

МЕТОДИКА ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДИНАМИКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРОГРАММЫ ДЛЯ ЭВМ МАТМОД

А. О. Меняйло, О. П. Клишев, Н. В. Скоморохов,
А. С. Петряков, С. А. Алексеев, Т. С. Максимова

Рассматривается программа для ЭВМ численного моделирования управляемого возмущенного движения космического аппарата МАТМОД. Представляются используемые методы функционирования программы: обобщенная система дифференциальных уравнений динамики космического аппарата с учётом упругих колебаний его элементов конструкции; основные матрицы кинематических преобразований для интегрирования углов ориентации космического аппарата (крен, тангаж, курс); математическая модель датчика инфракрасной вертикали Земли для формирования вектора углов реальных отклонений относительно связанных осей космического аппарата в каналах управления; математическая модель обратной связи системы ориентации и стабилизации космического аппарата с учётом параметров дискретного формирования и запаздывания управляющего сигнала; математическая модель системы органов управления из четырёх несбалансированных двигателей-маховиков; математическая модель служебной системы программного поворота солнечных батарей; приближённая математическая модель движения жидкого топлива в баках в условиях невесомости. Приведены графические результаты численного моделирования динамики космического аппарата на участке орбиты, по которым наглядно демонстрируется взаимосвязь внутренних процессов и возмущённого движения моделируемого изделия. Отмечается целесообразность использования рассматриваемой программы для проведения мультидисциплинарных расчётов, в которых учитываются также внешние возмущающие факторы от других математических моделей, в интересах формирования и исследования цифровых двойников перспективных космических аппаратов.

Ключевые слова: математическая модель, космический аппарат, динамика, упругие колебания, кинематические уравнения, система дифференциальных уравнений, датчик вертикали, ориентация, орбитальная стабилизация, двигатель-маховик, солнечная батарея, топливо, невесомость, численное моделирование, дисбаланс, программа на ЭВМ, цифровой двойник.

Совместное решение разнообразных задач математической физики, объединение моделей разных размерностей и масштабности становится возможным с применением мультидисциплинарного моделирования функционирования космических аппаратов (КА) с раскрывающимися трансформируемыми элементами конструкций. Такой подход позволит разбивать общую задачу на ряд подзадач, каждая из которых описывается собственным набором уравнений, и где используются различные решатели и численные методы [1, 2].

Одна из важных задач исследования изделий ракетно-космической техники представляет собой анализ их динамического поведения на разных этапах жизненного цикла. Целью данной работы является построение методики моделирования возмущенного движения (динамики) КА на орбите. Задачи исследования включают в себя: формирование математических моделей для интегрирования динамических характеристик с помощью известных численных методов в компьютерной программе, а также решение демонстрационной задачи и построение результатов численного моделирования динамики существующего КА.

В представленных работах математические модели поведения реально существующих КА серий «Метеор-М» [3 – 6], «Канопус-В» [7], «ГЛОНАСС-М» [8] могут послужить примером основного наполнения компьютерных моделей. Комплексное чис-

ленное моделирование движения таких КА позволит исследовать изменение характеризующих параметров функционирования элементов изделия, оценивая их взаимное влияние друг на друга при протекании процессов различной физической природы.

Передовые суперкомпьютерные технологии были использованы при создании программно-методического комплекса формирования и исследования цифровых двойников [9] перспективных КА. На примере программы для ЭВМ МАТМОД (рис. 1) [10] показана технология решения сопряженных задач с использованием следующих частных математических моделей:

- динамики с учётом упругих колебаний элементов конструкции КА [11];
- кинематических преобразований [12];
- датчиковой аппаратуры [4, 12];
- системы ориентации и стабилизации КА [3, 12];
- несбалансированных органов управления КА [1, 5];
- служебной системы программного поворота солнечных батарей (СБ) [6, 12];
- подвижности жидкого топлива в условиях невесомости [11].

Далее будут рассмотрены перечисленные математические модели и результаты численного моделирования программы.

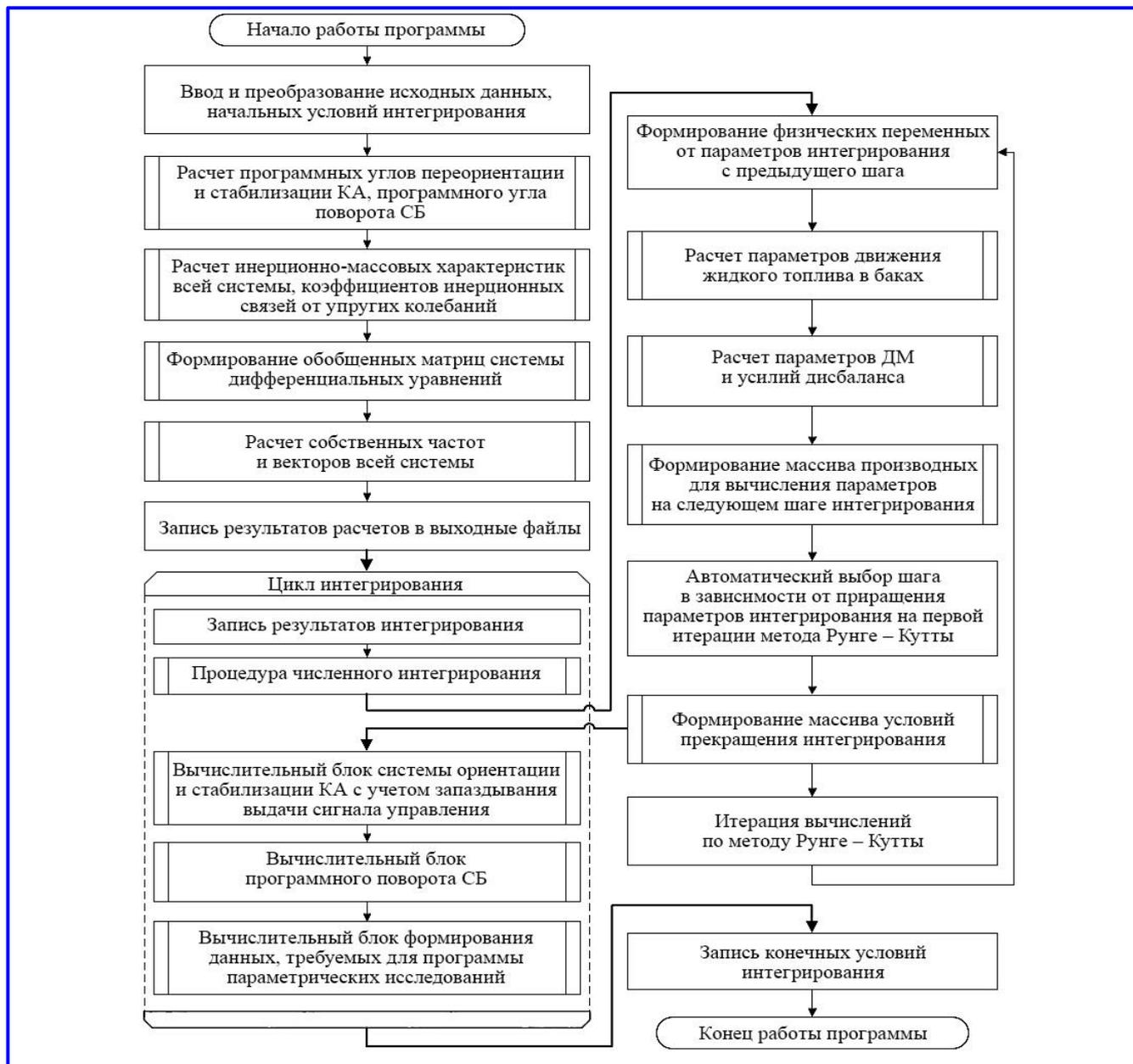


Рис. 1. Обобщённый алгоритм работы программы MATMOD

Математическая модель динамики

Уравнения возмущённого движения КА (динамическая модель), состоящего из упругих элементов конструкций: центрального корпуса, панелей СБ, антенн и т. д., рассматриваются в работах [1, 11]. Из упругой модели амплитуды колебаний или смещения представляются в виде разложения в ряд по собственным формам. Формируемую систему дифференциальных уравнений (СДУ) динамики в программе численного моделирования можно записать в следующем матричном представлении:

$$M\ddot{Z} + D\dot{Z} + CZ = R_b + R_y + R_n. \quad (1)$$

В (1) M – обобщённая матрица масс системы, содержащая тензор инерции, массу и статический

момент инерции всего КА, а также коэффициенты инерционных связей между поступательным движением КА и колебаниями упругих элементов конструкции. В технической литературе и документациях к computer-aided engineering (CAE) программному обеспечению (ПО) коэффициенты инерционных связей могут также называться факторами влияния/вовлеченности или participation factors. C – обобщённая матрица жесткости системы, которая содержит квадраты собственных частот упругих колебаний элементов конструкции. Собственные частоты, собственные формы и коэффициенты инерционных связей (participation factors) должны быть рассчитаны заранее с помощью конечно-элементных (КЭ) моделей в САЕ ПО отдельных

подконструкций КА с учётом соответствующих им условий закрепления в точках соединения с центральным корпусом. Стоит отметить, что формы и коэффициенты часто нормируются по массе КЭ-модели, в программе численного моделирования динамики также используется этот принцип. \mathbf{D} – обобщённая матрица демпфирования системы, которая зависит от декрементов упругих колебаний элементов конструкций. При наличии экспериментальной нелинейной зависимости декрементов от амплитуд упругих колебаний низших тонов в программе возможно осуществлять кусочно-постоянную замену демпфирующих характеристик на шаге интегрирования. \mathbf{R}_n – вектор нелинейных слагаемых СДУ, состоящий в основном из двойных векторных произведений по угловым скоростям КА. \mathbf{R}_y – вектор управляющих воздействий от системы ориентации и стабилизации КА. \mathbf{R}_b – вектор внутренних (усилий от несбалансированных органов управления, воздействия жидкого топлива, реакций от привода служебной системы программного поворота СБ) и внешних возмущений. \mathbf{Z} – вектор неизвестных переменных, который включает в себя проекции возмущенного движения центра масс КА по шести степеням свободы как твёрдого тела, а также обобщённые координаты упругих колебаний элементов конструкций.

Матрицы СДУ квадратные и симметричные, а их размерность зависит от количества учитываемых тонов в используемых редуцированных моделях упругих подконструкций.

Кинематические уравнения

Система дифференциальных уравнений (1) решается относительно связанной с КА системы координат (ССК). Для определения ориентации в возмущённом движении КА с помощью кинематических уравнений также необходимо использовать инерциальную систему координат (ИСК).

В качестве примера ИСК часто используется орбитальная система координат (ОСК), которая связана с КА. Одна ось ОСК направлена в положительном направлении нормали к орбите (например, ось Oy_0), а две другие оси направлены по радиусу от центра Земли (например, ось Oz_0) и по трансверсали (ось Ox_0). Оси, расположенные в плоскости орбиты, могут зависеть от кеплерового элемента – угла истинной аномалии, тогда говорят об орбитальной ориентации (подвижная ОСК) [2, 13]. Когда оси не зависят от положения КА на орбите, говорят об инерциальной ориентации (неподвижная ОСК или просто ИСК) (рис. 2).

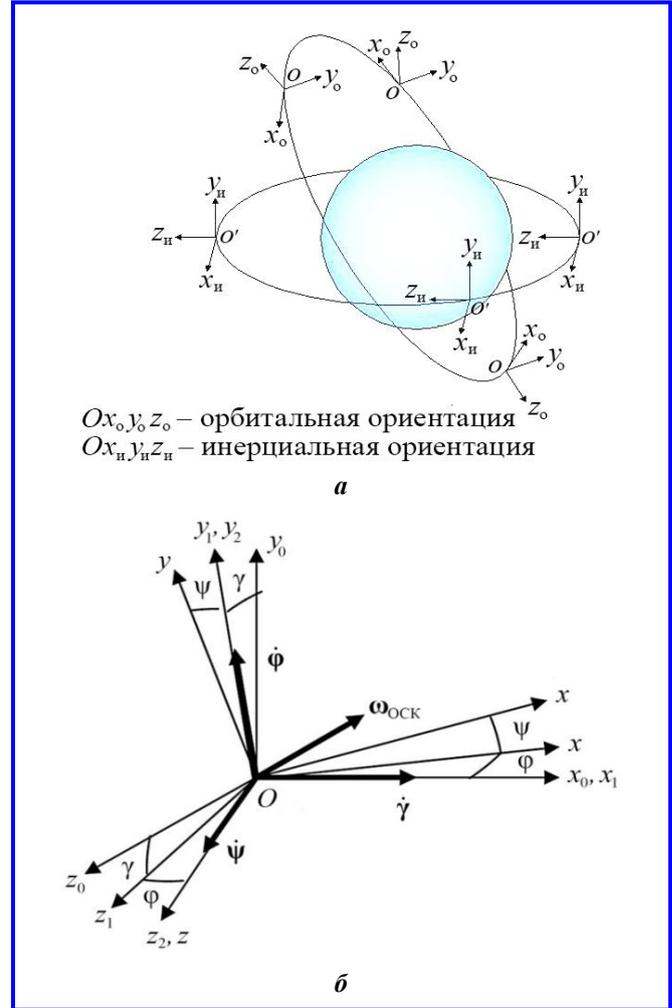


Рис. 2. Тип ориентации космического аппарата в орбитальном полете (а); δ – расположение осей связанной системы координат ($Oxyz$) относительно орбитальной системы координат ($Ox_0y_0z_0$) через углы Крылова γ, ϕ, ψ (б)

Вывод кинематических уравнений для орбитальной ориентации осуществлялся по принципу, описанному в [12, 14], через углы Крылова: γ – крен; ϕ – тангаж; ψ – курс (рыскание). Операция преобразования некоммукативна, то есть конечное положение системы координат $Oxyz$ относительно $Ox_0y_0z_0$ будет зависеть от выбранной последовательности использования матриц поворота, например, $\gamma \rightarrow \phi \rightarrow \psi$ (крен \rightarrow тангаж \rightarrow курс) (рис. 2, б).

Таким образом, для преобразования физических величин из ОСК в ССК (например, вектора орбитальной угловой скорости $\omega_{оск}$) и формирования кинематических уравнений используются следующие матрицы:

$$\mathbf{A}_{оск \rightarrow сск} = \begin{bmatrix} \cos(\phi) \cos(\psi) & \cos(\gamma) \sin(\psi) + \cos(\psi) \sin(\phi) \sin(\gamma) & \sin(\gamma) \sin(\psi) - \cos(\psi) \sin(\phi) \cos(\gamma) \\ -\cos(\phi) \sin(\psi) & \cos(\gamma) \cos(\psi) - \sin(\psi) \sin(\phi) \sin(\gamma) & \sin(\gamma) \cos(\psi) + \sin(\psi) \sin(\phi) \cos(\gamma) \\ \sin(\phi) & -\cos(\phi) \sin(\gamma) & \cos(\phi) \cos(\gamma) \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{A}_{\text{КУ}} = \begin{bmatrix} \frac{\cos(\psi)}{\cos(\varphi)} & -\frac{\sin(\psi)}{\cos(\varphi)} & 0 \\ \sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ -\cos(\psi)\tan(\varphi) & \sin(\psi)\tan(\varphi) & 1 \end{bmatrix}. \quad (2)$$

Кинематические уравнения позволяют численно интегрировать углы ориентации Крылова γ , φ , ψ на каждом шаге в зависимости от их величин и проекций угловой скорости КА, получаемых из СДУ (1) от предыдущего шага. Стоит отметить, что каналы управления КА относительно связанных осей Ox , Oy , Oz могут называться одноименно углам Крылова: канал управления по тангажу, канал управления по крену, канал управления по курсу. Описанный способ определения ориентации демонстрируется в математических моделях алгоритмов управления КА «Метеор-М» № 2, исследуемых в работах [3 – 6].

Модель датчиковой аппаратуры космического аппарата

В программе используется математическая модель датчика инфракрасной вертикали Земли (ДВ), приборная система координат которой совпадает с ССК КА. В зависимости от положения местной вертикали \mathbf{r} (рис. 3), которой является ось Oz_0 ОСК для орбитальной ориентации, можно определить углы между её проекциями и ориентируемой осью (связанная ось Oz) в плоскостях Oyz и Oxz , в которых осуществляется сканирование точек горизонта реального прибора [4].

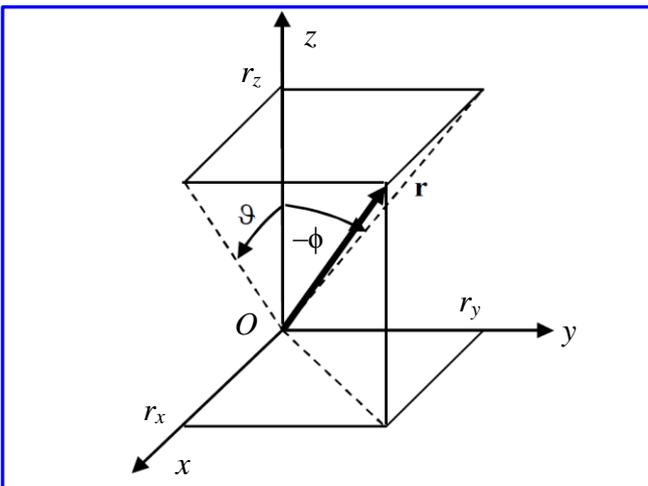


Рис. 3. Показания-углы отклонения от местной вертикали по каналам «крена» и «тангажа», измеряемые датчиком вертикали

Соответствующие показания-углы ДВ для каналов управления обозначаются: относительно оси ССК Ox – угол «крена» ϕ и оси Oy – угол «тангажа» ϑ . Проекция местной вертикали определяются с помощью матрицы преобразования $\mathbf{A}_{\text{ОСК} \rightarrow \text{ССК}}$ (2) на каждом шаге интегрирования. Так как угол курса Крылова (ψ) определяется в ССК (см. рис. 2, б), то для алгоритма управления можно записать общий вектор углов реальных отклонений КА:

$$\boldsymbol{\theta}_{\text{КА}} = \begin{Bmatrix} \theta_x \\ \theta_y \\ \theta_z \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \phi \\ \vartheta \\ \psi \end{Bmatrix} = f(\gamma, \varphi, \psi). \quad (3)$$

Модель системы ориентации и стабилизации космического аппарата

Математическая модель системы ориентации и стабилизации (СОС) с помощью простых алгоритмов управления вычисляет сигнал для требуемой величины управляющего момента КА $\mathbf{M}_{y,t}$ в трёх проекциях ССК. Если задается программный вектор углов положения КА $\boldsymbol{\theta}_{\text{прог}}$, отличный от вектора углов текущей стабилизации $\boldsymbol{\theta}_{\text{стаб}}$, то выполняется численное моделирование программной переориентации КА на заданный угол $\boldsymbol{\theta}_{\text{прог}}$ с характерными участками разгона, движения КА по инерции и торможения [12].

В другом режиме работы СОС моделируется стабилизация КА, для которого требуемый вектор управляющего момента вычисляется по распространённому линейному закону [3, 12]:

$$\mathbf{M}_{y,t} = -k_1 \Delta \boldsymbol{\theta}_{\text{КА}} - k_2 \boldsymbol{\omega}_{\text{КА}}, \quad (4)$$

где $\boldsymbol{\omega}_{\text{КА}}$ – вектор угловой скорости КА; $\Delta \boldsymbol{\theta}_{\text{КА}} = \boldsymbol{\theta}_{\text{КА}} - \boldsymbol{\theta}_{\text{стаб}}$ – вектор углов положения КА в текущий момент времени относительно углов стабилизации; k_1, k_2 – коэффициенты пропорциональности по углу и угловой скорости.

Вектор $\boldsymbol{\omega}_{\text{КА}}$ в выражении (4) может передаваться из математической модели датчика угловой скорости, учитывая особенности работы реального прибора. Величины действительной угловой скорости КА численно интегрируются с помощью СДУ динамики (1).

СОС учитывает особенности дискретной передачи сигналов при вычислении $\mathbf{M}_{y,t}$, а также содержит алгоритм расчёта фактического момента управления $\mathbf{M}_{y,\phi}$, который формирует вектор \mathbf{R}_y правой части СДУ (1), с учётом времени запаздывания $t_{\text{зан}}$ и с помощью математической модели органов управления.

Модель исполнительных органов системы ориентации и стабилизации

Математическая модель работы исполнительных органов СОС в программе основана на системе четырёх двигателей-маховиков (ДМ) КА серии «Метеор-М» № 2 [5]. Каждый ДМ создаёт момент при ускоренном вращении относительно собственной оси по направлению вектора \mathbf{h}_i ($i = 1, 2, 3, 4$). Схема расположения исполнительных органов определяется установочными углами (рис. 4), которые формируют матрицы преобразования для физических величин относительно ССК КА.

Матрица преобразования величин кинетического момента и момента управления вдоль осей вращения четырёх ДМ в главный вектор относительно ССК принимает вид [5]:

$$\mathbf{A}_{\text{ДМ}} = \begin{bmatrix} -\sin(\delta)\cos(\gamma) & -\sin(\delta)\cos(\gamma) & -\sin(\delta)\cos(\gamma) & -\sin(\delta)\cos(\gamma) \\ \sin(\delta)\sin(\gamma) & -\sin(\delta)\sin(\gamma) & -\sin(\delta)\sin(\gamma) & \sin(\delta)\sin(\gamma) \\ -\cos(\delta) & -\cos(\delta) & \cos(\delta) & \cos(\delta) \end{bmatrix}. \quad (5)$$

Интегрирование угловой скорости вращения маховиков возможно с помощью нахождения «псевдообратной» матрицы $\mathbf{A}_{\text{ДМ}}^+$, которая вычисляется в математической модели по принципу, представленному в [5]:

$$\mathbf{A}_{\text{ДМ}}^+ = \mathbf{A}_{\text{ДМ}}^T (\mathbf{A}_{\text{ДМ}} \mathbf{A}_{\text{ДМ}}^T)^{-1}. \quad (6)$$

Особенностью реальной работы ДМ является наличие зоны «нечувствительности» и «насыщения», которые характеризуются минимально возможным создаваемым моментом, соответственно, минимально (момент страгивания) и максимально (номинальный момент) возможными создаваемыми моментами. Для алгоритма моделирования этой особенности используется преобразование $\mathbf{M}_{y, \tau}$ с помощью матрицы (6), и после интегрирования угловой скорости вращения ДМ окончательно вычисляется $\mathbf{M}_{y, \phi}$ с помощью матрицы (5) для модели СОС.

Также математическая модель позволяет рассчитывать силовые и моментные возмущения, обусловленные остаточной неуравновешенностью (дисбалансом) в зависимости от частоты вращения двигателей-маховиков. Эти возмущения входят в слабое \mathbf{R}_b СДУ (1).

Модель служебной системы управления программным поворотом солнечных батарей

В математической модели системы управления программным поворотом СБ используется одноступенчатая система ориентации панелей СБ (рис. 5). Для такой системы высокой точности наведения СБ на Солнце не требуется. Мощность СБ пропорциональна освещенности, а освещенность пропорциональна углу падения солнечных лучей. Из оценки в [12] следует, что при погрешности ориентации $5 \div 10\%$ потеря мощности составит $0,4 \div 1,5\%$.

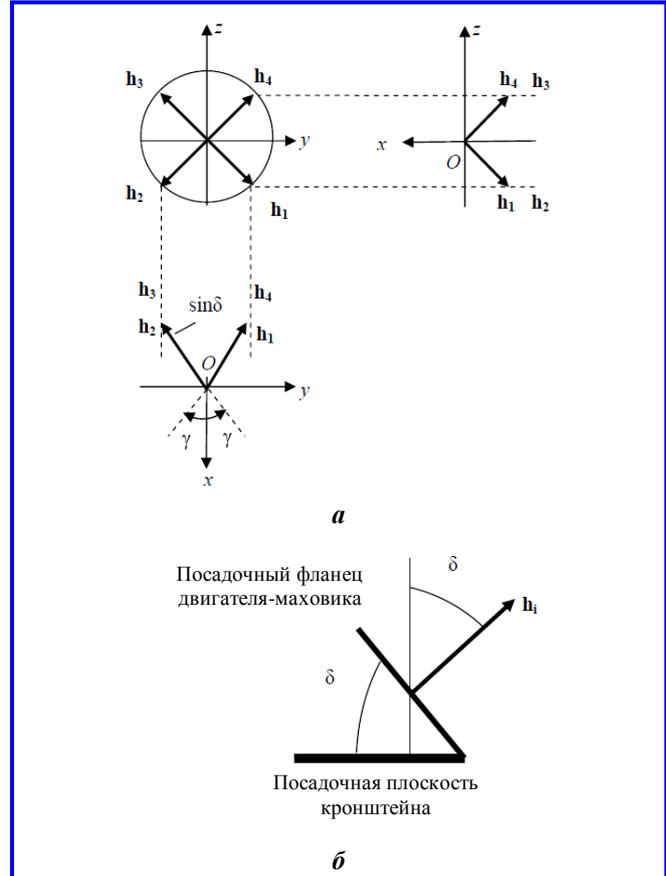


Рис. 4. Схемы расположения установочных векторов (а) и установки двигателя-маховика в посадочной плоскости кронштейна (б)

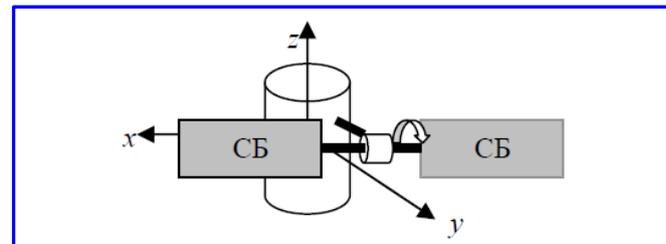


Рис. 5. Схема установки солнечных батарей на космический аппарат

Алгоритм в программе запускает программную переориентацию панелей СБ в случае превышения углом рассогласования α (угол между проекцией направления на Солнце в плоскости программного поворота СБ и текущей ориентацией СБ) допустимой величины. Проекцию направления на Солнце можно вычислить с помощью направляющих косинусов относительно орбитальной системы координат в баллистической модели и матрице преобразования $\mathbf{A}_{\text{ОСК} \rightarrow \text{ССК}}$ (2).

Численное моделирование программного поворота панелей СБ осуществляется также с характерными участками разгона, вращения по инерции

и торможения под действием привода с задаваемым рабочим моментом $M_{СБ}$. Возмущения от поворота СБ также учитываются в СДУ (1). На каждом шаге интегрирования в цикле переориентации СБ изменяются инерционные характеристики, таким образом, необходимо повторно формировать обобщённые матрицы СДУ.

Инженерная математическая модель расчета подвижности жидкого топлива в условиях невесомости

Инженерная математическая модель описывает нелинейное движение жидкого топлива в условиях невесомости в виде точечной массы m_i ($i = 1, 2$) относительно системы координат, закреплённой с баком по следующему уравнению [1, 11]:

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\ddot{\mathbf{r}}_o - \dot{\boldsymbol{\omega}} \times \mathbf{r}_{mi} - 2\boldsymbol{\omega} \times \dot{\mathbf{r}}_i - \boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}_{mi}) - \mathbf{R}_i / m_i, \quad (7)$$

где \mathbf{r}_o – вектор смещений центра масс КА в возмущенном движении, интегрируемый СДУ (1); \mathbf{r}_{mi} – вектор точки приложения силы реакции связей \mathbf{R}_i к стенкам i -го бака; \mathbf{r}_i – радиус-вектор описываемого движения центра масс m_i жидкого топлива относительно центра бака; $\boldsymbol{\omega}$ – вектор угловой скорости КА, интегрируемый СДУ (1).

Точечная m_i совершает движение внутри поверхности, являющейся геометрическим местом центров масс жидкости и удобно аппроксимируемой эллипсоидом, полуоси которого для программы задаются заранее в зависимости от уровня заправки и размеров i -го бака. Внутри поверхности происходит свободное движение жидкого топлива в условиях невесомости ($|\vec{R}_i| = 0$). При достижении точечной массы m_i эллипсоида моделируется упруго-вязкое взаимодействие с помощью вектора сил реакции связей ($|\vec{R}_i| > 0$), который учитывается в уравнении (7), а также в СДУ (1).

Численное моделирование программного поворота и стабилизации космического аппарата

В качестве демонстрации численного моделирования программы был выбран расчёт динамики КА на участке орбиты со следующими режимами:

- начальные условия по ориентации и по угловой скорости КА, а также ориентация пары СБ принимают нулевые значения (начальное время 0 секунд);
- первые 200 секунд – орбитальная стабилизация КА;
- от 200 до 600 секунд – режим переориентации КА по углу курса ψ от 0 до -90 градусов;
- от 600 до 800 секунд – продолжение орбитальной стабилизации КА.

Интегрируемые зависимости углов ориентации Крылова (крен, тангаж, курс) и проекций угловой скорости на рис. 6, 7 явно демонстрируют моделируемые режимы орбитальной стабилизации и переориентации КА.

В качестве интегрируемых параметров математической модели исполнительных органов выступают угловые скорости вращения ДМ, результаты которых представлены на рис. 8.

Результаты численного расчёта углов-показаний датчика вертикали Земли приведены на рис. 9. Можно заметить отличие величин в режимах орбитальной стабилизации при разной ориентации КА (до 200 и после 600 секунд). Углы ДВ составляют общий вектор углов положения КА (3), который вместе с вектором угловой скорости (проекции на рис. 7) формирует обратную связь алгоритма стабилизации (4).

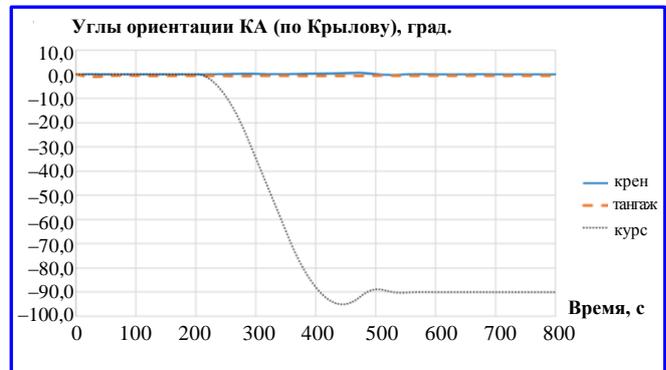


Рис. 6. Углы ориентации Крылова: крен, тангаж, курс

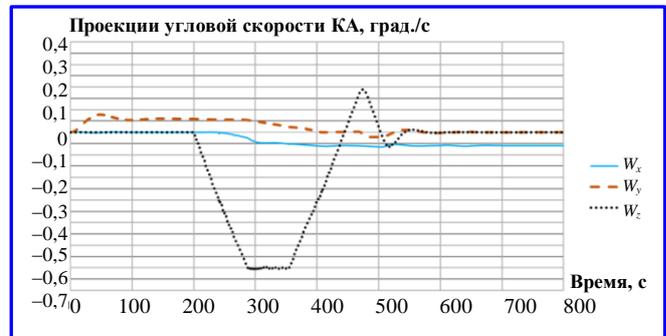


Рис. 7. Проекция угловой скорости космического аппарата

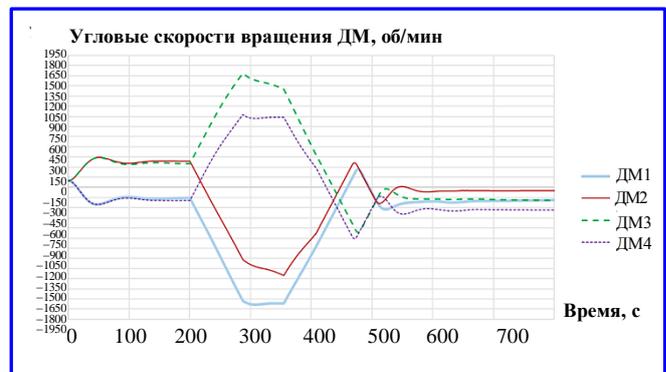


Рис. 8. Угловые скорости вращения двигателей-маховиков

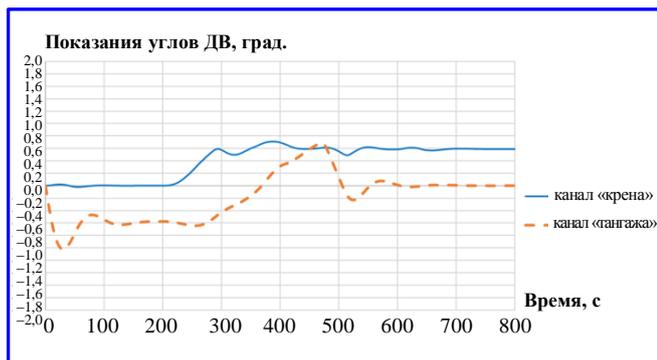


Рис. 9. Показания-углы датчика вертикали Земли

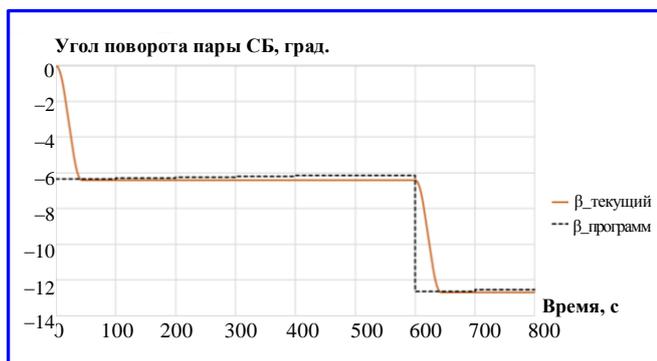


Рис. 10. Угол ориентации пары солнечных батарей в зависимости от программного положения

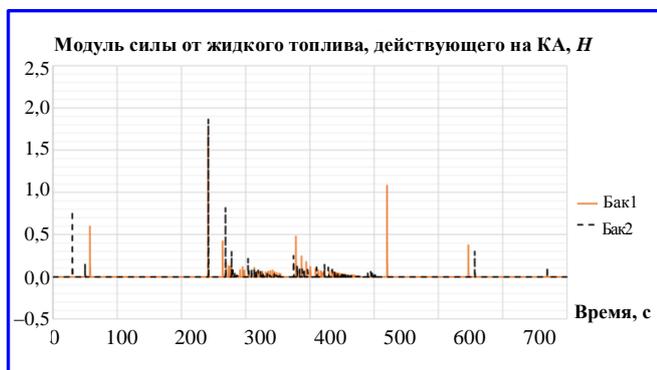


Рис. 11. Модули сил реакций между жидким топливом и космическим аппаратом

В программе используется параметр, который включает или отключает моделирование работы служебной системы управления программным поворотом СБ. При численном интегрировании программная переориентация СБ происходит в зависимости от направляющих косинусов на Солнце и допустимого угла рассогласования между текущим ($\beta_{тек}$) и программным ($\beta_{прог}$) положением. На рассматриваемом временном промежутке (800 секунд) после программного поворота КА угол между направлением на Солнце и ориентацией СБ изменяется сильнее, чем от баллистического движения на орбите, и превышает допусти-

мый угол рассогласования, что повторно вызывает программную переориентацию СБ (рис. 10).

Моделирование движения жидкого топлива в условиях невесомости характеризуется графиками абсолютных величин сил реакций между баком и жидкостью (рис. 11). Наиболее частое взаимодействие наблюдается в режиме программной переориентации (от 200 до 600 секунд).

Полученные результаты численного интегрирования используемой программы на ЭВМ наглядно демонстрируют взаимное влияние внутренних возмущающих процессов, моделируемых рассмотренными математическими моделями, на динамику КА. Внешние факторы могут передаваться от других программных модулей в целях проведения мультидисциплинарных вычислений. Таким образом, рассматриваемую программу целесообразно использовать в интересах формирования и исследования цифровых двойников [9] перспективных КА с использованием передовых технологий на суперЭВМ.

Литература

1. Клишев, О. П. Комплексная математическая модель физических процессов в обеспечении проектирования низкоорбитальных КА (Часть 1) / О. П. Клишев, А. Л. Кусов, Г. Г. Ефименко // Космонавтика и ракетостроение. – Королёв : АО «ЦНИИмаш», 2022. – № 4 (127). – С. 24–38.
2. Клишев, О. П. Комплексная математическая модель физических процессов в обеспечении проектирования низкоорбитальных КА (Часть 2) / О. П. Клишев, А. Л. Кусов, Г. Г. Ефименко // Космонавтика и ракетостроение. – Королёв : АО «ЦНИИмаш», 2022. – № 4 (127). – С. 39–52.
3. Беленький, А. Д. Ориентация и стабилизация космического аппарата «Метеор-М» № 2 в орбитальной системе координат / А. Д. Беленький, В. Н. Васильев, М. Е. Семёнов // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – Москва : ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2018. – Т. 167. – № 6. – С. 3–8.
4. Беленький, А. Д. Исследование динамики ориентации и стабилизации по курсу космического аппарата «Метеор-М» при использовании информации инфракрасной вертикали и датчиков угловой скорости / А. Д. Беленький, В. Н. Васильев, М. Е. Семёнов // Вопросы электромеханики. Труды НПП ВНИИЭМ. – Москва : ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2008. – Т. 107. – С. 38–45.
5. Беленький, А. Д. Алгоритм управления системой четырёх двигателей-маховиков космических аппаратов серии «Метеор-М» № 2 / А. Д. Беленький, В. Н. Васильев, А. С. Семёнов [и др.] // Вопросы электромеханики. Труды НПП ВНИИЭМ. – Москва : ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2013. – Т. 134. – С. 9–14.
6. Беленький, А. Д. Режим поиска Солнца космического аппарата «Метеор-М» № 2 / А. Д. Беленький, В. Н. Васильев, М. Е. Семёнов // Вопросы электромеханики. Труды НПП ВНИИЭМ. – Москва : ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2015. – Т. 145. – С. 27–41.

7. Васильев, А. И. Калибровка съёмочной аппаратуры космического аппарата «Канопус-В» в процессе его эксплуатации / А. И. Васильев // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. – 2015. – Т. 12. – № 1. – С. 203–214.
8. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Навигационный радиосигнал в диапазонах L1, L2 : Интерфейсный контрольный документ (редакция 5.1). – [Текст электронный]. – Москва : Российский научно-исследовательский институт космического приборостроения, 2008. – URL : https://russianspacesystems.ru/Business/ICD_GLONASS_rus_v5.1.pdf.
9. ГОСТ Р 57700.37-2021. Компьютерные модели и моделирование. Цифровые двойники изделий. Общие положения : национальный стандарт Российской Федерации : издание официальное : утвержден и введен в действие Приказом федерального агентства по техническому регулированию и метрологии от 16 сентября 2021 г. № 979-ст : введен впервые : дата введения 2022-01-01 / разработан ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ». – Москва : ФГБУ «РСТ», 2021. – 10 с.
10. Численное моделирование управляемого движения космического аппарата в режимах ориентации и стабилизации МАТМОД : гос. регистрация прогн. для ЭВМ № 2023683146 Российская Федерация : № 2023682202 : заявл. 23.10.2023; опублик. 02.11.2023 / Клишев О. П., Меняйло А. О., Скоморохов Н. В., Петряков А. С., Алексеев С. А., Максимова Т. С. ; правообладатель АО «ЦНИИмаш».
11. Ефименко, Г. Г. Комплексная математическая модель динамики низкоорбитального космического аппарата с учетом упругости конструкции, подвижности жидкого топлива в условиях невесомости и воздействия свободномолекулярного газа / Г. Г. Ефименко, С. В. Залетаев, Н. В. Скоморохов [и др.] // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – Москва : АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2023. – Т. 194. – № 3. – С. 32–42.
12. Васильев, В. Н. Системы ориентации космических аппаратов / В. Н. Васильев. – Москва : ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2009. – 310 с.
13. Дубошин, Г. Н. Справочное руководство по небесной механике и астродинамике / Г. Н. Дубошин. – Москва : Наука, 1976. – 864 с.
14. Мирер, С. А. Механика космического полёта. Орбитальное движение : учебно-методическое пособие / С. А. Мирер. – Москва : МФТИ, 2013. – 106 с.

Поступила в редакцию 21.06.2024

Андрей Олегович Меняйло, инженер 2 категории, т. 8 (495) 513-57-39, e-mail: MenyayloAO@tsniimash.ru.

Олег Павлович Клишев, доктор технических наук, профессор, начальник отдела, т. 8 (495) 513-49-78, e-mail: KlishevOP@tsniimash.ru.

Никита Валерьевич Скоморохов, заместитель начальника отдела, т. 8 (495) 513-56-27, e-mail: SkomorokhovNV@tsniimash.ru.

Артём Сергеевич Петряков, инженер, т. 8 (495) 513-57-39, e-mail: PetryakovAS@tsniimash.ru.

Степан Андреевич Алексеев, инженер, т. 8 (495) 513-57-39, e-mail: AlekseevSA@tsniimash.ru.

Татьяна Сергеевна Максимова, инженер, т. 8 (495) 513-57-39, e-mail: MaksimovaTS@tsniimash.ru.
(АО «ЦНИИмаш»).

METHOD FOR NUMERICAL SIMULATION OF SPACECRAFT DYNAMICS USING THE COMPUTER PROGRAM MATMOD

A. O. Menyaylo, O. P. Klishev, N. V. Skomorokhov,
A. S. Petryakov, S. A. Alexeev, T. S. Maksimova

The computer program MATMOD for numerical simulation of controlled perturbed motion of spacecraft is considered. The methods used to program functioning are presented: a generalized system of differential equations for the dynamics of a spacecraft, taking into account elastic vibrations of its structural elements; basic matrices of kinematic transformations for integrating the orientation angles of the spacecraft (roll, pitch, heading); mathematical model of the Earth's infrared vertical sensor for generating a vector of angles of real deviations relative to the associated axes of the spacecraft in control channels; mathematical model of feedback of the spacecraft orientation and stabilization system, taking into account the parameters of discrete generation and delay of the control signal; mathematical model of a control system consisting of four unbalanced reaction wheels; mathematical model of the service system for program rotation of solar panels; an approximate mathematical model of the movement of liquid fuel in tanks under weightless environment. Graphical results of numerical simulation of the dynamics of a spacecraft in the orbit section are presented, which clearly demonstrate the relationship between internal processes and the perturbed motion of the simulated product. The expediency of using the considered program for carrying out multidisciplinary calculations, which also take into account external disturbing factors from other mathematical models, is noted, in the interests to forming and studying digital twins of promising spacecrafts.

Keywords: mathematical model, spacecraft, dynamics, elastic vibrations, kinematic equations, system of differential equations, vertical sensor, orientation, orbital stabilization, reaction wheel, solar battery, fuel, weightlessness, numerical simulation, imbalance, computer program, digital twin.

References

1. Klishev, O. P. Complex mathematical model of physical processes for providing the design of low-orbit SC (Part 1) / O. P. Klishev, A. L. Kusov, G. G. Efimenko // *Cosmonautics and Rocket Engineering*. – Korolev : JSC TSNIIMASH, 2012. – No. 4 (127). – P. 24–38.
2. Klishev, O. P. Complex mathematical model of physical processes for providing the design of low-orbit SC (Part 2) / O. P. Klishev, A. L. Kusov, G. G. Efimenko // *Cosmonautics and Rocket Engineering*. – Korolev : JSC TSNIIMASH, 2012. – No. 4 (127). – P. 39–52.
3. Belenkiy, A. D. Altitude and orbit control of Meteor-M No. 2 spacecraft in orbital coordinate system / A. D. Belenkiy, V. N. Vasilyev, M. E. Semenov // *Matters of electromechanics. VNIEM proceedings*. – Moscow : FSUE «NPP VNIEM», 2018. – Vol. 167. – No. 6. – P. 3–8.
4. Belenkiy, A. D. Research of dynamics altitude and orbit control along the course of Meteor-M spacecraft during the use of information of the infrared vertical and angular velocity sensors / A. D. Belenkiy, V. N. Vasilyev, M. E. Semenov // *Matters of Electromechanics. NPP VNIEM Proceedings*. – Moscow : FSUE «NPP VNIEM», 2008. – V. 107 – P. 38–45.
5. Belenkiy, A. D. Control algorithm of four reaction wheels system of Meteor-M No. 2 spacecraft series / A. D. Belenkiy, V. N. Vasilyev, A. S. Semenov [et. al.] // *Matters of Electromechanics. NPP VNIEM Proceedings*. – Moscow : FSUE «NPP VNIEM», 2013. – Vol. 134 – P. 9–14.
6. Belenkiy, A. D. Sun acquisition mode of Meteor-M No. 2 spacecraft / A. D. Belenkiy, V. N. Vasilyev, M. E. Semenov // *Matters of electromechanics. VNIEM proceedings*. – Moscow : FSUE «NPP VNIEM», 2015. – Vol. 145 – No. 6 – P. 27–41.
7. Vasilyev, A. I. Calibration of imaging hardware of Kanopus-V during its operation / A. I. Vasilyev // *Current Problems in Remote Sensing of the Earth From Space*. – 2015. – Vol. 12. – No. 1. – P. 203–214.
8. Global Navigation Satellite System (GLONASS). L1-band, L2-band navigation radio signal: Interface control document (version 5.1) – [Electronic Text]. – Moscow : Scientific Research Institute of Space Instrumentation, 2008. – URL : https://russianspacesystems.ru/Business/ICD_GLONASS_rus_v5.1.pdf.
9. GOST R 57700.37-2021. Computer models and simulation. Digital twins of products. General provisions: national standard of the Russian Federation : official edition : approved and brought into force by the Order of the Federal Agency for Technical Regulation and Metrology No. 979-cr of September 16, 2021: introduced for the first time : effective date 01.01.2022 / prepared by the All-Russian Scientific Research Institute of Experimental Physics. – Moscow : FSBI «Russian Standardization Institute», 2021. – 10 [1] p.
10. Numerical simulation of spacecraft controlled motion in altitude and orbit control modes MATMOD: state registration of programs for PC No. 2023683146, Russian Federation: No. 2023682202: appl. 23.10.2023, publ. 02.11.2023 / Klishev O. P., Meniyaylo A. O., Skomorokhov N. V. [et. al.]; copyright holder JSC «TSNIIMASH».
11. Efimenko, G. G. Complex mathematical model of low-orbit spacecraft dynamics taking into account structural flexibility, mobility of liquid propellant in non-gravity environment and exposure of free-molecular gas / G. G. Efimenko, S. V. Zaletaev, N. V. Skomorokhov [et. al.] // *Matters of electromechanics. VNIEM proceedings*. – Moscow : VNIEM Corporation JSC, 2023. – Vol. 194 – No. 3 – P. 32–42.
12. Vasilev, V. N. Spacecraft attitude control systems / V. N. Vasilev. – Moscow : FSUE «NPP VNIEM», 2009. – 310 p.
13. Duboshin, G. N. Reference Guide on celestial mechanics and astrodynamics / G. N. Duboshin. – Moscow : Nauka (Science), 1976. – 864 p.
14. Mirer, S. A. Mechanics of space flight. Orbital motion: Textbook / S. A. Mirer. – Moscow : MIPT, 2013. – 106 p.

Andrey Olegovich Menyaylo, 2nd category engineer, t. 8 (495) 513-57-39, e-mail: MenyayloAO@tsniimash.ru.

Oleg Pavlovich Klishev, Doctor of technical sciences, Professor, head of department,

t. 8 (495) 513-49-78, e-mail: KlishevOP@tsniimash.ru.

Nikita Valerievich Skomorokhov, deputy head of department,

t. 8 (495) 513-56-27, e-mail: SkomorokhovNV@tsniimash.ru.

Artem Sergeevich Petryakov, engineer, t. 8 (495) 513-57-39,

e-mail: PetryakovAS@tsniimash.ru.

Stepan Andreyevich Alexeev, engineer, t. 8 (495) 513-57-39,

e-mail: AlekseevSA@tsniimash.ru.

Tatyana Sergeevna Maksimova, engineer, t. 8 (495) 513-57-39,

e-mail: MaksimovaTS@tsniimash.ru.

(JC «TSNIIMASH»).