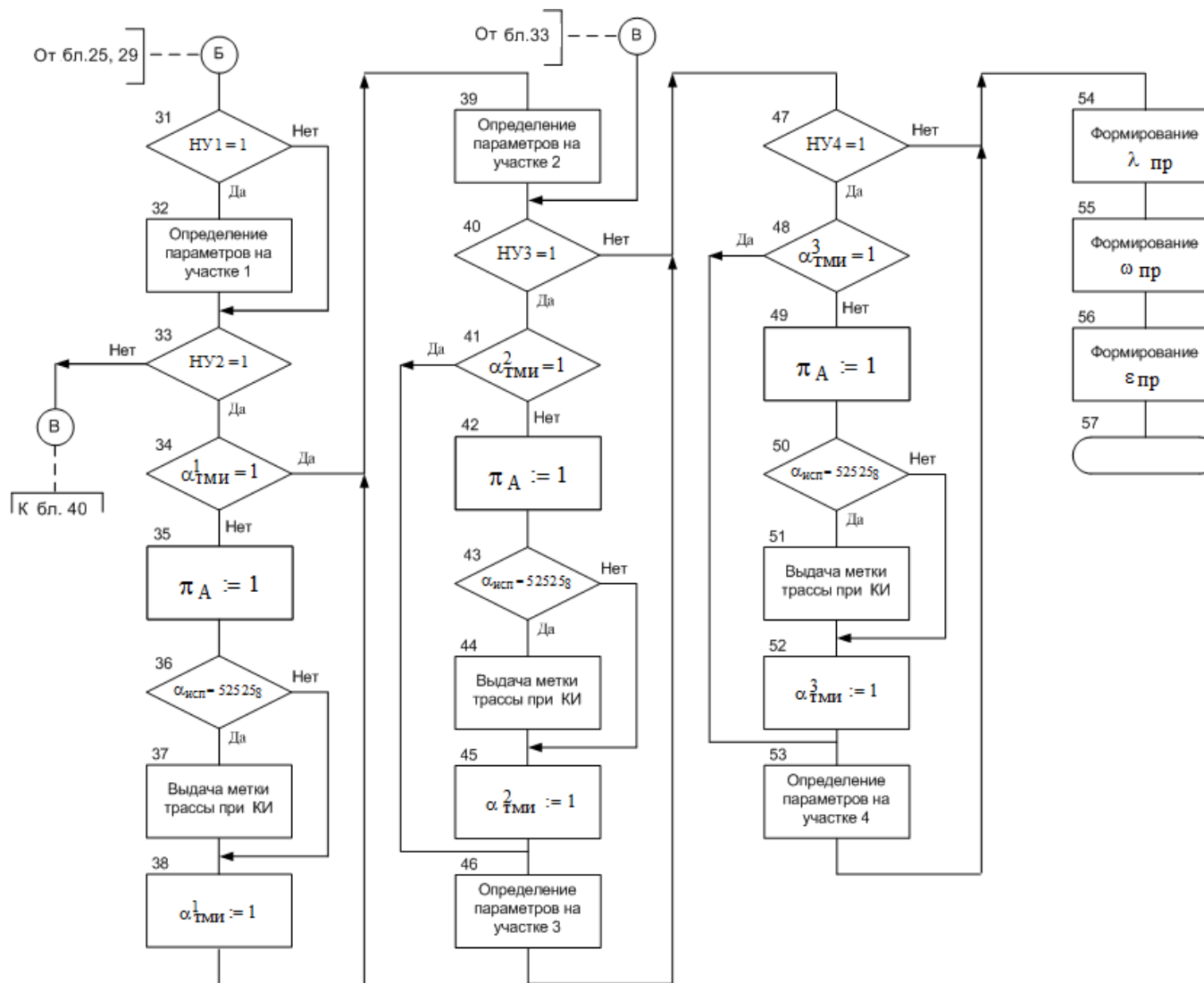


Рис. 1. Схема алгоритма формирования программного движения в программном повороте малого космического аппарата (лист 3)

Библиографический список

1. Козлов Д.И., Аншаков Г.П., Мо-
стовой Я.А., Соллогуб А.В. Управление
космическими аппаратами зондирования
Земли: компьютерные технологии. М.:
Машиностроение, 1998. 368 с.
2. Кирилин А.В., Ахметов Р.Н.,
Соллогуб А.В., Макаров В.П. Мето-
ды обеспечения живучести низкоорби-
тальных автоматических КА зондирова-
ния Земли: математические модели, ком-
пьютерные технологии. М.: Машиностро-
ение, 2010. 344 с.
3. Ильин И.А., Ермаков И.Е., Тю-
гашев А.А. Пути повышения надежности
и качества программного обеспечения в
космической отрасли // Управление боль-
шими системами: сб. трудов. 2012. № 39.
С. 288-299.
4. Тюгашев А.А. Интегрированная
среда для проектирования управляющих
алгоритмов реального времени // Известия
Российской академии наук: Теория и си-
стемы управления. 2006. № 2. С. 128–141.
5. Калентьев А.А., Тюгашев А.А.
ИПИ/CALS технологии в жизненном цик-
ле комплексных программ управления.
Самара: Самарский научный центр РАН,
2006. 265 с.

Информация об авторах

Салмин Вадим Викторович, док-
тор технических наук, профессор, заме-
ститель заведующего кафедрой космиче-
ского машиностроения, Самарский госу-
дарственный аэрокосмический универси-
тет имени академика С.П. Королёва
(национальный исследовательский уни-
верситет). E-mail: sputnik@ssau.ru. Об-
ласть научных интересов: проектирование
и производство космических аппаратов,
системный анализ.

Филатов Артем Викторович,
начальник отдела АО «РКЦ «Прогресс», г.
Самара. E-mail: innovatore@mail.ru. Об-
ласть научных интересов: проектирование
и производство систем ориентации и ста-
билизации, систем управления движением
космических аппаратов.

Ткаченко Иван Сергеевич, канди-
дат технических наук, ассистент кафедры
космического машиностроения, Самар-
ский государственный аэрокосмический
университет имени академика С.П. Коро-
лёва (национальный исследовательский
университет). E-mail: innovatore@mail.ru.

Область научных интересов: малые кос-
мические аппараты, электрореактивные
двигатели, системный анализ, орбиталь-
ная инспекция.

Тюгашев Андрей Александрович,
доктор технических наук, профессор ка-
федры программных систем, Самарский
государственный аэрокосмический уни-
верситет имени академика С.П. Королёва
(национальный исследовательский уни-
верситет). E-mail: tau797@mail.ru. Об-
ласть научных интересов: системы управ-
ления космических аппаратов, бортовое
программное обеспечение, программные
комплексы реального времени, автоматиза-
ция программирования и верификации.

Сопченко Елена Вильевна, канди-
дат технических наук, доцент кафедры
программных систем, Самарский госуда-
рственный аэрокосмический университет
имени академика С.П. Королёва (нацио-
нальный исследовательский университет).
E-mail: viljevna@yandex.ru. Область науч-
ных интересов: теоретическая информа-
тика, математическое моделирование.

COMPUTATIONAL ALGORITHM OF FORMING PROGRAM MOTION IN A SCHEDULED TURN OF SMALL SPACECRAFT

© 2015 V. V. Salmin², A. V. Filatov¹, I. S. Tkachenko²,
A. A. Tyugashev², E. V. Sopchenko²

¹Progress Space Centre, Samara, Russian Federation

²Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

A mathematical model and software implementation of a computational algorithm of forming program motion in a scheduled turn of small spacecraft are described in the article. The algorithm is intended to calculate the key parameters of the path of a scheduled turn of small spacecraft, to specify the time moments when spacecraft motion has to be changed, and motion parameters at these points to determine the intervals characterized by the constancy of object motion laws and the positions of the object rotation axes during these intervals. Information on the equipment used (sensors, mechanisms, flywheels), the basic modes of operation, the principles of organizing the motion control system and flight control software is presented in the article. The AIST-2D Experimental Small Spacecraft has a mass of less than 500 kilograms and can operate on a near-circular orbit of 600 kilometers. The Spacecraft Orientation System comprises sensors and actuator mechanisms as well as its own computer. The Flight Control Software is organized as software incorporated in the technical system and implements full support of spacecraft motion control logic both in normal and abnormal situations. The software is subjected to a multiphase debugging process that ensures the achievement of the required indicators of quality and robustness.

Small spacecraft, onboard flight control software, motion control system, scheduled turn, algorithm, complex debugging.

References

1. Kozlov D.I., Anshakov G.P., Mostovoy Ya.A., Sollogub A.V. *Upravlenie kosmicheskimi apparatami zondirovaniya Zemly: komputernye tekhnologii*. [Computer technologies for control of observation spacecraft]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1998. 368 p.
2. Kirilin A.V., Akhmetov R.N., Sollogub A.V., Makarov V.P. *Metody obespecheniya zhivuchestya nizkoorbitalnykh avtomaticheskikh KA zondirovaniya Zemly: matematicheskiye modeli, komputernye tekhnologii* [Methods for survivance's providing for low-orbit automatic Earth observation spacecrafts: mathematical models, computer technology]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2010. 344 p.
3. Ilyin I.A., Ermakov I.E., Tyugashev A.A. Ways to improve quality and reliability of software in aerospace industry. *Large-scale Systems Control*. 2012. V. 39. P. 288-299 (In Russ.).
4. Tyugashev A.A. Integrated environment for designing real-time control algorithms. *Journal of Computer and Systems Sciences International*. 2006. V. 45, no 2. P. 287-300. doi.org/10.1134/s1064230706020134
5. Kalentyev A.A., Tyugashev A.A. *IPI/CALS tekhnologii v zhiznennom cycle kompleksnykh program upravleniya* [CALS technologies in complex control programs' lifecycle] Samara: Samarskiy nauchnyy tsentr RAN Publ., 2006. 265 p.

About the authors

Salmin Vadim Viktorovich, Doctor of Science (Engineering), Deputy Head of the Space Engineering Department, Samara State Aerospace University, Samara, Russian

Federation. E-mail: sputnik@ssau.ru. Area of Research: spacecraft design and construction, spacecraft control, system analysis.

Filatov Artem Viktorovich, Head of the Spacecraft Orientation Department, Progress Space Center, Samara, Russian Federation. E-mail: innovatore@mail.ru. Area of Research: design and manufacturing of spacecraft orientation and control systems.

Tkachenko Ivan Sergeevich, Candidate of Science (Engineering), Assistant Professor of the Space Engineering Department, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: innovatore@mail.ru. Area of Research: small spacecraft, electric propulsion systems, system analysis, orbital inspection.

Tyugashev Andrey Alexandrovich, Doctor of Science (Computer Science), Professor of the Software Systems Department, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: tau797@mail.ru. Area of Research: automation of software systems, real time software, spacecraft control systems.

Sopchenko Elena Viljevna, Candidate of Science (Computer Science), Associate Professor of the Software Systems Department, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: viljevna@yandex.ru. Area of Research: theoretical informatics, mathematical modeling.