

СОВРЕМЕННЫЕ ПРОБЛЕМЫ РАКЕТНОЙ И КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ



Российская академия наук
Комиссия по разработке научного наследия К.Э. Циолковского
Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского

Государственный музей истории космонавтики
им. К.Э. Циолковского

СОВРЕМЕННЫЕ ПРОБЛЕМЫ РАКЕТНОЙ И КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Сборник статей, 2023

Казань 2023

УДК 629.7
ББК 39.62
С56

Редакционная коллегия:

М.Я. Маров (председатель),
Н.А. Абакумова (зам. председателя), В.И. Алексеева, В.А. Алтунин,
М.Ю. Беляев, Н.Б. Бодин, В.В. Воробьев, Л.В. Докучаев, Т.Н. Желнина,
В.В. Зуева, В.В. Ивашкин, Л.Н. Канунова (отв. секретарь), С.С. Корунов,
С.В. Кричевский, В.В. Лыткин, В.М. Мапельман, Ю.А. Матвеев,
Э.И. Мацнев, А.А. Митина, Г.А. Сергеева, И.Г. Сохин, Е.А.
Тимошенкова, О.С. Цыганков, Н.А. Чернова, В.М. Чеснов (отв. секретарь)

Ответственные секретари:

Л.Н. Канунова, В.М. Чеснов

Ответственные редакторы:

доктор техн. наук В.А. Алтунин,
доктор техн. наук М.Ю. Беляев,
Т.Н. Тянь

Литературный редактор:

Е.В. Абакумова

Современные проблемы ракетной и космической техники. Сборник статей, 2023.

С56 Казань: редакционно-издательский центр «Школа», 2023. – 316 с.

ISBN 978-5-00162-875-0

Сборник содержит материалы докладов и научных дискуссий на заседаниях секции «Проблемы ракетной и космической техники» 21 сентября 2022 г. в г. Калуге в рамках LVII Научных чтений, посвящённых разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Статьи посвящены проблемам проектирования, изготовления и эксплуатации космических аппаратов различного назначения.

УДК 629.7
ББК 39.62

ISBN 978-5-00162-875-0

© Российская Академия наук, 2023

© Государственный музей истории космонавтики им. К.Э. Циолковского, 2023

© Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 2023

© РИЦ «Школа», 2023

*«Герои и смельчаки проложат первые
воздушные тропы трасс: Земля – орбита Луны,
Земля – орбита Марса и ещё далее:
Москва – Луна, Калуга – Марс.*

К.Э. Циолковский

Секция
**«ПРОБЛЕМЫ РАКЕТНОЙ
И КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ»**

УДК 629.78.076.6:521.3
eLIBRARY.RU: 89.23.21

М.Ю. Беляев

*ПАО РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв, Моск. обл.,
МФ МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Мытищи, Моск. обл.*

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МКС
И ИЗУЧЕНИЕ ФИЗИЧЕСКИХ УСЛОВИЙ И ЯВЛЕНИЙ,
ВОЗНИКАЮЩИХ НА ЕЁ БОРТУ В ПОЛЁТЕ
DETERMINATION OF THE ISS DYNAMIC PROPERTIES
AND STUDY OF PHYSICAL CONDITIONS AND PHENOMENA
OCCURRING ONBOARD DURING ITS FLIGHT**

*К 25-летию запуска на орбиту первого модуля
Международной космической станции*

Аннотация: Возможности выполнения космических экспериментов (КЭ) связаны с уникальными физическими условиями в космосе: невесомость, вакуум и др. Однако, уже первые орбитальные полёты показали, что на борту космического аппарата возникают физические условия, создающие помехи для выполнения некоторых экспериментов [1]. Поэтому для успешной постановки и реализации экспериментов на борту такого крупногабаритного и сложного объекта, каким является МКС, необходимо было иметь комплексное представление об изменении в полёте её динамических характеристик и о физических условиях, возникающих на станции при проведении научных исследований. С этой целью на МКС были организованы технические эксперименты «Тензор», «Изгиб», «Среда-МКС» и др. [2-38]. Дан обзор некоторых результатов экспериментов по изучению физических условий, возникающих на станции в различные периоды её эксплуатации.

Ключевые слова: космические эксперименты, Международная космическая станция, физические условия, динамические характеристики, микроускорения.

Abstract: The ability to run space experiments (SE) hinges upon unique environmental conditions of space: zero gravity, vacuum, etc. However, even the earliest orbital missions already demonstrated that physical conditions arising onboard a spacecraft may interfere with some of the experiments [1]. Therefore, in order to successfully set up and run experiments onboard such a large and complex facility as the ISS, it was required to have a comprehensive picture of its in-flight dynamic properties variations and physical conditions occurring onboard the station during scientific studies. For that purpose, engineering experiments «Tensor», «Izgib», «Environment-ISS» and others were set up onboard the ISS [2-46]. The paper reviews some of the

results of experiments looking into physical conditions occurring onboard the station during various phases of its operation.

Keywords: space experiments, International Space Station, physical conditions, dynamic properties, microaccelerations.

Введение

Первый модуль Международной космической станции (МКС) был выведен на орбиту 20 ноября 1998 года. Использование МКС для выполнения космических экспериментов потребовало решения ряда новых задач.

Это связано, прежде всего, с большими размерами и массой этой станции, причём в течение полёта характеристики МКС меняются и их надо уточнять, в том числе, и для целей управления. Эксперименты на станции – КЭ «Тензор», КЭ «Среда-МКС» направлены на решение этих задач [1-12]. В экспериментах определяются динамические характеристики станции, смещения элементов её конструкции и др.

Знание тензора инерции и других динамических характеристик (массы, положения центра масс) необходимо для управления космическим аппаратом (КА). Важно, чтобы результаты КЭ использовались не только для станции, но и для решения других практических задач. Один из примеров использования результатов экспериментов на МКС связан с эксплуатацией автоматических спутников. В процессе эксплуатации спутников связи «Ямал-200» технология уточнения тензора инерции космического аппарата и прогноза движения КА вокруг центра масс, созданная в экспериментах на МКС, была применена для управления спутниками «Ямал» по прогнозу, благодаря чему КА «Ямал-200» работает на орбите уже около 20 лет и его эксплуатация продолжается. Это один из примеров, показывающих и научный, и прикладной результат КЭ на МКС.

В рамках КЭ «Среда-МКС» определяются смещения элементов корпуса МКС, например, из-за перепада температуры её элементов в полёте.

Разработан и используется новый способ, основанный на применении фото - и видеорегистрации элементов корпуса МКС через иллюминатор МКС. С его помощью определяются смещения размерами до 0,1 мм [29, 31].

В начале создания МКС она была провозглашена, прежде всего, исследовательской лабораторией для изучения различных процессов в области микрогравитации, хотя со временем области исследования, конечно, расширились. Микрогравитационная обстановка постоянно контролировалась и изучалась [13-28]. В настоящее время для этих целей создается новое оборудование [32].

В КЭ «Среда-МКС» уточняются также магнитные помехи, возникающие на станции в полёте от магнитно-твёрдых, магнитно-мягких материалов и токовых контуров.

Вследствие изменения конфигурации станции они меняются в полёте и постоянно уточняются [1, 33, 34]. Магнитометры установлены на СМ РС МКС и изготавливаются также для ТГК «Прогресс».

1. Оценка динамических характеристик Международной космической станции

1.1. Определение тензора инерции МКС

При управлении полётом Международной космической станции и решении ряда научных и прикладных задач необходимо достаточно точно знать её динамические характеристики: тензор инерции, параметры аэродинамического момента и др. Во время полёта эти характеристики меняются, и не всегда их изменение удаётся найти расчётным путём, используя проектные данные. Проводимые на МКС эксперименты «Тензор», «Среда-МКС» посвящены уточнению фактических значений этих характеристик путём специальной статистической обработки телеметрической информации с борта станции. Рассматривается один из способов уточнения тензора инерции станции по телеметрической информации о её ориентации и суммарном кинетическом моменте гиринов.

Уточнение тензора инерции проводилось ещё для станции «Мир». При этом применялись два способа. Первый состоял в определении неуправляемого вращательного движения станции по данным измерений бортовых датчиков о её ориентации. Определение движения сводилось к построению функций, аппроксимирующих данные измерений или телеметрическую информацию и рассчитываемых вдоль решений полной системы уравнений вращательного движения станции.

В результате обработки уточнялись начальные условия движения и некоторые параметры математической модели, в том числе 5 параметров, характеризующих тензор инерции станции – три угла, задающих направления главных центральных осей инерции в строительной системе координат, и две безразмерных комбинации главных центральных моментов инерции. Приемлемые по точности оценки получались в результате обработки показаний оптического звездного датчика и значений кватерниона, задающего ориентацию станции.

Второй способ уточнения тензора инерции использовал данные измерений суммарного кинетического момента гиринов, полученные при поддержании неизменной ориентации станции в абсолютном пространстве. Оказалось, что при обработке измерений, выполненных на интервале поддержания одной ориентации, можно оценить только четыре специально выбранные линейные комбинации шести компонент тензора инерции.

В частности, если кинетический момент гиринов измеряется в системе главных центральных осей инерции станции, то можно оценить разности её главных моментов инерции.

При совместной обработке измерений, выполненных на нескольких временных интервалах при разных ориентациях станции, можно оценить недиагональные компоненты тензора инерции и разности его диагональных компонент. Оценки, найденные при совместной обработке двух и трёх интервалов, достаточно точно совпадали с оценками, полученными расчётным путём.

Данный подход был использован для уточнения тензора инерции МКС. В рамках используемой математической модели станция считается гириостатом, движение центра масс которого по орбите – кеплерово эллиптическое.

Для записи уравнений изменения собственного кинетического момента системы гириодина станции, а также уравнений движения МКС относительно центра масс, введем три правые декартовы системы координат.

Для удобства, при необходимости, углубленного изучения рассматриваемого подхода, изложенного в ряде публикаций, используем обозначения, принятые в ранних работах по этому вопросу [2, 8].

Во второй геоэкваatorialной системе координат $OX_1X_2X_3$ эпохи 2000.0 года оси OX_1 и OX_3 направлены соответственно в точку весеннего равноденствия указанной эпохи и на северный полюс мира. Оси этой системы координат считаем неизменными в абсолютном пространстве.

Строительная система координат $Oy_1y_2y_3$ жёстко связана со станцией. Ось Oy_1 параллельна продольной оси Служебного модуля (СМ) и направлена от его переходного отсека к агрегатному отсеку, ось Oy_2 параллельна оси вращения солнечных батарей СМ.

Начала этих систем координат находятся в центре масс станции. Строительная система координат $CM\ O'y_1y_2y_3$ отличается от системы $Oy_1y_2y_3$ только тем, что её начало O' размещается в плоскости седьмого шпангоута СМ.

Далее компоненты векторов и координаты всех точек указываются в системе $Oy_1y_2y_3$.

Для расчёта радиус-вектора и вектора скорости интегрируются уравнения движения центра масс станции в гринвичской системе координат с учётом нецентральности гравитационного поля Земли и сопротивления атмосферы. Компоненты этих векторов в системе координат $Oy_1y_2y_3$ вычисляются с помощью известных формул перехода.

Компоненты кинетического момента МКС при её движении относительно центра масс имеют вид:

$$K_i = H_i + \sum_{j=1}^3 I_{ij} \omega_j \quad (i = 1, 2, 3),$$

где H_i и ω_j – соответственно компоненты собственного кинетического момента системы гириодина и угловой скорости станции;

I_{ij} – компоненты тензора инерции станции в строительной системе координат, $I_{ij} = I_{ji} (i, j = 1, 2, 3)$.

Из моментов внешних сил, приложенных к МКС, учитываются гравитационный $M_g = (M_{g1}, M_{g2}, M_{g3})$ и восстанавливающий аэродинамический $M_a = (M_{a1}, M_{a2}, M_{a3})$ моменты.

Теорема об изменении кинетического момента станции под действием внешних моментов выражается соотношениями:

$$\begin{aligned}
\dot{K}_1 + \omega_2 K_3 - \omega_3 K_2 &= M_{g1} + M_{a1}, \\
\dot{K}_2 + \omega_3 K_1 - \omega_1 K_3 &= M_{g2} + M_{a2}, \\
\dot{K}_3 + \omega_1 K_2 - \omega_2 K_1 &= M_{g3} + M_{a3}.
\end{aligned} \tag{1}$$

Здесь точкой обозначено дифференцирование по времени t .
Компоненты гравитационного момента задаются формулами:

$$\begin{aligned}
M_{g1} &= \nu \sum_{i=1}^3 x_i (x_2 I_{3i} - x_3 I_{2i}), & M_{g2} &= \nu \sum_{i=1}^3 x_i (x_3 I_{1i} - x_1 I_{3i}), \\
M_{g3} &= \nu \sum_{i=1}^3 x_i (x_1 I_{2i} - x_2 I_{1i}), & \nu &= \frac{3\mu_E}{(x_1^2 + x_2^2 + x_3^2)^{5/2}}.
\end{aligned} \tag{2}$$

Здесь x_i компоненты геоцентрического радиуса-вектора центра масс станции в строительной системе координат, μ_E – гравитационный параметр Земли. Аэродинамический момент можно аппроксимировать двумя способами. Причём, второй способ аппроксимации позволяет, помимо тензора инерции, уточнить также координаты положения центра масс станции.

В рамках первого способа аппроксимации аэродинамического момента считаем, что станция имеет форму сферы, центр которой смещён относительно точки O . Тогда выражения для компонент аэродинамического момента примут вид:

$$\begin{aligned}
M_{a1} &= \rho v (P_3 v_2 - P_2 v_3), & M_{a2} &= \rho v (P_1 v_3 - P_3 v_1), \\
M_{a3} &= \rho v (P_2 v_1 - P_1 v_2), & v &= \sqrt{v_1^2 + v_2^2 + v_3^2}.
\end{aligned}$$

Здесь ρ – плотность набегающего на станцию аэродинамического потока (плотность атмосферы в точке O), v_i – компоненты скорости центра масс станции относительно поверхности Земли, P_i – постоянные коэффициенты. Последние выражения получены в предположении, что атмосфера вращается вместе с Землей.

Подставив в соотношения (1) выражения для величин K_i , M_{gi} и M_{ai} , получим уравнения:

$$\begin{aligned}
\dot{H}_1 &= \omega_3 H_2 - \omega_2 H_3 - I_{11} \dot{\omega}_1 + (I_{22} - I_{33}) F_1 + I_{12} (F_2 - \dot{\omega}_2) - \\
&\quad - I_{13} (F_3 + \dot{\omega}_3) + I_{23} (G_3 - G_2) + E \rho v (P_3 v_2 - P_2 v_3), \\
\dot{H}_2 &= \omega_1 H_3 - \omega_3 H_1 - I_{22} \dot{\omega}_2 + (I_{33} - I_{11}) F_2 + I_{23} (F_3 - \dot{\omega}_3) - \\
&\quad - I_{12} (F_1 + \dot{\omega}_1) + I_{13} (G_1 - G_3) + E \rho v (P_1 v_3 - P_3 v_1), \\
\dot{H}_3 &= \omega_2 H_1 - \omega_1 H_2 - I_{33} \dot{\omega}_3 + (I_{11} - I_{22}) F_3 + I_{13} (F_1 - \dot{\omega}_1) - \\
&\quad - I_{23} (F_2 + \dot{\omega}_2) + I_{12} (G_2 - G_1) + E \rho v (P_2 v_1 - P_1 v_2), \\
F_1 &= \omega_2 \omega_3 - \nu x_2 x_3, & F_2 &= \omega_3 \omega_1 - \nu x_3 x_1, & F_3 &= \omega_1 \omega_2 - \nu x_1 x_2, \\
G_1 &= \omega_1^2 - \nu x_1^2, & G_2 &= \omega_2^2 - \nu x_2^2, & G_3 &= \omega_3^2 - \nu x_3^2.
\end{aligned} \tag{3}$$

С помощью соотношений $I_{ij} = I_{ji}$ из этих уравнений исключены компоненты тензора инерции I_{ij} при $i > j$, и для использования удобных единиц измерения физических величин введён масштабирующий множитель E , $E = 10^9$. В уравнениях (3) кинетический момент измеряется в 10^3 Нмс, время – в 10^3 с, единицей измерения компонент тензора инерции служит 10^6 кгм², единицей измерения аэродинамических параметров – 10^3 м³, плотность атмосферы рассчитывается в кг/м³.

Уравнения (3) являются замкнутой системой относительно переменных H_i ($i = 1, 2, 3$). В этой системе величины I_{ij}, P_i рассматриваются как параметры. Общее решение этих уравнений представим следующим образом:

$$H_i = \sum_{j=1}^{12} F_{ij}(t) \alpha_j \quad (i = 1, 2, 3), \quad (4)$$

где $\alpha_j = H_1(t_0)$ ($i = 1, 2, 3$) – начальные условия, t_0 – заданный момент времени, $\alpha_4 = I_{11}, \alpha_5 = I_{22}, \alpha_6 = I_{33}, \alpha_7 = I_{12}, \alpha_8 = I_{13}, \alpha_9 = I_{23}, \alpha_{10} = P_1, \alpha_{11} = P_2, \alpha_{12} = P_3$. Функции $F_{ij}(t)$ определяются начальными задачами для линейных дифференциальных уравнений, не содержащих параметров.

Математическое обеспечение системы гиродиннов позволяет в некоторые моменты времени t_n ($n = 1, 2, \dots, N$), $t_1^H < t_2^H < \dots < t_N^H$, получать измерения значений $H_i(t_n^H)$ компонент её собственного кинетического момента. Результаты измерений этих величин обозначим соответственно $H_i^{(n)}$. Если указанные измерения приходятся на отрезок времени, для которого построена аппроксимация движения станции, то с помощью соотношений (4) их можно обработать каким-либо статистическим методом и определить вектор $\alpha = (\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_{12})^T$. В рамках метода наименьших квадратов оценкой вектора α служит его значение, минимизирующее функцию:

$$\Phi(\alpha) = \sum_{n=1}^N \sum_{i=1}^3 \left[H_i^{(n)} - \sum_{j=1}^3 F_{ij}(t_n) \alpha_j \right]^2.$$

Это значение определяется нормальными уравнениями, которые в данном случае имеют вид:

$$\sum_{j=1}^{12} b_{ij} \alpha_j = b_i \quad (i = 1, 2, \dots, 12), \quad (5)$$

где

$$b_{ij} = \sum_{n=1}^N \sum_{k=1}^3 F_{ki}(t_n) F_{kj}(t_n), \quad b_i = \sum_{n=1}^N \sum_{k=1}^3 H_i^{(n)} F_{ki}(t_n).$$

Считаем, что ошибки в измерениях величин $H_i^{(n)}$ ($i = 1, 2, 3; n = 1, 2, N$) независимы, распределены по нормальному закону с нулевым средним значением и стандартным отклонением σ . Тогда оценка $\hat{\alpha}$ вектора α , определяемая системой (5), является несмещённой с ковариационной матрицей $\sigma^2 B^{-1}$, где B – матрица

системы (5). Поскольку значение σ неизвестно, его квадрат – дисперсию ошибок измерений при расчёте ковариационной матрицы заменим оценкой

$$\hat{\sigma}^2 = \frac{\Phi(\hat{\alpha})}{3N-12}. \quad (6)$$

В рамках второго способа аппроксимации аэродинамического момента используем геометрическую модель станции, согласно которой станция состоит из прямых круговых цилиндров и прямоугольных пластин. Положения этих тел заданы в системе координат $Oy_1y_2y_3$.

Цилиндры служат геометрическими моделями модулей, из которых составлена станция, пластины – моделями солнечных батарей и радиаторов. Тогда выражение для вычисления аэродинамического момента будет иметь вид:

$$M_a = \sum_i d_i \times F_i, \quad M_a = (M_{a1}, M_{a2}, M_{a3}) \quad (7)$$

где d_i – радиус-вектор геометрического центра тела с номером i относительно точки O , F_i – действующая на это тело сила аэродинамического сопротивления. Выражение (7) также получено при предположениях, что атмосфера вращается вместе с Землей, молекулы воздуха при столкновении со станцией испытывают абсолютно неупругий удар, затенение одних тел другими от набегающего аэродинамического потока не учитывается.

В силу двух последних предположений аэродинамический момент, действующий на каждое тело геометрической модели станции и вычисленный относительно геометрического центра этого тела, равен нулю. По этой причине такие моменты в выражении (7) отсутствуют.

Радиус-вектор геометрического центра с номером i определяется следующим образом:

$$d_i = d_1^b - d_i^0 \quad (8)$$

где d_1^b , d_i^0 – координаты соответственно геометрического центра тела и центра масс МКС в системе $O'y_1y_2y_3$.

При использовании второго способа аппроксимации аэродинамического момента система нормальных уравнений (5) записывается с учётом (7) и (8).

Для реализации описанного подхода к оцениванию тензора инерции станции необходимо выполнить восстановление по телеметрической информации фактического вращательного движения станции.

С этой целью использовалось два метода. Первый метод применяется при сглаживании информации с российского сегмента МКС с использованием сплайновой техники. При этом шаг задания нормированного кватерниона ориентации $Q = (q_0, q_1, q_2, q_3)$, $q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 = 1$ по времени составляет около 1,5 мин.

Второй метод применяется при сглаживании телеметрической информации с американского сегмента МКС с использованием рядов Фурье.

При этом шаг задания кватерниона ориентации по времени составляет, как правило, 1 сек.

Полученная кватернионная функция нормируется на единицу и служит аппроксимацией вращения системы $Oy_1y_2y_3$ относительно системы $OX_1X_2X_3$ на отрезке $t_0 \leq t \leq t_M$. Проекция ω ($i = 1, 2, 3$) абсолютной угловой скорости системы $Oy_1y_2y_3$ на её собственные оси выражаются через производные этой функции с помощью уравнений:

$$\begin{aligned}\omega_1 &= 2(q_0\dot{q}_1 - q_1\dot{q}_0 + q_3\dot{q}_2 - q_2\dot{q}_3), \\ \omega_2 &= 2(q_0\dot{q}_2 - q_2\dot{q}_0 + q_1\dot{q}_3 - q_3\dot{q}_1), \\ \omega_3 &= 2(q_0\dot{q}_3 - q_3\dot{q}_0 + q_2\dot{q}_1 - q_1\dot{q}_2).\end{aligned}$$

Продифференцировав последние уравнения по времени и подставив в полученные выражения первую и вторую производные нормированной кватернионной функции, можно найти $\dot{\omega}_1, \dot{\omega}_2, \dot{\omega}_3$. Это позволяет выполнить расчёт функций F_{ij} в формуле (4). Проведенные результаты обработки ТМИ МКС показали принципиальную возможность оценки тензора инерции станции по измерениям суммарного кинетического момента гироскопов. Погрешность оценок при обработке ТМИ составляла менее 7 %.

Повышение точности достигается как за счёт повышения точности ТМИ, так и за счёт совершенствования используемой при обработке математической модели, причём второй путь требует в первую очередь повышения точности вычисления действующего на станцию аэродинамического момента. Обработка результатов, полученных в рамках экспериментов, позволила определить и уточнить ряд характеристик орбитальных станций. Полученные данные использовались при управлении орбитальными станциями и выполнении на них целевых программ исследований.

Отработанные на орбитальных станциях методы и технологии целесообразно использовать также для других аппаратов, в том числе исследовательских и прикладных спутников. Это позволяет, в частности, проводить в полёте юстировочные работы для целевой аппаратуры, уточнять динамические и другие характеристики спутников.

Уточнение динамических характеристик геостационарного КА даст возможность построить адекватную модель вращательного движения спутника относительно центра масс (для орбитальных станций эта задача осложняется необходимостью сложного учёта возмущений за счёт действия атмосферы).

Наличие адекватной модели вращательного движения позволяет, в частности, построить алгоритмы управления ориентацией без использования датчиков угловых скоростей и непрерывного включения датчиков ориентации, что повышает надёжность и долговечность системы ориентации КА.

1.2. Управление КА «Ямал-200» с использованием математической модели углового движения

Рассмотренный подход был реализован при оценке тензора инерции геостационарного спутника связи (ГСС) «Ямал», ориентация которого стабилизирована в орбитальной системе координат (ОСК). Точность ориентации спутников «Ямал» не хуже 0.1^0 . Наличие небольших колебаний ориентации ГСС в ОСК позволило оценить все компоненты тензора инерции.

Как и в случае решения задачи для МКС, ГСС будем считать гироскопом. Центр масс спутника движется по геостационарной орбите. Элементы этого движения находятся по данным радиоконтроля орбиты. В качестве исполнительных органов, используемых на ГСС для управления ориентацией, применяются маховики. Для записи уравнений изменения собственного кинетического момента системы маховиков введем две правые декартовы системы координат. Начала обеих систем поместим в центр масс – точку O .

В качестве базовой системы координат также примем систему $OX_1X_2X_3$, плоскость OX_1X_2 которой параллельна среднему земному экватору эпохи 2000.0. Ось OX_1 направлена в точку весеннего равноденствия указанной эпохи, ось OX_3 направлена в соответствующий северный полюс мира. Под ориентацией спутника в данном разделе будем понимать ориентацию жёстко связанной с его корпусом строительной системы координат $Oy_1y_2y_3$. В режиме поддержания штатной ориентации ГСС ось Oy_1 направлена по текущему радиус-вектору, ось Oy_2 – по текущему вектору линейной скорости.

Положение системы $Oy_1y_2y_3$ относительно системы $OX_1X_2X_3$ задается с помощью нормированного кватерниона $Q = (q_0, q_1, q_2, q_3)$, $q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 = 1$ [8]. Матрицу перехода от системы $Oy_1y_2y_3$ к системе $OX_1X_2X_3$ обозначим $\|a_{ij}\|_{i,j=1}^3$, где a_{ij} – косинус угла между осями OX_i и OX_j . Элементы этой матрицы выражаются через компоненты Q с помощью известных формул $a_{11} = q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2$, $a_{12} = 2(q_1q_2 - q_0q_3)$, $a_{21} = 2(q_1q_2 + q_0q_3)$ и т.п. Ниже компоненты векторов и координаты точек указываются в системе $Oy_1y_2y_3$.

Оценка тензора инерции спутника выполнялась на освещённых Солнцем интервалах орбиты и при движении ГСС в тени Земли. В первом случае из моментов внешних сил, приложенных к спутнику, учитывались гравитационный момент и момент от силы светового давления. Во втором случае учитывался только гравитационный момент.

Компоненты гравитационного момента задавались формулами:

$$M_{g1} = v \sum_{i=1}^3 x_i(x_2I_{3i} - x_3I_{2i}), \quad M_{g2} = v \sum_{i=1}^3 x_i(x_3I_{1i} - x_1I_{3i}),$$

$$M_{g3} = v \sum_{i=1}^3 x_i(x_1I_{2i} - x_2I_{1i}), \quad v = \frac{3\mu_E}{(x_1^2 + x_2^2 + x_3^2)^{5/2}}.$$

Здесь x_i – компоненты геоцентрического радиуса-вектора центра масс станции, I_{ij} – компоненты тензора инерции станции в строительной системе координат, $I_{ij} = I_{ji}$ ($i, j = 1, 2, 3$), μ_E – гравитационный параметр Земли.

Момент от силы светового давления аппроксимируется выражениями:

$$M_{s1} = k(p_2 e_{si} - p_3 e_{si}), \quad M_{s2} = k(p_3 e_{si} - p_1 e_{si}), \quad M_{s3} = k(p_1 e_{si} - p_2 e_{si}),$$

здесь $k = c^{-1}(r_*/\Delta)^2$, c – скорость света, r_* – средний радиус орбиты Земли; Δ – расстояние от КА до Солнца; p_i – постоянные коэффициенты; e_{si} – компоненты орта ГСС – Солнце. При выводе этих выражений предполагалось, что на интервалах оценки площадь поверхности ГСС, на которую воздействует набегающий световой поток, неизменна и отражающие свойства поверхности спутника во всех его точках одинаковы. Высокая точность оценки возмущающих моментов, действующих на ГСС, выполненная на таких временных интервалах, позволяет сделать выводы, что принятые допущения вполне оправданы и не окажут существенного негативного влияния на расчётные оценки компонент тензора инерции.

Компоненты кинетического момента спутника в его движении относительно центра масс имеют вид:

$$K_i = H_i + \sum_{j=1}^3 I_{ij} \omega_j \quad (i = 1, 2, 3),$$

где H_i и ω_i – компоненты собственного кинетического момента системы маховиков и угловой скорости ГСС. Теорема об изменении кинетического момента ГСС под действием указанных выше внешних моментов выражается соотношениями

$$\begin{aligned} \dot{K}_1 + \omega_2 K_3 - \omega_3 K_2 &= M_{g1} + M_{s1}, \\ \dot{K}_2 + \omega_3 K_1 - \omega_1 K_3 &= M_{g2} + M_{s2}, \\ \dot{K}_3 + \omega_1 K_2 - \omega_2 K_1 &= M_{g3} + M_{s3}. \end{aligned}$$

Здесь точкой обозначено дифференцирование по времени t . Подставив в эти соотношения, выписанные выше выражения для величин K_i , M_{gi} и M_{si} , получим уравнения:

$$\begin{aligned} \dot{H}_1 &= \omega_3 H_2 - \omega_2 H_3 - I_{11} \dot{\omega}_1 + I_{12}(\dot{\omega}_2 + \omega_1 \omega_3 - v x_1 x_3) + I_{13}(\dot{\omega}_3 - \omega_1 \omega_2 + v x_1 x_2) + \\ &\quad + (I_{22} - I_{33})(\omega_2 \omega_3 - v x_2 x_3) + I_{23}[\omega_3^2 - \omega_2^2 + v(x_2^2 - x_3^2)] + k(p_2 e_{si} - p_3 e_{si}), \\ \dot{H}_2 &= \omega_1 H_3 - \omega_3 H_1 - I_{22} \dot{\omega}_2 + I_{23}(\dot{\omega}_3 + \omega_1 \omega_2 - v x_1 x_2) + I_{12}(\dot{\omega}_1 - \omega_2 \omega_3 + v x_2 x_3) + \\ &\quad + (I_{33} - I_{11})(\omega_1 \omega_3 - v x_1 x_3) + I_{13}[\omega_1^2 - \omega_3^2 + v(x_3^2 - x_1^2)] + k(p_3 e_{si} - p_1 e_{si}), \\ \dot{H}_3 &= \omega_2 H_1 - \omega_1 H_2 - I_{33} \dot{\omega}_3 + I_{13}(\dot{\omega}_1 + \omega_2 \omega_3 - v x_2 x_3) + I_{23}(\dot{\omega}_2 - \omega_1 \omega_3 + v x_1 x_3) + \\ &\quad + (I_{11} - I_{22})(\omega_1 \omega_2 - v x_1 x_2) + I_{12}[\omega_2^2 - \omega_1^2 + v(x_1^2 - x_2^2)] + k(p_1 e_{si} - p_2 e_{si}). \end{aligned} \quad (9)$$

С помощью соотношений $I_{ij} = I_{ji}$ из этих уравнений исключены компоненты тензора инерции I_{ij} при $i > j$.

Ниже выписанные уравнения используются следующим образом. На некотором отрезке времени длиной не более нескольких часов по телеметрической информации восстановим фактическое движение спутника относительно центра масс, в том числе, его угловую скорость и угловое ускорение. В результате уравнения (9) станут замкнутой системой относительно переменных H_i ($i = 1, 2, 3$). В этой системе величины I_{ij}, p_i рассматриваем как параметры. Общее решение этих уравнений, указав явно его зависимость от параметров и начальных условий, представим следующим образом:

$$H_i = \sum_{j=1}^{12} F_{ij}(t) \alpha_j \quad (i = 1, 2, 3) \quad (10)$$

где $\alpha_i = H_i(t_0)$ – начальные условия, t_0 – заданный момент времени, $\alpha_4 = I_{11}$, $\alpha_5 = I_{12}$, $\alpha_7 = I_{22}$, $\alpha_8 = I_{23}$, $\alpha_9 = I_{33}$, $\alpha_{10} = p_1$, $\alpha_{11} = p_2$, $\alpha_{12} = p_3$.

Функции $F_{ij}(t)$ определяются начальными задачами, для линейных дифференциальных уравнений, не содержащих параметров.

Математическое обеспечение системы маховиков позволяет в некоторые моменты времени t_n ($n = 1, 2, \dots, N$) измерять значения $H_i(t_n)$ компонент её собственного кинетического момента. Точность определения кинетического момента маховиков КА «Ямал-200» составляет 0.1 Нмс. Результаты измерений этих величин обозначим соответственно $H_i^{(n)}$. Если указанные измерения приходятся на отрезок времени, для которого имеются значения кватерниона ориентации, то с помощью соотношений (10) их можно обработать каким-либо статистическим методом и определить вектор $\alpha = (\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_{12})^T$. Поскольку вычисляемые по формулам (10) величины $H_i(t_n)$ зависят от α линейно, для обработки используем метод наименьших квадратов. В рамках этого метода оценкой вектора α служит его значение, минимизирующее функцию:

$$\Phi(\alpha) = \sum_{n=1}^N \sum_{i=1}^3 \left[H_i^{(n)} - \sum_{j=1}^{12} F_{ij}(t_n) \alpha_j \right]^2.$$

Это значение определяется нормальными уравнениями, которые в данном случае имеют вид:

$$\begin{aligned} \sum_{j=1}^{12} b_{ij} \alpha_j &= b_i \quad (i = 1, 2, \dots, 12), \\ b_{ij} &= \sum_{n=1}^N \sum_{k=1}^3 F_{ki}(t_n) F_{kj}(t_n), \quad b_i = \sum_{n=1}^N \sum_{k=1}^3 H_i^{(n)} F_{ki}(t_n). \end{aligned} \quad (11)$$

Если ошибки в измерениях величин $H_i^{(n)}$ ($i = 1, 2, 3$; $n = 1, 2, \dots, N$) независимы и имеют одинаковое нормальное распределение с нулевым средним значением и стандартным отклонением σ , то оценка $\hat{\alpha}$ вектора α , определяемая системой (11), является несмещённой с ковариационной матрицей $\sigma^2 B^{-1}$, где B

– матрица системы (11). Поскольку значение σ неизвестно, его квадрат – дисперсию ошибок измерений – при расчёте ковариационной матрицы можно заменить оценкой:

$$\hat{\sigma}^2 = \frac{\Phi(\hat{\alpha})}{3N-12}.$$

Чтобы реализовать описанный подход к оцениванию тензора инерции спутника, необходимо располагать методом восстановления его фактического движения по телеметрической информации. Для этого используется метод, основанный на аппроксимации вращательного движения спутника сплайнами. Анализ полученных результатов свидетельствует о возможности применения описанных моделей и получаемых с их помощью оценок моментов инерции спутника для управления полётом. Повышение точности оценок компонент тензора инерции может идти по пути более точного моделирования момента от силы светового давления, действующего на спутник.

Дальнейшая разработка адекватной математической модели вращательного движения была связана с построением модели возмущений от сил светового давления, а также моделей закона изменения суммарного кинетического момента КА и закона изменения кинетического момента маховиков.

Данная технология использовалась при управлении ориентацией КА «Ямал-200». При полёте КА возможны ситуации, когда некоторые датчики ориентации не могут работать устойчиво по каким-либо причинам. Например, возможна ситуация, в которой возникнут проблемы в работе блока определения координат звезд (БОКЗ) из-за высокой плотности заряженных частиц на орбите КА, вызванной вспышками на Солнце. К недостаткам радиопеленгатора, используемого на КА, можно отнести появление проблемных участков в его работе во время грозы, сильного дождя, снегопада. Следует отметить также невозможность измерения датчиком Земли координат центра Земли в окрестности местной полуночи при прохождении теневых участков орбиты [10]. Для обеспечения поддержания необходимой ориентации КА «Ямал-200» при возникновении в полёте указанных проблемных участков, был разработан специальный режим управления ориентацией КА по прогнозу его углового движения «Прогноз». Данный режим «Прогноз» основывался на результатах проведенных на МКС технических экспериментах «Тензор», «Среда-МКС» [2, 8-10]. Использование разработанной технологии управления ориентацией по прогнозу его углового движения позволило эксплуатировать КА «Ямал-200» в течение 20 лет.

1.3. Уточнение массы станции

В процессе полёта масса орбитальной станции постоянно изменяется. Это связано с пристыковкой и отстыковкой моделей станции и кораблей, расходом топлива и другими причинами. Для уточнения массы станции в полёте используются измерения датчиков микроускорений во время выдачи корректирующего импульса. Чтобы такое использование было возможным, двигатели причали-

вания и ориентации (ДПО) ТГК «Прогресс» предварительно тарируются [11]. Тарировка выполняется во время самостоятельного полёта корабля с использованием его штатного датчика приращения скорости. Ошибка в определении массы станции описанным способом составляет менее 1 %. Ниже описывается реализация данного метода определения массы станции.

Импульс, корректирующий орбиту станции, выдаётся вдоль оси Oy_1 , направленной во время выдачи импульса по трансверсали к орбите станции.

Из теоремы об изменении количества движения станции в проекции на ось Oy_1 следует соотношение:

$$Ma(t) = F_0 q(t) + F_1(t).$$

Здесь M – масса станции (вместе с пристыкованными к ней кораблями), t – время, $a(t)$ – кажущееся ускорение центра масс станции, $q(t)$ – число работающих двигателей, F_0 – проекция на ось Oy_1 тяги одного двигателя, $F_1(t)$ – компонента вдоль оси Oy_1 главного вектора негравитационных внешних сил, действующих на станцию. Двигатели считаются одинаковыми, в $F_1(t)$ наибольший вклад вносят силы аэродинамического торможения.

Акселерометр MAMS на МКС позволяет измерить кажущееся ускорение a – одна из его чувствительных осей параллельна оси Oy_1 строительной системы координат СМ. Пусть измеренные значения a известны для моментов времени t_n ($n = 1, 2, \dots, N$), $a_n \approx a(t_n)$ – результаты измерений. Значения кусочно-постоянной функции $q(t_n) = q_n$ известны из телеметрической информации (ТМИ), силой $F_1(t)$ можно пренебречь. Тогда отношение $\alpha = F_0/M$ можно найти методом наименьших квадратов из условия минимума выражения:

$$\Phi(\alpha) = \sum_{n=1}^N (a_n - \alpha q_n)^2 = S_{qq} \alpha^2 - 2S_{aq} \alpha + S_{aa},$$

$$S_{qq} = \sum_{n=1}^N q_n^2, \quad S_{aq} = \sum_{n=1}^N a_n q_n, \quad S_{aa} = \sum_{n=1}^N a_n^2.$$

Оценка указанного отношения имеет вид:

$$\hat{\alpha} = \frac{S_{aq}}{S_{qq}}. \quad (12)$$

Если принять, что ошибки в значениях a_i представляют собой некоррелированные случайные величины с нулевым средним значением и одинаковой дисперсией σ^2 , то стандартное отклонение σ_a случайной величины \hat{a} и дисперсия σ^2 оцениваются величинами:

$$\sigma_a = \frac{\sigma}{\sqrt{S_{qq}}}, \quad \sigma^2 = \frac{\Phi(\hat{\alpha})}{N-1} = \frac{1}{N-1} \left(S_{aa} - \frac{S_{aq}^2}{S_{qq}} \right). \quad (13)$$

Предположим, что значение отношения α найдено описанным выше способом, значение F_0 известно. Тогда массу станции можно оценить по формуле:

$$M = \frac{F_0}{\alpha}. \quad (14)$$

Дифференциал этой формулы можно представить в виде:

$$\frac{dM}{M} = \frac{dF_0}{F_0} - \frac{d\alpha}{\alpha}.$$

Полагая, что ошибки в определении величин α и F_0 независимы, относительную ошибку δ_M в определении M на основании последнего соотношения можно представить следующим образом:

$$\delta_M = \sqrt{\frac{\sigma_\alpha^2}{\alpha^2} + \delta_F^2}. \quad (15)$$

Здесь δ_F – относительная ошибка в определении F_0 . Оценки величин F_0 и δ_F находились в результате тарировки тяги ДПО ТГК «Прогресс».

При отработке предложенного способа для тарировки тяги ДПО ТГК «Прогресс М-42» на участке его автономного полёта (участок дальнего сближения со станцией) на втором суточном витке 12.08.2004 был выдан тарировочный импульс. Импульс выдавался вдоль продольной оси корабля с помощью восьми двигателей ДПО в режиме без поддержания ориентации (контур ориентации был отключён), с выключением системы управления движением ТГК после выдачи импульса. Двигатели работали в непрерывном режиме. На борту ТГК «Прогресс» размещается бортовой измеритель приращения кажущейся скорости (БИПС). Показания этого прибора представляют собой моменты времени, в которые приращение кажущейся скорости оказывается кратным 4 см/с. Для обработки показаний БИПС используются следующие уравнения движения корабля во время выдачи импульса:

$$m \frac{dv}{dt} = \mu u, \quad \frac{dm}{dt} = -\mu, \quad v(0) = v_0, \quad m(0) = m_0.$$

Здесь m – масса корабля, μ – её секундный расход, v – компонента кажущейся скорости корабля вдоль его продольной оси, u – модуль проекции скорости истечения газов из сопел двигателей на продольную ось корабля. Первое из выписанных уравнений – следствие известного уравнения Мещерского. Начальная точка выдачи ТМИ принята за начало отсчёта времени – соответствует моменту $t = 0$. Согласно сказанному выше, $8F_0 = \mu u$.

Решение выписанных уравнений относительно v имеет вид:

$$v = v_0 - u \ln \left(1 - \frac{\mu t}{m_0} \right) = v_0 + \frac{u \mu t}{m_0} + \frac{u \mu^2 t^2}{2m_0^2} + \frac{u \mu^3 t^3}{3m_0^3} + \frac{u \mu^4 t^4}{4m_0^4} + \dots \quad (16)$$

Выдача корректирующего импульса происходит на сравнительно коротком отрезке времени, причем $v_0 \approx 0$. В такой ситуации главным членом в правой части выписанного соотношения является второй, линейный по времени. На основании формулы (16) телеметрические данные БИПС сглаживались полиномами:

$$v_{sm}(t) = v_0 + v_1 t + v_2 t^2 + \dots + v_n t^n \quad (17)$$

при $n = 1, 2, \dots, 5$. Как уже говорилось, эти данные представляли собой последовательность моментов времени $\tau_k (k = 0, 1, \dots, K - 1)$, $\tau_0 < \tau_1 < \dots < \tau_{K-1}$, которые выбирались из условия $v(\tau_k) \approx k \Delta v$, $\Delta v = 4$ см/с. Тем не менее, применяя метод наименьших квадратов, моменты τ_k будем считать заданными, а величины $v^{(k)} = k \Delta v$ – измерениями, содержащими случайные некоррелированные ошибки с нулевыми средними значениями и одинаковыми стандартными отклонениями σ_v . Определение коэффициентов сглаживающего полинома (17) сводилось к минимизации по ним выражения:

$$\sum_{k=0}^{K-1} [v^{(k)} - v_{sm}(\tau_k)]^2.$$

Как показали расчёты, стандартное отклонение σ_v при переходе от $n = 1$ к $n = 2$ уменьшается более чем в пять раз, а при переходе от $n = 2$ к $n = 5$ менее чем в два раза. Минимальное значение σ_1 достигается при $n = 2$, второе по величине – при $n = 1$. Построенные аппроксимирующие полиномы в случае $n > 1$ не вполне согласуются с решением (16). Некоторые их старшие коэффициенты отрицательны, тогда как в разложении решения (16) все коэффициенты при степенях t положительны. Ниже при оценке массы станции используются значения F_0 , полученные при $n = 2$ и $n = 5$, двух крайних случаях по значениям v_1 и σ_1 . Расчёт F_0 выполнен при $m_0 = 7191$ кг по следующей формуле:

$$F_0 = \frac{m_0 v_1}{8}. \quad (18)$$

Оценим точность определения F_0 по формуле (18). Дифференциал этой формулы имеет вид:

$$\frac{dF_0}{F_0} = \frac{dm_0}{m_0} + \frac{dv_1}{v_1}.$$

Полагая, что ошибки в определении величин m_0 и v_1 независимы, относительную ошибку δ_F в определении F_0 на основании последнего соотношения можно представить следующим образом:

$$\delta_F = \sqrt{\frac{\sigma_1^2}{v_1^2} + \delta_m^2}. \quad (19)$$

Здесь δ_m – относительная ошибка в определении m_0 . При расчёте принимаем $\delta_m = 0,001$.

Оценка значения F_0 была получена и на основании опыта эксплуатации транспортных кораблей. Длительный опыт эксплуатации кораблей «Союз» и «Прогресс» позволил получить обширный экспериментальный материал по зависимости тяги ДПО от давления в баках с топливом и от давления в системе наддува. Анализ ТМИ показал, что стабилизация давления в магистралях двигательной установки грузового корабля на участке выдачи корректирующего импульса (в составе станции) 20.08.2005 произошла на 160 секунде. До конца работы двигательной установки давления практически не менялись. Таким образом, на данном интервале было $F_0 = 116,1$ Н. Погрешность данного способа оценки тяги достаточно точно не известна. По оценкам специалистов по двигателям $\delta_F = 0,02 \div 0,03$, что связано в первую очередь с конструктивными особенностями системы наддува двигательной установки. Описанная методика определения массы станции была реализована четырьмя способами. В первом способе в формулах (12), (13) использовались все данные измерений MAMS кажущегося ускорения a , относящиеся к временному интервалу выдачи корректирующего импульса. График этих данных представлен прерывистой линией на рис. 1 (здесь ординаты вершин – данные измерений, а абсциссы образуют равномерную сетку с шагом $h = 0,1$ с).

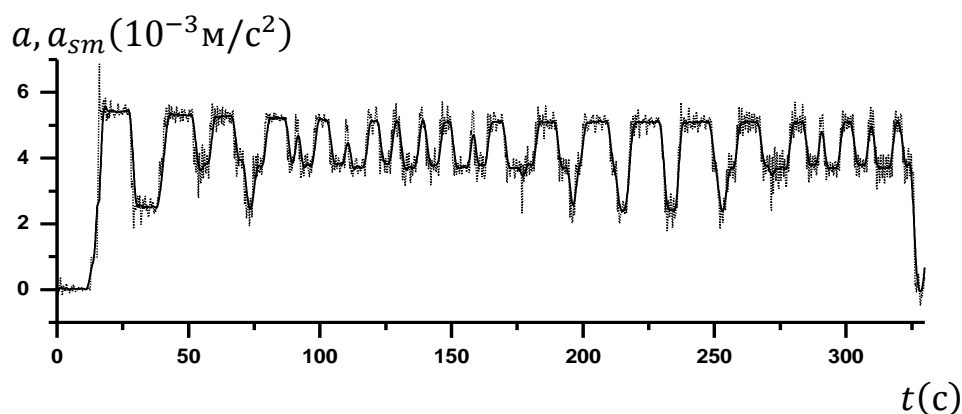


Рисунок 1 - Сглаживание данных измерений MAMS. Момент $t = 0$ соответствует 04:24:48 ДМВ 20.08.2004

Во втором способе в формулы (12), (13) подставлялись сглаженные значения кажущегося ускорения. Сглаживание выполнялось так. Пусть $a_n \approx a(t_n)$ ($n = 1, 2, \dots, N$) – данные измерений MAMS, L – натуральное число, $L \ll N$. Сначала по этим данным стандартным методом наименьших квадратов строилось аппроксимирующее выражение:

$$a_{ap}(t) = \beta_0 + \beta_1(t - t_1) + \sum_{l=1}^L b_l \sin \frac{\pi l(t-t_1)}{t_M-t_1}. \quad (20)$$

Затем, чтобы избавиться от возможных больших амплитуд у старших гармоник, коэффициенты при синусах модифицировались с помощью корректирующих множителей:

$$a_{sm}(t) = \beta_0 + \beta_1(t - t_1) + \sum_{l=1}^{L_1} b_l \sin \frac{\pi l(t-t_1)}{t_M-t_1} + \sum_{l=L_1+1}^L b_l \frac{L-l+1}{L-L_1+1} \sin \frac{\pi l(t-t_1)}{t_M-t_1}. \quad (21)$$

Здесь L_1 – целая часть числа $L/2$. Последнее выражение использовалось как сглаживающее. При сглаживании данных, приведенных прерывистой линией на рис. 1 ($N = 3294$), принималось $L = 280$. График сглаживающего эти данные выражения $a_{sm}(t)$ изображен на рис. 1 сплошной линией. Во втором способе оценки массы использовались значения $a_n = a_{sm}(t_n)$, где t_n – моменты времени с исходными измерениями.

Третий и четвертый способы поясняются кусочно-постоянной функцией, задающей число ДПО, задействованных в момент времени t . Сравнение графика этой функции и графика на рис. 1 показывает, что в формулах целесообразно оставить лишь значения ускорения a_n , для которых $q(t_n) = \max q(t) = 8$.

Во-первых, суммарная тяга ДПО на этих участках наиболее стабильна; во-вторых, калибровка ДПО проводилась при одновременной работе именно восьми двигателей. В третьем способе учитывались только низкочастотные данные MAMS, относящиеся к десяти достаточно продолжительным интервалам постоянства $q(t)$, на которых $q(t) = 8$.

В четвертом способе для тех же t_n , что и в способе 3, использовались сглаженные значения $a_n = a_{sm}(t_n)$. В табл. 1, 2 представлены результаты определения массы станции по формулам (12), (14) для четырех описанных способов выбора величин a_n представлены в табл. 1, 2.

Таблица 1 построена при $F_0 = 118,04$ Н и $\delta_F = 1,3 \cdot 10^{-3}$, табл. 2 – при $F_0 = 120,06$ Н и $\delta_F = 8,7 \cdot 10^{-4}$.

Расчёты в обоих случаях выполнялись с одними и теми же величинами a_n , поэтому значения N и σ в этих таблицах одинаковы.

Таблица 1 – Результаты определения массы станции при $F_0 = 118,04$ Н и $\delta_F = 1,3 \cdot 10^{-3}$

| Способ | N | $\sigma, \text{м/с}^2$ | $M, \text{кг}$ | δ_M | δ_M° |
|--------|------|------------------------|----------------|---------------------|---------------------|
| 1 | 3124 | $1,4 \cdot 10^{-6}$ | 187668 | $2,7 \cdot 10^{-3}$ | $2,4 \cdot 10^{-2}$ |
| 2 | | $1,3 \cdot 10^{-6}$ | 188434 | $2,4 \cdot 10^{-3}$ | $2,8 \cdot 10^{-2}$ |
| 3 | 629 | $1,0 \cdot 10^{-6}$ | 182120 | $2,1 \cdot 10^{-3}$ | $6,5 \cdot 10^{-3}$ |
| 4 | | $6,1 \cdot 10^{-7}$ | 182053 | $1,6 \cdot 10^{-3}$ | $6,9 \cdot 10^{-3}$ |

Таблица 2 – Результаты определения массы станции при $F_0 = 120,06$ Н
и $\delta_F = 8,7 \cdot 10^{-4}$

| Способ | N | $\sigma, \text{м/с}^2$ | $M, \text{кг}$ | δ_M | δ_M° |
|--------|------|------------------------|----------------|---------------------|---------------------|
| 1 | 3124 | $1,4 \cdot 10^{-6}$ | 190878 | $2,4 \cdot 10^{-3}$ | $4,1 \cdot 10^{-2}$ |
| 2 | | $1,3 \cdot 10^{-6}$ | 191657 | $2,2 \cdot 10^{-3}$ | $4,6 \cdot 10^{-2}$ |
| 3 | 629 | $1,0 \cdot 10^{-6}$ | 186235 | $1,8 \cdot 10^{-3}$ | $1,0 \cdot 10^{-2}$ |
| 4 | | $6,1 \cdot 10^{-7}$ | 185167 | $1,3 \cdot 10^{-3}$ | $1,0 \cdot 10^{-2}$ |

Указанная в таблицах относительная погрешность определения массы δ_M рассчитана по формулам (15), (19). По результатам проведенной перед описываемым экспериментом инвентаризации проектное значение массы станции (вместе с ТГК «Прогресс») на момент начала выдачи корректирующего импульса 20.08.2004 г. составляло $M^\circ = 183311$ кг.

Если считать это значение точным, то фактическую относительную погрешность определения массы станции можно оценить как $\delta_M^\circ = |M - M^\circ|/M^\circ$. Значения δ_M° также приведены в таблицах.

Согласно таблицам, первый и второй способы выбора значений a_n обеспечивают точность определения массы в несколько процентов.

Следует отметить, что использование при вычислении F_0 полинома второй степени даёт практически те же значения M , что и пятой степени, но с меньшей погрешностью δ_M .

Так, в случае полинома второй степени, для способов 1 и 2 имеем $\delta_M = 2,4 \cdot 10^{-3}$ и $\delta_M = 2,2 \cdot 10^{-3}$ соответственно; в случае полинома пятой степени для тех же способов $\delta_M = 2,7 \cdot 10^{-3}$ и $\delta_M = 2,4 \cdot 10^{-3}$ (см. табл. 2).

С другой стороны, использование полинома пятой степени при оценке δ_M° даёт гораздо лучшие результаты по сравнению с полиномом второй степени. Так, в случае полинома пятой степени, для способов 1 и 2 имеем $\delta_M^\circ = 2,4 \cdot 10^{-2}$ и $\delta_M^\circ = 2,8 \cdot 10^{-2}$ соответственно; в случае полинома второй степени для тех же способов $\delta_M^\circ = 4,1 \cdot 10^{-2}$ и $\delta_M^\circ = 4,6 \cdot 10^{-2}$.

Третий и четвертый способы выбора a_n оказались заметно точнее. Погрешность δ_M способа 4 при значениях $F_0 = 118,04$ Н и $F_0 = 120,06$ Н оказалась всего 0,16 % и 0,13 %, погрешность δ_M° не превысила 1 %.

В табл. 3 представлены результаты оценок массы при использовании значения F_0 , полученного в ходе анализа телеметрической информации о давлениях в магистралях ДУ.

Описанные выше способы 1, 2, 3 и 4 оценивания массы применялись с единственным изменением: в формулах (12), (13) учитывались лишь те измерения, для которых $t_n > 160$ с.

В частности, в способах 3 и 4 учитывались данные, относящиеся к пяти из десяти упоминавшихся выше интервалов постоянства функции $q(t)$.

Таблица 3 – Результаты определения массы станции при $F_0 = 116,1$ Н и $\delta_F = 0,02$

| Способ | N | $\sigma, \text{м/с}^2$ | $M, \text{кг}$ | δ_M | δ_M° |
|--------|------|------------------------|----------------|----------------------|---------------------|
| 1 | 1527 | $1,5 \cdot 10^{-6}$ | 184514 | $2,01 \cdot 10^{-2}$ | $6,6 \cdot 10^{-3}$ |
| 2 | | $1,1 \cdot 10^{-6}$ | 185154 | $2,01 \cdot 10^{-2}$ | $1,0 \cdot 10^{-2}$ |
| 3 | 370 | $1,9 \cdot 10^{-6}$ | 182376 | $2,02 \cdot 10^{-2}$ | $5,1 \cdot 10^{-3}$ |
| 4 | | $1,3 \cdot 10^{-6}$ | 182237 | $2,01 \cdot 10^{-2}$ | $5,9 \cdot 10^{-3}$ |

В данном случае оценки массы станции получились несколько точнее. В частности, способ 3 дал погрешность $\delta_M^\circ = 0,5$ %. Несовершенство такого способа оценки F_0 заключается в принципиальной невозможности уменьшить δ_F . Минимальное значение δ_F , обусловленное конструкцией двигательной установки, составляет не менее 2 %. В связи с этим, оценка δ_M в данном случае значительно хуже соответствующих оценок, приведенных в табл. 1, 2. Однако оценки δ_M° в табл. 3, наоборот, значительно лучше аналогичных оценок в табл. 1 и 2.

Таким образом, оценки значения массы при использовании значения F_0 , полученного сглаживанием данных БИПС полиномом пятой степени (182120 кг) или полученного специалистами по двигателям (182376 кг), оказались достаточно близкими к проектной оценке массы станции (183311 кг).

2. Мониторинг микрогравитационной обстановки на станции

Для мониторинга микрогравитационной обстановки на МКС использовались измерения акселерометров, установленных на российском и американском сегментах.

Данные измерений акселерометра MAMS использовались для анализа квазистатической и низкочастотной вибрационной компонент остаточных ускорений на борту станции. В частности, исследование квазистатической (с частотами не более 0,01 Гц) компоненты позволило получить независимую оценку точности MAMS. Для этого квазистатическое ускорение находилось двумя способами. В первом способе оно рассчитывалось по вращательному движению станции, которое восстанавливалось на основе телеметрической информации. Второй способ состоял в сглаживании данных измерений MAMS. Сопоставление значений ускорений, полученных разными способами, выполнялось по результатам решения задачи аппроксимации измеренных и сглаженных значений ускорения их расчётными значениями. Эта задача решалась методом наименьших квадратов. Уточняемыми параметрами служили компоненты радиуса - вектора акселерометра в системе координат, связанной с центром масс станции, и постоянные смещения в данных измерений. Оба метода дали значения ускорений, отличающиеся примерно на 10^{-6} м/с². Результаты решения указанной задачи можно использовать для уточнения положения центра

масс станции относительно её корпуса. Погрешность такого уточнения оказалась около 0,5 м.

2.1 Расчёт квазистатической компоненты микроускорения по ТМИ

Расчёт квазистатической составляющей микроускорения осуществлялся ещё на станциях «Салют» [1, 16, 17]. Станция при этом представлялась как твёрдое тело, а из негравитационных сил, приложенных к станции, учитывалось только сопротивление атмосферы.

Микроускорение n в точке P представим в виде:

$$n = \mathbf{r} \times \frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt} + (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}) \times \boldsymbol{\omega} + \frac{\mu_e}{|\mathbf{R}|^3} \left[\frac{3(\mathbf{R} \cdot \mathbf{r})\mathbf{R}}{|\mathbf{R}|^2} - \mathbf{r} \right] + c\rho|\mathbf{v}|\mathbf{v}. \quad (22)$$

Здесь \mathbf{r} – радиус-вектор точки P – относительно центра масс станции, \mathbf{R} и \mathbf{v} – геоцентрический радиус-вектор этого центра масс и его скорость относительно поверхности Земли, $\boldsymbol{\omega}$ – абсолютная угловая скорость станции, t – время, μ_E – гравитационный параметр Земли, c – баллистический коэффициент станции, ρ – плотность набегающего на станцию аэродинамического потока. Формула (22) даёт приближённое выражение для разности между напряжённостью гравитационного поля в точке P и абсолютным ускорением этой точки. Если по какой-либо информации восстановить фактическое движение станции, то с помощью формулы (22) можно найти квазистатическую составляющую микроускорения в любой заданной точке борта в функции времени. Такой подход к определению микроускорения удобен ещё и тем, что в некоторых задачах математического моделирования гидродинамических процессов на борту станции необходимо знать также квазистатические составляющие величин $\boldsymbol{\omega}$ и $d\boldsymbol{\omega}/dt$ [19].

Аппроксимацию фактического вращательного движения станции можно выполнять по значениям кватерниона, задающего её ориентацию относительно инерциальной системы координат. Пусть на каком-либо временном интервале моменты со значениями такого кватерниона расположены достаточно часто. Эти значения сглаживаются кватернионной функцией времени, имеющей непрерывную вторую производную. Дифференцированием этой функции находятся $\boldsymbol{\omega}$ и $d\boldsymbol{\omega}/dt$, в результате получается аппроксимация вращательного движения станции. Движение центра масс последней считается кеплеровым. Элементы этого движения определяются по данным траекторных измерений. Знание движения центра масс станции и её движения относительно центра масс позволяет рассчитать первые три слагаемых формулы (22). Вычисление четвёртого слагаемого требует ещё задания способов вычисления ρ и c . Первая из этих величин рассчитывается согласно используемой модели атмосферы, вторая считается постоянной и определяется по данным траекторных измерений. В качестве инерциальной системы координат, по отношению к которой задается ориентация станции, как и выше используется правая система $OX_1X_2X_3$, свя-

занная с земным экватором. Точка O – центр Земли, оси OX_1 и OX_3 направлены в точку весеннего равноденствия и северный полюс мира эпохи 2000.0. Под ориентацией станции понимается ориентация жёстко связанной с её корпусом строительной системы координат $Oy_1y_2y_3$. Положение системы $Oy_1y_2y_3$ относительно системы $OX_1X_2X_3$ задаётся с помощью кватерниона $Q = (q_0, q_1, q_2, q_3)$, имеющего единичную норму: $q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 = 1$. Матрицу перехода от системы $Oy_1y_2y_3$ к системе $OX_1X_2X_3$ обозначим $\|a_{ij}\|_{i,j=1}^3$, где a_{ij} – косинус угла между осями OX_i и Oy_j . Элементы этой матрицы выражаются через компоненты Q с помощью формул:

$$a_{11} = q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2, \quad a_{12} = 2(q_1q_2 - q_0q_3), \quad a_{21} = 2(q_1q_2 + q_0q_3)$$

и формул, которые получаются из выписанных циклической перестановкой индексов $1 \rightarrow 2 \rightarrow 3 \rightarrow 1$. Ниже, если не оговорено особо, компоненты векторов и координаты точек указываются в системе $Oy_1y_2y_3$.

Значения кватерниона ориентации, используемые для аппроксимации фактического вращательного движения станции, берутся из телеметрической информации. Эта информация собирается на интервале нескольких часов и содержит последовательность моментов времени и кватернионов:

$$t_k, \quad Q_k = (q_0^{(k)}, q_1^{(k)}, q_2^{(k)}, q_3^{(k)}) \quad (k = 0, 1, \dots, N). \quad (23)$$

Здесь $t_0 < t_1 < \dots < t_N$, Q_k – значение кватерниона Q , вычисленное на момент t_k . Как правило, $t_{k+1} - t_k = 1 - 1.5$ мин, $N < 100$.

Кватернион, задающий ориентацию станции, определен с точностью до знака. Знаки Q_k и момент t_0 в (23) выбираются из условия:

$$q_0^{(0)} > 0, \quad \sum_{i=0}^3 q_i^{(k-1)} q_i^{(k)} > 0 \quad (k = 1, 2, \dots, N).$$

Сглаживание последовательности кватернионов (23) выполняется покомпонентно с использованием решения следующей задачи.

Пусть в точках t_k ($k = 0, 1, 2, \dots, N$), $t_k < t_{k+1}$ известны приближённые значения гладкой функции $f(t)$: $x_k \approx f(t_k)$.

Требуется приближённо восстановить эту функцию на отрезке $t_0 \leq t \leq t_N$.

С учётом предположения, что функция $f(t)$ дважды непрерывно дифференцируема, её отыскание сводится к решению вариационной задачи:

$$\int_{t_0}^{t_N} [d^2 f(t) / dt^2]^2 dt \rightarrow \min, \quad \sum_{k=0}^N [x_k - f(t_k)]^2 \leq S. \quad (24)$$

Здесь S – заданное положительное число. Решением задачи (24) является кубический сплайн. Норма кватерниона, который образован сплайнами, сглаживающими компоненты кватернионов (24), уже не равна единице, но мало отличается от неё. Полученная кватернионная функция нормируется на единицу и служит аппроксимацией вращения системы $Oy_1y_2y_3$ относительно системы $EY_1Y_2Y_3$ на отрезке $t_0 \leq t \leq t_N$. Проекции абсолютной угловой скорости ω системы $Oy_1y_2y_3$ на её собственные оси находятся с помощью производной этой функции и кинематических уравнений:

$$\begin{aligned}\omega_1 &= 2 \left(q_0 \frac{dq_1}{dt} - q_1 \frac{dq_0}{dt} + q_3 \frac{dq_2}{dt} - q_2 \frac{dq_3}{dt} \right), \\ \omega_2 &= 2 \left(q_0 \frac{dq_2}{dt} - q_2 \frac{dq_0}{dt} + q_1 \frac{dq_3}{dt} - q_3 \frac{dq_1}{dt} \right), \\ \omega_3 &= 2 \left(q_0 \frac{dq_3}{dt} - q_3 \frac{dq_0}{dt} + q_2 \frac{dq_1}{dt} - q_1 \frac{dq_2}{dt} \right).\end{aligned}$$

Продифференцировав последние уравнения по времени и подставив в полученные выражения первую и вторую производные нормированной кватернионной функции, можно найти $d\omega_i/dt (i = 1, 2, 3)$.

В табл. 4 представлены некоторые характеристики интервалов времени, которые были выбраны для проводимого анализа (приведены в трёх первых столбцах).

При этом квазистатическая компонента ускорения $n = (n_1, n_2, n_3)$ рассчитывалась для точки $P = (-15 \text{ м} - 0,5 \text{ м}, 1 \text{ м})$.

Таблица 4 – Характеристики интервалов времени

| № интервала | Интервал аппроксимации движения станции | | Интервал согласования функций $n_i^c(t), n_i^s(t)$ | |
|-------------|---|-------------|--|-------------------|
| | Момент $t = 0$ (UTC) | Длина (мин) | t_0 (UTC) | $t_N - t_0$ (мин) |
| 1 | 06:29:00 01.11.05 | 150.9 | 06:34:00 01.11.05 | 145 |
| 2 | 04:57:18 01.11.05 | 72.6 | 04:57:30 01.11.05 | 72 |
| 3 | 08:55:56 01.11.04 | 84.9 | 08:58:00 01.11.04 | 84 |
| 4 | 22:59:41 01.11.02 | 85.3 | 23:00:00 01.11.02 | 85 |

На выбранных участках поддержание неизменной ориентации станции в инерциальной системе координат осуществлялось гироскопами.

На этих участках поддержания ориентации не было включений реактивных двигателей системы ориентации.

Учёт работы этих двигателей потребовал бы включения в формулу (22) дополнительных слагаемых, что значительно осложнило бы расчёт микроускорений описываемым способом.

Данные измерений MAMS представлены на рис. 2 в виде ломаных с вершинами в точках, отвечающих этим данным.

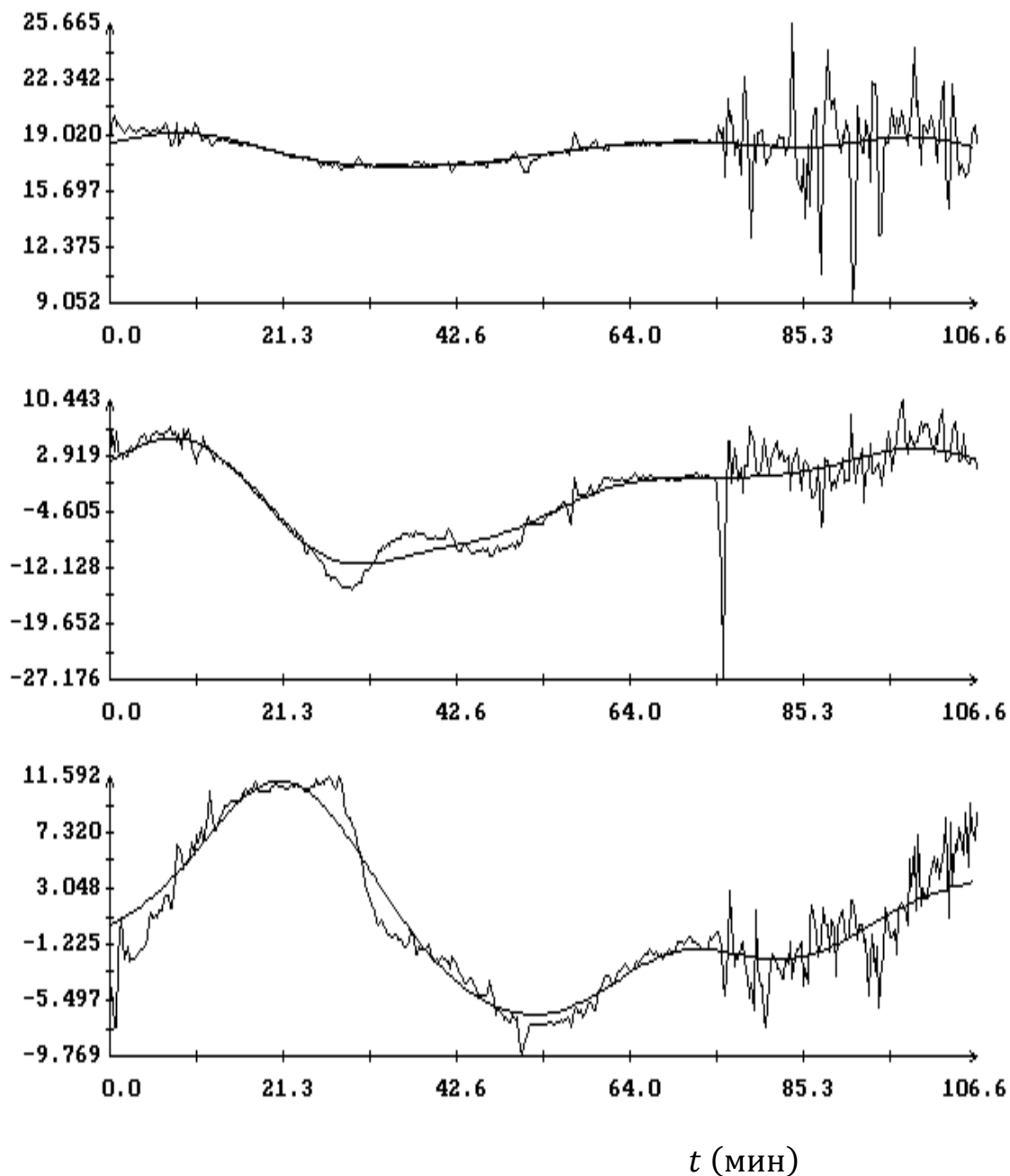


Рисунок 2 - Сглаживание данных измерений микроускорения ($L = 10$). Момент $t = 0$ соответствует 04:31:29 UTC 2001.11.05

Ломаные на рис. 2 выглядят как пилообразные линии. Функции, имеющие такого рода графики, трудно принять в качестве выражения квазистатической компоненты микроускорения.

Чтобы получить более приемлемые результаты, данные измерений MAMS сглаживались с помощью дискретных рядов Фурье.

Цель сглаживания – исключить из данных колебания с частотами выше нескольких тысячных долей герца.

Сглаживающие ряды строились независимо для каждой компоненты микроускорения.

Для каждого отрезка данных построены три набора таких выражений. Они отличаются числом гармоник L .

Значения L выбраны так, чтобы отношение T / L составляло приблизительно 10 мин, 5 мин и 2,5 мин.

У третьей компоненты микроускорения на рис. 2 изменен знак.

Это связано с тем, что рисунки построены непосредственно по исходным данным измерений, а акселерометр MAMS измеряет кажущееся ускорение $(-n)$ в системе координат $Oz_1z_2z_3$, связанной с системой $Oy_1y_2y_3$ формулами перехода $z_1 = -y_1$, $z_2 = -y_2$, $z_3 = y_3$.

Чтобы пересчитать данные измерений MAMS в компоненты микроускорения в системе координат $Oy_1y_2y_3$, у третьей компоненты этих данных следует изменить знак.

$$n_1, n_2, -n_3 (10^{-6} \text{ м/с}^2).$$

Формулу микроускорения (22) представим в виде:

$$n_i^c = \sum_{j=1}^3 b_{ij} x_j + n_{ai} \quad (i = 1, 2, 3). \quad (25)$$

Здесь x_i – координаты точки P , т.е. $r = (x_1, x_2, x_3)$, n_{ai} – компоненты аэродинамической составляющей микроускорения $c\rho|v|v$,

$$b_{11} = \omega_2^2 + \omega_3^2, \quad b_{12} = -\omega_1\omega_2 - \frac{d\omega_3}{dt}, \quad b_{21} = -\omega_2\omega_1 + \frac{d\omega_3}{dt},$$

выражения для остальных коэффициентов b_{ij} получаются из приведенных циклической перестановкой индексов.

Описанная выше аппроксимация движения станции позволяет найти величины b_{ij} и n_{ai} в функции времени.

Сравним микроускорение, рассчитываемое по формуле (25), с данными измерений MAMS, точнее, с результатами сглаживания этих данных выражениями (21).

Для проведения сравнения следует преобразовать сглаженные данные измерений к системе $Oy_1y_2y_3$ и использовать реальные координаты акселерометра MAMS в качестве координат x_i в (25).

Переход к системе $Oy_1y_2y_3$ выполняется по правилу, указанному выше.

Координаты x_i , будем считать параметрами согласования и выбирать из условия наилучшего совпадения функций $n_i^c(t)$ и $n_i^s(t)$ на отрезке, являющемся пересечением их областей определения.

Хотя положение акселерометра на станции известно, положение её центра масс время от времени меняется.

Кроме того, показания низкочастотных акселерометров обычно содержат постоянные смещения, которые целесообразно учитывать при сопоставлении расчётных микроускорений с данными измерений.

С учётом сделанных замечаний задачу сравнения функций $n_i^c(t)$ и $n_i^s(t)$ переформулируем как задачу оценивания координат x_i и постоянных смещений в данных измерений.

Полученную задачу будем решать методом наименьших квадратов.

Пусть моменты времени $t_n = t_0 + nh$ ($n = 0, 1, 2, \dots, N$) лежат в областях определения функций $n_i^s(t)$, $b_{ij}(t)$ и $n_{ai}(t)$. Составим выражение:

$$\Phi = \sum_{n=0}^N \sum_{i=1}^3 [n_i^s(t_n) - \sum_{j=1}^3 b_{ij}(t_n)x_j - n_{ai}(t_n) - \Delta_i]^2,$$

где Δ_i – постоянное смещение в функции $n_i^s(t)$. Согласно методу наименьших квадратов оценками параметров x_i и Δ_i считаются их значения, минимизирующие Φ .

Пусть Φ_* – значение Φ в точке минимума. Точность согласования функций $n_i^c(t)$ и $n_i^s(t)$ будем характеризовать средней квадратической ошибкой:

$$\sigma = \sqrt{\frac{\Phi_*}{3(N-1)}} S,$$

а точность найденных оценок величин x_i и Δ_i – их стандартными отклонениями σ_{xi} и $\sigma_{\Delta i}$ – квадратными корнями из соответствующих диагональных элементов матрицы $\sigma^2 C^{-1}$.

Такие характеристики точности отвечают обычным предположениям метода наименьших квадратов.

Хотя эти предположения в данном случае не выполнены, стандартные отклонения являются естественными характеристиками точности вычисляемых оценок, согласованными со способом их получения.

Табл. 5 содержит оценки параметров x_i, Δ_i и стандартные отклонения $\sigma, \sigma_{xi}, \sigma_{\Delta i}$ для интервалов, указанных в табл. 4. Оценки были получены при $h = 0,5$ мин для чисел гармоник L , приведенных на рис. 2в и 3в.

Соответствующие значения t_0 и $t_N - t_0$ указаны в двух последних столбцах табл. 4. Последний столбец табл. 5 содержит значения параметров x_i , найденные по данным эксплуатационных документов станции.

Графики функций $n_i^s(t)$ и наилучшим образом совпадающих с ними функций $n_i^c(t) + \Delta_i$ представлены на рис. 3. Здесь графики функций $n_i^c(t) + \Delta_i$ отмечены маркерами. Как видно из рисунка, функции $n_i^s(t)$ и $n_i^c(t) + \Delta_i$ совпадают достаточно хорошо. Оценки координат x_i , приведенные в табл. 5, примерно соответствуют официальным значениям.

Таблица 5 - Оценки параметров x_i , Δ_i и стандартные отклонения σ , σ_{xi} , $\sigma_{\Delta i}$

| № инт. | 1 | | | 2 | | | 3 | | | 4 | | | ЭД |
|---|------------|------------|------------|------------|------------|------------|------------|------------|------------|------------|------------|------------|------------|
| L | 20 | 40 | 80 | 10 | 20 | 40 | 20 | 30 | 40 | 16 | 32 | 64 | |
| $10^6 \sigma$, м/с^2 | 1,69 | 1,90 | 2,56 | 1,12 | 0,79 | 0,87 | 1,54 | 1,55 | 3,09 | 0,71 | 1,03 | 1,61 | |
| x_1 , М | - 14,75 | - 16,04 | - 16,35 | - 13,95 | - 15,31 | - 15,93 | - 15,78 | - 16,64 | - 11,60 | - 11,60 | - 12,67 | - 12,75 | - 15,84 |
| σ_{x1} , М | 0,24 | 0,28 | 0,37 | 0,27 | 0,19 | 0,21 | 0,33 | 0,33 | 0,66 | 0,25 | 0,36 | 0,57 | |
| x_2 , М | -0,26 | -0,31 | -0,35 | -0,35 | -0,28 | -0,30 | -0,15 | -0,11 | -1,79 | -0,53 | -0,47 | -0,48 | -0,42 |
| σ_{x2} , М | 0,06 | 0,06 | 0,08 | 0,05 | 0,04 | 0,04 | 0,07 | 0,07 | 0,13 | 0,04 | 0,05 | 0,08 | |
| x_3 , М | 1,35 | 1,27 | 1,21 | 0,68 | 0,66 | 0,69 | 0,49 | 0,41 | 1,35 | 0,98 | 0,95 | 0,98 | 0,45 |
| σ_{x3} , М | 0,05 | 0,06 | 0,08 | 0,05 | 0,03 | 0,04 | 0,06 | 0,06 | 0,12 | 0,03 | 0,04 | 0,07 | |
| Δ_1 , м/с^2 | 0,24 | -1,35 | -1,73 | 1,00 | -0,72 | -1,50 | -1,29 | -2,35 | 3,73 | 4,44 | 3,08 | 2,89 | |
| $\sigma_{\Delta 1}$, м/с^2 | 0,32 | 0,36 | 0,49 | 0,35 | 0,25 | 0,27 | 0,43 | 0,44 | 0,87 | 0,32 | 0,47 | 0,73 | |
| Δ_2 , м/с^2 | -0,80 | -1,50 | -1,44 | -0,23 | -0,17 | -0,08 | 1,71 | 1,65 | -0,54 | -0,62 | -0,50 | -0,42 | |
| $\sigma_{\Delta 2}$, м/с^2 | 0,11 | 0,12 | 0,17 | 0,11 | 0,08 | 0,08 | 0,13 | 0,13 | 0,26 | 0,07 | 0,10 | 0,15 | |
| Δ_3 , м/с^2 | -1,39 | -1,42 | -1,30 | -0,37 | -0,41 | -0,47 | 0,03 | 0,07 | -2,37 | 0,28 | 0,33 | 0,32 | |
| $\sigma_{\Delta 3}$, м/с^2 | 0,10 | 0,12 | 0,16 | 0,10 | 0,07 | 0,08 | 0,13 | 0,13 | 0,25 | 0,06 | 0,08 | 0,13 | |

Описанный способ оценивания параметров x_i является по существу способом оценивания положения центра масс станции. Поскольку положение акселерометра в системе координат МКС, связанной с характерными элементами её конструкции, известно точно и направления осей этой системы координат совпадают с направлениями осей системы $Oy_1y_2y_3$, знание величин x_i означает знание фактического положения точки O . Судя по стандартным отклонениям σ_{xi} , точность оценивания этого положения составляет несколько десятков сан-

тиметров, однако разброс оценок координаты x_1 показывает, что реальная погрешность окажется выше.

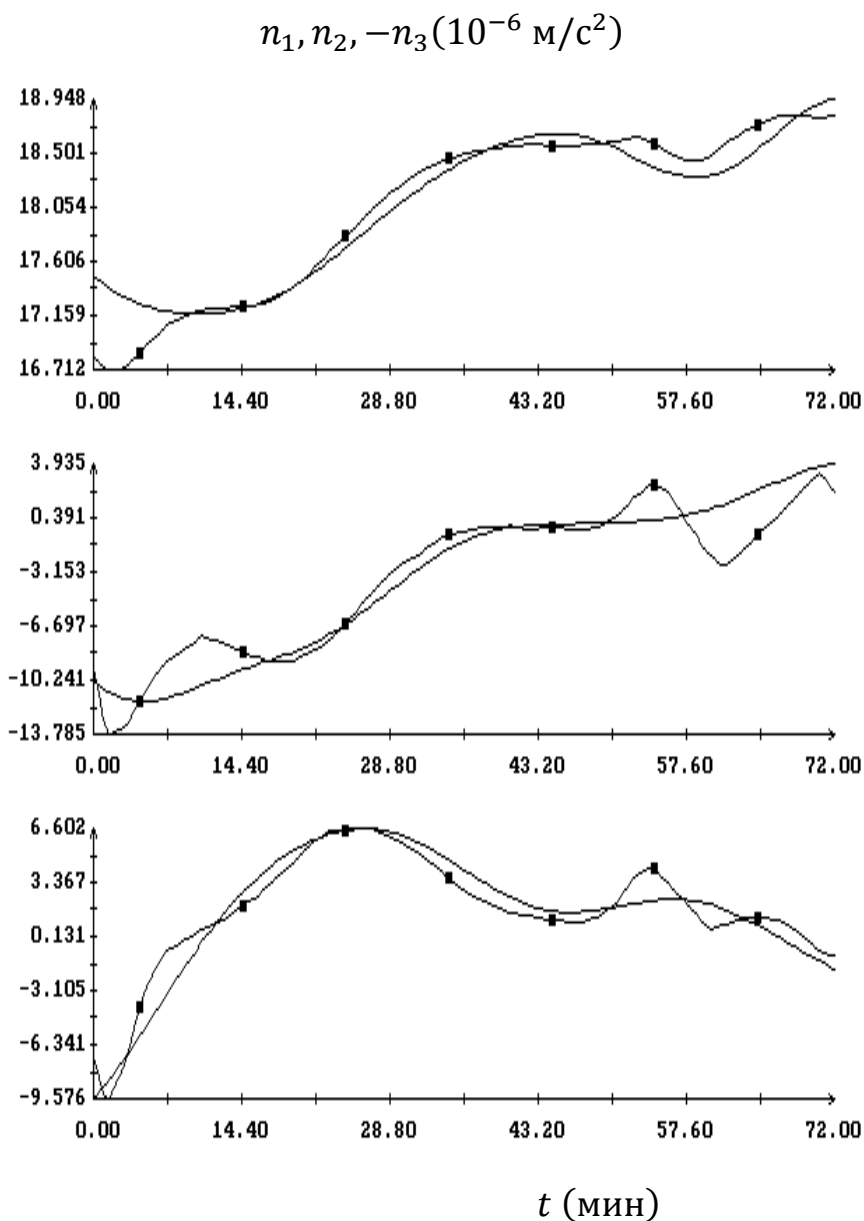


Рисунок 3 – Сравнение расчётных (отмечены маркерами) и сглаженных измеренных микроускорений ($L=10$). Момент $t = 0$ соответствует 04:57:30 UTC 2001.11.05

2.2 Микровозмущения на Международной космической станции при различных режимах работы бортовых систем

Важной задачей при проведении исследований в области микрогравитации на МКС является измерение и изучение микроускорений при различных режимах функционирования бортовых систем и полётных операциях.

Эта задача решалась в рамках экспериментов «Изгиб» и «Среда-МКС».

С точки зрения влияния выполняемых полётных операций, микрогравитационная обстановка на МКС формируется в основном тремя составляющими:

- фоновыми (постоянно действующими) возмущениями, связанными с функционированием штатного оборудования МКС (агрегатов системы терморегулирования, компрессоров бортовых кондиционеров, насосов и вентиляторов системы жизнеобеспечения, вентиляторов воздухопроводов и систем охлаждения научной аппаратуры);
- периодическими возмущениями, создаваемыми экипажем станции при проведении физических упражнений;
- редкими (единичными) возмущениями, связанными с проведением динамических операций (стыковок и расстыковок космических кораблей с МКС, коррекциями орбиты, передачей управления ориентацией от американского сегмента на российский и обратно, операциями «Выход»).

Для Международной космической станции ещё на этапе разработки были определены необходимые требования к условиям микрогравитации, согласно которым в течение не менее 180 суток в году (по 30 суток непрерывно) среднеквадратичные значения ускорений (СКУ) на станции не должны превышать нижеуказанных значений в зависимости от частоты:

- $1,6 \text{ } \mu\text{g}$ при $0,01 < f < 0,1 \text{ Гц}$,
- $16 \times f \text{ } \mu\text{g}$ при $0,1 < f < 100 \text{ Гц}$,
- $1600 \text{ } \mu\text{g}$ при $100 < f < 300 \text{ Гц}$.

Здесь g – ускорение свободного падения, f – частота действующих микроускорений. А квазистатические ускорения должны быть не более $1 \text{ } \mu\text{g}$. Для обеспечения этих достаточно жёстких требований необходимо первоочередное решение следующих задач:

- точно определить вклад, вносимый в суммарную мощность возмущений системой жизнеобеспечения экипажа и другими постоянно действующими системами МКС (как постоянной составляющей), тренажерами для физических упражнений экипажа (как периодически возникающей составляющей), динамическими операциями (как единичными возмущениями);
- изучить законы распространения возмущений от отдельных источников по элементам конструкции модулей с учётом изменяющейся конфигурации станции;
- уточнить распределение полей микрогравитации по различным отсекам в зависимости от режимов эксплуатации комплекса;
- изучить передачу линейных и угловых колебаний через стыковочные узлы модулей;

- определить тактико-технические требования к системам пассивного и активного демпфирования как источников возмущений, так и прецизионной научной аппаратуры.

При приведении анализа целесообразно выделить характерные режимы функционирования станции:

1. Спокойная «ночная» фоновая обстановка, включающая отдых (сон) экипажа на фоне управления ориентацией и стабилизацией МКС гиродинами американского сегмента (АС) МКС, во время которой могут возникать только фоновые (постоянно действующие) возмущения, связанными с функционированием штатного оборудования МКС

2. «Дневная» фоновая обстановка, включающая выполнение экипажем штатных запланированных работ и физических упражнений (ФУ) на различных тренажёрах на фоне управления ориентацией и стабилизацией МКС гиродинами АС, во время которой к фоновым возмущениям, связанным с функционированием штатного оборудования МКС, добавляются возмущения, создаваемые экипажем станции при проведении физических упражнений

3. Динамические режимы, которые обеспечиваются при управлении ориентацией и стабилизацией МКС двигателями российского сегмента (РС) МКС. Для каждого из этих режимов подробно рассмотрены уровни квазистатических ускорений и вибрационных ускорений.

Так как уровни квазистатических ускорений и вибрационных ускорений до 25 Гц измерялись разными датчиками, то вначале проводится анализ уровней квазистатических ускорений для всех видов режимов, а затем анализ вибрационных ускорений.

«Ночная» фоновая обстановка (отдых экипажа)

Для анализа микроускорений на МКС используются датчики, установленные на российском и американском сегментах.

Результаты анализа микроускорений с помощью российских датчиков АЛО и ИМУ-128 приведены, например, в [13].

В данной статье для анализа микровозмущений используется информация с датчиков американского сегмента. Низкочастотные возмущения в частотном диапазоне $(0,01 \div 1,0)$ Гц контролируются датчиком «MAMS-oss» с частотой опроса $F_o = 10$ Гц и частотой фильтрации $F_\phi = 1,0$ Гц. Для исключения влияния случайных импульсных процессов на квазистационарную микрогравитационную обстановку на МКС датчик MAMS-oss оснащён фильтром с частотой среза $F_\phi = 0,01$ Гц. Квазипостоянные ускорения вычисляются как среднее арифметическое ряда данных датчика MAMS-oss. Усредняются пакеты данных за интервалы длительностью 16 сек. Результирующие файлы с частотой опроса $F = 0,0625$ Гц заносятся в архив с расширением «*.ossbtmf».

Такая процедура сортировки и фильтрации данных позволяет исключить влияние случайных возмущений и анализировать квазистатические ускорения за длительные промежутки времени.

В данном разделе анализируются следующие характерные параметры квазистатических ускорений:

- среднее значение m_x – оценка математического ожидания квазистатического ускорения, μg [13]

$$\hat{m}_x = \frac{1}{L} * \sum_{k=0}^{L-1} x_k, \quad (26)$$

где x_k , $k = 0, \dots, L - 1$ – реализация случайного процесса, L – количество отсчётов дискретного временного ряда;

– средняя мощность «W» процесса, μg^2 :

$$\hat{W} = \frac{1}{L} * \sum_{k=0}^{L-1} x_k^2. \quad (27)$$

– среднеквадратическое ускорение (СКУ), μg [13] – оценка дисперсии отрезка исходного временного ряда:

$$\hat{\sigma} = \sqrt{\hat{W} - \hat{m}_x^2}. \quad (28)$$

Используемая в данном разделе для анализа микроускорений на МКС система координат $OXYZ$ с началом O в центре масс МКС определяется следующим образом: ось X направлена вдоль продольной оси МКС, в сторону от РС МКС, ось Z направлена в «Надир», а ось Y дополняет систему до правой. Во время ночного отдыха экипажа за период от 03:01 до 06:01 гринвического времени (GMT), по которому живет экипаж МКС, 04 ноября 2012 г. диапазон амплитуд текущих низкочастотных возмущений, средние значения и среднеквадратические ускорения составляли значения, указанные в табл. 6.

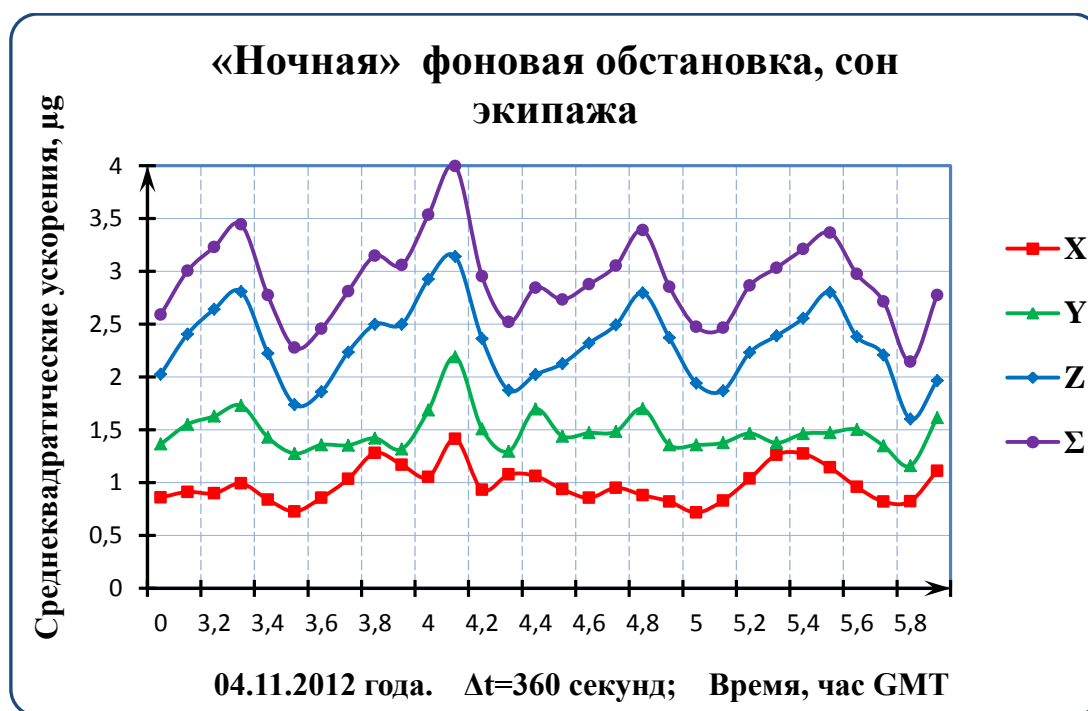
Таблица 6 – Параметры микроускорений на МКС во время «ночной» фоновой обстановки 04.11.2012

| Направление | Диапазон амплитуд | m, μg | СКУ, μg |
|----------------|---------------------------------------|------------|--------------|
| вдоль оси "+X" | от -5,2307 μg до +8,3191 μg | 1,473 | 1,0009 |
| вдоль оси "-Y" | от -5,5161 μg до +15,532 μg | 5,6713 | 1,4907 |
| вдоль оси "-Z" | от -28,075 μg до -1,5112 μg | -14,646 | 2,3275 |

Суммарные значения СКУ «ночного фона» 4.11.2012 г. не превышали 2,95 μg . На рис. 4 приведены графики усреднённых на интервалах $\Delta t = 360$ сек квазипостоянных и среднеквадратических ускорений в период «ночной» фоновой обстановки 04 ноября 2012 г. На графиках чётко прослеживается колебательный характер низкочастотных возмущений в поперечной и продольных плоскостях МКС. Кратковременное возрастание возмущений по всем осям за период ~04 ÷ 04:12 GMT объясняется, скорее всего, изменением режима стабилизации гиродинами АС.



а)



б)

Рисунок 4 - Характеристики микроускорений во время «ночной» фоновой обстановки (сон экипажа): а) квазипостоянные ускорения; б) среднеквадратические ускорения

Максимальные амплитуды квазипостоянных ускорений не превышают $0,1 \mu g$, а среднеквадратических ускорений не превышают $4 \mu g$.

Анализируя низкочастотную фоновую обстановку по измерениям датчика MAMS во время сна экипажа для различных экспериментов, можно сделать следующие выводы:

1. Период колебаний квазипостоянных ускорений вдоль продольной оси МКС во время ночного отдыха экипажа приблизительно соответствует периоду обращения станции (92 мин.), что, скорее всего, обусловлено внешними факторами. Наблюдается колебательный характер низкочастотных возмущений и в поперечной плоскости МКС.

2. Уровень квазипостоянных ускорений находится в пределах требований к условиям микрогравитации ($1 \mu g$) и даже является существенно более низким (максимальные амплитуды квазипостоянных ускорений не превышали $0,1 \mu g$). Это объясняется тем обстоятельством, что центр масс МКС находится в АС МКС.

3. Среднеквадратичные значения были близки к требуемым уровням, хотя и незначительно их превышали (максимальные амплитуды суммарных среднеквадратических ускорений достигали уровня $4 \mu g$).

«Дневной» фон (с учётом физических упражнений экипажа)

Стандартная «дневная» фоновая обстановка, на этапах без динамических операций, включает в себя выполнение экипажем штатных запланированных работ и физических упражнений на различных тренажёрах при управлении ориентацией и стабилизацией МКС гиродинами АС. Физические упражнения являются обязательными ежедневными тренировками для каждого члена экипажа. ФУ выполняются космонавтами попеременно на беговой дорожке, велоэргометре и силовом тренажёре. При выполнении ФУ одними космонавтами другие члены экипажа выполняют запланированные штатные работы и эксперименты.

Например, за период от 15:37 до 17:37 ДМВ 28 марта 2012 г. экипажем выполнялись следующие операции:

- командир экипажа проводил замену карты памяти в компьютере PCS и выполнял физические упражнения на велоэргометре CEVIS;
- бортинженер (БИ-1) занимался техобслуживанием системы обеспечения жизнедеятельности (СОЖ) служебного модуля (СМ) и наблюдением Земли с установкой на иллюминатор фотоспектральной системы ФСС;
- бортинженер (БИ-2) занимался установкой датчиков ИП-1 (измерители потока воздуха между отсеками), а затем выполнял упражнения на беговой дорожке (TVIS);
- бортинженер (БИ-4) также занимался экспериментом «Матрёшка-Р», а затем выполнял упражнения на силовом тренажёре (ARED);

- бортинженер (БИ-5) сначала имел свободное время, а затем занимался физическими упражнениями на беговой дорожке (TVIS-2);
- бортинженер (БИ-6) занимался замером сопротивления изоляции нагревательных элементов и физическими упражнениями на беговой дорожке (TVIS-2).

За этот период диапазон амплитуд текущих низкочастотных возмущений, средние значения и среднеквадратические ускорения составляли значения, указанные в табл. 7.

Таблица 7 – Параметры микроускорений на МКС во время «дневной» фоновой обстановки 28.03.2012

| Направление | Диапазон амплитуд | m, μg | СКУ, μg |
|----------------|---|------------------|--------------------|
| вдоль оси "+X" | от $-33,704 \mu\text{g}$ до $+50,226 \mu\text{g}$ | 1,4866 | 6,7295 |
| вдоль оси "-Y" | от $-47,571 \mu\text{g}$ до $+64,719 \mu\text{g}$ | 5,6274 | 8,5756 |
| вдоль оси "-Z" | от $-66,508 \mu\text{g}$ до $+52,299 \mu\text{g}$ | -14,718 | 9,7586 |

Суммарные значения СКУ «дневного» фона 28.03.2012 г. не превышали $15 \mu\text{g}$.

На рис. 5 приведены графики квазипостоянных и среднеквадратических ускорений «дневного фона», рассчитанные на интервалах $\Delta T = 6$ мин.

На графиках чётко прослеживается колебательный характер низкочастотных возмущений в поперечной плоскости МКС.

Максимальные амплитуды квазипостоянных ускорений не превышают $0,12 \mu\text{g}$, а среднеквадратических ускорений не превышают $21 \mu\text{g}$.

Т.о., уровень квазипостоянных ускорений незначительно (в 1.2 раза) увеличился, а суммарные среднеквадратические ускорения «дневного» фона более чем в пять раз превысили соответствующие параметры «ночной» фоновой обстановки.

Был проанализирован также период жизнедеятельности экипажа, который не включал физические упражнения членов экипажа.

Таких периодов во время бодрствования экипажа три: утренняя зона, обеденная зона и вечерняя зона.

Утренняя зона включает в себя осмотр станции, утренний туалет, завтрак, выполнение работ в течение одного часа после завтрака.

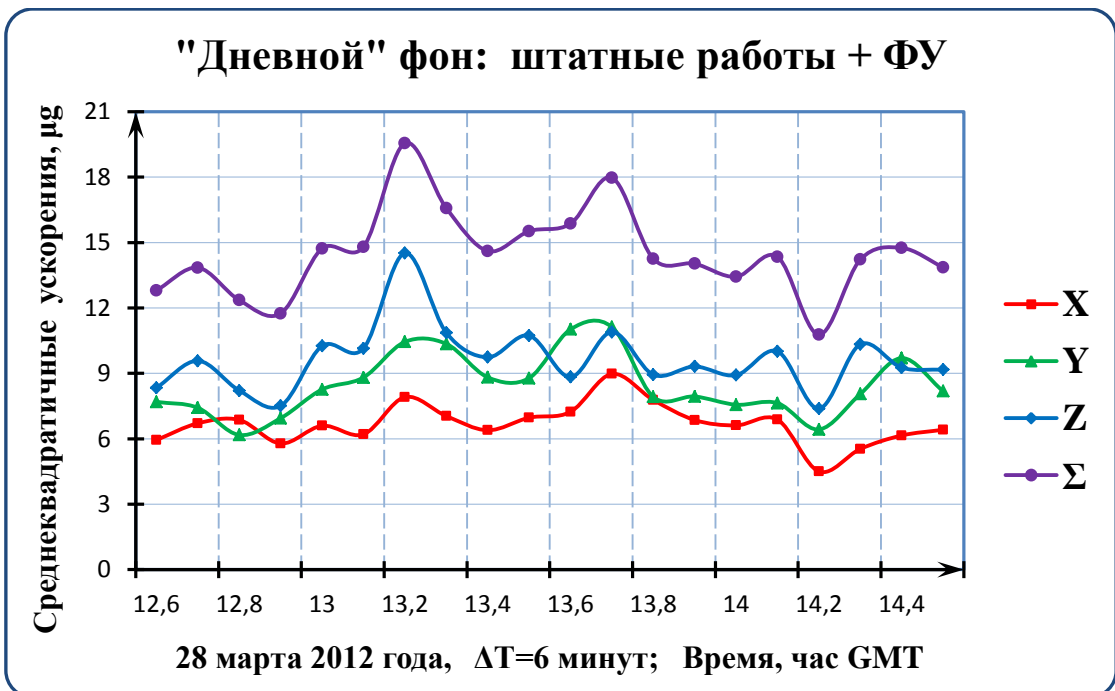
Обеденная зона включает в себя собственно обед и выполнение работ в течение одного часа после обеда.

Вечерняя зона начинается с вечерней конференции планирования, продолжается ужином, подготовкой суточных рационов питания, вечерним туалетом.

Была проанализирована вечерняя зона жизнедеятельности экипажа, которая названа, по аналогии с ранее рассмотренными зонами, зоной «вечерней» фоновой обстановки.



а)



б)

Рисунок 5 - Характеристики микроускорений во время «дневной» фоновой обстановки (при выполнении экипажем штатных работ и физических упражнений): а) квазипостоянные ускорения; б) среднеквадратические ускорения

Во время «вечерней» фоновой обстановки за период от 19:01 до 21:32 GMT диапазон амплитуд текущих низкочастотных возмущений, средние значения и среднеквадратические ускорения составляли значения, указанные в табл. 8.

Таблица 8 – Параметры микроускорений на МКС во время «вечерней» фоновой обстановки 04.11.2012

| Направление | Диапазон амплитуд | m, μg | СКУ, μg |
|----------------|---|------------------|--------------------|
| вдоль оси "+X" | от $-32,825 \mu\text{g}$ до $+31,677 \mu\text{g}$ | 1,4743 | 4,9 |
| вдоль оси "-Y" | от $-33,636 \mu\text{g}$ до $+79,051 \mu\text{g}$ | 5,6727 | 4,5417 |
| вдоль оси "-Z" | от $-70,958 \mu\text{g}$ до $+35,124 \mu\text{g}$ | -14,641 | 6,8641 |

Суммарные значения СКУ «вечернего» фона 4.11.2012 г. не превышали $9,6 \mu\text{g}$. На рис. 6 приведены графики квазипостоянных и среднеквадратических ускорений «вечернего фона» 04 ноября 2012 года, рассчитанные на интервалах $\Delta t = 360$ секунд.

Максимальные амплитуды квазипостоянных ускорений не превышали $0,12 \mu\text{g}$, а среднеквадратических ускорений не превышали $14 \mu\text{g}$.

Оказалось, что средние значения квазипостоянных ускорений «дневной» и «вечерней» фоновых обстановок оказались примерно одинаковыми, а максимальные амплитуды и средние значения СКУ «вечерней» фоновой обстановки оказались в полтора раза ниже, чем во время «дневной» фоновой обстановки. Если сравнивать «вечернюю» и «ночную» фоновые обстановки, то здесь различия по СКУ существенно выше: более чем в три раза суммарные СКУ «вечерней» обстановки превышают «ночную». В 1,2 раза максимальные амплитуды квазипостоянных ускорений «вечерней» фоновой обстановки превышают «ночную» фоновую обстановку.

Анализируя рассмотренные варианты низкочастотной активной жизнедеятельности экипажа, которая включала в себя физические упражнения членов экипажа, можно сделать следующие выводы:

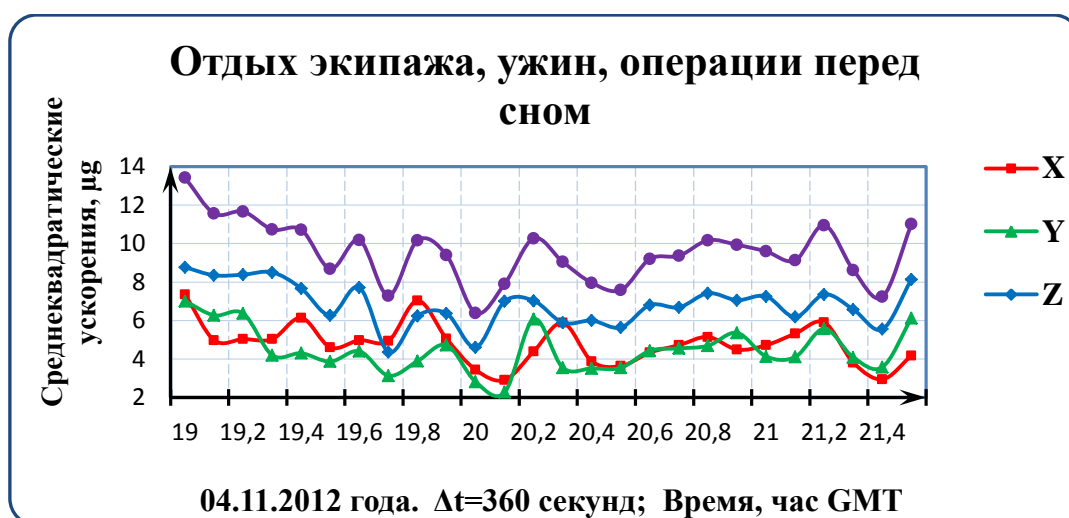
1. Колебательный характер низкочастотных возмущений фоновой обстановки во время активной жизнедеятельности экипажа («дневной» фон) сохранился, однако период колебаний квазипостоянных ускорений вдоль продольной оси МКС уже не соответствует периоду обращения станции (92 мин.), из чего можно сделать вывод об увеличении влияния внутренних факторов.

2. Максимальные амплитуды квазипостоянных ускорений во время «дневной» и «вечерней» фоновой обстановки не превышают $0,12 \mu\text{g}$, незначительно превышая соответствующие параметры «ночной» фоновой обстановки.

3. Уровни среднеквадратичных ускорений «вечерней» фоновой обстановки почти в пять раз превышают уровень СКУ «ночной» фоновой обстановки, достигая $14 \mu\text{g}$, а уровни СКУ «дневной» фоновой обстановки доходят до $21 \mu\text{g}$, превышая в семь раз уровень «ночной» фоновой обстановки.



а)



б)

Рисунок 6 - Характеристики микроускорений во время «вечерней» фоновой обстановки (при выполнении экипажем штатных работ без физических упражнений): а) квазипостоянные ускорения; б) среднеквадратические ускорения

Динамические режимы

К динамическим операциям относятся не только стыковки и расстыковки космических кораблей с МКС, коррекции орбиты, которые осуществляются во время поддержания ориентации МКС двигателями РС МКС, но и передача управления ориентацией МКС от американского сегмента на российский сегмент и обратно во время разгрузки гиродинов. Анализ возмущений во время

проведения динамических операций, в том числе зафиксированных российскими датчиками микроускорений ИМУ-128, описан в [25].

В данном разделе рассмотрен режим одноимпульсной коррекции орбиты МКС с использованием 2-х двигателей СМ 19 октября 2011 г. на фоне отключённой системы кондиционирования воздуха (СКВ).

При построении ориентации для коррекции орбиты на двигателях РС МКС в интервале 14:30 до 15:00 GMT экстремальные амплитуды текущих низкочастотных возмущений, средние значения и среднеквадратические отклонения составляли значения, указанные в табл. 9.

Таблица 9 – Параметры микроускорений на МКС при выполнении динамической операции 19.10.2011

| Направление | Диапазон амплитуд | m, μg | СКУ, μg |
|----------------|---|------------------|--------------------|
| вдоль оси "+X" | от $-47,003 \mu\text{g}$ до $+66,846 \mu\text{g}$ | 1,3241 | 5,2571 |
| вдоль оси "-Y" | от $-55,449 \mu\text{g}$ до $+92,738 \mu\text{g}$ | 5,6212 | 7,3024 |
| вдоль оси "-Z" | от $-102,04 \mu\text{g}$ до $+78,122 \mu\text{g}$ | -14,675 | 7,6536 |

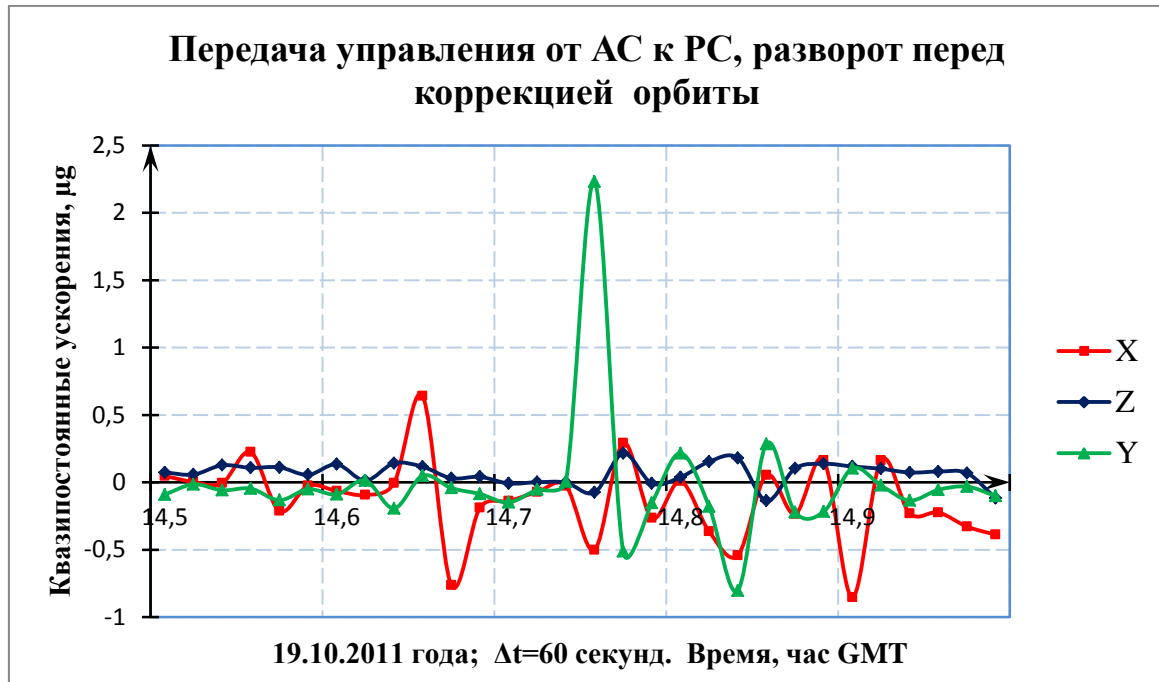
Суммарные значения СКУ при построении ориентации для коррекции орбиты 19.10.2011 г. не превышали $12 \mu\text{g}$.

На рис. 7 приведены графики квазипостоянных и среднеквадратических ускорений при передаче управления от АС к РС и построении ориентации для коррекции орбиты двигателями служебного модуля (СМ), рассчитанные на интервалах $\Delta t = 360$ сек. Эти графики показывают, что момент передачи управления характеризуется существенным изменением квазипостоянных ускорений вдоль оси «Y» МКС. Максимальные амплитуды квазипостоянных ускорений во время передачи управления от АС к РС примерно в двадцать раз выше максимальных значений «дневной» фоновой обстановки.

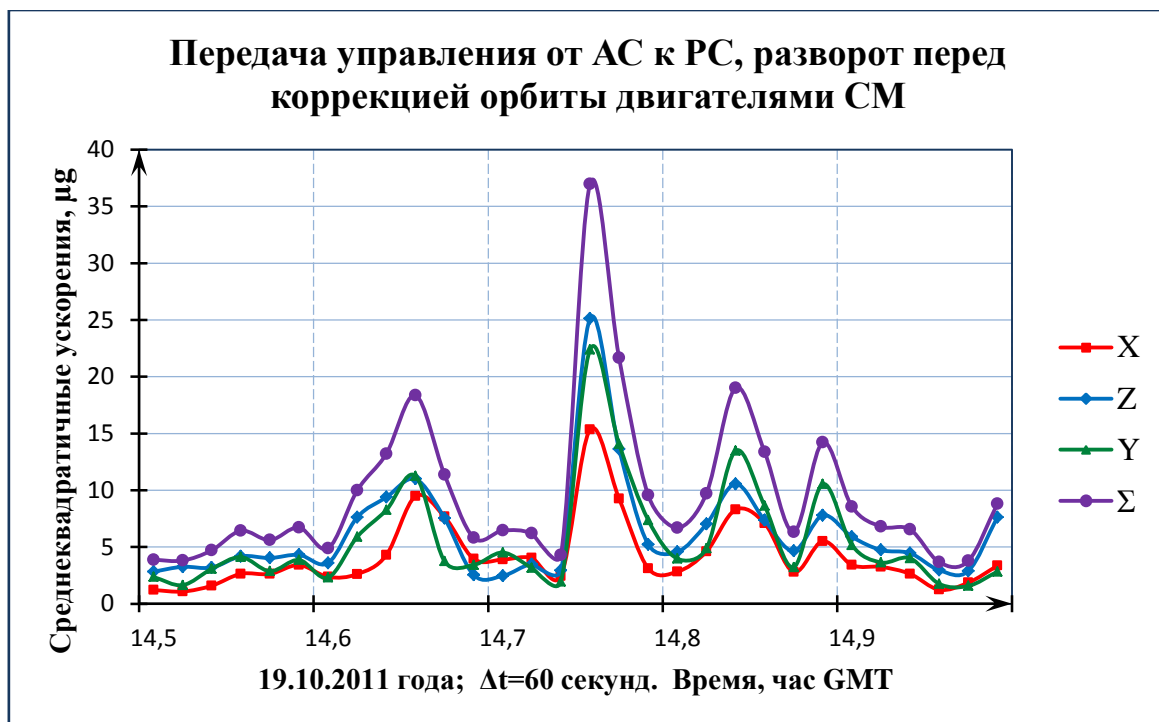
Разворот характеризуется пиками среднеквадратичных ускорений, особенно в поперечной плоскости. Максимальные амплитуды суммарных значений СКУ достигают почти $40 \mu\text{g}$, что почти в два раза превышает максимальные амплитуды суммарных значений СКУ «дневного фона». Однако, средние значения СКУ «дневного фона» иногда даже выше средних значений СКУ при построении ориентации.

По плану Центра Управления Полётами (ЦУП) включение двигателей СМ планировалось в 16:06 GMT, приращение скорости $\Delta V = 1,7$ м/с. Датчиком «MAMS-oss» зафиксирована работа двигателей с $T_0 = 16:15:27$ до $T_k = 16:17:21$ GMT (длительность корректирующего импульса $\Delta T \approx 114$ сек).

За период от 16:00 до 17:00 GMT, включающий корректирующий импульс, восстановление дежурной ориентации и передачу управления американскому сегменту, экстремальные амплитуды текущих низкочастотных возмущений, средние значения и среднеквадратические отклонения составляли величины, приведенные в табл. 10.



а)



б)

Рисунок 7 - Характеристики микроускорений при выполнении динамической операции: передача управления ориентацией от АС к РС и построение ориентации МКС на двигателях РС МКС: а) Квазипостоянные ускорения; б) Среднеквадратичные ускорения

Таблица 10 – Параметры микроускорений на МКС при выполнении коррекции орбиты двигателями СМ 19.10.2011

| Направление | Диапазон амплитуд | m, μg | СКУ, μg |
|----------------|---|------------------|--------------------|
| вдоль оси "+X" | от -999,97 μg до +10000 μg | 53,679 | 315,47 |
| вдоль оси "-Y" | от -1969,9 μg до +271,68 μg | 6,1272 | 33,553 |
| вдоль оси "-Z" | от -1969,9 μg до +1371,1 μg | -16,508 | 39,693 |

Суммарные значения СКУ при коррекции орбиты двигателями СМ 19.10.2011 г. достигали 320 μg .

На рис. 8 приведены графики квазистатических и среднеквадратических ускорений при работе корректирующих двигателей служебного модуля, рассчитанные на интервалах $\Delta t = 5$ секунд.

Эти графики показывают, что начало выдачи импульса характеризуется резким изменением квазипостоянных ускорений вдоль оси «X» МКС, достигающим до 2300 μg . Во время выдачи импульса уровень квазипостоянных ускорений остаётся в пределах 1600 μg . СКУ в начале выдачи импульса достигают значения 2800 μg , а затем остаются во время выдачи импульса в пределах 300 μg .

Максимальные амплитуды квазипостоянных ускорений во время коррекции орбиты двигателями СМ примерно в сто пятьдесят раз выше максимальных значений «дневной» фоновой обстановки.

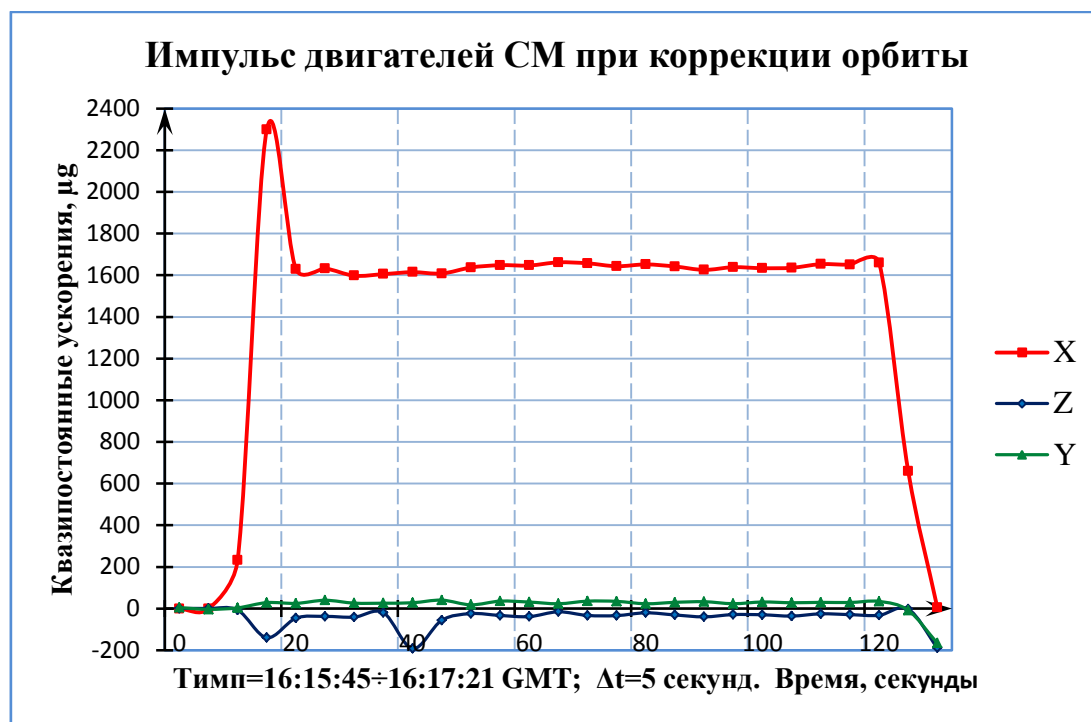
Интегральные параметры низкочастотных возмущений во время коррекции орбиты более чем в двадцать раз превышают соответствующие параметры при передаче управления ориентацией и во время «дневной» фоновой обстановки.

Для сравнения рассмотрена коррекция орбиты МКС средствами «АТV-3». По плану ЦУП включение двигателей «АТV-3» планировалось с 19:06 до 19:16 GMT 05 апреля 2012 года, приращение скорости: $\Delta V = 2,15$ м/с, (длительность работы двигателей $\Delta T \approx 10$ мин.).

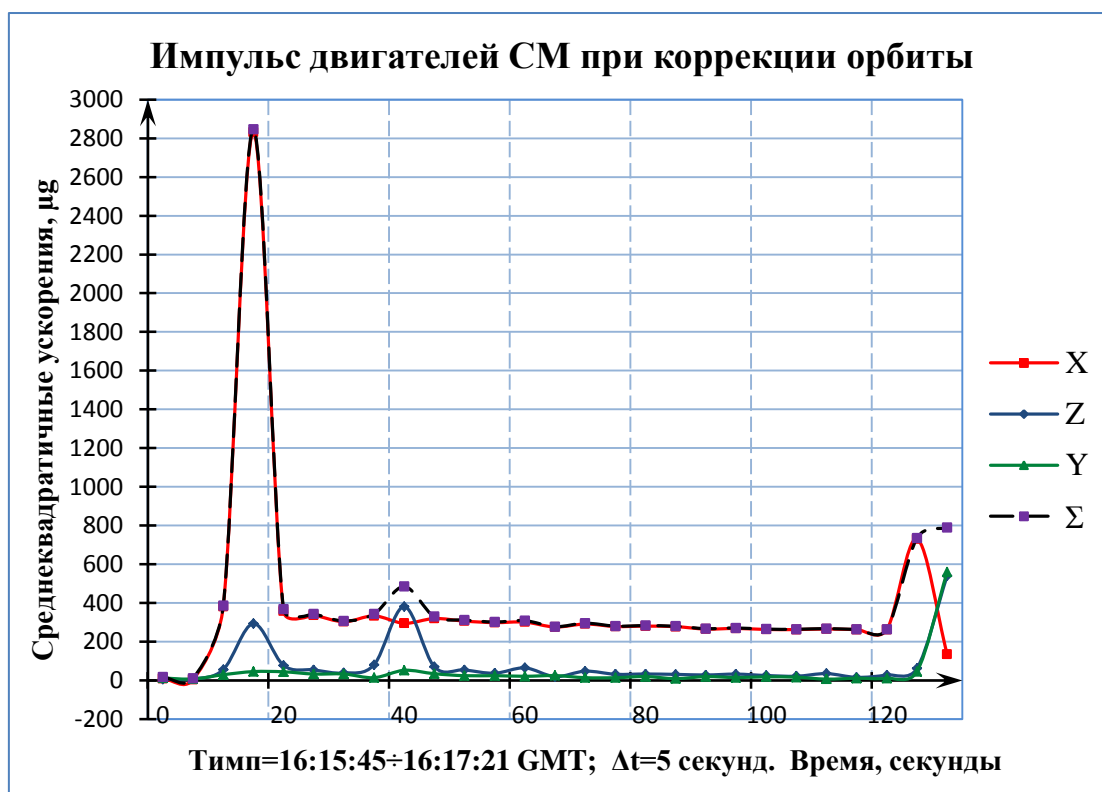
Во время активного динамического режима за период от 18:42 до 19:42 GMT экстремальные амплитуды текущих низкочастотных возмущений, средние значения и среднеквадратические отклонения составляли значения, указанные в табл. 11.

Таблица 11 – Параметры микроускорений на МКС при выполнении коррекции орбиты двигателями АТV-3 05.04.2012

| Направление | Диапазон амплитуд | m, μg | СКУ, μg |
|----------------|--|------------------|--------------------|
| вдоль оси "+X" | от -67,892 μg до +1000 μg | 63,382 | 108,63 |
| вдоль оси "-Y" | от -98,36 μg до +107,55 μg | 6,8791 | 14,899 |
| вдоль оси "-Z" | от -150 μg до +105,3 μg | -16,176 | 14,77 |



а)



б)

Рисунок 8 - Характеристики микроускорений при выполнении динамической операции: коррекция орбиты двумя двигателями СМ: а) квазипостоянные ускорения; б) среднеквадратичные ускорения

Суммарные значения СКУ при коррекции орбиты двигателями «АТV-3» 05 апреля 2012 достигали $110 \mu\text{g}$. На рис. 9 приведены графики усреднённых на интервалах $\Delta t = 60$ сек квазипостоянных и среднеквадратических ускорений режима коррекции орбиты средствами «АТV-3».

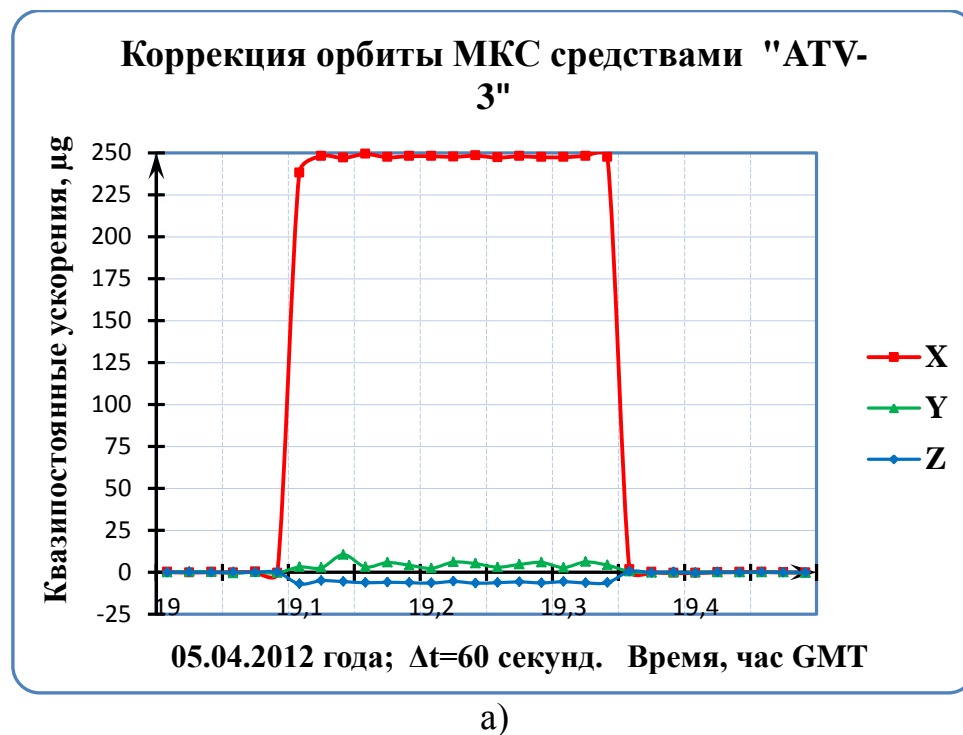


Рисунок 9 - Характеристики микроускорений при выполнении динамической операции: коррекция орбиты средствами «АТV-3»: а) квазипостоянные ускорения; б) среднеквадратические ускорения

При работе двигателей максимальные амплитуды квазипостоянных ускорений достигали значений $250,81 \mu g$, а суммарные среднеквадратические ускорения не превышали $113 \mu g$.

Сравнивая полученные значения по двум коррекциям орбиты, можно видеть, что максимальный уровень квазипостоянных ускорений при коррекции орбиты средствами СМ на порядок превышает уровень квазипостоянных возмущений при коррекции орбиты средствами «АТV-3».

Это же относится и к максимальным уровням СКУ. Средние значения СКУ двух коррекций отличаются в три раза.

Рассмотрим еще один вид динамических операций: стыковку корабля «АТV-3» к агрегатному узлу СМ 28 марта 2012 (см. рис. 9).

За период от 18:37 до 22:37 GMT, включающий режим операций в ближней зоне («сближение, стыковка»), экстремальные амплитуды текущих низкочастотных возмущений, средние значения и среднеквадратические отклонения составляли значения, указанные в табл. 12.

Таблица 12 – Параметры микроускорений на МКС при выполнении стыковки корабля АТV-3 28.03.2012

| Направление | Диапазон амплитуд | m, μg | СКУ, μg |
|------------------------------|---------------------------------------|------------|--------------|
| вдоль оси "+X _A " | от $-999,97 \mu g$ до $+286,93 \mu g$ | 1,5008 | 10,221 |
| вдоль оси "-Y _A " | от $-1374,9 \mu g$ до $+240,66 \mu g$ | 5,4928 | 10,347 |
| вдоль оси "-Z _A " | от $-1374,9 \mu g$ до $+560,19 \mu g$ | -14,649 | 11,55 |

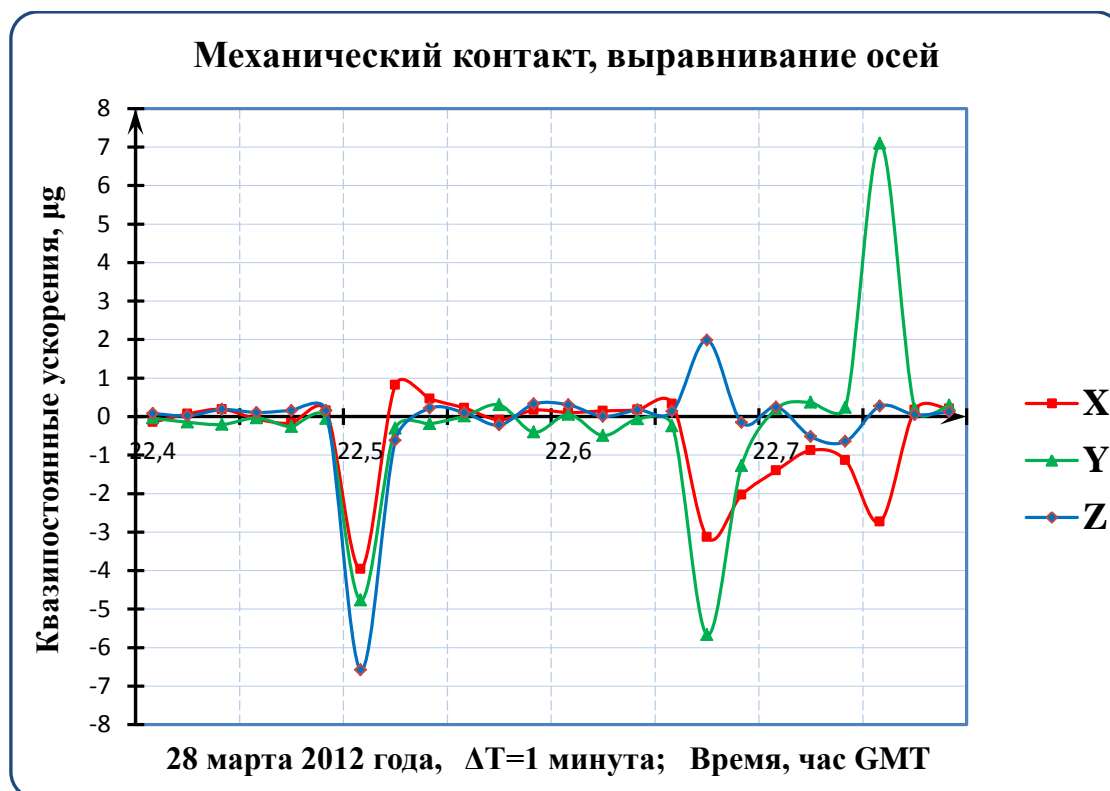
Суммарные значения СКУ при стыковке корабля «АТV-3» 28 марта 2013 г. не превышали $20 \mu g$.

На рис. 10 приведены графики усреднённых на интервалах $\Delta T = 1$ мин квазипостоянных и среднеквадратических ускорений во время механического контакта и выравнивания осей корабля «АТV-3» и МКС.

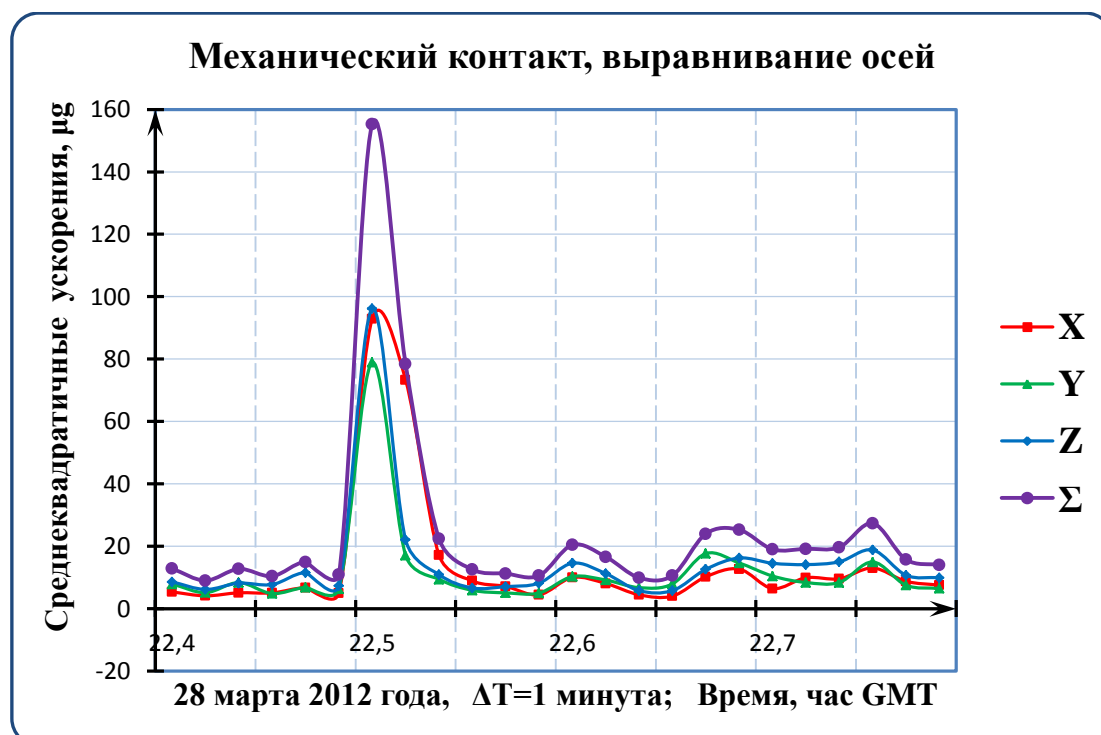
Эти графики показывают, что максимальный уровень квазипостоянных ускорений достигает $7 \mu g$, что в три раза выше, чем при передаче управления ориентацией с АС на РС, но значительно ниже любой из коррекций орбиты. С СКУ картина принципиально другая.

Максимальные значения СКУ при стыковке достигают $160 \mu g$, что больше, чем при коррекции орбиты средствами «АТV-3» ($120 \mu g$), и на порядок отличаются от максимальных уровней СКУ при передаче управления ориентацией с АС на РС ($38 \mu g$).

При стыковке средние значения СКУ ($\sim 20 \mu g$) более сравнимы со средними значениями СКУ при «дневной» фоновой обстановке и при передаче управления ориентацией с АС на РС (15 и $12 \mu g$ соответственно), чем со средними СКУ при коррекциях орбиты средствами СМ и «АТV-3» (320 и $110 \mu g$ соответственно).



а)



б)

Рисунок 10 - Характеристики микроускорений при выполнении динамической операции: стыковка корабля «АТВ-3» к агрегатному узлу СМ: а) квазипостоянные ускорения; б) среднеквадратические ускорения

Анализируя рассмотренные варианты динамических операций, можно сделать следующие выводы:

1. Максимальные уровни квазипостоянных ускорений при «ночной», «вечерней» и «дневной» фоновых обстановках находятся в пределах 0,08 - 0,12 μg и соответствуют требованиям к условиям микрогравитации (1 μg) и даже являются существенно более низкими. Это объясняется расположением центра масс МКС в АС, где и проводились измерения.

2. Максимальный уровень среднеквадратичных ускорений уже существенно зависит от деятельности экипажа и возрастает от 4 μg во время сна экипажа («ночной фоновой обстановки») до 13 μg во время штатной жизнедеятельности экипажа без физических упражнений и до 20 μg во время «дневной» фоновой обстановки, когда экипаж кроме служебных операций занимается физическими упражнениями.

3. Динамические операции создают гораздо более высокий уровень микроускорений. При этом динамические операции можно разделить на две группы: первая группа, в которую входят все виды коррекций орбиты с очень высоким, по сравнению с фоновой обстановкой, уровнем микроускорений и остальные динамические операции.

4. Коррекции орбиты, какими бы средствами они ни проводились, существенно превышают максимальные уровни квазипостоянных ускорений: от 250 μg при коррекции средствами «АТV-3» до 2300 μg при коррекции двигателями СМ. Другие динамические операции имеют уровень квазипостоянных ускорений существенно более низкий: от 2,5 μg при построении ориентации на двигателях РС до 7 μg при стыковке корабля «АТV-3».

5. Максимальный уровень среднеквадратичных ускорений при построении ориентации на двигателях РС в два раза выше максимального уровня среднеквадратичных ускорений при «дневной» фоновой обстановке и более чем в три при «вечерней» фоновой обстановке.

6. Максимальный уровень среднеквадратичных ускорений при коррекции орбиты средствами «АТV-3» (120 μg) оказался сопоставим с максимальным уровнем среднеквадратичных ускорений при стыковке корабля «АТV-3» (160 μg) и в то же время на порядок ниже максимального уровня среднеквадратичных ускорений при коррекции орбиты средствами СМ – 2850 μg .

7. Таким образом, при низких частотах в диапазоне 0,01 – 1 Гц только коррекции орбиты не удовлетворяют условиям по уровню микроускорений, заложенных при проектировании МКС. Впрочем, это относится только к американскому сегменту МКС.

Анализ вибрационных ускорений

Некоторые датчики аппаратуры SAMS-2 были перенесены из лабораторного модуля АС МКС в другие модули. В частности, датчик 121f08 был установлен в модуле «Колумбус», датчик 121f05 установлен в модуле «Кибо».

Вибрационные возмущения на американском сегменте МКС фиксируются высокочастотными датчиками:

«**SAMSES-es05**» с частотой опроса $F_0=62.5$ Гц и частотой среза фильтра $F_\phi=25.3$ Гц, установленном в отсеке «LAB1S3, CIR, Front Panel» модуля «Destiny»;

«**MAMS-Hirap**» с частотой опроса $F_0=1000,0$ Гц и частотой среза фильтра $F_\phi=100,0$ Гц, установленном в отсеке «LAB1O2, ER1, Lockers 3,4» модуля «Destiny»;

«**SAMS-121f02**» с частотой опроса $F_0=500,0$ Гц и частотой среза фильтра $F_\phi=200,0$ Гц, установленном в отсеке «LAB1S2, MSG, Upper Left Seat Track» модуля «Destiny»;

«**SAMS-121f03**» с частотой опроса $F_0=500,0$ Гц и частотой среза фильтра $F_\phi=200,0$ Гц, установленном в отсеке «LAB1S2, MSG, Upper Left Seat Track» модуля «Destiny»;

"**SAMS-121f04**" с частотой опроса $F_0=500,0$ Гц и частотой среза фильтра $F_\phi=200,0$ Гц, установленном в отсеке "LAB1S2, MSG, Upper Left Seat Track" модуля "Destiny»;

«**SAMS-121f05**» с частотой опроса $F_0=500,0$ Гц и частотой среза фильтра $F_\phi=200,0$ Гц, установленном в отсеке «JPM1F5, ER4, Drawer 2» модуля «Кибо»;

«**SAMS-121f08**» с частотой опроса $F_0=500,0$ Гц и частотой среза фильтра $F_\phi=200,0$ Гц, установленном в отсеке «COL1A1, ER3, Seat Track near D1» модуля «Колумбус».

«**MMA-0BBD**» с частотой опроса $F_0=398,6$ Гц и частотой среза фильтра $F_\phi=120,0$ Гц, установленном в отсеке «JPM_A3_Upper-left» модуля «Кибо».

Датчики аппаратуры «**SAMS-2**» при необходимости анализа низкочастотных вибровозмущений фильтруются с частотой среза фильтра $F_\phi = 6,0$ Гц.

28 марта 2012 годы низкочастотные вибровозмущения в диапазоне до 6,0 Гц измерялись датчиком 121f08006 с частотой опроса $F_0 = 198,0$ Гц и частотой среза фильтра $F_\phi = 6,0$ Гц. Экстремальные амплитуды текущих вибровозмущений и среднеквадратические отклонения в модуле «Колумбус» приведены в табл. 13.

Таблица 13 – Параметры вибровозмущений по измерениям датчика «SAMS2 121f08006» с $F_0 = 198,0$ Гц, $F_\phi = 6,0$ Гц, $\Delta F = (0,04 \div 6,0)$ Гц

| Ось | «Ночной» фон, 28.03.2012 $\Delta T=04:29 \div 07:41$ ДМВ | | | «Дневной» фон, 28.03.2012 $\Delta T=15:22 \div 17:20$ ДМВ | | | Стыковка ATV-3, 29.03.2012 $\Delta T=00:52 \div 01:48$ ДМВ | | |
|----------|---|------------------------|-----------------|--|------------------------|-----------------|---|------------------------|-----------------|
| | $A_{\min},$ μg | $A_{\max},$ μg | СКУ, μg | $A_{\min},$ μg | $A_{\max},$ μg | СКУ, μg | $A_{\min},$ μg | $A_{\max},$ μg | СКУ, μg |
| X | -158,2 | 217,2 | 16,38 | -314,9 | 733,84 | 49,934 | -3722 | 6050,4 | 78,815 |
| Y | -278,1 | 291,7 | 18,06 | -742,9 | 717,31 | 49,274 | -4975 | 3872,9 | 72,77 |
| Z | -172,3 | 230,2 | 14,51 | -280,9 | 351,21 | 42,666 | -945,4 | 983,2 | 46,819 |

В данном разделе проводится также анализ вибрационных возмущений, измеренных датчиком «SAMSES-es05», установленном в отсеке «LAB1S3, CIR, Front Panel» модуля «Destiny», вдоль конструктивных осей МКС при коррекции орбиты двумя корректирующими двигателями СМ.

Необходимо отметить, что у датчика «SAMSES-es05» наблюдаются значительные «уходы нулей»: по оси X ~ 80 μg , по оси Y ~ 2 mg, по оси Z ~ 3,5 mg. В табл. 14 отражены параметры, зафиксированные датчиком «SAMSES-es05».

Таблица 14 - Параметры вибровозмущений по измерениям датчика «SAMSES-es05» с $F_0 = 62,5$ Гц, $F_\phi = 25,3$ Гц от 19.10.2011 г.

| Ось | Коррекция орбиты $\Delta T = 19:13 \div 19:23$ ДМВ | | | Построение ориентации $\Delta T = 19:23 \div 20:03$ ДМВ | | | Управление ГД АС, ФУ $\Delta T = 20:03 \div 20:57$ ДМВ | | |
|-----|---|-------------------------|-------------------------|--|-------------------------|-------------------------|---|-------------------------|-------------------------|
| | $\sigma, \mu\text{g}$ | $A_{\min}, \mu\text{g}$ | $A_{\max}, \mu\text{g}$ | $\sigma, \mu\text{g}$ | $A_{\min}, \mu\text{g}$ | $A_{\max}, \mu\text{g}$ | $\sigma, \mu\text{g}$ | $A_{\min}, \mu\text{g}$ | $A_{\max}, \mu\text{g}$ |
| +X | 104,01 | -2522 | 2700 | 49,329 | -676,55 | 470,21 | 65,918 | -1557 | 943,58 |
| -Y | 124,17 | -3573 | 5071,3 | 36,319 | $2 \cdot 10^{-3}$ | 2270,6 | 52,814 | $2 \cdot 10^{-3}$ | 3118,8 |
| -Z | 670,47 | -8713 | $-3 \cdot 10^{-3}$ | 35,977 | -3642,5 | $-3 \cdot 10^{-3}$ | 52,91 | -4848,7 | $-3 \cdot 10^{-3}$ |

Суммарные среднеквадратические ускорения в диапазоне (0,03 ÷ 25) Гц за период маневра коррекции не превышали величины 1,0 mg.

05 апреля 2012 года вибровозмущения в модуле «Destiny» измерялись датчиками аппаратуры «SAMS-2», в частности датчиком 121f02006 с частотой опроса $F_0 = 198$ Гц и частотой среза фильтра $F_\phi = 6,0$ Гц.

Рассмотрено три режима:

- 1) «ночной фон» – время отдыха экипажа;
- 2) «дневной фон» – выполнение штатных работ и физических упражнений;
- 3) динамический режим, коррекция орбиты МКС средствами «ATV-3».

В табл. 15 представлены среднеквадратичные отклонения и экстремальные значения текущих амплитуд вибрационных возмущений рассмотренных режимов в диапазоне (0,04 ÷ 6,0) Гц.

Таблица 15 - Параметры вибровозмущений по измерениям датчика «SAMS2 121f02006» с $F_0 = 198,0$ Гц, $F_\phi = 6,0$ Гц, $\Delta F = 0,04834$ Гц от 05.04.2012

| Ось | «Ночной фон» $\Delta T = (06:41 \div 07:37)$ ДМВ | | | «Дневной фон» $\Delta T = (19:36 \div 21:41)$ ДМВ | | | Динамический режим $\Delta T = (22:05 \div 22:52)$ ДМВ | | |
|-----|---|-------------------------|-------------------------|--|-------------------------|-------------------------|---|-------------------------|-------------------------|
| | $\sigma, \mu\text{g}$ | $A_{\min}, \mu\text{g}$ | $A_{\max}, \mu\text{g}$ | $\sigma, \mu\text{g}$ | $A_{\min}, \mu\text{g}$ | $A_{\max}, \mu\text{g}$ | $\sigma, \mu\text{g}$ | $A_{\min}, \mu\text{g}$ | $A_{\max}, \mu\text{g}$ |
| +X | 8,6436 | -238,5 | 165,18 | 42,573 | -857,9 | 602,47 | 38,45 | -498,5 | 363,13 |
| -Y | 11,623 | -134,5 | 137,78 | 82,694 | -1524 | 1599,9 | 174,33 | -1736 | 1399,2 |
| -Z | 11,027 | -141,6 | 194,19 | 65,406 | -2301 | 2298,6 | 47,59 | -2136 | 2016,8 |

Сравнивая полученные значения, можно видеть, что интегральные параметры вибровозмущений в диапазоне (0,04 ÷ 6,0) Гц «дневного фона» почти на порядок превышают соответствующие параметры «ночного фона».

Квазипостоянные ускорения при работе двигателей «АТВ-3» незначительно влияют на интегральные параметры вибровозмущений.

Работа двигателей почти не вызывает вибраций вдоль продольной оси. Максимальные вибровозмущения с амплитудой до 2 mg при нестационарных режимах возникают в поперечной плоскости МКС.

Сравнивая интегральные параметры возмущений в диапазоне 0,04÷6,0 Гц при различных режимах можно видеть, что при активной жизнедеятельности экипажа экстремальные амплитуды текущих низкочастотных (до 6 Гц) возмущений и среднеквадратичные ускорения в 2,5÷3,5 раза превышают соответствующие параметры фоновых возмущений. При стыковке эти параметры увеличиваются еще в 2÷3 раза.

3. Определение деформаций корпуса МКС

В процессе орбитального полёта МКС находится под воздействием различных факторов, вызывающих деформации (смещение) элементов её конструкции. К таким факторам можно отнести изменения теплового воздействия Солнца на корпус МКС, динамические воздействия на конструкцию станции при стыковочных операциях, при изменениях орбиты и ориентации МКС и др. Вследствие таких деформаций может возникать разъюстировка чувствительных осей штатного и научного оборудования, находящегося на корпусе станции. Для исследования деформаций корпуса МКС был предложен метод [29], основанный на использовании фотосъёмки элементов конструкции фотоаппаратурой, имеющейся на борту станции. Первые сеансы фотосъёмки с использованием данного метода выполнены в 2015 году. В качестве объекта наблюдения была выбрана солнечная батарея (СБ) корабля «Прогресс М-28М № 428». Фотоаппаратура устанавливалась на иллюминаторе № 9 внутри модуля РС МКС и крепилась специальным установочным кронштейном.

Анализ полученных результатов показал принципиальную возможность использования предложенного метода для контроля деформации корпуса. В целях уточнения возможностей предложенного метода определения деформаций в декабре 2016 г. и январе 2017 г. в рамках КЭ «Среда МКС» были выполнены два сеанса фотосъёмки. В качестве наблюдаемого объекта использовались элементы корпуса приборного отсека грузового корабля «Прогресс МС-03 № 433».

В каждом случае сеансы съёмки проводились двумя фотокамерами:

- первая - фотокамера Nikon D3 была установлена на иллюминаторе № 9 модуля РС МКС посредством установочного кронштейна с двумя точками опоры (см. рис. 11), что обеспечивало необходимую жёсткость при проведении автоматической съёмки и возможность поворота фотоаппарата с наведением на наблюдаемый элемент конструкции МКС;

- вторая - фотокамера Nikon D3X была установлена на иллюминаторе № 8 модуля РС МКС посредством универсального переносного кронштейна УПК LIV/106/20 (см. рис. 12).

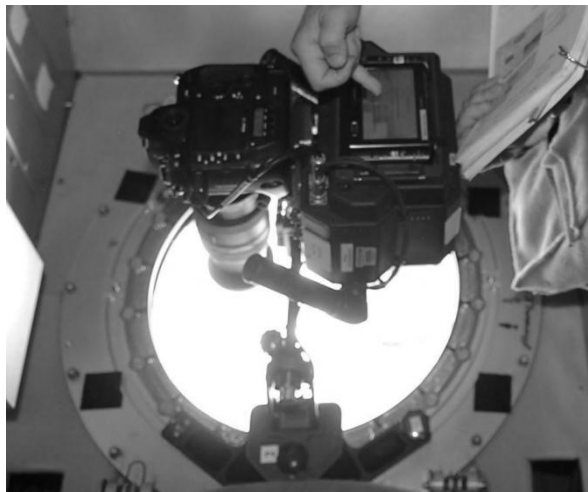


Рисунок 11 - Фотокамера Nikon D3, зафиксированная на иллюминаторе № 9 СМ с помощью установочного кронштейна



Рисунок 12 - Фотокамера Nikon D3X, зафиксированная на иллюминаторе № 8 СМ с помощью универсального переносного кронштейна

Сеансы фотосъёмки планировались таким образом, чтобы начало наблюдений приходилось на начало освещённого участка орбиты МКС, на всем протяжении которого проводилась съёмка. Интервал между экспозициями был выбран равным одной минуте.

Задача заключалась в том, чтобы при фотосъёмке из разных точек (иллюминаторы № 8 и № 9) зафиксировать деформацию корпуса ТГК «Прогресс МС-

03 № 433» вследствие температурного воздействия солнечного излучения и сопоставить полученные результаты.

В качестве исследуемого объекта для определения деформации конструкции ТГК «Прогресс МС-03 № 433» было выбрано технологическое отверстие на его корпусе в районе приборного отсека, так как оно контрастно выделяется на фоне корпуса ТГК, достаточно компактно, не меняет вида при различных условиях освещённости.

Анализ полученной информации показал, что при размере кадра фотоаппарата Nikon D3, равном 4256×2832 пикселей ($36 \times 23,9$ мм), фокусном расстоянии – 400 мм и расстоянии до исследуемого объекта около 10 м максимально зарегистрированное смещение координат на 5-6 пикселей даёт величину деформации корпуса ТГК в плоскости, перпендикулярной оси визирования камеры, равную 1,3 мм, что позволяет исследовать смещение элементов корпуса станции в полёте.

Результаты последующих исследований смещений и колебаний различных элементов корпуса станции показали, что зрительная информация позволяет получать содержательные количественные характеристики смещений элементов корпуса и колебаний элементов конструкции.

При определении характеристик колебаний фотоаппарат располагается рядом с одним из иллюминаторов РС МКС и крепится к корпусу станции с помощью специального кронштейна. На объектах съёмки выделяются характерные точки, движение которых прослеживается в течение практически всего времени регистрации. Координаты выделенных точек в кадре определялись в цифровом виде. Их значения задавались на равномерной временной сетке с шагом 0.04 с. Полученные временные ряды служат объектом последующего анализа. Такой анализ позволяет восстановить реальную зависимость указанных координат от времени и получить сведения о движении снятых объектов. Найденные движения представляют собой колебания, характер которых со временем меняется. Однако на большом числе продолжительных по времени отрезков эти колебания можно считать установившимися и представить в виде суммы конечного числа гармоник (циклических трендов).

Параметры гармоник (частоты, амплитуды и фазы) определяются методами спектрального анализа. В результате удаётся получить количественные характеристики колебаний объектов.

Заметим, что видеосъёмка – наиболее практичный способ получения такого рода данных для малоинерционных объектов. В случае массивных объектов похожую (и более точную) информацию можно получить, анализируя данные бортовых акселерометров [13, 14], но в случае внешних малоинерционных объектов использовать акселерометры гораздо сложнее. Предложенный метод [29-31] позволяет также определить вредное воздействие бортовых систем (насосов, оборудования для физических упражнений экипажа и др.), закрепленных на корпусе станции, на его прочностные характеристики.

4. Магнитные помехи

Магнитные возмущения на КА могут быть обусловлены магнитомягкими материалами, магнитотвёрдыми материалами и токовыми контурами. Они могут достигать значительной величины – так, на третьем советском спутнике величина магнитной помехи составляла $\sim 3500 \gamma$, в то время как модуль напряжённости МПЗ по измерениям реальных спутников изменяется в пределах $\sim 20\,000 - 50\,000 \gamma$. Поэтому при выполнении экспериментов на КА, имеющих специальную магнитометрическую или иную чувствительную к магнитным полям аппаратуру, магнитные возмущения следует рассматривать как влияние дополнительных магнитных полей. При использовании пассивных систем ориентации на исследовательских КА магнитные помехи могут повлиять на характер движения спутника.

К первому типу источников магнитных возмущений относят различные устройства, содержащие магнитотвёрдые материалы в виде постоянных магнитов (электродвигатели, магнитные замки, магнитные средства управления и др.). Суммарный магнитный момент этих устройств на КА относительно постоянен ($\Delta H_{0\xi}, \Delta H_{0\eta}, \Delta H_{0\zeta} = \text{const}$).

Ко второму типу источников магнитных возмущений относят имеющиеся на борту КА элементы из магнитомягких материалов: железа, никеля, кобальта, пермаллоев и др. Магнитный момент, обусловленный этими материалами, зависит от внешнего магнитного поля \vec{H} .

Обычно для практических расчётов магнитных помех от магнитомягких материалов с приемлемой точностью используют следующее представление:

$$\Delta H'_\xi = k_{\xi\xi} H_\xi, \quad \Delta H'_\eta = k_{\eta\eta} H_\eta, \quad \Delta H'_\zeta = k_{\zeta\zeta} H_\zeta, \quad (29)$$

где $\Delta H'_\xi, \Delta H'_\eta, \Delta H'_\zeta$ – компоненты вектора напряжённости магнитомягких помех по соответствующим осям КА, $k_{\xi\xi}, k_{\eta\eta}, k_{\zeta\zeta}$ – главные диагональные индукционные коэффициенты. В случае, если требуется определить магнитомягкие помехи более точно, необходимо учитывать недиагональные индукционные компоненты:

$$\begin{cases} \Delta H'_\xi = k_{\xi\xi} H_\xi + k_{\xi\eta} H_\eta + k_{\xi\zeta} H_\zeta \\ \Delta H'_\eta = k_{\eta\xi} H_\xi + k_{\eta\eta} H_\eta + k_{\eta\zeta} H_\zeta \\ \Delta H'_\zeta = k_{\zeta\xi} H_\xi + k_{\zeta\eta} H_\eta + k_{\zeta\zeta} H_\zeta \end{cases} \quad (30)$$

или в матричном представлении:

$$\Delta \vec{H}' = \mathbf{A} \cdot \vec{H}, \quad (31)$$

где \mathbf{A} – матрица индукционных коэффициентов.

$$\mathbf{A} = \begin{pmatrix} k_{\xi\xi} & k_{\xi\eta} & k_{\xi\zeta} \\ k_{\eta\xi} & k_{\eta\eta} & k_{\eta\zeta} \\ k_{\zeta\xi} & k_{\zeta\eta} & k_{\zeta\zeta} \end{pmatrix} \quad (32)$$

К третьему типу источников магнитных возмущений относятся токовые контуры. Магнитные помехи от токовых контуров также можно считать постоянными в случае постоянной токовой нагрузки.

Определение магнитных помех в полёте основано на использовании следующих формул:

$$(\vec{S}^a, \vec{H}^a) = (\vec{S}, \vec{H}), \quad (33)$$

где \vec{S} – вектор направления на звезду;

$$|\vec{H}^a| = |\vec{H}|, \quad (34)$$

выражающих независимость величины угла между двумя векторами или значения модуля вектора от используемой системы координат [1]. Магнитные возмущения определялись в полёте всех отечественных орбитальных станций – ОС «Салют», ОК «Мир», РС МКС. Помехи в измерениях магнитометров, обусловленные указанными причинами, составляли до 3 000 – 5 000 γ . Их учёт позволял повысить точность получаемых данных.

Определение помех на магнитометры, установленные на РС МКС, выполнялись также в процессе восстановления углового положения станции по телеметрическим измерениям [34].

Заключение

Технические эксперименты, организованные и проведенные на МКС, позволили всесторонне исследовать этот самый крупный и сложный в истории освоения человечеством космического пространства искусственный объект, выведенный на орбиту 25 лет назад. Созданные в рамках выполненных исследований и экспериментов методы позволяют уточнять в полёте динамические характеристики КА – тензор инерции, массу и др.

Проведенные эксперименты позволили определить и исследовать микрогравитационную обстановку на МКС для разных этапов её полёта и при выполнении различных операций на станции. Разработанные методы определения смещений и колебаний элементов конструкции корпуса станции используются в полёте при проведении КЭ «Среда-МКС».

Для уточнения измерений магнитометрической аппаратуры на станции используются разработанные методы определения магнитных помех, возникающих в орбитальном полёте.

Помимо приведенных в данной статье, на РС МКС выполнялись и другие технические эксперименты, позволяющие оценить возможности пилотируемой

орбитальной станции для проведения экспериментов. Например, в КЭ «Таймерд» исследовались особенности деятельности космонавтов в условиях космического полёта по сравнению с их работой в земных условиях [39-41].

На основе проведенных исследований самой МКС как научной орбитальной лаборатории, были предложены новые способы выполнения экспериментов и управления КА.

Поскольку центр масс МКС расположен в американском сегменте станции, а в российском служебном модуле находится большое количество оборудования, создающего значительные микроускорения (система кондиционирования воздуха, оборудование для физических упражнений экипажа и др.), микрогравитационная обстановка в РС МКС не является благоприятной для некоторых КЭ в области микрогравитации.

Поэтому для проведения экспериментов в области микрогравитации и выполнения ряда других исследований было предложено использовать ТК «Прогресс» после выполнения им своих основных функций и отстыковки от станции [42].

В рамках КЭ «Изгиб» было проведено много технических экспериментов для подтверждения предложенных методов и технологий [42, 43].

Вследствие больших размеров Международной космической станции её нельзя рассматривать как материальную точку при точном прогнозировании движения МКС по орбите.

Новые методы прогнозирования движения крупногабаритной орбитальной станции были предложены и отработаны в рамках технического эксперимента «Вектор-Т» [44-46].

На основе результатов экспериментов, полученных в рамках проведенных технических КЭ, были предложены и реализованы методы управления для экспериментов по изучению Земли и происходящих на ней процессов.

В рамках проведения таких экспериментов – КЭ «Ураган», «Сценарий» и др., было получено большое количество важных научных и прикладных результатов [47-50].

Многие результаты, полученные в технических и научных экспериментах, используются при решении практических задач и в образовательной деятельности [37, 38].

Результаты исследований, полученные в рамках КЭ «Тензор», «Среда-МКС», «Вектор-Т» были удостоены Премии Правительства РФ в области науки и техники для молодых ученых за 2008 г.

Работы, выполненные по изучению возможностей использования грузового корабля «Прогресс» для проведения экспериментов, удостоены Премии Правительства РФ для молодых ученых за 2021 г.

Результаты экспериментов на РС МКС активно используются в образовательном процессе на космическом факультете МГТУ им. Н.Э. Баумана и в других учебных заведениях [37, 38].

Литература

1. Беляев М.Ю. Научные эксперименты на космических кораблях и орбитальных станциях // Изд-во «Машиностроение». 1984. 264 с.
2. Банит Ю.Р., Беляев М.Ю., Добринская Т.А., Ефимов Н.И., Сазонов В.В., Стажков В.М. Определение тензора инерции Международной космической станции по телеметрической информации // Космические исследования, 2005. Т. 43. № 2. С. 135-146.
3. Беляев М.Ю., Бабкин Е.В., Завалишин Д.А., Стажков В.М., Сазонов В.В. Использование измерений кажущегося ускорения на МКС // Гироскопия и навигация. 2006. № 3 (54). 104 с.
4. Беляев М.Ю., Бабкин Е.В., Завалишин Д.А., Стажков В.М., Сазонов В.В. Использование измерений кажущегося ускорения на МКС // XIII Санкт-Петербургская Международная конференция по интегрированным навигационным системам, 29-31 мая 2006. Сборник материалов, Санкт-Петербург, Россия. С. 264-274.
5. Беляев М.Ю., Матвеева Т.В. Способ определения тензора инерции космического аппарата в полёте // Патент на изобретение № 2587764. Бюл. № 17 от 20.06.2016 г.
6. Завалишин Д.А., Беляев М.Ю., Сазонов В.В. Оценка динамических характеристик Международной космической станции по измерениям микроускорений // Космические исследования, 2009. Т. 47. № 2. С. 193-203.
7. Завалишин Д.А., Беляев М.Ю., Сазонов В.В. Исследование вибрационных микроускорений на борту Международной космической станции // Космические исследования. 2013. Т. 51. № 4. С. 294-302.
8. Севастьянов Н.Н., Бранец В.Н., Банит Ю.Р., Беляев М.Ю., Сазонов В.В. Определение тензора инерции геостационарных спутников «Ямал» по телеметрической информации // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша, 2006. № 17.
9. Sevastianov N.N., Branets V.N., Belyaev M.Yu., Zavalishin D.A., Platonov V.N., Banit Yu.R., Sazonov V.V. Analysis of possibilities of the Jamal-200 control using motion mathematical model // 14th Saint Petersburg international conference of integrated navigation systems, 28-30 May 2007, Saint Petersburg, Russia, pp. 196-203.
10. Севастьянов Н.Н., Таюрский Г.И., Банит Ю.Р., Тюрин М.Л., Беляев М.Ю. Управление ориентацией космических аппаратов «Ямал-200» по прогнозу изменения кинетического момента // Труды 46 Чтений К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники». Казань: Центр Оперативной Печати, 2012. С. 79-89.
11. Беляев М.Ю., Завалишин Д.А., Егоров Н.А., Спаржин Ю.В., Хамиц И.И., Шутиков М.А., Сазонов В.В. Определение массы Международной космической станции в полёте // Космонавтика и ракетостроение. Научно-технический журнал, ЦНИИМаш, г. Королёв, 2015. № 4. С. 224-232.

12. Беляев М.Ю., Завалишин Д.А. Способ определения массы космической станции в полёте // Патент на изобретение № 2301181. Бюл. № 17 от 20.06.2007 г.
13. Беляев М.Ю., Брюханов Н.А., Рябуха С.Б., Стажков В.М., Лукьященко А.В., Обыденников С.С. Микровозмущения, возникающие в процессе эксплуатации российского сегмента МКС // Космонавтика и ракетостроение. Научно-технический журнал, ЦНИИМаш, г. Королёв, 2007. № 1 (46). С. 121-129.
14. Беляев М.Ю., Волков О.Н., Рябуха С.Б. Микровозмущения на Международной космической станции // Научно-технический журнал «Космическая техника и технологии». РКК «Энергия», г. Королёв, 2013. № 3.
15. Беляев М.Ю., Волков О.Н., Рябуха С.Б. Микровозмущения на Международной космической станции при динамических операциях // Космические исследования. 2013. Т. 51. № 4. С. 303-307.
16. Беляев М.Ю., Воронков В.Н., Тянь Т.Н., Управление движением КА при проведении программы технологических экспериментов // Идеи Ф.А. Цандера и вопросы аэродинамики. М.: ИИЕТ АН СССР, 1982. С. 133-137.
17. Сарычев В.А., Беляев М.Ю., Сазонов В.В., Тянь Т.Н. Определение микроускорений на орбитальных комплексах «Салют-6» и «Салют-7» // Космические исследования. 1986. Т. 24, вып. 3. С. 337-344.
18. Бабкин Е.В., Беляев М.Ю., Ефимов Н.И., Сазонов В.В., Стажков В.М. Определение квазистатической компоненты микроускорения, возникающего на борту Международной космической станции // Космические исследования, 2004. Т. 42, вып. 2. С. 162-171.
19. Беляев М.Ю., Зыков С.Г., Рябуха С.Б., Сазонов В.В., Сарычев В.А., Стажков В.М. Математическое моделирование и измерение микроускорений на орбитальной станции «Мир» // Известия Академии наук. Механика жидкости и газа. 1994. № 5. С. 5-14.
20. Рябуха С.Б., Киселев С.В. Некоторые особенности вибрационных возмущений на борту орбитального комплекса «Мир» // Космические исследования. 2001. Т. 39. № 2. С. 129-135.
21. Обыденников С.С., Титов В.А., Волков О.Н. Информационно-измерительная система для контроля и диагностики микроускорений на российском сегменте Международной космической станции // Космическая техника и технологии. 2015. № 3 (10). С. 52-59.
22. Завалишин Д.А., Беляев М.Ю., Сазонов В.В. Определение характеристик частот упругих колебаний конструкции МКС // Космические исследования. 2010. Т. 48. № 4. С. 362-370.
23. Беляев М.Ю., Бабкин Е.В., Рябуха С.Б., Завалишин Д.А. Исследование микрогравитационной обстановки на борту Международной космической станции // Материалы IX Всероссийского съезда по теоретической и прикладной механике, 2011. Нижний Новгород, Россия.

24. Babushkin I.A., Belyaev M.Yu., Glukhov A.F., Zavalishin D.A., Ivanov A.I., Maksimova M.M., Putin G.F., Sazonov V.V. Experiments with the DAKON-M Convection Sensor // ISSN 0010-9525, Cosmic Research, 2017, Vol. 55, No. 4, pp. 263–269.
25. Легостаев В.П., Беляев М.Ю. Проблемы и задачи повышения эффективности программ исследований на космических кораблях и орбитальных станциях // Научно-техническое издание «Ракетно-космическая техника». Сборник статей под редакцией В.П. Легостаева, М.Ю. Беляева. Серия XII. Выпуск 1, 2, 2011. РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв.
26. Беляев М.Ю., Бабкин Е.В., Рябуха С.А., Рязанцев А.В. Микроускорения на Международной космической станции при физических упражнениях экипажа // Космические исследования. 2011. Т. 49. № 2. С.167-181.
27. Беляев М.Ю. Проблемы управления при проведении экспериментов на Международной космической станции // В сборнике: Проблемы управления, обработки и передачи информации (УОПИ-2018) Сборник трудов VI Международной научной конференции, посвящённой 85-летию Ю.А. Гагарина. Под редакцией А.А. Львова, М.С. Светлова. 2019. С. 7-16.
28. Belyaev M.Yu., Matveeva T.V., Zavalishin D.A., Sazonov V.V. Microacceleration research using international space station mission // Proceedings of the International Astronautical Congress, IAS 65, Our World needs Space. 2014. pp. 765-776.
29. Беляев М.Ю., Волков О.Н., Монахов В.В. Способ определения деформации корпуса космического аппарата в полёте // Патент на изобретение № 2605232. Бюл. № 35 от 20.12.2016 г.
30. Беляев М.Ю., Волков О.Н., Рулев Д.Н., Рулев Н.Д. Способ определения деформации корпуса объекта, преимущественно космического аппарата // Патент на изобретение № 2693750. Бюл. № 19 от 04.07.2019 г.
31. Беклемишев Н.Д., Беляев М.Ю., Богуславский А.А., Волков О.Н., Сазонов В.В., Соколов С.М. Исследование колебаний элементов конструкции космической станции по видеоинформации // XII Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики. Уфа: РИЦ БашГУ, 2019. С. 633-635.
32. Беляев М.Ю., Дубовской В.Б., Леонтьев В.И., Манукин А.Б., Обыденников С.С., Пшеняник В.Г. Современное состояние и перспективы спутниковой акселерометрии и градиентометрии // Альманах современной метрологии. 2015. № 3. С. 84-96.
33. Беляев М.Ю., Рязанцев А.В. Определение магнитных помех на МКС в полёте // Труды 43 Научных чтений К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники». Казань: Казанский государственный университет, 2009. С. 70-81.
34. Belyaev M.Yu., Volkov O.N., Monakhov M.I., Sazonov V.V. Estimating the Accuracy of the Technique of Reconstructing the Rotational Motion of a Satellite

- Based on the Measurements of Its Angular Velocity and the Magnetic Field of the Earth // ISSN 0010-9525, Cosmic Research, 2017, Vol. 55, No. 5, pp. 317–332.
35. Международная космическая станция – технологии XXI века / Сборник статей под редакцией В.В. Рюмина, М.Ю. Беляева // Научно-техническое издание «Ракетно-космическая техника», 2003. Серия XII. Вып. 3. РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, Королёв. - 157 с.
 36. Математическое моделирование – основа создания и эксплуатации сложных орбитальных комплексов / Сборник статей под редакцией Н.А. Брюханова, М.Ю. Беляева // Научно-техническое издание «Ракетно-космическая техника», 2008. Серия XII. Вып. 1. РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, Королёв. - 191 с.
 37. Алифанов О.М., Беляев М.Ю. МКС для образования // Первая Международная конференция по космическому образованию «Дорога в космос». ИКИ, 2021. С. 15-20.
 38. Беляев М.Ю. Проблемы управления при проведении экспериментов на российском сегменте МКС и участие МФ МГТУ им. Н.Э. Баумана в их решении // Журнал «Лесной вестник». 2019. Т. 23. № 4. С. 5-11.
 39. Belyaev M.Yu., Bronnikov S.V., Petrov V.M., Sekerzh-Zenkovich S.Ya. Integrated study of the ISS as an environment for human-operator life and activities // Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC. Сер. «63rd International Astronautical Congress 2012, IAC 2012», pp. 4078-4082.
 40. Бронников С.В., Беляев М.Ю., Волков О.Н., Рулев Д.Н., Томиловская Е.С., Шпаков А.В., Якуш С.Е., Болотник Н.Н., Исигов Н.Е. Способ мониторинга воздействия невесомости на двигательную активность находящегося на борту космического аппарата оператора // Патент на изобретение № 2777476. Бюл. № 22 от 04.08.2022 г.
 41. Бронников С.В., Беляев М.Ю., Волков О.Н., Рулев Д.Н., Томиловская Е.С., Шпаков А.В., Якуш С.Е., Болотник Н.Н., Исигов Н.Е. Способ определения воздействия невесомости на двигательную активность находящегося на борту космического аппарата оператора // Патент на изобретение № 2777477. Бюл. № 22 от 04.08.2022 г.
 42. Matveeva T.V., Belyaev M.Yu., Tsvetkov V.V. Challenges and Perspectives of Transport Cargo Vehicles Utilization for Performing Research in Free Flight // Acta Astronautica 94 (2014), pp.139-144.
 43. Беляев М.Ю., Карасев Д.В., Матвеева Т.В., Рулев Д.Н. Грузовые корабли «Прогресс» в программах орбитальных станций (к 40-летию первого в мире полёта грузового корабля к орбитальной станции) // Космическая техника и технологии. 2018. № 1. С. 85-101.
 44. Алямовский С.Н., Беляев М.Ю., Рулев Д.Н., Сазонов В.В., Тарасова М.М. Сферические спутники – от начала космической эры до современных экспериментов (к 60-летию запуска первого в мире спутника Земли) // Космическая техника и технологии. 2017. № 4 (19). С. 5-15.

45. Беляев М.Ю., Алямовский С.Н., Рулев Д.Н. Способ определения плотности атмосферы на высоте полёта космического аппарата // Патент на изобретение № 2662371. Бюл. № 21 от 25.07.2018 г.
 46. Беляев М.Ю., Кудрявцев С.И. Рулев Д.Н., Крылов А.Н., Батырев Ю.П., Алямовский С.Н. Исследование возможных траекторий дрейфа калиброванного твёрдого тела внутри герметичного объёма МКС при проведении эксперимента «Вектор-Т» // Космическая техника и технологии. 2022. № 1 (36). С. 21-35.
 47. Беляев М.Ю. Научная аппаратура и методы изучения Земли в космическом эксперименте «Ураган» на Международной космической станции // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса, 2021. Т. 18. № 3. С. 92-107.
 48. Беляев М.Ю., Боровихин П.А., Ветошкин А.М., Караваев Д.Ю., Рассказов И.В. Наведение научной аппаратуры Международной космической станции на исследуемые объекты // Космические исследования. 2022. Т. 60. № 1. С. 80-89.
 49. Беляев М.Ю. Технологии и методы проведения космических экспериментов на орбитальных станциях. От станций «Салют» до МКС // Труды LV чтений К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники». Казань: Изд-во Казан. ун-та, 2021. С. 5-24.
 50. Беляев М.Ю., Волков О.Н., Соломина О.Н., Тertiцкий Г.М. Исследование миграций животных с помощью научной аппаратуры «Икарus» в космическом эксперименте «Ураган» в РС МКС // Гироскопия и навигация. 2022. Т. 30. №3 (118). С. 3-19.
-

УДК 629.7

eLIBRARY.RU 55.49.29; 55.49.31

В.Н. Воронков

АО «Геомир», г. Мытищи, Моск. обл.

КОСМОС - СЕЛЬСКОМУ ХОЗЯЙСТВУ SPACE FOR AGRICULTURE

Аннотация: Современное сельскохозяйственное производство – один из основных потребителей космических сервисов. Проблемы передачи больших объёмов информации и их решение с помощью космических средств связи. Спутниковые системы навигации как средства контроля и управления сельскохозяйственной техникой. Мониторинг состояния посевов по снимкам из космоса. Задачи и состав автоматизированных систем цифрового управления агропредприятием. Краткосрочный прогноз развития использования наземно-космических систем в сельском хозяйстве.

Ключевые слова: сельское хозяйство, мониторинг местонахождения и функционирования сельскохозяйственной техники, устройства параллельного вождения, автопилоты, многослойные электронные карты полей, индекс NDVI, контроль состояния посевов, прогноз урожайности, автоматизированная система контроля и управления агропредприятием.

Abstract: Modern agricultural production is one of the main consumers of space services. Problems of transmission of large volumes of information and their solution with the help of space communications. Satellite navigation systems as a means of control and management of agricultural machinery. Tasks and composition of automated systems for digital management of an agricultural enterprise. Short-term forecast of the development of the use of ground-space systems in agriculture.

Keywords: agriculture, monitoring the location and operation of agricultural machinery, parallel driving devices, autopilots, multilayer electronic field maps, NDVI index, crop condition monitoring, yield forecast, automated system for monitoring and managing an agricultural enterprise.

Освоение космического пространства, подготовленное трудами К.Э. Циолковского, Ф.А. Цандера, Г. Оберта и других учёных, началось в октябре 1957 года с запуска в СССР первого искусственного спутника Земли (ИСЗ) и полёта Ю.А. Гагарина в апреле 1961 года. За прошедшие с этих исторических дат годы существенно изменились цели полётов в космос: достижения первых лет (выход в открытый космос, стыковка КА, длительное пребывание человека в космосе и др.) уступили место применению космических средств для решения конкретных задач в интересах науки и «земной» деятельности человечества.

Современное сельское хозяйство является одной из отраслей, в которой использование наземно-космических средств и предоставляемых ими сервисов не только весьма полезно, но, зачастую, просто необходимо. В качестве подтверждения этого тезиса далее будут рассмотрены состояние и основные перспективы развития темы «Космос - сельскому хозяйству».

Связь

Надёжная телефонная связь всегда была важна для управления сельскохозяйственным предприятием, хотя она и не решала проблему оперативного обмена информацией со специалистами, работающими в полях.

Для этого использовались проводные каналы связи (телефон, факс), а также компактные радиостанции, дальность действия которых не превышала нескольких километров при, как правило, низком качестве связи. Все изменилось с появлением мобильной связи и Интернета.

С их развитием стало возможным решение ряда важных и актуальных для аграрного сектора задач:

- оперативная мобильная связь всех сотрудников предприятия, обеспечивающая общение голосом, передачу изображений, цифровых массивов и др.;
- наличие голосовой связи способствует организации постоянного контроля, либо, при необходимости, корректировки выполняемых работниками предприятия производственных заданий;
- возможность передачи цифровых массивов (изображений, видео и др.) позволяет кардинально изменить работу агрономов и агрономической службы хозяйства в целом.

Сегодня агроном, обследующий состояние посевов, может сделать своим мобильным телефоном фото проблемных участков (засорённость сорняками, поражения болезнями, грызунами, насекомыми и др.) и немедленно отправить их по GSM в стационарный офис для анализа и принятия решения по технологии обработки таких зон;

- контроль в реальном времени местонахождения и функционирования сельскохозяйственных машин, а также любых других подвижных объектов;
- дистанционный сбор данных с собственных метеостанций и иных стационарных полевых измерительных устройств.

В качестве примера рассмотрим более подробно работу современного агронома в полевых условиях. И ранее, и сегодня задача агронома одна и та же:

- определить текущее состояние посевов либо их отдельных участков, сравнить с планировавшимся на данный момент, определить отклонения (сорняки, повреждения грызунами, болезнями, угнетение из-за недостатка влаги и др.);
- определить наиболее эффективные меры воздействия (обработка гербицидами, внесение удобрений, полив и др.), восстанавливающие нормальное развитие культурных растений;

- реализовать эти меры путём проведения соответствующих полевых операций (опрыскивание, внесение в почву, полив и др.).

Периодическое повторение перечисленных действий обеспечит развитие культурных растений по сценарию, наиболее близкому к расчётному.

Если отвлечься от предметной области – растениеводства, фактически описана классическая схема работы системы управления с обратной связью:

- измерение контролируемых параметров работы некой системы;
- определение их отклонений от расчётных;
- выбор и реализация управляющих воздействий, устраняющих отклонения;
- повторение цикла «измерение – расчёт отклонения – устранение отклонения».

Данная аналогия несёт в себе вполне практический смысл. Она позволяет структурировать и формализовать работу агрономической службы сельскохозяйственного предприятия и постепенно максимально автоматизировать её работу. Конкретно это выглядит следующим образом.

Агроном, обнаружив при проведении полевых осмотров проблемный участок в посевах, делает своим мобильным телефоном несколько его фотографий. Затем он в ручном либо автоматическом режиме идентифицирует причину повреждения посевов, например, определив по загруженному в его телефон справочнику сорных растений, какой конкретно это сорняк (название) и какие меры его устранения (вид гербицида, доза и сроки внесения на единицу площади и др.)

Рекомендуемый вариант агроном пересылает в агрономическую службу непосредственно с поля либо, после возвращения на свое рабочее место, представляет руководству агрономической службы полную информацию: координаты и размеры проблемных участков, причина повреждения, рекомендуемые меры по её устранению.

Важно отметить, что самый трудоёмкий этап – мониторинг состояния посевов и выявление проблемных участков на сегодняшний день успешно выполняется с помощью беспилотных летательных аппаратов (БЛА) самолётного, либо вертолётного типа.

Эти аппараты могут за день обследовать большие площади посевов, не повреждая их передвижением по ним. Описанная технология позволяет существенно повысить качество работы и производительность агрономических служб. При этом квалификация конкретного агронома перестаёт играть решающую роль, поскольку его функции ограничиваются съёмкой на телефон, работой с электронным справочником и пересылкой всей информации в стационарный офис. С учётом острой нехватки высококвалифицированных агрономов это обстоятельство имеет важное значение для многих, особенно малых и средних, растениеводческих предприятий России.

В настоящее время и связь, и Интернет практически полностью базируются на наземных средствах коммуникации, проводных и беспроводных.

Поэтому во многих хозяйствах, особенно расположенных в отдаленных районах, Интернет, а нередко и мобильная связь, отсутствует в полях. Это резко обесценивает применение в аграрном секторе уже имеющихся цифровых технологий и их дальнейшее развитие.

Существующие спутниковые системы связи (Гонец, Иридиум, Globalnet и др.) позволяют находящимся на Земле пользователям общаться голосом, либо передавать текстовые сообщения практически из любой точки Земли. К сожалению, скорость обмена данными по ним измеряется всего несколькими десятками Кбит/с, что достаточно только для экстренных сообщений, коротких текстов и IoT.

В последние годы бурно развиваются космические средства связи, обеспечивающие покрытие высокоскоростным Интернетом всей поверхности Земли. Это – уже находящаяся в эксплуатации – первая очередь группировки КА связи Starlink [1], насчитывающая по состоянию на апрель 2023 года ~ 4300 КА со скоростью обмена данными «КА связи-наземный терминал» примерно (80 – 100) Мбит/с (см. рис. 1). Недавно в России началась реализация масштабного проекта «Сфера» (см. рис. 2), по завершению которого на околоземной орбите будет находиться несколько сотен КА, часть из которых будут связными, а остальные – проводить съёмку поверхности Земли. Основанные на группировках малых КА, насчитывающих сотни-тысячи аппаратов, и малогабаритных мобильных наземных терминалов, эти технологии в ближайшие годы произведут очередную «техническую революции» в связи, в том числе, и в её роли в цифровизации сельского хозяйства.

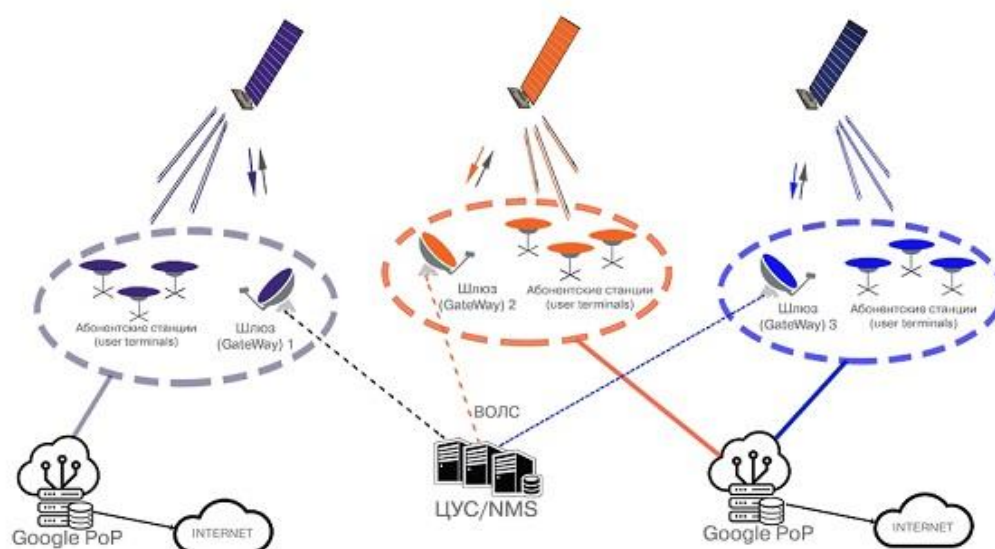


Рисунок 1 - Схема спутниковой сети Starlink (ЦУС/НМС - Центр Управления Сетью/Network Management System; PoP – Point of Presence - узлы Google; ВОЛС – волоконно-оптическая линия связи, арендованная у наземного оператора, для передачи команд управления)



Рисунок 2 - Предполагаемые области применения спутниковой сети «Сфера»

Навигация

Все отрасли, связанные с работой и перемещением на местности либо в пространстве, нуждаются в координатной привязке стационарных и подвижных объектов. Это относится к судоходству, авиации, автомобильному транспорту и многим другим отраслям. Очевидно, что агропромышленный комплекс, в первую очередь растениеводство, также входит в их число. Всего лишь несколько десятков лет назад о полноценном решении этой задачи в интересах сельского хозяйства не могло быть и речи. Всё ограничивалось проведением наземной геодезической съёмки, обеспечивающей определение границ полей при межевании и для земельного кадастра. Причём измерения сохранялись в местной, используемой только для данной территории, системе координат, переход от которой к мировым системам координат был невозможен без наличия доступа к сведениям об их взаимоположении.

Первые спутниковые системы позиционирования и навигации появились на рубеже 70-х и 80-х годов прошлого века. Состояли они из двух сегментов – космического и наземного. Космический сегмент – это группировка КА, расположенных на орбитах таким образом, чтобы в любой момент времени в заданном районе либо в произвольной точке поверхности Земли были видны минимум 4 КА. Для обеспечения координатной привязки и навигации в отдельном районе Земли достаточно 7-10 КА, а для всей поверхности Земли – около 20 и более.

Локальные системы, обслуживающие только заданную территорию, как правило, одну страну, создают Индия, Япония и ряд других стран.

Глобальными системами, обслуживающими десятки стран мира, являются:

- ГЛОНАСС (Россия, 24 КА и 2 резервных);
- GPS (США, 24 КА и 8 резервных);
- Beidou (Китай, 35 КА и 13 резервных);
- Galileo (Европа, 23 КА).

В России наиболее широко используются две системы, ГЛОНАСС и GPS. У каждой из них есть свои преимущества и недостатки. Основных отличий два:

- точность определения положения объектов на поверхности Земли в системе ГЛОНАСС составляет 4-6 метров, а в GPS 2-4 метра;

- ГЛОНАСС обеспечивает более устойчивую работу и высокую точность в полярных районах Земли, что достигается расположением плоскостей орбит КА на больших, чем в системе GPS, углах наклона этих плоскостей к плоскости экватора.

Как показывает опыт их практического применения, наиболее эффективно одновременное использование обеих систем. Поэтому большинство современных навигационных приёмников являются двухсистемными. Точность определения координат объекта на поверхности Земли зависит от ряда условий, основными из которых являются следующие:

- количество навигационных КА (не менее 4-х), одновременно находящихся на связи с установленным на объекте приёмником их сигналов; помимо количества таких КА, большое влияние на точность оказывает также их взаиморасположение, что можно пояснить на простом примере – для определения расстояния до какого-либо объекта, размеры которого неизвестны, человек должен видеть его одновременно двумя глазами, поэтому если расстояние между двумя или более КА малы, погрешность будет выше;

- информация от навигационных спутников поступает непосредственно в наземный приёмник и используется в режиме реального времени; в этом случае точность определения координат составляет, как указано выше, несколько метров;

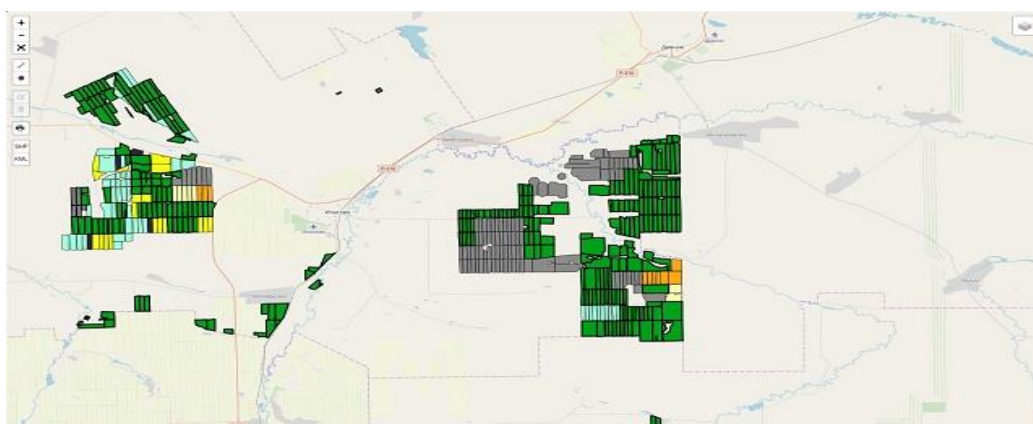
- в определении текущих координат подвижного объекта участвует стационарная базовая станция, находящаяся на связи с объектом и в реальном времени передающая на его навигационный приёмник корректирующие поправки, повышающие точность вплоть до единиц сантиметров, при условии, что расстояние между базовой станцией и объектом невелико (до нескольких десятков километров); такие же поправки могут передавать через спутник связи от базовой станции, расположенной на любом расстоянии от объекта, но точность падает при его увеличении и составляет десятки сантиметров;

- скорость передвижения объекта (не имеет большого значения для сельского хозяйства, поскольку скорости перемещения сельскохозяйственных и прочих машин не оказывают заметного влияния на точность).

Появление спутниковых систем произвело в буквальном смысле переворот в сельском хозяйстве. Стало возможным решение многих важных производственных задач, среди которых наиболее приоритетными являются следующие.

Создание многослойных электронных карт полей и других сельскохозяйственных угодий

Многослойная электронная карта (МЭК) полей состоит из нескольких слоев [2]: математический, границы полей, водные ресурсы, дорожная сеть и др. На их основе создаются наглядные 2-х и 3-х мерные цветные карты полей (см. рис. 3а) и 3б) соответственно).



а)



б)

Рисунок 3 - Примеры 2-х и 3-х мерных карт полей: а) пример 2-х мерной цветной карты полей; б) пример 3-х мерной цветной карты полей

Для создания основного слоя «границы» используется высокоточный приёмник, получающий одновременно данные измерений навигационных КА и корректирующие поправки от близко расположенной базовой станции либо через спутник связи. Чаще всего он устанавливается на автомобиле (см. рис. 4), на котором специалист объезжает поле, фиксируя в памяти соединённого с приёмником ноутбука с частотой ~ 1 секунды координаты границ поля с весьма высокой (до единиц сантиметров) точностью, значительно превышающей требования государственного кадастра к измерениям границ земель сельскохозяйственного назначения.



Рисунок 4- Автомобиль для полевых обследований

Остальные слои создаются на основе цифровых карт местности соответствующего масштаба либо, так же как слой «границы», путём непосредственного определения координат объектов (водоёмы, дороги, препятствия на полях и др.). Важно отметить, что все слои и МЭК в целом представляют собой цифровые компьютерные файлы, что кардинально меняет всю технологию работ с картами, ранее имевшимися только в бумажном виде.

По мере сбора информации о поле и посевах, в МЭК можно добавлять новые слои: агрохимическое состояние почвы, урожайность выращиваемой культуры и многое другое. Накопленная за несколько лет в МЭК информация о полях и посевах растениеводческого предприятия фактически является главной составляющей «цифровой истории» работы хозяйства.

Мониторинг местонахождения и функционирования сельскохозяйственных машин и других подвижных объектов

Решение с помощью спутниковых систем позиционирования и навигации задачи определения текущего местоположения подвижных объектов представ-

ляет интерес не только для сельского хозяйства, но и для многих других направлений деятельности: грузоперевозки, мореплавание, авиация, защита транспортных средств от угона и др.

Для наземного транспорта, как правило, достаточно определения траектории передвижения объекта и контроля расхода топлива или его остатка в баке (см. рис. 5).



Рисунок 5 - Оборудование для системы мониторинга (бортовой контроллер и датчик уровня топлива)

Специфика сельскохозяйственных машин состоит в том, что они при проведении полевых работ выполняют гораздо более сложные операции по обработке посевов, чем простое перемещение людей или грузов.

Поэтому помимо указанных выше данных отдельный интерес представляет информация о параметрах, выполняемых данной машиной (комбайн, самоходный опрыскиватель и др.), либо её прицепным агрегатом (плуг, сеялка, борона и др.) операции.

Для этого на машину или прицепной агрегат устанавливаются датчики, измеряющие, например, расход пестицидов, семян, глубину вспашки (как вариант – через измерение усилия на бугеле прицепного агрегата), урожайность и многое другое [3].

Массивы этой информации, привязанные ко времени и координатам местонахождения объекта в моменты измерений, записываются на бортовой компьютерный накопитель либо передаются по каналам мобильной связи на стационарный компьютер соответствующим специалистам для оценки качества и объема выполняемых полевых работ (см. рис. 6).

Потребная точность определения текущих координат машины зависит от типа выполняемой полевой операции:

- сплошная обработка паров (поле без посевов) – ~1 метр;
- полив или опрыскивание всей площади посевов – ~1 метр;
- сев, обработка, уборка урожая не рядковых культур (зерновые) – ~0,3-0,5 метра;
- сев, обработка, уборка урожая рядковых культур (свекла, картофель и др.) – ~3-10 см.

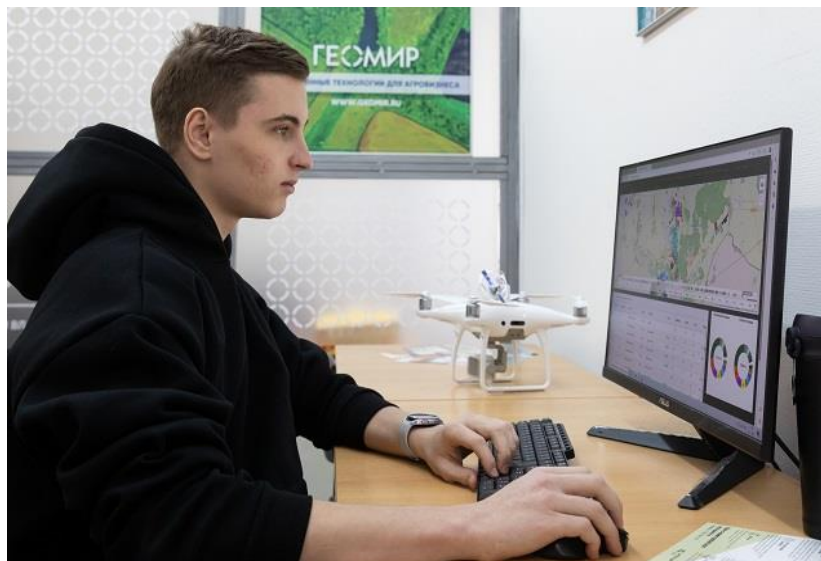


Рисунок 6 - Рабочее место специалиста, контролирующего выполняемые сельхозтехникой полевые работы

В каждом отдельном случае требования по точности позиционирования контролируемого объекта могут отличаться от приведенных выше в зависимости от возможностей машины и механизатора обеспечивать заданную точность траектории движения, погрешностей данных о координатах обрабатываемых участков посевов или отдельных растений и др.

Устройства параллельного вождения и автопилоты

Возможность определения текущего положения трактора или другой сельскохозяйственной машины при движении по полю привела к созданию весьма полезных для повышения качества обработки почвы и посевов приборов: устройств параллельного вождения (УПВ) и автопилотов [4, 5].

УПВ состоит из двух связанных блоков: ГЛОНАСС/GPS приёмник, устанавливаемый на крыше или капоте машины и монитор, располагаемый внутри кабины перед механизатором (СМ. рис. 7).



Рисунок 7 -Оборудование для устройства параллельного вождения

Перед началом работы механизатор выставляет на экране монитора положение первой борозды - прямую линию от начала движения от края поля до достижения другого его края. Также водитель задает расстояние между бороздами. При движении по полю вдоль первой и всех последующих линий (борозда-загонка) на мониторе отображается фактическое положение агрегата относительно заданной прямой (см. рис. 8).



Рисунок 8 - Отображение траектории движения агрегата на экране устройства параллельного вождения

Задача механизатора – минимизировать отклонения траектории движения от этой прямой. Использование УПВ резко снижает требования к мастерству механизатора, упрощает его работу в условиях тумана, дождя и в ночное время без потери качества выполнения полевых работ. Также отпадает необходимость установки по краям поля маркеров, ориентируясь по которым водитель разворачивается и выводит машину точно на следующую борозду. При движении по полю механизатор вообще не имеет ориентиров, кроме предыдущей борозды, при условии, что выполняемая им операция оставляет след на почве или посевах. Поэтому наличие на тракторах, опрыскивателях и др. УПВ стала востребованной опцией, сравнительно недорогой и весьма полезной. Фактический маршрут движения можно записать в память УПВ и передать на компьютер в офис для дальнейшего анализа и оценки результатов выполнения производственного задания. УПВ в основном используются для выполнения полевых

работ, не требующих очень высокой точности, например, для обработки паров, или посевов не рядковых культур. Для таких работ важна не абсолютная точность позиционирования, а только относительная, позволяющая после разворота на границе поля эквидистантно вести машину на заданном расстоянии относительно предыдущего прохода. Для этого достаточно точности позиционирования $\sim 0,3-1,5$ метра. В зависимости от того, какая точность необходима для выполнения полевых работ, в УПВ используются приёмники без и с возможностью приёма поправок.

УПВ по своей сути является частью человеко-машинной системы управления сельскохозяйственным агрегатом, решая задачу сбора координатной информации со спутников, её обработки и отображения на карте местности текущего положения объекта относительно заданной траектории движения по полю. Выбор и реализация управляющих воздействий – управление движением сельскохозяйственной машины по полю – осуществляет механизатор. Принципиальное отличие автопилота от УПВ состоит в том, что он является полноценной автоматизированной системой управления (АСУ), полностью берущей на себя управление агрегатом в поле. При этом отклонения фактической траектории движения агрегата по полю от заданной по сравнению с УПВ в 5-10 раз меньше, особенно при наличии возможности получения от близко расположенных наземных базовых станций (RTK) дифференциальных поправок (см. рис. 9). Поэтому автопилоты успешно применяются при обработке рядковых культур (капуста, свекла и др.).



Рисунок 9 - Переносная базовая станция для формирования дифференциальных поправок

Существуют автоматизированные бортовые устройства вождения, представляющие упрощенный вариант автопилота. Их называют «подруливающие устройства», поскольку управление движением осуществляется не прямым подключением автопилота к гидравлическим, либо электрическим блокам ходовой части машины, а вращением рулевого колеса по командам автопилота с помощью специального устройства с обрезиненным роликом, прижатым к рулю (устройство выглядит как динамо-машинка, которую ранее устанавливали на колесе велосипеда для выработки электроэнергии для фары (см. рис. 10). Есть и другой вариант исполнения подруливающего устройства. В нем привод вращения руля устанавливается непосредственно на рулевую колонку (см. рис. 11).



Рисунок 10 - Подруливающее устройство на руле



Рисунок 11 - Подруливающее устройство на рулевой колонке

Съёмка Земли из космоса

Как известно, съёмка поверхности Земли из космоса, называемая также «дистанционное зондирование Земли» (ДЗЗ), обеспечивает получение изображений различного разрешения на местности (от ~ 0,3 метра до десятков и сотен метров) в видимом, ближнем инфракрасном (ИК), тепловом инфракрасном и сверхвысокочастотном (СВЧ) диапазонах длин электромагнитных волн.

Наиболее востребованы снимки, сделанные установленными на КА сканерами, фото и видео аппаратурой видимого и ближнего ИК диапазонов. В настоящее время на околоземной орбите находится несколько десятков КА ДЗЗ, запущенных Россией, Китаем, США, Индией и рядом других стран.

В последние годы сельское хозяйство является одним из главных потребителей результатов съёмок Земли из космоса. Изображения, обрабатываемые как одиночные либо сложенные в «мозаики», используются для решения ряда важных задач растениеводства [6].

Создание слоёв электронных карт сельскохозяйственных угодий

Выше был описан вариант решения данной задачи с использованием установленных на автомашине спутниковых приёмников систем ГЛОНАСС/GPS, архивной и вновь собираемой картографической информации. Космическая съёмка также позволяет это сделать. По данным ДЗЗ видимого и ближнего ИК диапазонов различного разрешения создаются в цифровом виде слои электронных карт различного масштаба (см. рис. 12):

- границы полей, пастбищ и др.;
- дорожная сеть, водоёмы, реки, линии электропередач, препятствия на полях и др.;
- наличие, либо отсутствие посевов на полях;
- ход уборки урожая (на какой части площади полей убран урожай).

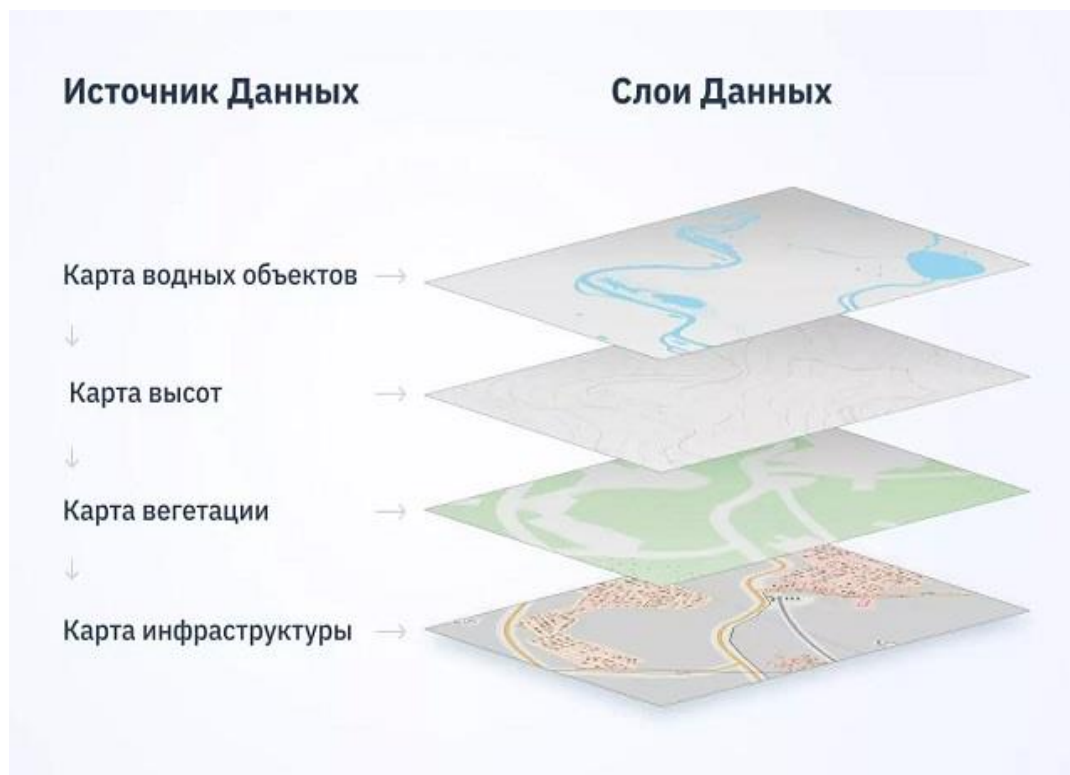


Рисунок 12 - Пример слоев электронной карты полей

Потребителями таких карт являются как государственные министерства и ведомства (федеральные и региональные Министерства сельского хозяйства, статистические управления и др.), так и сельскохозяйственные предприятия любой формы собственности. Поэтому востребованы различные масштабы карт и, соответственно, разрешения на местности спутниковых снимков.

Анализ состояния посевов с учётом внутриполевой изменчивости

В последние годы активно развивается направление по созданию и применению компьютерных технологий для более детального анализа состояния посевов на основе данных ДЗЗ, в частности:

- выделение проблемных участков на полях (сорняки, болезни, вредители, недостаток влаги в почве и растениях и др.);
- оценка биомассы и прогноз урожайности.

Рассмотрим более подробно эти задачи, для решения которых используется одна и та же методика [7, 8]. Она основана на расчёте для каждого единичного пиксела изображения (предполагается, что бортовая съёмочная аппаратура обеспечивает получение изображений в четырёх спектральных диапазонах: «синем» «зелёном», «красном» и «ближнем ИК») так называемого индекса NDVI (нормализованный вегетационный индекс). Оценка состояния посевов в прямоугольнике, представляющем проекцию одного либо нескольких пикселей матрицы прибора на поверхности Земли, выполняется на основании двух известных фактов: здоровое растение активно поглощает «красный» свет и отражает «ближний ИК», больное, угнетенное растение – наоборот.

Индекс NDVI рассчитывается как разница между значениями отражённых растениями потоков солнечного света в «ближнем ИК» и «красном» участках спектра, делённая на их сумму. Имеющие практический смысл значения NDVI в зависимости от состояния посевов варьируются в процессе роста и созревания растений от 0,15 (очень плохое состояние) до примерно 0,85 (отличное состояние). Следует отметить, что на ранних и среднесрочных фазах роста растений данный индекс позволяет в большинстве случаев определить только координаты и размеры проблемных участков, а не причины их возникновения (см. рис. 13). В то же время, на более поздних стадиях (NDVI в диапазоне 0,5-0,85) значение индекса, в совокупности с данными за несколько предыдущих лет о погодных условиях и урожайности данной культуры на этом же поле, даёт возможность довольно точно спрогнозировать важный показатель – урожайность возделываемой культуры в текущем году на отдельных участках и в целом по полю.

Изображения, полученные в СВЧ диапазоне локаторами бокового обзора с синтезированной апертурой с КА типа Sentinel 1 и 2 также постепенно находят применение в сельском хозяйстве. СВЧ-изображения лишены той наглядности, которая присуща снимкам в видимой части спектра. Причина очевидна – человеческий глаз не «работает» в радиодиапазоне электромагнитных волн. Однако, преимущества радаров (возможность проведения съёмки независимо

от облачности и освещения) привели к тому, что их используют при решении таких задач, как:

- создание 3-х мерной модели рельефа (DEM);
- распознавание этапа уборки урожая и, в некоторых случаях, других полевых операций.



Рисунок 13 - Пример изображения поля с распределением индекса NDVI (определённые цвета соответствуют различным значениям индекса)

Бурное развитие беспилотной авиации как самолётного, так и вертолётно-го типа привело к заметному расширению перечня задач, решаемых методами дистанционного мониторинга сельскохозяйственных угодий, в том числе:

- создание крупномасштабных электронных карт полей;
- контроль состояния посевов на ранних стадиях вегетации, включая автоматический подсчёт количества всходов и определение координат каждого растения;
- определение видов сорняков и болезней посевов.

Последние две задачи решаются с использованием современных методов распознавания объектов на изображениях, основанных на технологиях «искусственного интеллекта» и «машинного обучения».

Это одно из перспективных направлений цифровизации сельского хозяйства, достойное отдельного рассмотрения, выходящего за рамки данной статьи.

Важно отметить, что сравнительно малая высота полётов дронов (десятки-сотни метров) позволяет проводить с их помощью съёмку полей ниже границ облачности с разрешением на местности до единиц сантиметров. Одновременная съёмка одних и тех же территорий из космоса, беспилотными аппаратами и, при необходимости, проведение их обследований специалистом непосредственно в поле (так называемая «этажерка») даёт особый – синергический – эффект, т.к. заметно его увеличивает по сравнению с применением указанных технологий по отдельности (см. рис. 14).

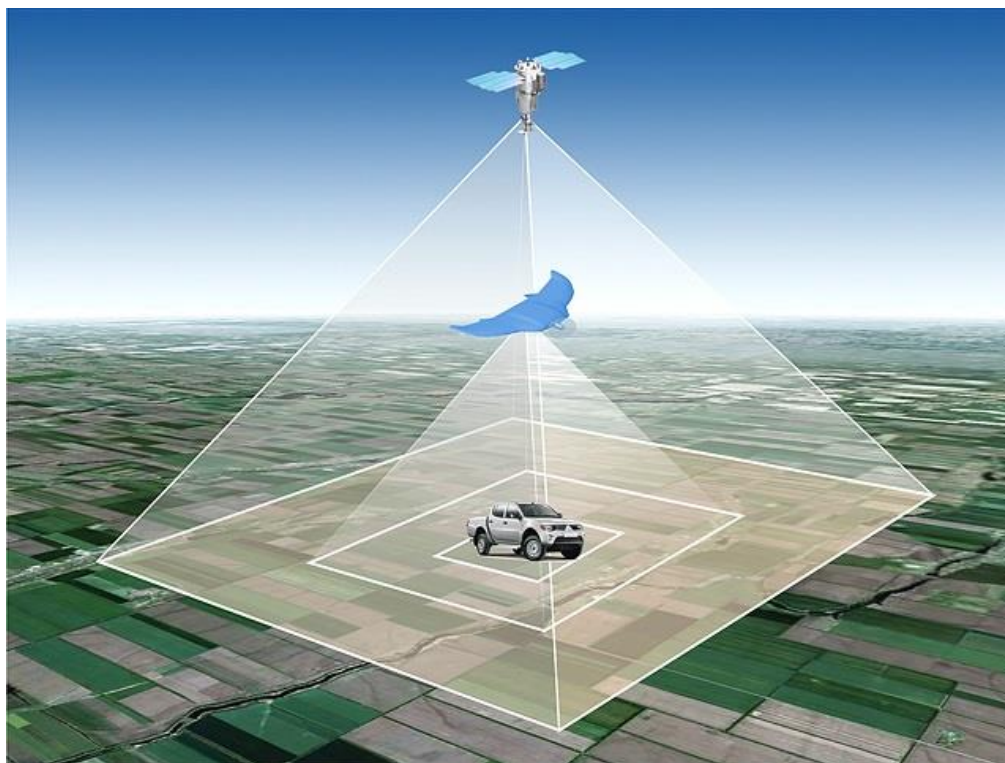


Рисунок 14 - Синхронный 3-х уровневый (космос, воздух, Земля) мониторинг состояния посевов

Цифровизация

Перечисленные выше задачи довольно условно отнесены к тому или иному направлению (связь, навигация, съёмка Земли из космоса). На практике их решения, реализованные в виде аппаратно-программных комплексов, являются составными элементами единой автоматизированной системы управления (АСУ) сельскохозяйственным предприятием. Подобные системы появились в мире на рынке агробизнеса всего несколько лет назад. В России они уже внедрены в хозяйствах, общая площадь обрабатываемых земель которых составляет более 20 миллионов гектар (20-25% от площади используемых сельскохозяйственных земель страны). В частности, АСУ «История поля» [9], используемая в нескольких сотнях агропредприятий России общей площадью примерно 10

миллионов гектар, состоит из следующих основных информационно связанных подсистем (см. рис. 15):

- многослойные электронные карты полей;
- полевые осмотры;
- мониторинг состояния посевов;
- планирование производства;
- мониторинг сельскохозяйственной и иной техники;
- геоинформационная система;
- склады, элеваторы, весовые;
- финансы;
- база данных.

«История поля» для комплексной автоматизации агропредприятия



Рисунок 15 - Функциональная схема облачного сервиса «История поля»

По сути, такие АСУ выполняют функции, аналогичные возложенным на Центры управления космическими полётами (ЦУП).

Большинство современных объектов контроля и управления в растениеводческом хозяйстве (трактора, комбайны, склады, элеваторы, весовые и др.) сравнительно легко могут быть представлены в виде своих «цифровых двойников». Также уже давно компьютеризирован бухгалтерский и кадровый учёт. Что касается цифрового описания основного «подопечного» такого Центра управления полями – посевов культурных растений – всё оказывается принципиально более сложным. Объясняется это тем, что до сих пор не создана многопараметрическая цифровая модель «растение – почва – атмосфера» даже для конкретных регионов с известным составом почв, погодными условиями, выращиваемыми культурами и технологиями их возделывания. Поэтому в настоящее время контроль и управление посевами строится на разумном сочетании возможностей АСУ со знаниями, опытом и интуицией агрономов, а также дру-

гих квалифицированных специалистов. При этом одновременно решается важнейшая задача - уточняются на основе фактических данных цифровые модели «посевы – почва – атмосфера».

Прогноз

Ограничим рамки прогноза сотрудничества космической и сельскохозяйственной отраслей следующими условиями:

- прогноз будет «однонаправленным» и касаться только возможностей использования космических достижений в сельском хозяйстве, а не наоборот: например, выращивания на пилотируемых КА потребляемых в пищу или используемых для поглощения углекислого газа и выделения кислорода растений в космосе и др.;

- рассматриваются перспективы реального развития «аграрно-космических» технологий только на ближайшие (5-10 лет) годы, причём в первую очередь в интересах растениеводства и только частично животноводства, не касаясь таких направлений как искусственная пища, городское вертикальное растениеводство и др.

Представим кратко приоритетные для сельского хозяйства ожидания от космической отрасли:

- ввод в штатную эксплуатацию нескольких космических группировок малых низкоорбитальных КА, обеспечивающих полное покрытие сельскохозяйственных земель России высокоскоростной мобильной связью и Интернетом;

- ежедневное обновление многоспектральных космических изображений любой заданной территории (поля, пастбища и др.) с разрешением на местности не хуже 5-10 метров, а также локальных метеопрогнозов;

- достижение точности позиционирования подвижных объектов (сельскохозяйственная техника и др.) по сигналам от спутниковых навигационных систем порядка единиц сантиметров.

Достижение этих целей позволит, в частности:

- широко внедрить в практику выполнения полевых операций роботизированные трактора, комбайны, опрыскиватели и другие агрегаты, способные позиционироваться на местности с точностью единиц сантиметров и автономно либо в реальном времени по командам из ЦУПа выполнять полевые операции без присутствия механизаторов;

- на основании синхронно поступающих с КА дистанционного зондирования Земли и воздушных дронов сигналов в режиме онлайн определять с помощью технологий искусственного интеллекта проблемные участки посевов и, идентифицировав причины появления поражения, разработать комплекс мер по их устранению с помощью пилотируемых или беспилотных сельскохозяйственных агрегатов, в том числе, воздушных дронов-опрыскивателей;

- создать с использованием технологий Искусственного интеллекта достаточно точные локальные (для данного хозяйства или района) цифровые модели системы «посевы – почва – атмосфера» и использовать их в работе АСУ (ЦУП) предприятием.

Можно с уверенностью констатировать, что в ближайшие годы сельское хозяйство станет одной из наиболее высокотехнологичных отраслей экономики страны.

Литература

1. Пехтерев С.В., Макаренко С.И., Ковальский А.А. Описательная модель спутниковой системы связи Starlink // Научный рецензируемый сетевой электронный журнал «Системы управления, связи и безопасности». 2022. № 4. С. 190-255.
2. Воронков В.Н., Ефимов Н.И. Электронная карта полей – излишество или необходимость? // Новое сельское хозяйство. 2005, № 5. С. 32-34.
3. Воронков В.Н. Где мой трактор? // Новое сельское хозяйство, 2006. № 3. С. 26-29.
4. Воронков В.Н., Шишов С.А. Технологии, оборудование и опыт использования навигационных и компьютерных систем в растениеводстве. М.: Научное издание ФГБНУ «Росинформагротех», 2010. 80 с.
5. Измайлов А.Ю., Хорошенков В.К., Лучинова Е.С. Управление сельскохозяйственными мобильными агрегатами с использованием навигационной системы ГЛОНАСС/GPS // Сельскохозяйственные машины и технологии, 2015 (3). С. 15-20.
6. Абрамов Н.В. Электронный образ полей в системе точного земледелия // Известия Оренбургского ГАУ. 2021. № 5 (91). С. 9-12.
7. Воронков И.В., Михайленко И.М. Научно-методические основы оценивания показателей продуктивности и фитосанитарного состояния посевов по данным дистанционного зондирования Земли // Агрофизика. 2016 (1). С. 32-42.
8. Баширова Ч.В. Индекс NDVI для дистанционного мониторинга растительности // Молодой ученый, 2019. № 31 (269). С. 30-31.
9. Воронков И.В. Программа для ЭВМ «Облачный сервис «История поля» // Свидетельство о регистрации в Реестре программ для ЭВМ № 2016661861.

УДК 629.78

eLIBRARY.RU: 55.49.07; 81.93.01

С.В. Бронников

ПАО РКК «Энергия» им. С.П. Королева, г. Королев, Моск. обл.

**РАЗРАБОТКА ИНФОРМАЦИОННОЙ МОДЕЛИ
АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ
ПИЛОТИРУЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА
DEVELOPMENT OF MANNED SPACE VEHICLE AUTOMATED
MONITORING SYSTEM INFORMATION MODEL**

Аннотация: Определение автоматизированной системы контроля. Структура оперативного персонала. Описание функционирования системы контроля. Определение информационной модели. Основными типовыми элементами информационной модели являются: блок переработки информации, информационный массив, интерфейс «человек-машина», связь. Структура информационной модели. Описание элементов информационной модели. Требования к средствам деятельности операторов системы контроля.

Ключевые слова: автоматизированная система контроля пилотируемого космического аппарата, информационная модель системы контроля, группа операторов системы контроля, средства деятельности операторов.

Abstract: Definition of an automated monitoring system. The structure of operational personnel. Description of the functioning of the monitoring system. Definition of the information model. The main typical elements of the information model are: information processing unit, information array, human-machine interface, communication. The structure of the information model. Description of information model elements. Requirements for the activity means of the monitoring system operators.

Keywords: space manned vehicle automated monitoring system, monitoring system information model, monitoring system operators, activity means of operators.

Под автоматизированной системой контроля (АСК) пилотируемого космического аппарата (КА) в данной работе понимается человеко-машинная система, осуществляющая процесс контроля полета КА и включающая в себя персонал – оперативную смену и средства деятельности операторов: рабочие места, включающие средства отображения информации, конструкторскую документацию, математическое обеспечение, интерфейсы операторов и каналы связи между указанными элементами. [1]. Целью АСК является непрерывный анализ состояния КА, своевременное выявление текущих и прогнозируемых отклонений в его работе, накопление полных данных о фактическом состоянии КА на всем протяжении его испытаний и эксплуатации.

АСК пилотируемого КА является подсистемой АСУ КА [2], которая в свою очередь является составной частью космического комплекса (КК) [2]. Персонал АСК, выполняющий контроль полета, называется группой анализа (ГА) бортовых систем. ГА входит в состав главной оперативной группы управления (ГОГУ) [3] и работает в непрерывном сменном режиме. В состав смены ГА пилотируемого КА входит 2-х (иногда 3-х) уровневая иерархическая структура операторов, во главе со сменным руководителем ГА (см. рис. 1).

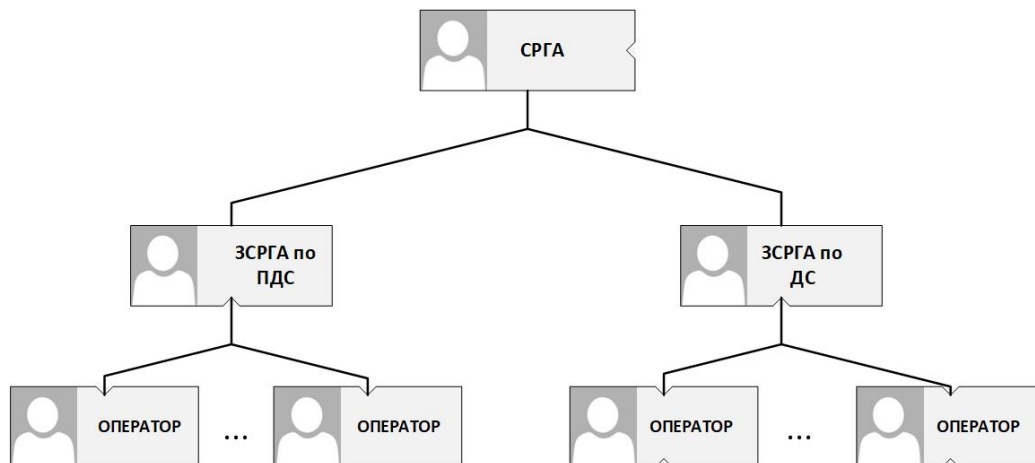


Рисунок 1 - Схема оперативной смены ГА

На рис. 1 обозначено: СРГА – сменный руководитель ГА; ЗСРГА по ПДС – заместитель СРГА по постояннодействующим системам; ЗСРГА по ДС – заместитель СРГА по динамическим системам.

Смена обеспечивает процесс оперативного управления полетом. Кроме нескольких оперативных смен, работающих по графику, разрабатываемому руководителем ГА, в состав ГА входит группа специалистов неоперативного контура (см. рис. 2).

В оперативном контуре смена ГА является управляемым органом, СРП – управляющим органом. По линии 5 СРП определяет цели и задачи смены. По линии 6 смена докладывает результаты работы. Временная циклограмма оперативного контура определяется программой полета, регламентом работы ГОГУ, решениями СРП.

Руководство ГА контролирует работу смены таким образом, чтобы не нарушать временную циклограмму процесса управления полетом, контролирует подготовленность каждого оператора и смены в целом, выдает заключение о подготовленности.

Руководство ГА определяет состав смены, график тренировок и работы смены, контролирует качество работы смены, выявляет возможные отклонения в деятельности смены, разрабатывает и реализует мероприятия по предотвращению отклонений.

Основными элементами информационной модели являются: блок переработки информации, информационный массив, интерфейс «человек-машина» (ИЧМ), связь. Структура информационной модели описывается графом, вершинами которого являются блоки переработки информации, ИЧМ и информационные массивы. Дугами графа являются связи между вершинами. Описание функционирования информационной модели состоит из описания функций, выполняемых в вершинах графа, и описания процесса циркуляции информации. Процессы контроля имеют циклический характер. Поэтому циркуляция информации в информационной модели может быть описана в пределах одного цикла с распространением этого описания на все последующие циклы. Кроме того, несмотря на то, что каждый оператор имеет свой контролируемый объект, структуры контура контроля у различных операторов АСК имеют большую степень общности, т.к. у операторов совпадают источники информации, структура решаемых задач, средства деятельности, внешние технические средства и организации, с которыми они взаимодействуют. Поэтому при разработке АСК достаточно разработать обобщенную типовую информационную модель контура контроля оператора АСК [1]. Информационная модель контура контроля каждого конкретного оператора может быть получена путем незначительной изменения обобщенной модели. Информационная модель АСК в целом будет получена комплексированием необходимого количества информационных моделей контуров контроля операторов в соответствии со структурой персонала ГА.

Информационную модель контура контроля оператора ГА можно представить в виде:

$$G = \{S, B, M, I, \Pi\},$$

где S - множество источников информации, поступающей в АСК. К ним относятся потоки информации из НКУ, получаемые с борта КА: телеметрическая информация, изображения, информация квитирования управляющих воздействий, голосовая информация; а также справочная и руководящая эксплуатационная документация, поступающая из предприятий-разработчиков КА и других элементов КК; информация, выработанная в ЦУП оперативными группами ГО-ГУ; B - множество блоков переработки информации, используемой в АСК; M - множество информационных массивов, используемых в процессах контроля; I - множество ИЧМ; Π - множество связей между элементами информационной модели, $\Pi = \{\pi_i, X_i, Y_i\}$, каждой связи π_i ставится в соответствие пара X_i, Y_i , где X_i — источник информации для связи π_i ; Y_i получатель информации, поступающей по связи π_i ; X_i, Y_i определяют, как направление перемещения информации, так и вершины графа информационной модели, связанные связью π_i .

Множество блоков переработки информации B представляется в виде:

$$B = \{B_1, B_2, B_3, B_4\},$$

где B_1 - блок автоматизированной предварительной и первичной обработки ТМИ в реальном масштабе времени. Цель блока – прием входного потока, распаковка, фильтрация, и сжатие информации, преобразование параметров в физическую величину, привязка ко времени. Одновременно с борта может поступать несколько потоков ТМИ;

B_2 - блок обработки изображений (фото и видео) в реальном масштабе времени. Цель - преобразование и ввод изображений в память, выдача на отображение по запросам операторов ГА;

B_3 - блок обработки в реальном масштабе времени голосовой информации. Преобразование и ввод голосовой информации в интерактивном режиме в базу данных в реальном масштабе времени, преобразование и выдача ее для прослушивания по запросам операторов ГА;

B_4 - блок автоматизированного анализа информации, в котором расположено специальное математическое обеспечение (СМО) АСК.

СМОАСК объединяет методы теории и опыт практики управления, позволяющие использовать технические средства автоматизации для приема, передачи, переработки, накапливания информации для поддержки деятельности специалистов группы анализа ГОГУ. Основой построения СМОАСК являются математические модели бортовых систем КА.

В общем случае СМОАСК представляется в виде:

$$K = \{K_1, K_2, K_3, K_4\},$$

где K_1 - комплекс вторичной обработки информации измерений. Предназначен для расчета характеристик бортовых систем, значений, так называемых обобщенных параметров, идентификации изменений контролируемых параметров, расчетных нештатных ситуаций, получения сложных форм представления состояния бортовых систем в виде мнемосхем, с использованием совмещения измерительной и смоделированной информации, анализа динамики изменения непрерывных параметров и т.п.;

K_2 - комплекс анализа состояний СЧ КА на базе искусственного интеллекта;

K_3 - комплекс программ прогнозирования состояния параметров КА;

K_4 - комплекс экспертных систем.

Множество информационных массивов M , используемых в процессах контроля, образуют базу данных АСК, которую можно разделить на 2 класса: входящая информация $M^{\text{вх}}$ и результаты работы АСК и других групп ГОГУ $M^{\text{рез}}$.

Входящие массивы $M^{\text{вх}}$ можно представить в виде:

$$M^{\text{вх}} = \{M_1^{\text{вх}}, M_2^{\text{вх}}, M_3^{\text{вх}}, M_4^{\text{вх}}, M_5^{\text{вх}}\},$$

где M_1^{BX} - массив телеметрической информации;
 M_2^{BX} - массив фото и видео изображений;
 M_3^{BX} - массив голосовой информации;
 M_4^{BX} - массив КД КА;
 M_5^{BX} - массив КД СМОАСК.

Результаты работы ГОГУ $M^{рез}$ можно представить в виде множества:

$$M^{рез} = \{M_1^{рез}, M_2^{рез}, M_3^{рез}, M_4^{рез}\},$$

где $M_1^{рез}$ - массив планов полета, содержащих полный перечень (с привязкой ко времени) запланированных полетных операций и процедур, управляющих воздействием, действий экипажа;

$M_2^{рез}$ - массив КД КА включая технические описание и руководства по эксплуатации, справочные материалы с характеристиками бортовых систем, возможностью быстрого поиска, перекрестных ссылок, медиа файлов изображений внешнего вида и процессов функционирования бортовых систем и их элементов;

$M_3^{рез}$ - массив моделей бортовых систем, позволяющих моделировать поведение системы под воздействием заданных управляющих воздействий;

$M_4^{рез}$ - массив заключений по имевшим место отклонениям в работе бортовых систем.

Множество интерфейсов I представим в виде:

$$I = \{I_1, I_2, I_3, I_4, I_5, I_6, I_7, I_8\},$$

где I_1 - интерфейс взаимодействия с СМОАСК;

I_2 - интерфейс получения ТМИ;

I_3 - интерфейс получения ГИ.

I_4 - интерфейс получения изображений, с помощью которого оператор ГА получает изображения (фото или видео) поступившие с борта КА;

I_5 - интерфейс обмена данными с массивами результатов работы ГОГУ (загрузка результатов контроля, получение баллистико - навигационной информации, программы полета, радиogramм на борт, результатов моделирования и т.п.).

I_6 - интерфейс для работы с КД космического аппарата (КА), КД специального математического обеспечения АСК (СМОАСК).

I_7 - интерфейс взаимодействия с организациями-разработчиками КА.

I_8 - интерфейс взаимодействия с организациями-разработчиками СМОАСК.

В таком представлении информационной модели содержится формализованная схема прохождения информации по АСК. Детализация описаний элементов множества M до каждого параметра информационного массива дает полную картину состава информации (входящей, внутренней и выходящей), которая подвергается обработке или формируется в результате такой обработки

в процессе контроля. Неформализованными остаются описания процессов, осуществляющих переработку информации блоками, представленные множеством B . Их формализация является основной задачей этапа построения математической модели АСК.

Структура информационной модели контура контроля оператора ГА представлена на рис. 3.

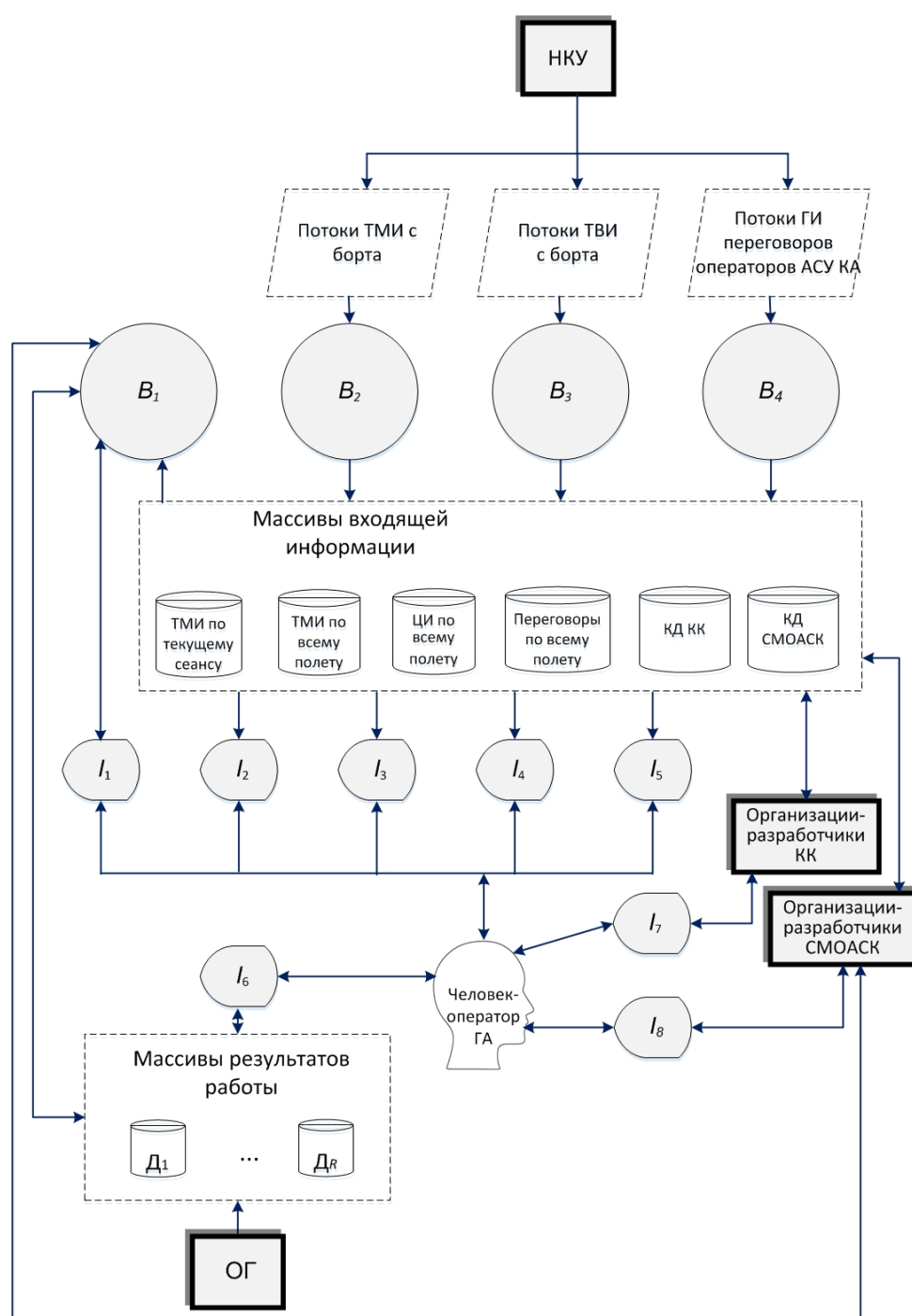


Рисунок 3 - Структура информационной модели контура контроля оператора ГА

На рис. 3 обозначено:

НКУ - наземный комплекс управления [2];

ТМИ - телеметрическая информация;

СРП - сменный руководитель полета;

ОГ - оперативные группы, входящие, наряду с ГА, в состав ГОГУ [3];

ЦИ - цифровые изображения (фото, видео);

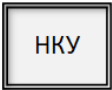
ГИ – голосовая информации (переговоры персонала АСУ КА);


ТВИ – телевизионная информация с борта КА;


СМОАСК – специальное математическое обеспечение АСК, предназначенное для автоматизации процесса контроля.


КД – конструкторская документация;


КК – космический комплекс.

 - внешние по отношению к АСК объекты, обменивающиеся с АСК потоками данных;

 - потоки входной информации.

 - блоки переработки информации.

 - массивы информации;

 - интерфейсы «человек-машина».

Переговоры ГОГУ с экипажем содержат важную информацию, которая может оказывать существенное влияние на результат анализа состояния КА. Оператор ГА не всегда имеет возможности непрерывно прослушивать переговоры ГОГУ с экипажем, т.к. он должен в реальном масштабе времени осуществлять анализ состояния КА по данным ТМИ, отвечать на запросы других операторов. Для того, чтобы оператор ГА не упустил важную информацию в голосовом потоке, информация голосового обмена должна вводиться в блок B_3 , преобразовываться в текстовую форму в интерактивном режиме с помощью оператора-администратора блока B_3 и записываться в массив M_3^{BX} . С помощью интерфейса I_3 оператора ГА требуемая информация из массива M_3^{BX} загружается на его рабочее место.

Как показывает опыт, при проведении контроля КА в полете является обязательным поддержка процесса контроля организациями–разработчиками бортовых систем, а также организациями-разработчиками СМОАСК.

Из ЦУП в организацию - разработчик КА или его составной части поступают запросы на анализ отклонений в работе КА и необходимая ситуативная

информация, замечания к КД КА, предложения по совершенствованию КА, технические решения по доработке КД и КА.

По обратному каналу в ЦУП поступают ответы на вопросы, результаты анализа отклонений, замечаний, предложений, заключения о необходимости доработки КД и КА, откорректированная КД, файлы откорректированного программного обеспечения СМОАСК с соответствующей сертификационной документацией.

Из ЦУП в организацию-разработчик СМОАСК поступают запросы на анализ отклонений в работе СМОАСК и необходимая ситуативная информация, замечания к КД СМОАСК, предложения по совершенствованию СМОАСК, технические решения по доработке КД и СМОАСК. По обратному каналу в ЦУП поступают ответы на вопросы, результаты анализа отклонений, замечаний, предложений, заключения о необходимости доработки КД и СМОАСК, откорректированная КД, файлы откорректированного программного обеспечения СМОАСК с соответствующей сертификационной документацией.

Анализ представленной информационной модели АСК позволяет сформулировать следующие требования к средствам деятельности оператора ГА: В состав средств деятельности операторы должны входить персональные средства поддержки деятельности смартфон, планшетный компьютер, подключенные к сети GSM и к средствам АСК через локальную беспроводную сеть.

1. ТМ параметры должны отображаться в форме, не требующей их перекодировки в табличной или графическом виде, с возможностью отображения значений параметров на мнемосхеме контролируемого объекта.

2. Возле каждого параметра должен отображаться сигнальный символ Ω_{β} изменения значения параметра. Для непрерывного параметра Ω_{β} формируется следующим образом. Если отклонение текущего значения параметра $a_{\beta}(t_i)$ от предыдущего значения $a_{\beta}(t_{i-1})$ больше δ_{β} , т.е. если $|a_{\beta}(t_i) - a_{\beta}(t_{i-1})| \geq \delta_{\beta}$, то $\Omega_{\beta} = 1$ (сигнальный символ включается), иначе $\Omega_{\beta} = 0$ (сигнальный символ не включается). Для дискретных параметров сигнальный символ Ω_{β} включается, если текущее значение параметра не равно предыдущему, т.е. $a_{\beta}(t_i) \neq a_{\beta}(t_{i-1})$. Интерфейс должен содержать ручную команду «сброс индикатора изменения», а также команду корректировки значения δ_{β} .

3. СМОАСК должно содержать математические модели контролируемых объектов с возможностью автоматизированного ввода в модель текущего состояния системы, моделирования функционирования контролируемых объектов с возможностью имитации отказов и нештатных ситуаций, автоматизированного формирования отчетов.

4. СМОАСК должно позволять получать данные из любого массива данных М, создавать персональные базы данных, проводить индивидуальную обработку параметров.

5. СМОАСК должно развиваться и модернизироваться на всех этапах жизненного цикла КК

6. СМОАСК должно содержать контрольно-организующее приложение, задачей которого является построение текущей циклограммы работы АСК с учетом реальной баллистической информации, программы полета, располагаемого времени с целью поддерживать осведомленность операторов АСК о наступлении запланированных событий циклограммы, в том числе путем своевременного предупреждения при отсутствии оператора на рабочем месте путем использования персональных средств деятельности оператора – мобильного телефона, планшетного компьютера. Приложение должно работать в автоматическом режиме с возможностью корректировки циклограммы в интерактивном режиме.

7. Конструкторская документация должна быть выполнена в электронном виде в форме руководств, обеспечивающих контекстный поиск, представление информации с использованием фото и видео изображений, трехмерных объектов, ссылок между связанными объектами.

Представленная в данной работе разработанная типовая информационная модель АСК пилотируемого КА может быть использована при разработке ТЗ на АСК в составе АСУ КА, в процессе проектирования АСК перспективных пилотируемых КА.

Литература

1. Бронников С.В. Проектирование системы контроля полёта пилотируемого космического аппарата // К.Э. Циолковский и прогресс науки и техники в XXI веке. Материалы 56-х Научных чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Часть 1. Калуга: Изд-во «Эйдос», 2021. С. 197 - 201.
2. ГОСТ Р 53802-2010. Системы и комплексы космические. Термины и определения. М.: Изд-во Стандартиформ, 2011. 28 с.
3. Соловьев В.А., Лысенко Л.Н., Любинский В.Е. Управление космическими полётами (в 2-х ч.): Учебное пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. Часть 1 – 476 с. Часть 2. 426 с.

УДК 629.78

eLIBRARY.RU: 55.49.07; 81.93.01

С.В. Бронников

ПАО РКК «Энергия» им. С.П. Королева, г. Королев, Моск. обл.

**ПСИХОЛОГИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ОПЕРАТОРОВ
АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ
ПИЛОТИРУЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА
PSYCHOLOGICAL ANALYSIS OF A MANNED SPACE VEHICLE
AUTOMATED MONITORING SYSTEM OPERATORS ACTIVITIES**

Аннотация: Психологический анализ деятельности операторов системы контроля является основой для проектирования их деятельности, системы подготовки операторов и системы контроля в целом. Основные задачи операторов. Рабочее место и средства деятельности операторов. Циклический характер трудовой деятельности операторов. Этапы деятельности: а) предварительная подготовка к работе перед началом рабочей смены, б) предсеансная подготовка, в) оперативный контроль в сеансе связи, г) выработка окончательного заключения по итогам проведенного сеанса связи. Основные потоки информации, входящей в систему контроля. Особенности психологического содержания задач оператора системы контроля: задачи, связанные с приемом информации; задачи, связанные с процессом сохранения и переработки информации; задачи, связанные с передачей переработанной информации. Типовые ошибки операторов. Предложения по снижению интенсивности потока ошибок операторов.

Ключевые слова: автоматизированная система контроля пилотируемого космического аппарата, группа операторов системы контроля, ошибки операторов.

Abstract: The psychological analysis of the of the monitoring system operators activity is the basis for designing their activities, the operators training system and the monitoring system itself. The main tasks of operators. Workplace and operators activity means. The cyclical nature of the labor activity of operators. Stages of activity: a) preliminary preparation for work before the start of the work shift, b) pre-monitoring session preparation, c) monitoring process in the communication session, d) development of the final conclusion after communication session. The main flows of information at the entrance of the monitoring system. Features of the psychological content of the monitoring system operators tasks: tasks associated with the reception of information; tasks related to the process of storing and processing information; tasks associated with the transfer of processed information. Typical operator errors. Proposals to reduce the flow of operator errors.

Keywords: space manned vehicle, automated monitoring system, psychological content of the operators' tasks, typical operator's errors.

Автоматизированная система контроля (АСК) пилотируемого космического аппарата (КА) [1] является подсистемой автоматизированной системы управления (АСУ) КА [2] или, что то же самое, АСУ космическим полетом [3]. В состав АСК входит группа операторов, называемая группой анализа (ГА). Зоной ответственности каждого оператора ГА (объектом контроля) является некоторая составная часть КА или КА в целом. Деятельность операторов ГА осуществляется с помощью средств деятельности, входящих в состав АСК, и заключается в контроле состояния КА по его информационной модели, формируемой средствами деятельности оператора по данным информации, поступающей с КА.

Психологического анализ деятельности операторов [4] является основой проектирования их деятельности [5], системы подготовки операторов, автоматизированной системы управления, в которой они работают.

Основные рабочие операции, выполняемые оператором ГА:

- анализ состояния КА, или контроль работоспособности;
- моделирование функционирования КА;
- контроль соответствия режимов работы КА программе полета;
- анализ возникающих неисправностей и выработка рекомендаций по дальнейшей работе;
- управление работой технических средств своего рабочего места;
- ведение связи с другими операторами АСУ КА.

Процесс контроля КА в полете представляет собой сложную мыслительную деятельность, которая связана с формулированием цели и направлена на переработку информации. Это сложная аналитико-синтетическая деятельность, которая включает восприятие и перекодирование поступающей с борта информации, выявление ситуаций, требующих изменения программы полета, выдачи управляющих воздействий, моделирование функционирования КА, состояния его параметров, выбор оценочных или опознавательных мер, эталонов, их проверка и т.д. Реализация принятого оператором ГА решения осуществляется не в виде моторного действия, а на вербальном уровне, посредством передачи сообщений и докладов другим операторам АСУ КА.

Поэтому основными в деятельности оператора являются навыки оперативного мышления (оценка текущей ситуации, актуализация концептуальной модели КА, построение алгоритма своей деятельности, его реализация, принятие решения).

Рабочее место оператора группы анализа представляет собой пульт для работы сидя [6]. Высота пульта не мешает оператору производить через его верхнюю плоскость обзор зала управления, коллективных средств отображения.

Размеры рабочей поверхности стола позволяют разместить журнал для записей и принять удобное положение рук при работе. На рабочем месте оператора обычно размещается следующая аппаратура:

- мониторы для отображения изображений и значений параметров;

- панели связи с органами управления для двухсторонней связи внутри центра управления полетом и для циркулярных связей с внешними абонентами: экипажем КА, операторами средств наземного автоматизированного комплекса управления, операторами региональных групп управления и т.п.;

- устройства выбора каналов для подключения мониторов к различным источникам информации через коммутаторы;

- клавиатура для взаимодействия со специальным математическим обеспечением (СМО) АСК [7] и базами данных полетной информации (телеметрической информации, голосовых переговоров ЦУП-Земля, бортовых изображений, конструкторской документации и др.).

- телефонная гарнитура, громкоговорители, а также некоторое другое оборудование в зависимости от задач, решаемых оператором.

Информация с борта КА поступает в ЦУП во время так называемых сеансов связи $S = \{C_1, \dots, C_i, \dots\}$. Длительность сеанса связи составляет несколько десятков минут, интервал между сеансами – несколько часов.

Трудовая деятельность оператора ГА имеет циклический характер и складывается из следующих этапов: а) предварительной подготовки к работе перед началом рабочей смены, б) предсеансной подготовки, в) оперативного контроля в сеансе связи, г) выработки окончательного заключения по итогам проведенного сеанса связи.

Предварительная подготовка перед началом рабочей смены включает:

- постановка задачи каждому оператору группы;
- актуализация каждым оператором концептуальной модели контролируемого объекта путем анализа состояния контролируемого объекта на момент передачи смены;

- актуализация изменений КД, имеющихся распоряжений, технических решений, по работе бортовых систем, наземных средств управления;

- изучения программы полета на период предстоящей смены;

- составление плана своей работы на смену (последовательности приема и переработки входной информации, применение средств автоматизации, имеющихся в распоряжении оператора (СМО АСК и т.п.);

Предсеансная подготовка проводится в течение 10-30 мин. перед началом связи и включает в себя:

- изучение основного и резервного вариантов программы предстоящего сеанса: перечней и времен выдачи команд, структуры запланированных действий экипажа, режимов работы бортовых систем и средств наземного комплекса управления;

- разработку стратегии контроля в течение сеанса связи, основой которого является порядок приема и анализа информации; режимы работы средств деятельности оператора (мониторов, средств связи и т.п.);

- прогнозирование значений и моментов времени изменения наиболее важных контролируемых параметров;

- изучение необходимых баллистических, метеорологических и др. данных, характеризующих внешнюю обстановку;
- получение и подготовка к работе необходимой документации, заполнение журналов учета состояния контролируемого объекта;
- занятие рабочего места, проверка и настройка его технических средств;
- установление и проверка связи.

Контроль состояния объекта в сеансе связи является основным этапом деятельности оператора группы анализа. Главная цель ГА в сеансе связи – обнаружить опасное отклонение в состоянии КА или полетной обстановки и разработать рекомендации, позволяющие оперативно выдать необходимые управляющие воздействия для (в порядке уменьшения приоритета): обеспечения безопасности экипажа, сохранности КА, выполнения программы полета.

Этап работы в сеансе включает в себя:

- управление работой технических средств своего рабочего места;
- получение необходимой наиболее важной информации о состоянии контролируемого объекта;
- контроль работоспособности контролируемого объекта;
- контроль соответствия режимов работы объекта запланированной программе полета;
- идентификацию возникших отклонений от номинального полета, выяснение причин и возможных последствий этих отклонений;
- выработку заключений о состоянии контролируемого объекта и выдача рекомендаций по дальнейшей программе полета;
- своевременные оперативные доклады руководителю о результатах анализа.

Во время сеанса связи оператор ГА в большинстве случаев не имеет достаточно времени, чтобы выполнить анализ всех данных о работе контролируемого объекта. В случае невозможности завершения в сеансе связи анализа ситуации и выработки рекомендаций ГА должна разработать предложения по оперативным действиям, позволяющим минимизировать риски безопасности и материального ущерба, например, выключить бортовую систему до окончания анализа ситуации и принятия решения.

Последний этап деятельности оператора группы анализа - выработка окончательного заключения о работе контролируемого объекта на предшествующем интервале полета, включающем интервал времени между предыдущим и текущим сеансом связи (по информации, воспроизведенной с бортового запоминающего устройства), а также интервал текущего сеанса. Окончательное заключение формируется по полному составу данных.

На этом этапе производится:

- оформление журнала учета состояния контролируемого объекта (внесение значений основных параметров, заключений, замечаний, рекомендаций);
- завершение анализа нештатных ситуаций, который не был выполнен во время сеанса связи и проверка решений, принятых в сеансе связи, путем рас-

ширения объема используемой информации, привлечения дополнительных источников, средств моделирования, эксплуатационной документации, согласования решений с другими операторами ГА и, при необходимости, с организациями – разработчиками объекта контроля.

В сложных нештатных ситуациях для проведения анализа ситуации и выработки рекомендаций требуется выполнить большой объем работ с привлечением стендов, моделирующих комплексов и др. технических средств, а также специалистов других организаций, обеспечивающих работу космического комплекса. В таком случае эта работа выносится за рамки оперативного контура АСУ КА и для ее выполнения создается специальная комиссия.

Основные потоки информации, входящей в АСК, включают следующие виды информации, относящейся к контролируемому объекту и средствам наземного комплекса управления [7]:

- телеметрическая информация;
- изображения (фото и видео);
- информация квитирования управляющих воздействий;
- голосовая информация переговоров экипажа с ЦУП;
- результаты работы СМО АСК;
- конструкторская и организационная документация;
- результаты работы других групп, работающих в составе АСУ КА.

Рассмотрим особенности психологического содержания задач оператора группы анализа, которые можно разделить на три большие группы:

- 1) задачи, связанные с приемом информации;
- 2) задачи, связанные с процессом сохранения и переработки информации;
- 3) задачи, связанные с передачей переработанной информации.

В первую группу задач, в основном, входят перцептивные задачи, направленные на восприятие с помощью зрительного и слухового анализаторов контролируемого объекта и процесса его функционирования в совокупности отдельных средств и пространственно-временных характеристик этого объекта.

Для этих задач характерны:

- а) специальный служебный язык информационной модели КА, включающий большое количество аббревиатурных терминов;
- б) наличие сбойной, недостоверной информации в потоке телеизмерений;
- в) наличие помех, искажений в речевых сообщениях экипажа;
- г) нестационарность и неоднородность потока оперативных задач;
- д) наличие жестких ограничений на время выполнения анализа и принятия решения.

Бортовая информация, представляемая оператору, представляет собой информационную модель контролируемого объекта, на основании которой оператор корректирует свою внутреннюю концептуальную модель, используемую при решении оперативных задач.

Основная часть зрительной информации поступает к оператору группы анализа в алфавитно-цифровой форме в табличном виде. Часть информации отображается в виде графиков. Некоторая часть зрительной информации поступает к оператору в виде изображений с бортовых телекамер. Изображение на экранах пульта требует декодирования, переработки, однако, в основном оно обладает достаточным размером, четкостью, контрастностью и не предъявляет повышенных требований к зрительному анализатору оператора. Своеобразной задачей оператора группы анализа является необходимость оценки динамики процесса сближения с кооперируемым космическим аппаратом по телевизионному изображению с бортовых телекамер. Это глазомерная задача, требующая соответствующих навыков, умений.

С перцептивными задачами органически связаны аттенционные. С помощью внимания оператором организуется целенаправленное восприятие информации. К аттенционным задачам оператора группы анализа относятся:

- а) сохранение устойчивого внимания на контролируемом объекте;
- б) своевременное переключение внимания с одной контролируемой бортовой системы на другую, с одного источника информации на другой и установление правильного темпа переключения внимания в зависимости от априорной вероятности возникновения тех или иных состояний контролируемого объекта;
- в) распределение внимания на наиболее существенных элементах возникшей ситуации.

Мнемические задачи оператора группы анализа представляют повышенные требования к функционированию как кратковременной, так и долговременной памяти. В оперативной памяти формирует информация о значении и времени изменения контролируемого параметра, его номинальное и допустимые значения и другие подобные данные, относящиеся к конкретной решаемой текущей задаче. В долговременной памяти хранятся знания об устройстве контролируемого объекта, наземном комплексе управления им, целях и задачах деятельности. Объем этих данных весьма велик. Так, например, количество контролируемых параметров пилотируемого КА, типа космическая станция может составлять порядка 10^3 - 10^5 , число управляющих воздействий – 10^4 .

Важное место в работе оператора группы анализа занимают имажинитивные задачи. На основании разнородных и, иногда, неполных, противоречивых данных информационной модели КА оператор строит сложный, пространственно-временной, динамический образ состояния контролируемого объекта, оперируя с которым он принимает все решения.

Наиболее сложными в структуре деятельности оператора группы анализа являются мыслительные задачи, включающие в себя:

- нормирование образа-цели, т.е. того состояния контролируемого объекта, которое должно быть достигнуто в процессе управления;
- обнаружение отклонений параметров контролируемого объекта от допустимых значений;

- определение причин отклонений контролируемых параметров;
- идентификация состояния объекта, т.е. отнесение к определенному классу возможных состояний;
- принятие решения об управляющем воздействии на объект в сложившейся ситуации;
- планирование своей деятельности и др.

Задачи оператора группы анализа, связанные с передачей информации, включают в себя перцептивно-моторные (управления техническими средствами рабочего места) и речемоторные (доклады и сообщения по внутренним и внешним связям).

В работе операторов группы анализа возможно возникновение ситуаций, требующих больших волевых усилий, вызывающих напряжение. Возникновение таких ситуаций связано с дефицитом времени на проведение контроля и принятие решения, сложностью возникающих задач, высокой значимостью ошибочных действий, наличием недостоверной информации в поступающих потоках входной информации из-за наличия помех в каналах связи, дефицитом информации для принятия решения, существенной нестационарностью входного потока информации, приводящей то к перегрузке, то к недогрузке информацией.

В процессе практической деятельности операторов группы анализа возможно возникновение напряжения ожидания и монотонии. Напряжение ожидания возникает в связи с необходимостью поддержания готовности рабочих функций в условиях отсутствия оперативной работы на участках между сеансами связи, которые могут составлять от 1-1,5 до 10-12 часов. Причиной монотонии является однообразие (неизменность) режима функционирования КА на пассивных участках полета, т.е. на участках на которых бортовые системы выключены или функционируют в неизменяющемся постоянном режиме.

Анализ распределения интенсивности ошибок операторов по времени показал [8], что:

- поток ошибок операторов ГА является нестационарным;
- наиболее ответственные участки полета проводятся без ошибок;
- наибольшая интенсивность ошибок наблюдается на участках перехода от активных операций к пассивным и наоборот.

Анализ психологических причин ошибок операторов ГА позволил выявить две типовых ошибки.

Ошибка 1. На активных участках полета, при выполнении динамических режимов, показал, что большая их часть вызвана тем, что операторы не смогли своевременно классифицировать возникшую нештатную ситуацию, несмотря на своевременное обнаружение отклонений параметров за допустимый диапазон. При этом было выявлено, что в процессе первоначальной подготовки и предшествующей практической деятельности у этих операторов не был выработан устойчивый навык распознавания имевших место нештатных ситуаций по информационной модели.

Операторы изучали характер проявления и признаки нештатной ситуации по техническим описаниям - контролируемого объекта, инструкциям, но, в ряде случаев, ни разу не видели образ этой ситуации на информационной модели КА.

Ошибка 2. Анализ причин ошибок операторов ГА на пассивных участках полета, характеризующихся низкой интенсивностью потока входной информации, показал, что наиболее типичной ошибкой является пропуск отклонения контролируемого параметра. При этом было замечено, что при проведении тренировок операторов ГА и на активных участках полета такого рода ошибки практически не возникали.

Отличие ошибок первого типа на пассивных участках полета связано с тем, что нештатные ситуации на этих участках практически не возникают. Т.е. задачи идентификации нерасчетного состояния КА по его информационной модели отсутствуют.

Достоверность отличия интенсивности ошибок 2-го типа для активных и пассивных участков была проверена с помощью критерия контингенции χ^2 . Было подтверждено, что с вероятностью 0,99 интенсивность ошибок 2-го типа у операторов ГА на пассивных участках полета выше, чем на активных участках полета и при проведении тренировок.

Дальнейший анализ причин этого отличия показал, что существенное влияние на уровень активности, и, следовательно, на надежность работы оператора оказывает субъективная априорная вероятность возникновения нештатной ситуации в текущем сеансе связи.

Оценка вероятности возникновения нештатной ситуации формируется и постоянно корректируется оператором в процессе его деятельности: как на этапе подготовки, так и в процессе реальной работы.

Из своего опыта оператор знает, что во время тренировок нештатные ситуации вводятся обучающим персоналом с вероятностью близкой к единице. В то же время интенсивность отклонения параметров на пассивных участках реального полета составляет меньше 0,01 отклонения в сутки.

На основании приведенного выше анализа ошибок операторов можно сделать 2 вывода.

Вывод 1. Необходимо в процессе подготовки обеспечить выработку у оператора навыка идентификации состояния контролируемого объекта по его информационной модели. Для этого в состав системы подготовки операторов должен входить тренажер, позволяющий предъявлять оператору учебные задачи, представляющие собой различные состояния контролируемого объекта. Эти состояния должны представляться в виде полностью соответствующем информационной модели КА.

Причем задачи различных операторов являются различными. С целью повышения эффективности процесса подготовки необходимо, чтобы операторы ГА отрабатывали указанный выше навык независимо друг от друга, параллель-

но. В [8] предложено создание соответствующих индивидуальных компьютерных тренажеров, позволяющих параллельно независимо друг от друга проводить тренировки операторов.

Вывод 2. Необходимо разработать в составе СМО АСК средства автоматизации, выявляющие значимые отклонения контролируемых параметров, а также повысить активность операторов ГА на пассивных участках полета с помощью специальных мероприятий.

Литература

1. Бронников С.В. Проектирование системы контроля полёта пилотируемого космического аппарата // К.Э. Циолковский и прогресс науки и техники в XXI веке. Материалы 56-х Научных чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Часть 1. Калуга: Изд-во «Эйдос», 2021. С. 197-201.
2. ГОСТ Р 53802-2010. Системы и комплексы космические. Термины и определения. М.: Изд-во Стандартинформ, 2011. 28 с
3. Соловьев В.А., Лысенко Л.Н., Любинский В.Е. Управление космическими полётами (в 2-х ч.): Учебное пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. Часть 1 – 476 с. Часть 2. 426 с
4. Бронников С.В., Мясников В.И., Жданов О.И. Психологический анализ деятельности экипажей космических кораблей. Контроль за работоспособностью космонавтов // Космическая биология и медицина. Том IV: Здоровье. Работоспособность. Безопасность космических экипажей. М.: Изд-во «Наука», 2001. С. 354-376
5. Бронников С.В. Проектирование деятельности операторов автоматизированной системы контроля состояния пилотируемого КА в полете // Современные проблемы ракетной и космической техники. Сборник статей, 2022. Казань: Изд-во РИЦ «Школа», 2022. С. 42-50
6. Милицин А.В., Самсонов В.К., Ходак В.А., Литвак И.И. Отображение информации в Центре управления полетами. М.: Изд-во «Радио и связь», 1982. 191 с.
7. Бронников С.В. Информационная модель автоматизированной системы контроля пилотируемого космического аппарата // К.Э. Циолковский. История и современность. Материалы 57-х Научных чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Часть 1. Калуга: Изд-во «Эйдос», 2022. С.199-204
8. Бронников С.В. Тренажерная система для непрерывного контроля и управления уровнем подготовленности операторов (на примере операторов группы анализа АСУ КА). Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. М.: Изд-во НПО «Энергия», 1987. 140 с.

УДК 629.78

eLIBRARY.RU: 55.49.07

С.В. Бронников, А.С. Рожков

ПАО РКК «Энергия» им. С.П. Королева, г. Королев, Моск. обл.

**ПРОЕКТИРОВАНИЕ КОМПЛЕКСА СРЕДСТВ ПОДДЕРЖКИ
ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ЭКИПАЖА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА
DESIGN OF THE SPACE VEHICLE CREW ACTIVITY SUPPORT
COMPLEX OF MEANS**

Аннотация: Комплекс средств поддержки деятельности экипажа (КСПЭ) - технические средства, предназначенные для повышения эффективности деятельности и проведения досуга экипажа. История применения, место в составе пилотируемого космического аппарата, методы и средства решения задач проектирования. В качестве критериев, используемых при проектировании, предложен показатель, характеризующий снижение среднего времени, затрачиваемого экипажем на выполнение рабочих процедур; показатель, характеризующий снижение ожидаемых средних потерь вследствие ошибок экипажа; показатель, характеризующий затраты на приобретение и эксплуатацию средств поддержки деятельности. Типовой состав КСПЭ для космической станции, для транспортного пилотируемого КА. Подход к созданию КСПЭ на базе покупного оборудования массового производства. Особенности летной сертификации КСПЭ. Типовой состав комплекса поддержки экипажа для пилотируемой космической станции, для пилотируемого транспортного космического корабля. Структура жизненного цикла КСПЭ.

Ключевые слова: пилотируемый космический аппарат, комплекс средств поддержки экипажа, деятельность экипажа, сертификация, покупное изделие.

Annotation: A set of crew activity support means are technical means designed to increase the efficiency of the activity and spend leisure time of the crew. The history of crew support means application, their place in the manned spacecraft, methods and tools for solving design tasks. The follow criteria used in the design are proposed: an indicator that characterizes the reduction in the average time spent by the crew on the implementation of work procedures; indicator characterizing the reduction of expected average losses due to crew errors; an indicator that characterizes the costs of acquiring and operating crew support means. The typical compositions of the crew support complex for a manned space station, for a manned transport spacecraft. An approach to the creation of crew support complex based on purchased mass production equipment. The features of crew support complex flight certification. The structure of the life cycle of crew activity support means.

Keywords: manned spacecraft, crew support complex, crew activities, certification, purchased product.

В деятельности современного человека большое место занимают процессы сбора, накопления, анализа информации, принятия решения, взаимодействие с другими людьми и т.п. при решении служебных задач и личных вопросов. Для повышения эффективности деятельности человек использует множество различных средств - технических устройств, гаджетов.

Космонавты не являются исключением. Во время первых пилотируемых полетов космонавты использовали для поддержки деятельности карандаши, ручки, часы, секундомеры, фотоаппараты, кинокамеры. В 70-х годах с увеличением длительности космических полетов к ним добавились средства психологической поддержки [1]: аудио магнитофон, видеомангнитофон (1977 г.). В 80-х годах космонавтами стали использоваться бортовые тренажеры, персональные компьютеры (1988 г.), фото и видео камеры для работы в открытом космосе - вне отсеков орбитальной станции (1988 г.) [2-4]. Впервые компьютерная сеть экипажа была создана на МКС в 2000 г. Планшетные компьютеры впервые начали применяться на МКС в 2012 г., на транспортных кораблях «Союз» - в 2015 г.

До середины 80-х годов средства поддержки деятельности экипажа не входили в состав пилотируемых КА и доставлялись на нерегулярной основе по инициативе космонавтов. На станции МИР впервые появился комплекс психологической поддержки экипажа, который вошел в состав оборудования станции. На МКС в состав бортовых систем введен комплекс средств поддержки экипажа (КСПЭ) - автономные технические средства, предназначенные для повышения эффективности деятельности и проведения досуга экипажа.

Задачи КСПЭ:

- создание привычной среды обитания для работы и для отдыха;
- информационная поддержка экипажа;
- психологическая поддержка экипажа;
- автоматизация деятельности.

Средства КСПЭ используются в процессе внутрикабинной деятельности экипажа (ВнуКД) в герметичных отсеках КА и внекабинной деятельности (ВнеКД) на внешней поверхности КА, в открытом космосе.

КСПЭ имеет с бортовыми системами следующие интерфейсы:

- электропитание: подключение к электропитанию, зарядка аккумуляторов устройств КСПЭ;
- информационный: получение информации от бортовой системы управления;
- механический: хранение устройств КСПЭ; крепление в момент применения.
-

КСПЭ не используется в штатных контурах системы управления КА. КСПЭ повышает эффективность работы экипажа при выполнении исследовательских работ (космических экспериментов), анализа состояния и технического обслуживания бортовых систем, ремонта бортового оборудования, проведения досуга и тренировок. Средства КСПЭ не являются обязательными при выполнении полетных операций, влияющих на безопасность экипажа. Экипаж подготовлен к выполнению полетных операций и процедур, влияющих на безопасность, без использования изделий КСПЭ. Отказ КСПЭ не влияет на безопасность полета.

В начале развития космонавтики средства поддержки деятельности экипажа разрабатывались независимо друг от друга. Затем, в 90-х годах начались процессы их унификации и интеграции. В настоящее время элементы КСПЭ интегрируются с целью создания единой информационной среды экипажа, базирующейся на данных бортовой системы управления, бортового файл-сервера поддержки экипажа, наземных информационных ресурсов. Эти элементы объединяются коммуникационными системами КА, бортовой компьютерной сетью экипажа. На этих ресурсах разворачивается программное обеспечение для автоматизации рутинной деятельности экипажа (электронные руководства по эксплуатации, справочные материалы, компьютерные учебно-тренировочные средства, средства предоставления баллистико-навигационной информации и т.п.). При этом для экипажа создается привычная как для работы, так и для отдыха среда обитания путем предоставления используемых в земных условиях ресурсов (электронная почта, телефония, доступ в интернет, фильмы, музыкальные записи, книги). Доступ к электронной информации возможен с любого дисплейного устройства. Главным критерием КСПЭ является эффективность деятельности экипажа. Частные критерии: надежность работы, затраты времени, вероятность ошибочных действий, напряженность деятельности, сложность деятельности экипажа.

Автоматизации деятельности с применением КСПЭ приводит к сокращению трудозатрат на выполнение полетных процедур. Поэтому в качестве критерия может использоваться показатель, характеризующий снижение среднего времени, затрачиваемого экипажем на выполнение процедур:

$$\mathcal{E}_1 = \left(1 - \frac{\sum_{i=1}^{N_{np}} f_i \cdot t_i - \sum_{i=1}^{N_{np}} f_i \cdot t'_i}{\sum_{i=1}^{N_{np}} f_i \cdot t_i} \right) \cdot 100 \%,$$

где f_i - частота выполнения i -ой процедуры в соответствии с данной программой полета; t_i, t'_i - среднее время выполнения i -ой процедуры соответственно без и с использованием КСПЭ.

Показатель \mathcal{E}_1 выражает процент сэкономленного рабочего времени экипажа. Особенностью оборудования КСПЭ является то, что экипаж его использует почти каждый день многократно, т.е. f_i - является большой величиной,

вследствие чего эффективность также является значительной величиной. Применение КСПЭ приводит также к снижению вероятности ошибки экипажа. Ошибка экипажа не всегда ведет к ущербу. Однако во многих случаях ущерб имеется в виде дополнительных затрат времени экипажа, наземного персонала, сверхнормативного расхода бортовых ресурсов (рабочего тела, электроэнергии), к выходу из строя бортовых систем ухудшению функционального состояния экипажа.

В качестве критерия может использоваться показатель, характеризующий снижение ожидаемых средних потерь (AL) вследствие ошибок экипажа:

$$AL = \sum_{i=1}^{N_{\text{om}}} (P_i - P'_i) L_i,$$

где P_i, P'_i - вероятность возникновения i -ой ошибки соответственно без использования и с использованием КСПЭ;

L_i - потери вследствие i -ой ошибки.

Основным показателем эффективности КСПЭ как средства досуга могут быть приведенные затраты на КСПЭ, т.е. затраты на создание (приобретение) и эксплуатацию, приведенные к расчетному году эксплуатации

$$C_m = C_o + \frac{1}{T_{lc}} (C_c + C_{op}),$$

где C_o - затраты на эксплуатацию, техническое обслуживание, ремонты (поддержание в работоспособном состоянии) средств досуга в период использования по назначению;

T_{lc} - длительность жизненного цикла средств досуга;

C_c - цена средств досуга, включая затраты на проектирование, покупку комплектующих, изготовление, сертификацию, транспортировку и монтаж, а также затраты на утилизацию в конце срока службы;

C_{op} - затраты на обучение членов экипажей и другой персонал, обеспечивающий эксплуатацию.

Данные о назначении и составе составных частей (СЧ) КСПЭ приведены в табл. 1. Состав КСПЭ для конкретного КА зависит от устройства КА, программы его полета. Некоторые из указанных выше СЧ КСПЭ могут в соответствии со спецификацией КА входить в другие бортовые системы, т.е. являются заимствованными изделиями для КСПЭ. Типовой состав КСПЭ для орбитальной станции, на которой космонавты выполняют длительные полеты, и транспортного корабля, выполняющего краткосрочные полеты, приведен на рис. 1, 2.

В 60-х и 70-х годах средства КСПЭ разрабатывались в ходе ОКР из электронных компонентов. Стоимость этих средств была очень высокой.

В настоящее время основные элементы КСПЭ создаются на базе покупных изделий массового производства российского, или, в случае отсутствия отечественных аналогов, импортного производства.

Таблица 1 - Назначение и состав составных частей КСПЭ

| № п/п | Наименование СЧ | Назначение и состав СЧ КСПЭ |
|-------|---|---|
| 1 | Комплекс фотоаппаратуры для съемок внутри КА | Фотосъемка выполнения ремонтных работ, состояния служебного оборудования и элементов конструкции, фотосъемка земной поверхности и атмосферных явлений, Луны и других объектов небесной сферы, фотосъемка проведения научных экспериментов и их результатов, фотосъемка через иллюминатор во время проведения ВнеКД. Профессиональные фотокамеры, объективы, светильники, кронштейны, зарядные устройства, кабели, аккумуляторы, жесткие диски и флэш-карты, средства очистки матриц, аппаратура для определения и регистрации углового положения камеры, контейнеры для хранения оборудования. |
| 2 | Комплекс фотоаппаратуры для съемок при проведении ВнеКД | Высококачественная фотосъемка при выполнении ВнеКД. Профессиональные фотокамеры, объектив, гермобокс для фотоаппарата с органами управления, переносной кронштейн, флэш-карты. |
| 3 | Профессиональный видеокомплекс | Ведение телевизионных репортажей, видеосъемка со звуком в модулях станции и через иллюминаторы с высоким разрешением звука и изображения. Камкордеры, объективы, микрофоны, кронштейны, мониторы, аккумуляторы, флэш-карты, блок питания, кабели. |
| 4 | Миниатюрный видеокомплекс | Видеосъемка состояния элементов КА в ограниченном пространстве. Портативные камкордеры, аккумуляторы, флэш-карты. |
| 5 | Видеокомплекс для съемок внутри КА | Видеорегистрация экспериментов, хроники полета. Камкордеры, объективы, микрофоны, мониторы, аккумуляторы, флэш-карты, блок питания, кабели. |
| 6 | Планшетные компьютеры | Использование электронной бортовой документация и психологическая поддержка. Планшетные компьютеры с комплектом прикладного ПО. |
| 7 | Бортовая электронная документация | Инструкции для выполнения полетных задач и операций: интерактивная бортовая электронная документация и комплект инструкций на бумаге. |
| 8 | Видеокомплекс для съемок во время ВнеКД | Видеорегистрация состояния внешней поверхности КА, результатов выполненных работ во время ВнеКД. Компактный камкордер, гермобокс, кожух, аккумуляторы, флэш-карты. |
| 9 | Офисные принадлежности | Набор офисных принадлежностей: работа с бортовой документацией, регистрация времени, выполнение различных расчетов, символическая деятельность (работа с космической символикой: штемпелевание конвертов, фотографий, вымпелов и других предметов). |

Продолжение таблицы 1

| | | |
|----|--|---|
| 10 | Компьютерная сеть экипажа с выходом в Интернет | Обеспечение межкомпьютерного обмена информацией на борту и обменом информацией между бортом и Землей. Маршрутизаторы, бортовые компьютеры, модули обмена, роутеры, кабели. |
| 11 | Комплекс бортовых тренажеров | Тренировки на борту по выполнению спуска транспортного корабля с орбиты, облета и причаливания транспортного корабля к орбитальному комплексу, телеоператорного режима управления сближением, причаливанием и стыковкой транспортных грузовых кораблей и модулей к орбитальному комплексу, управление манипулятором, аварийно-спасательных работ. Компьютеры, согласующие устройства, органы управления. |
| 12 | Комплекс психологической поддержки | Прослушивание музыки и просмотр видеозаписей, чтение книг и документации и т.п. Медиаплеер, монитор, акустические системы, планшетные компьютеры, персональные аудиоплееры, индивидуальные гарнитуры и колонки. |
| 13 | Наручные часы, универсальный инструмент | Оперативный контроль времени, проведение работ по оперативному обслуживанию, ремонту бортового оборудования. |

Конструкторская документация на эти изделия отсутствует. Имеется только паспорт изделия и инструкция по эксплуатации. Нормативные документы, регламентирующие процесс создания и эксплуатации ракетной и космической техники, не предусматривают применение покупных изделий массового производства в космической технике. Это приводит к тому, что каждое применение покупного оборудования в составе КСПЭ осуществляется по отдельному решению, которое требует длительных сроков согласования в различных инстанциях. Это согласование может длиться годами и закончиться с отрицательным результатом. В итоге покупное изделие КСПЭ официально отсутствует в составе космического аппарата и доставляется на борт по паллиативному решению, например, в составе доставляемого груза или решением руководителя высшего уровня.

Заметим, что на американском сегменте МКС НАСА использует покупное оборудование для поддержки деятельности экипажа, состав которого аналогичен приведенному выше. Для такого оборудования введено специальное обозначение – COTS (Commercial-Off-The-Shelf). Имеется официальный документ НАСА SSP 50986, в котором изложены требования по сертификации этого оборудования, приведен необходимый объем испытаний, обеспечивающих возможность его использования на транспортных кораблях и модулях американского сегмента МКС. Особенностью покупного изделия массового производства, является то, что предприятие - изготовитель, может быть неизвестно, или известно, но недоступно.



Рисунок 1 - Состав КСПЭ для орбитального комплекса



Рисунок 2 - Состав КСПЭ для транспортного корабля

При создании СЧ КСПЭ на базе покупного изделия, которое с точки зрения функциональности соответствуют требованиям применения на данном КА, в общем случае, требуются доработки со следующими целями: повышение прочности конструкции, обеспечение теплового режима в реальных условиях применения, обеспечение электромагнитной совместимости с бортовыми системами КА.

Опыт испытаний и применения изделий КСПЭ на базе высококачественной продукции массового производства, созданной передовыми компаниями – мировыми лидерами, показывает, что, в основном, эта продукция сохраняет работоспособность на борту КА во время полета, но она не соответствует требуемому ресурсу и надежности для длительных космических полетов. Учитывая невысокую стоимость этой продукции по сравнению с изделиями, разработанными по ТЗ организации – разработчика КА, их требуемый ресурс и надежность могут обеспечиваться своевременной заменой путем использования необходимого количества запасных экземпляров.

Современные покупные продукты, которые имеют массовое применение, довольно быстро морально устаревают. Также в условиях космического полета быстрее происходит износ этих изделий. Поэтому при выполнении длительных полетов требуется непрерывно осуществлять обновление СЧ КСПЭ (см. рис. 3).



Рисунок 3 – Структурная схема процесса создания (смены модели в процессы эксплуатации) СЧ КСПЭ

Этап создания i -ой модели СЧ (временной интервал $[t_1 \div t_2]$) включает выполнение следующих основных работ:

- инициализация работ по замене модели СЧ;
- изучение рынка и выбор коммерческого продукта для создания данной СЧ;

- расчет потребного количества данного коммерческого продукта, приобретение необходимого количества;
- разработка КД;
- изготовление;
- санитарно-гигиеническая экспертиза;
- анализ пожаробезопасности;
- испытания на соответствие условиям эксплуатации;
- приобретение/разработка соответствующего ПО;
- сертификация;
- утилизация ($i-1$) - ой модели СЧ.

В процессе изготовления i - ой модели СЧ требуется проводить следующие испытания:

- квалификационные испытания аккумуляторных батарей.

Для того, чтобы i - ая модель СЧ КСПЭ была включена в состав КА на нее должен быть выпущен сертификат безопасности, свидетельствующий, что КСПЭ соответствует требованиям безопасности к бортовому оборудованию данного КА. Для получения сертификата безопасности i - ой модели СЧ КСПЭ необходимо проведение следующих квалификационных испытаний образцов i - ой модели СЧ:

- верификация безопасности неметаллических конструкционных материалов, использованных при изготовлении покупного изделия: пожаро-взрывобезопасность, токсичность, микробиологическая стойкость;
- испытания на электромагнитную совместимость;
- эргономические испытания (оценка удобства использованием в условиях полета);
- испытания конструкции на механические воздействия (вибрация, удары, линейные перегрузки) при выведении и спуске;
- испытания на условия окружающей среды в соответствии с техническими условиями эксплуатации КА: влажность, температура, повышенное/пониженное давление;
- испытания программного обеспечения, входящего в состав КСПЭ;
- испытания безопасности и автономных источников питания и зарядных устройств;
- испытания информационных интерфейсов;
- испытания электрических интерфейсов с бортовыми системами КА;
- верификация электробезопасности (проверка электрических интерфейсов; наличие средств защиты от токовой перегрузки; проверка электрической прочности изоляции; проверка электрического сопротивления изоляции; проверка отсутствия электрического контакта между корпусом КА и электрическими цепями ПОЭ; проверка защиты экипажа от контакта с цепями электрического тока).

Верификационные испытания проводятся для каждого нового изделия или новой модели СЧ КСПЭ. Перед доставкой на борт КА на временном интервале $[t_5 \div t_6]$ каждый конкретный образец i -ой модели СЧ КСПЭ подвергается верификационным испытаниям. Эти испытания включают в себя, в общем случае, испытания на функционирование, оценку безопасности входящего в него ПО, верификационные испытания аккумуляторов (циклирование, проверка схем защиты от перезаряда, переразряда, перегрева) (см. рис. 4).



Рисунок 4 – Структурная схема процесса применения данной модели СЧ КСПЭ

В случае многократного применения какой-либо СЧ КСПЭ после каждого применения в полете на интервале $(t_7 \div t_8)$ выполняются следующие работы с данным образцом: оценка состояния, верификационные испытания и выпуск заключения о возможности его дополнительного однократного использования.

Выводы

1. Многолетняя практика использования коммерческого оборудования в составе КСПЭ на орбитальных пилотируемых космических станциях подтвердила повышение эффективности деятельности экипажей при выполнении задач программы полета.

2. Основные принципы создания КСПЭ для ПКА:

- Создание СЧ КСПЭ на базе покупного оборудования массового производства;
- Поддержание работоспособности и обеспечение требуемого ресурса КСПЭ путем замены оборудования;
- Интеграция СЧ КСПЭ с бортовыми системами с обеспечением мероприятий, гарантирующих отсутствие внесения возмущений со стороны КСПЭ в бортовые системы;

- Непрерывная модернизация элементов КСПЭ на протяжении его жизненного цикла.

3. Необходимо в отраслевой нормативной документации отразить порядок применения покупных изделий массового производства для поддержки деятельности экипажа.

Литература

1. Bronnikov S.V., Nechaev A.P., Myasnikov V.I., Stepanova S.I., Isaev G.F. Some aspects of psychophysiological support of crewmember's performance reliability in space flight // *Acta Astronautica*. 2004. Т.54. №10. С.749-754.
2. Бронников С.В., Рожков А.С., Смирнов И.Ю. Применение первых персональных компьютеров на орбитальном комплексе Мир // XXXVIII Научные чтения, посвященные памяти К.Э. Циолковского (Калуга, 16-18 сентября 2003 г.), Тезисы докладов, с.182
3. Бронников С.В., Рожков А.С., Смирнов И.Ю. Автономный видеокомплекс для внекорабельной деятельности // Труды XXXVII чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского (Калуга, 17-19 сентября 2002 г.). Секция «Проблемы ракетной и космической техники». Казань: Изд-во КГУ, 2003. С.148-152
4. Бронников С.В., Рожков А.С., Сидоров С.В. Особенности использования профессиональной видеоаппаратуры на пилотируемых космических станциях // XXXVIII Научные чтения посвященные памяти К.Э. Циолковского (Калуга, 16-18 сентября 2003 г.), Тезисы докладов, с. 191.

УДК 629.786.2

eLIBRARY.RU: 55.49.29

О.Н. Волков, М.И. Монахов

ПАО РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королев, Моск. обл.

**ИССЛЕДОВАНИЕ КОЛЕБАНИЙ
МАЛОИНЕРЦИОННЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ МКС
ПО ВИДЕОИНФОРМАЦИИ НА ОСНОВЕ МЕТОДА ТРЕКИНГА
ТЕСТОВЫХ ТОЧЕК ИЗОБРАЖЕНИЯ
RESEARCH OF VIBRATIONS OF
THE ISS LOW-INERTIA STRUCTURAL UNITS USING VIDEO
INFORMATION BASED ON THE METHOD
OF TEST IMAGE POINTS TRACKING**

Аннотация: В статье описан способ определения, в рамках космического эксперимента «Среда МКС», колебаний малоинерционных элементов конструкции (антенны, теплообменники, солнечные батареи и т.п.) орбитального комплекса международной космической станции (МКС) с применением видеосъемки через иллюминаторы из модулей российского сегмента (РС) МКС имеющейся на борту станции фотоаппаратурой Nikon D5 при совмещении сеансов эксперимента с динамическими операциями, или выполнением экипажем физических упражнений. Приведены результаты применения предложенного способа для обработки выполненных экипажем РС МКС съемок.

Ключевые слова: микровозмущения, колебания, трекинг, малоинерционные элементы конструкции, видеосъемка, космонавт.

Abstract: The article describes a method for determination, within the framework of the “ISS Environment ” space experiment, of vibrations of the structural low-inertia units (antennas, heat exchangers, solar arrays, etc.) of the ISS orbital complex, using video shooting through the windows from the ISS RS modules with Nikon D5 photo equipment available at the station in case experimental sessions are carried out simultaneously with dynamic operations or physical exercises performed by the crew. The results of the application of the proposed method for processing of the shooting performed by the ISS RS crew are presented.

Keywords: micro-disturbances, vibrations, tracking, low-inertia structural units, video shooting, astronaut.

Корпус Международной космической станции в процессе орбитального полета подвергается различного рода воздействиям, которые могут являться причиной возникновения колебаний и возможных смещений элементов конструкции комплекса МКС. К таким воздействиям можно отнести температур-

ные перепады из-за изменений интенсивности солнечного излучения на различных участках орбиты станции (вход станции в тень Земли и выход из тени, изменение ориентации станции относительно Солнца), работу двигателей при выполнении динамических операций, связанных с изменениями ориентации станции, или коррекциями орбиты, ударные нагрузки при выполнении стыковочных операций, деятельность экипажа (например, физические упражнения (ФУ) на велоэргометре, или беговой дорожке (БД)).

Указанные воздействия могут передаваться на размещаемую на корпусе станции измерительную аппаратуру и привести к отклонению чувствительных осей установленных на ней приборов, что, в свою очередь, может ухудшить качество измерений.

Кроме того, такие воздействия испытывают имеющиеся в составе орбитального комплекса МКС малоинерционные элементы конструкции (антенны, солнечные батареи, теплообменники т.п.), что также представляет интерес, поскольку может являться причиной возникновения в этих элементах конструкции колебательных процессов, не фиксируемых размещенными на борту МКС акселерометрами [1, 2].

Для исследования колебаний и смещений элементов конструкции станции, обусловленных влиянием указанных выше факторов, предложен способ, основанный на использовании фото и видеосъемки внешних элементов конструкции МКС через иллюминаторы модулей РС МКС жестко закрепленной на корпусе камерой [3].

Первоначально способ [3] был использован для фиксации отклонений элементов конструкции станции с помощью интервальной фотосъемки [4], но впоследствии выяснилось, что для решения поставленных в рамках КЭ «Среда МКС» задач эффективнее применение видеосъемки.

Для фиксации колебаний элементов конструкции станции с помощью способа [3] необходимо наличие на борту РС МКС аппаратуры, обладающей функцией видеорежима с высоким разрешением. Такой аппаратурой на РС МКС является фотокамера Nikon-D5 со следующими основными характеристиками:

- объектив Nikkor AF 80-400мм f/4.5-f/5.6;
- карта памяти Compact Flash 32ГБ;
- частота видеосъемки - 25 кадров в секунду;
- размер матрицы 35,9х23,9 мм;
- размер кадра 3840х2160 пикселей.

На рис. 1 показано соответствие пиксела (d) фотоаппарата Nikon-D5 с приведенными выше характеристиками размеру его отображения (D) в картинной плоскости в зависимости от расстояния (L) до объекта съемки.

Из рис. 1 следует, что при выполнении цифровой видеосъемки камерами Nikon-D5 возможна фиксация колебаний элементов конструкции МКС с точностью по амплитуде от 0,1 мм до 1 мм, в зависимости от дальности наблюдаемого объекта.

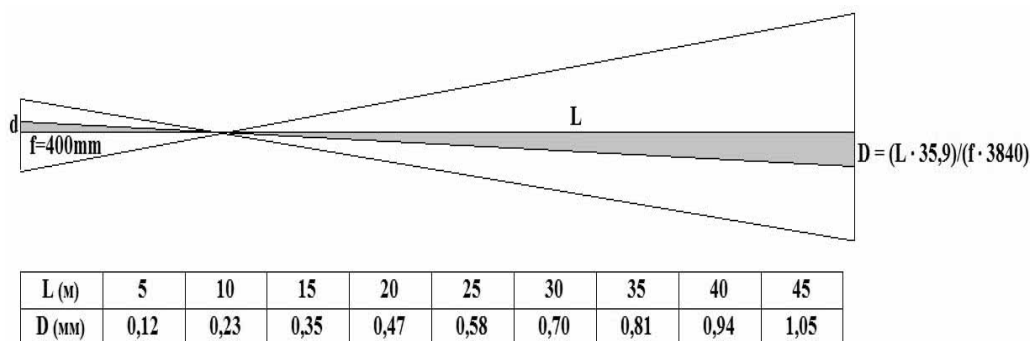


Рисунок 1 - Определение величины смещения элемента изображения, соответствующего одному пикселу фотоаппарата Nikon-D5

Еще одним необходимым условием возможности применения способа [3] является наличие на РС МКС иллюминаторов, через которые можно наблюдать различные элементы конструкции станции.

К таким иллюминаторам можно отнести два иллюминатора модуля МИМ2 (см. рис. 2), которые позволяют наблюдать элементы конструкции комплекса МКС, находящиеся в секторах II и IV (см. рис. 3), и два иллюминатора модуля СО1 (модуль был пристыкован к МКС на интервале проведения сеансов видеосъемок, результаты которых приводятся в статье), через которые доступны для наблюдений сектора I и III.

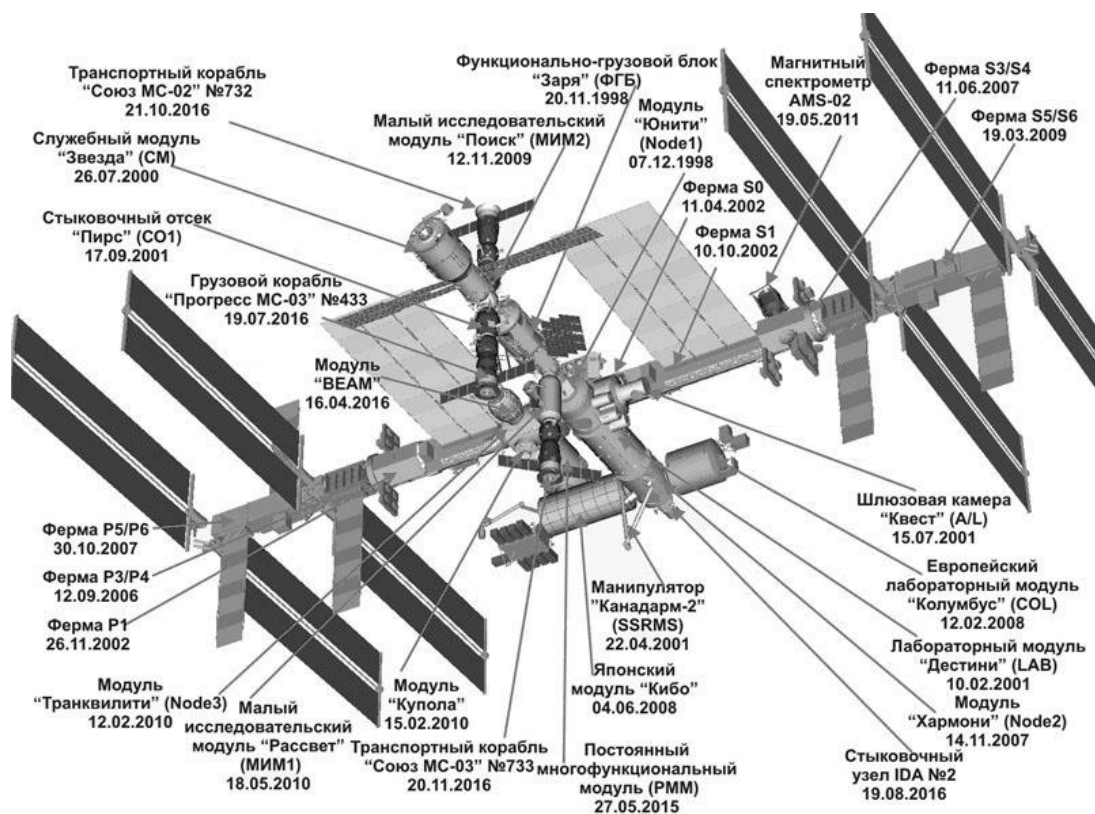


Рисунок 2 - Модули МИМ2 и СО1 в составе РС МКС

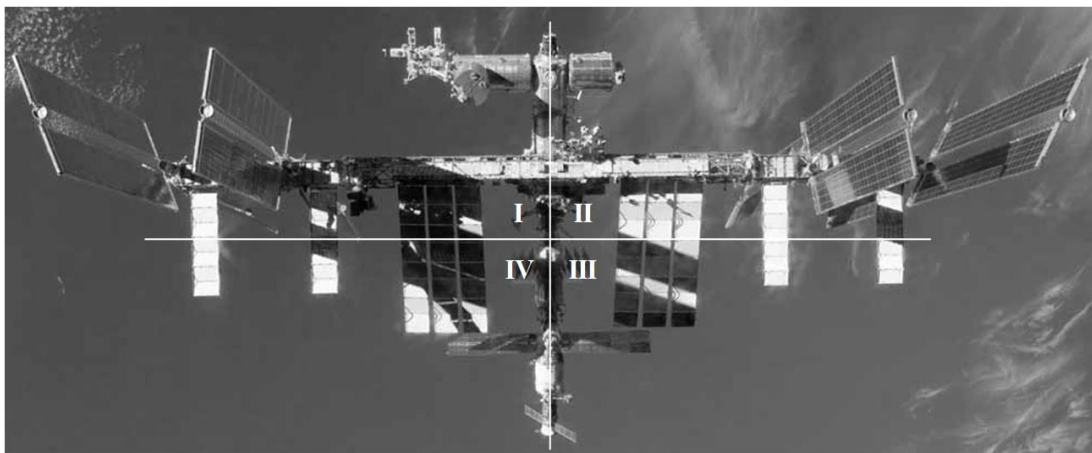
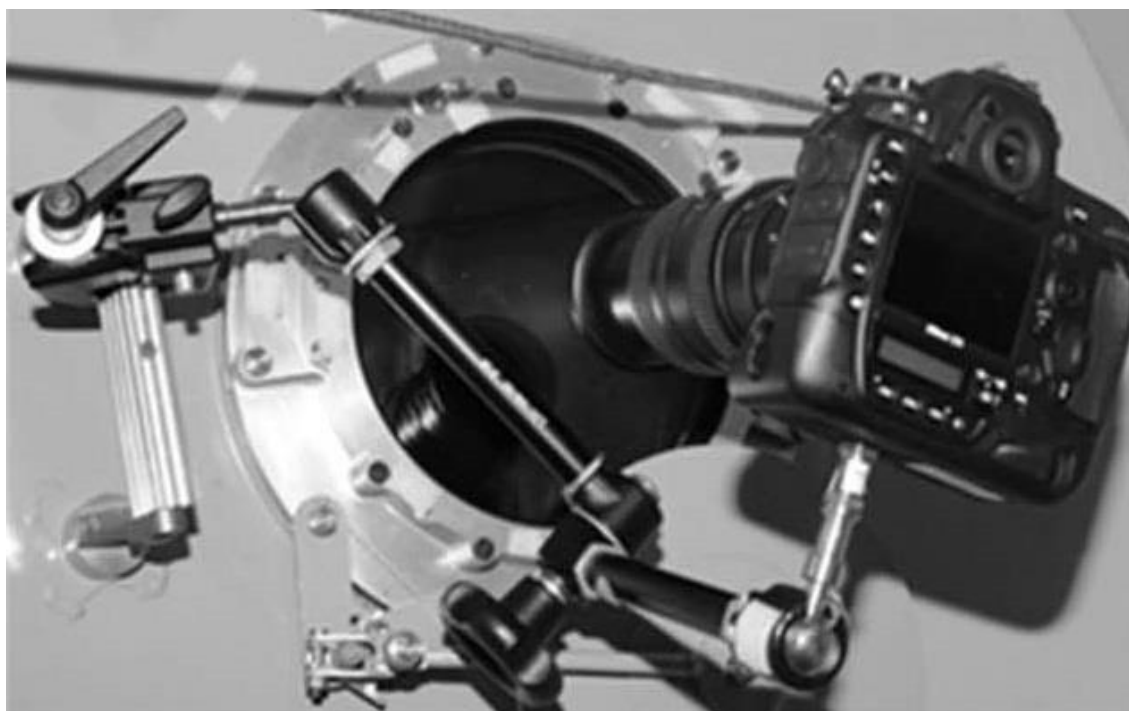


Рисунок 3 - Возможные сектора наблюдения через иллюминаторы модулей МИМ2 и СО1

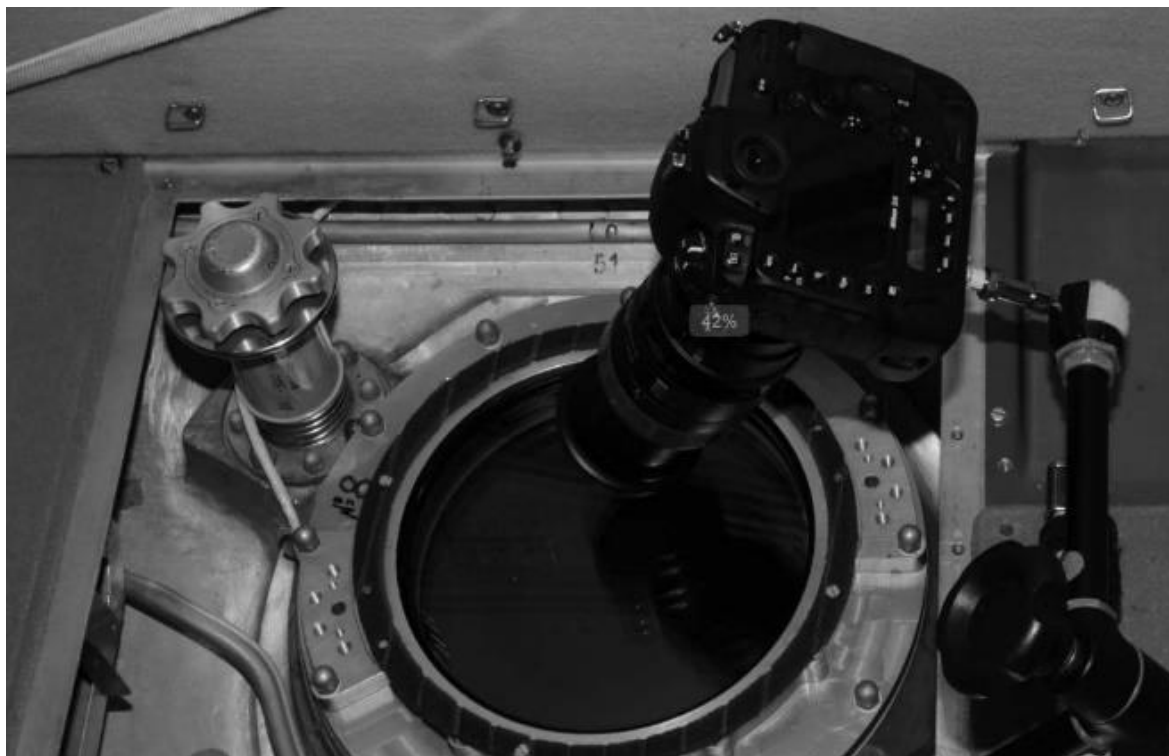
Наличие рядом с иллюминаторами МИМ2 и СО1 жёстких поручней дает возможность надежно закрепить камеру имеющимися на борту специальными кронштейнами, как показано на рис. 4 а).

Иллюминаторы служебного модуля (СМ) позволяют вести наблюдение в надир, при этом в поле зрения попадают элементы конструкции модуля, или космического аппарата (КА), пристыкованного «снизу» к РС МКС.

Возможность надежного крепления камеры в данном случае также имеется (см. рис. 4 б)).



а)



б)

Рисунок 4 - Крепление фотоаппарата: а) у иллюминаторов модулей МИМ2 и СО1; б) у иллюминатора служебного модуля

Для проведения сеанса видеосъемки колебаний конструкции станции постановщик эксперимента выполняет следующую последовательность действий:

- моделирование видимости элементов конструкции МКС из каждого доступного иллюминатора;
- выбор элементов конструкции для наблюдения;
- определение условий проведения сеанса эксперимента (динамические операции, физкультура экипажа и т.д.);
- выбор интервала дат, когда условия освещения Солнцем выбранного элемента конструкции будут благоприятными для съёмки;
- проведение моделирования интервала времени, когда вращающиеся элементы станции (солнечные батареи (СБ), радиаторы) не будут закрывать наблюдаемый элемент конструкции;
- разработка и отправка на борт РС МКС радиограммы экипажу с подробным описанием его действий в процессе проведения сеанса КЭ.

Согласно радиограмме, космонавт, который будет проводить съемку, фиксирует фотоаппарат рядом иллюминатором, наводит объектив на заданный элемент конструкции МКС, выполняет настройки фотоаппарата для проведения видеосъемки, запускает процесс съемки в режиме видео.

Запустив процесс съемки в автоматическом режиме, космонавт перемещается в зону проведения физических упражнений (фотоаппарат проводит в это время фоновую видеосъемку) и начинает выполнять физические упражнения на тренажерах, с фиксацией времени начала физических упражнений, влияние которых за счет возникающих вибраций может быть выявлено в дальнейшем при обработке и анализе полученной видеоинформации.

Также съемка может планироваться и выполняться на фоне динамических операций комплекса МКС, либо совмещаться с работой научной, или служебной аппаратуры.

Выполнение съемки происходит до заполнения карты памяти фотоаппарата. В результате, на карте памяти создается 5-6 файлов по ~ 5 Гб с общим объемом информации до 30 Гб. Длительность каждого видеофайла составляет около 5 минут. Полученная информация передается по высокоскоростному радиоканалу на серверы Центра управления полетом (ЦУП) и затем поступает постановщику эксперимента для обработки.

В результате обработки видеосъемки выявляется взаимное движение камеры вместе с той частью корпуса станции, на которой она закреплена, и наблюдаемым элементом конструкции МКС. Чаще всего это движение представляет собой колебательный процесс. Анализ полученной видеосъемки, с учетом событий, связанных с функционированием экипажа и служебных систем станции, дает возможность более точно определить характер полученных колебаний.

В процессе обработки результатов видеосъемок анализируются треки определенных тестовых точек видеоизображения и, по характеру полученных треков, делаются выводы о взаимных колебаниях жестко закрепленной на корпусе фотоаппаратуры и наблюдаемого объекта.

Для обработки используется функция программного обеспечения обработки видеоизображений, называемая трекингом, которая позволяет отслеживать перемещение в картинной плоскости выбранной тестовой точки либо относительно границ кадра, либо относительно фона [5].

Наносимая на изображение сетка с произвольным выбором шага по пикселям позволяет отслеживать вертикальные и горизонтальные координаты в границах кадра. Таким образом, определяется амплитуда колебаний определенной тестовой точки.

К настоящему времени проведен ряд съемок в сочетании с различными условиями их выполнения («спокойный» режим функционирования станции, динамические операции на МКС, ФУ экипажа). Ниже представлены некоторые результаты обработки полученной видеоинформации.

На рис. 5 приведен пример обработки сеанса видеосъемки в «спокойном» режиме функционирования станции. Данный сеанс эксперимента имел целью обнаружение возможных смещений элементов конструкции МКС при изменении свето-теневой обстановки в процессе движения станции по орбите при отсутствии динамических операций и физических упражнений экипажа на

российском сегменте МКС. Наблюдаемый объект находится в области американского сегмента МКС на расстоянии 23 метров от фотокамеры. На рисунке последовательно показаны пятиминутные треки тестовой точки (обозначена черным перекрестьем) изображения объекта. В соответствии с рис. 1 одному пикселу в данном случае соответствует его отображение (D) в картинной плоскости объекта, равное 0,55 мм.

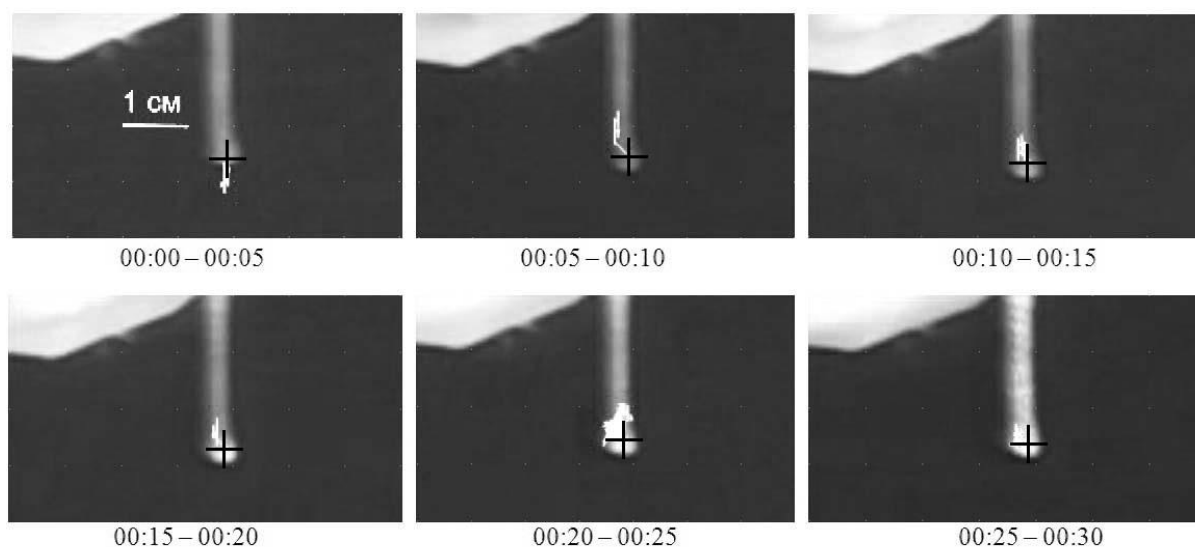


Рисунок 5 – Треки тестовой точки видеоизображения при «спокойном» функционировании МКС

Для визуальной оценки амплитуд колебаний тестовой точки на рис. 5 показан масштабирующий отрезок, размер которого в масштабе изображения определяется по наносимой на изображение сетке с известным шагом по пикселям. Из рис. 5 можно видеть, что первый трек тестовой точки, представленный на рисунке белым цветом, почти не выражен и находится в миллиметровом диапазоне. На соседних треках амплитуда колебаний возрастает, хотя достигает величины не более 0,5 см, что обусловлено, по мнению авторов статьи, проведением в это время физических упражнений на американском сегменте МКС.

На рис. 6 представлены результаты обработки сеанса видеосъемки на фоне занятий космонавта упражнениями на велотренажере на российском сегменте МКС. Объектом съемки здесь является антенна научной аппаратуры «Икарус», расстояние до объекта съемки равно 10 метрам. В данном случае, соответствии с рис. 1, одному пикселу соответствует его отображение (D) в картинной плоскости объекта, равное 0,23 мм.

На рис. 6 можно видеть, что в течение первых двух минут амплитуда колебаний тестовой точки не превышает 2 мм. В течение этого времени космонавт после запуска съемки перемещается в зону выполнения физических упражнений. Затем, с началом работы космонавта на велотренажере, амплитуда

колебаний увеличивается (на интервале съемки с 11-ой по 16-ую минуту до 8-9 мм). Разность амплитуд колебаний на представленных треках обусловлена различиями в режимах работы космонавта на тренажере.

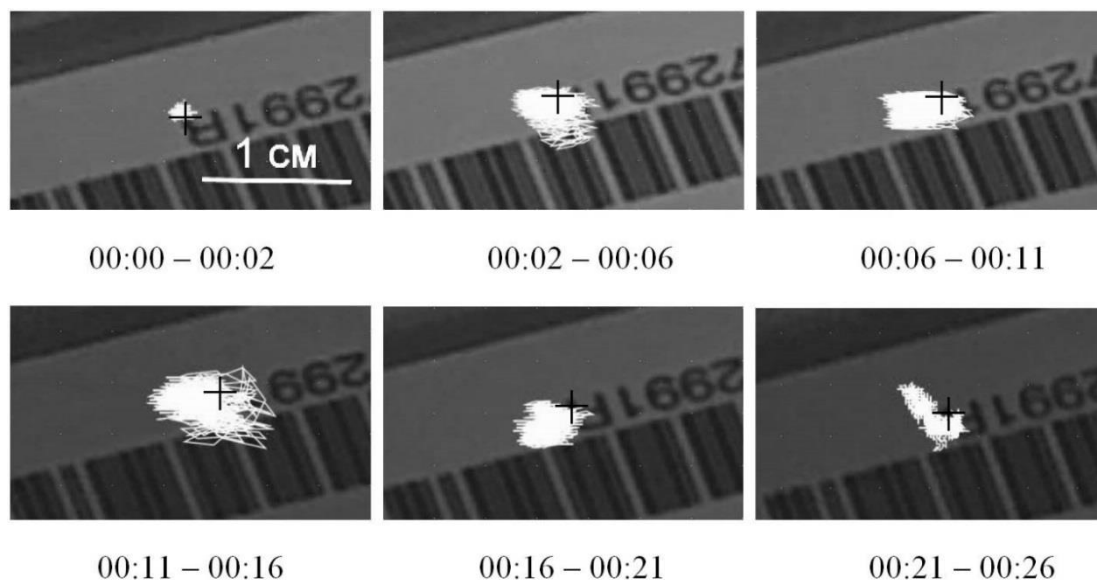


Рисунок 6 - Треки тестовой точки видеоизображений, полученных на фоне занятий космонавта ФУ на велотренажере

На рис. 7 показаны результаты обработки файлов, полученных на фоне занятий космонавта бегом на беговой дорожке БД-2.

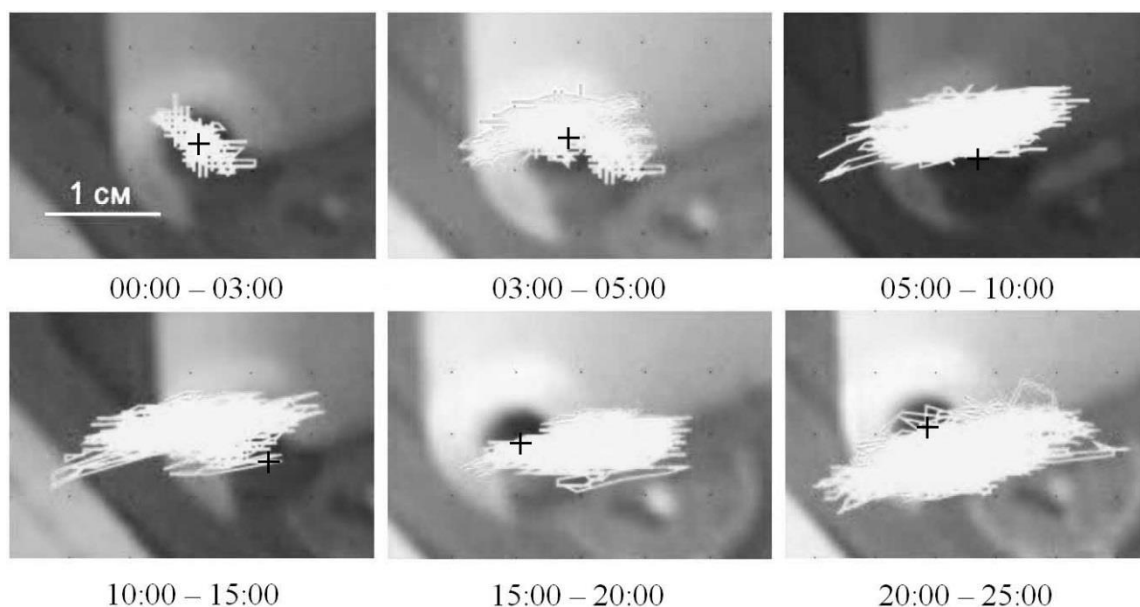


Рисунок 7 - Треки тестовой точки видеоизображений, полученных на фоне занятий космонавта ФУ на беговой дорожке

Расстояние до объекта съемки – канадского манипулятора, расположенного на американском сегменте (АС) МКС, здесь равно 25 метрам.

В течение первых трех минут съемки фоновая амплитуда колебаний тестовой точки не превышает 1 см. Поскольку объект съемки находится в зоне АС МКС, такой фон, видимо, обусловлен наличием колебаний, вызванных физическими упражнениями, выполнявшимися в это время американским экипажем.

После запуска съемки российский космонавт перемещается к месту проведения ФУ и готовится к занятиям бегом. На четвертой минуте съемки, с началом работы космонавта на БД, амплитуда колебаний значительно увеличивается - до 3 см, и характер треков меняется в сторону увеличения интенсивности вплоть до 25-ой минуты съемки.

На рис. 8 последовательно показаны пятиминутные треки тестовой точки изображения теплообменника, находящегося в 10 метрах от фотоаппарата, на тридцатиминутном интервале съемки при выполнении коррекции орбиты МКС с включением двигателей на отрезке времени 00:13 – 00:17 минут от начала съемки. Таким образом, интервал включения двигателей попадает на третий и четвертый интервалы съемки. На рисунке отчетливо видно соответствующее этим интервалам кратное увеличение амплитуды колебаний от 1 до 4 см.

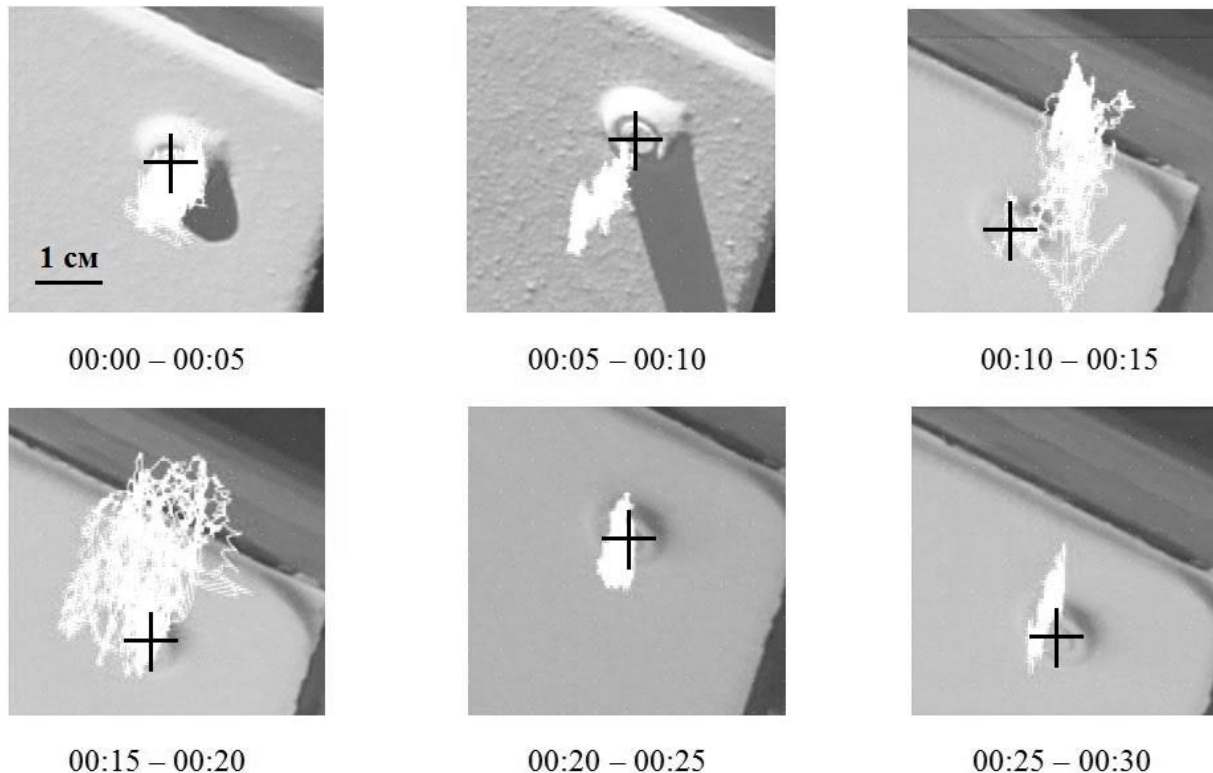


Рисунок 8 - Треки тестовой точки видеоизображений, полученных на фоне работы двигателей при выполнении коррекции орбиты МКС

На рис. 9 приведены результаты обработки съемки теплообменника, выбранного для съемки в качестве малоинерционного элемента конструкции комплекса МКС.

Расстояние до объекта съемки здесь составляет 10,5 м. В течение первых 20-ти минут съемки наблюдается сопровождающееся вертикальными колебаниями постоянное смещение тестовой точки в правую часть видеоизображения, на интервале от 20 до 25 минуты смещение прекращается и, начиная с 25-ой минуты меняет направление на противоположное. Динамических процессов на интервале проведения съемки не происходило.

Вероятной причиной наблюдаемого движения является вращение теплообменника.

Длинные треки тестовой точки на втором и, особенно, на третьем пятиминутных интервалах съемки, видимо, обусловлены кратковременными ударными воздействиями в зоне РС МКС.

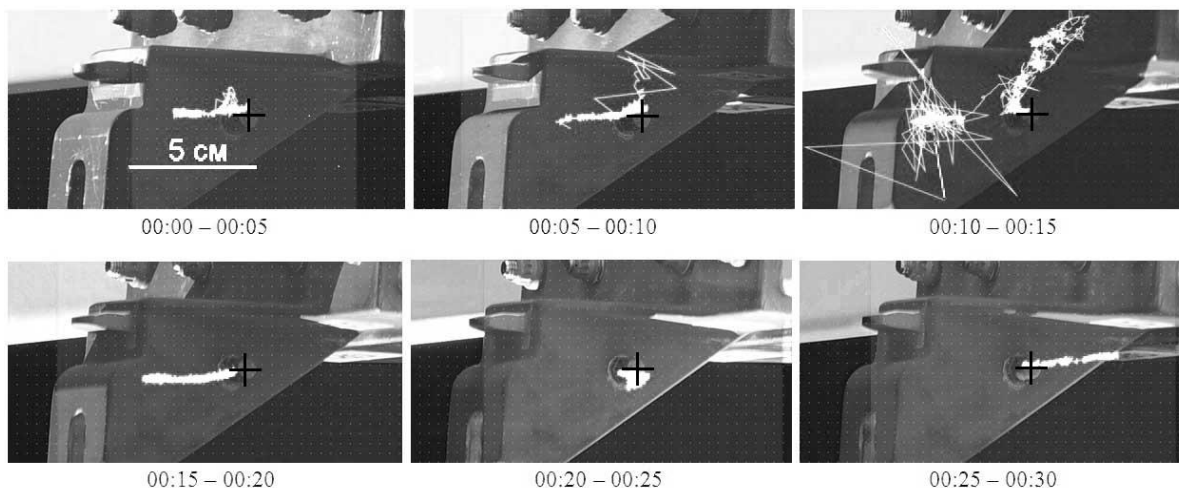


Рисунок 9 - Треки тестовой точки в процессе видеосъемки теплообменника

Заключение

В рамках эксперимента «Среда МКС» выполнены исследования колебаний элементов конструкции в «спокойном» режиме функционирования МКС, при проведении динамических операций и при совмещении сеансов эксперимента с выполнением членами экипажа физических упражнений.

В результате обработки полученной видеоинформации обнаружены колебания элементов конструкции МКС с амплитудами от долей миллиметра до нескольких сантиметров при частоте съемки 25 кадров в секунду.

Выявлена связь колебательных процессов с проводимыми на борту динамическими операциями и выполняемыми экипажем физическими упражнениями.

В дальнейшем целесообразно совмещать сеансы видеосъемки с измерениями микроускорений посредством бортовых акселерометров.

Литература

1. Завалишин Д.А., Беляев М.Ю., Сазонов В.В. Определение характерных частот упругих колебаний конструкции МКС // Космические исследования. 2010. Т. 48. № 4. С.1-9.
2. Беляев М.Ю., Волков О.Н., Рябуха С.Б. Микровозмущения на международной космической станции // Космическая техника и технологии. 2013. №2. С.1-11.
3. Беляев М.Ю., Волков О.Н., Монахов М.И. Способ определения деформации корпуса космического аппарата в полёте // Патент на изобретение № 2605232 от 25.11.2016. Заявка на изобретение № 2015122901 от 15.06.2015.
4. Беляев М.Ю., Волков О.Н., Монахов М.И. Отработка методики определения деформаций корпуса МКС фотографическим методом // Труды LI Научных чтений К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники» (г. Калуга, 20-22 сентября 2016 г.). Казань: Изд-во Казан. Ун-та, 2017. С.66-73.
5. Беклемишев Н.Д., Беляев М.Ю., Богуславский А.А., Монахов М.И., Сазонов В.В., Соколов С.М., Софинский А.Н. Исследование колебаний элементов конструкции космической станции по видеоинформации // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша. 2019. № 43.

УДК 533.9.08

eLIBRARY.RU: 55.49.29

О.В. Лапшинова¹, А.В. Фролов²

¹*ПАО РКК «Энергия» им. С.П. Королева, г. Королев, Моск. обл.*

²*АО «НПО ИТ», г. Королев, Моск. обл.*

**ИССЛЕДОВАНИЕ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ПОЛЕЙ
ВБЛИЗИ ПОВЕРХНОСТИ РС МКС
INVESTIGATION OF ELECTRIC FIELDS NEAR
THE RS ISS SURFACE**

Аннотация: При движении КА в ионосфере вблизи его поверхности возникают переменные электрические поля и токи. Постоянные изменения параметров ионосферы, а также их возмущение движущимся КА приводят к достаточно интенсивным колебаниям электрофизических параметров вблизи его поверхности. Для их диагностики в КЭ использовались датчики разработки НПО ИТ. Обсуждаются результаты измерений и возможности использования датчиков в разного рода прикладных задачах, включая контроль за параметрами ионосферы, за зарядовым состоянием КА, а также контроль за выходом плазмы в летных испытаниях плазменных и ионных двигателей.

Ключевые слова: космический аппарат, электрические поля и токи, ионосфера, ионосферные аномалии, плазменная инжекция.

Abstract: When the spacecraft moves in the ionosphere, variable electric fields and currents arise near its surface. Constant fluctuations in the parameters of the ionosphere, as well as their perturbation of the moving spacecraft, lead to sufficiently intense fluctuations in the electrophysical parameters near its surface. For them diagnose in the SE sensors developed by NPO IT were used. The results of measurements and the possibility of using sensors in various applications are discussed, including monitoring the parameters of the ionosphere, the charge state of the spacecraft, as well as monitoring the plasma output in flight tests of plasma and ion engines

Keywords: spacecraft, electric fields and currents, ionosphere, ionospheric anomalies, plasma injection.

Введение

Работа посвящена анализу полученных данных в космическом эксперименте (КЭ) «Импульс (1 этап)», выполненного на Российском сегменте (РС) МКС в период МКС 18 - МКС 22. Одной из задач эксперимента являлось изучение электрофизических параметров (электрических постоянных и переменных полей и токов) вблизи поверхности служебного модуля (СМ) РС МКС при разных условиях полета, включая геофизическую обстановку, ориентацию МКС и ее рабочую активность – выбросы продуктов сгорания топлива двигателей, вы-

бросы из дренажных отверстий, моменты стыковки и расстыковки транспортных и пилотируемых кораблей. Задачей также являлось исследование возмущения электрического фона МКС при работе импульсного плазменного инжектора, установленного на поверхности СМ РС МКС для проведения, в рамках того же эксперимента, исследований вопросов формирования в ионосфере и магнитосфере Земли плазменных образований и генерации искусственных электромагнитных волн.

Проблемы исследования

Движение КА, в том числе МКС, в ионосфере Земли, состоящей из нейтральных и заряженных частиц, создает возмущение плотности частиц, что обуславливает появление в приповерхностной зоне электрических полей и токов. Текущая динамика КА, а также неоднородная структура ионосферы и ее нестабильное геофизическое состояние, являются одним из факторов появления на поверхности КА неравномерного объемного заряда и токов, что может приводить к разрядным процессам, влиять на работоспособность бортовой аппаратуры и на состояние материалов покрытия поверхности. Проблема электризации КА в условиях полета, в настоящее время становится наиболее актуальной в связи с возросшим интересом к проблемам использования электрореактивных двигателей в составе орбитальных спутников для телекоммуникационных задач и задач дистанционного зондирования Земли. Выброс частиц при работе в составе КА электродвигательных установок усиливает и усложняет зарядные процессы вблизи и на его поверхности, что требует особого рассмотрения и изучения в рамках космических экспериментов с прототипами двигателей.

Изучение внешней электромагнитной обстановки КА и ОС также необходимо для оценки помех и ошибок измерений в геофизических экспериментах, связанных с мониторингом электромагнитных параметров ионосферы Земли.

Методы измерения

Для исследования электрофизических параметров среды вблизи поверхности Российского сегмента использовались малогабаритные датчики с преобразователями разработки Научно-производственного объединения измерительной техники (НПО ИТ), позволяющие измерять напряженность квазипостоянного электрического поля по нескольким каналам с разными диапазонами измерения амплитуды, переменного электрического поля также по нескольким каналам с разными диапазонами измерения амплитуды напряженности поля и частоты и токи натекания на чувствительные элементы датчика.

Работа датчиков основана на законе электростатической индукции. Чувствительные элементы датчика – плоская пластина и металлический штырь, приобретают в электрическом поле заряд, плотность которого в общем виде зависит от напряженности электрического поля:

$$\sigma \sim E \cdot \epsilon_0 \cdot \epsilon, \quad (1)$$

где E – напряженность внешнего электрического поля;
 ϵ_0 – диэлектрическая постоянная;
 ϵ – электрическая проницаемость среды.

Регистрируется разность потенциала между чувствительным элементом и корпусом датчика:

$$U = E \cdot \epsilon_0 \cdot \epsilon \cdot S / C, \quad (2)$$

где S – площадь чувствительного элемента;
 C – емкость относительно корпуса.

В стационарных условиях величина напряженности поля E (или разность потенциалов U) определяется условием отсутствия токов натекания на чувствительные элементы. Однако, в летных условиях, постоянно меняющаяся динамика внешней среды обеспечивает формирование переменной составляющей электрического поля и токов натекания.

Для измерения переменных полей и токов натекания в качестве чувствительного элемента используется плоская пластина. Разделение двух переменных производится за счет выбора сопротивления и емкости входной цепи. При этом нижняя регистрируемая частота определяется постоянной времени:

$$\tau_{\text{вх}} = R \cdot C, \quad (3)$$

где R – сопротивление пластины датчика относительно корпуса;
 C – емкость пластины.

Верхняя, регистрируемая датчиком частота электрического поля, ограничивается электронной схемой усиления.

В измеряемом переменном поле плоская пластина заряжается переменным потенциалом. Разность потенциалов U между пластиной и корпусом датчика приводит к возникновению переменного тока во входной цепи датчика, который усиливается и поступает в преобразователь для дальнейшей обработки. Наличие в цепи конденсатора не пропускает постоянный ток со стороны плазмы в канал изменения переменного поля, но наличие сопротивления между пластиной и корпуса обеспечит прохождение тока, пропорционального постоянной компоненте разности потенциалов.

Преобразователь осуществляет усиление, фильтрацию и детектирование сигналов, пропорциональных переменной разности потенциалов U в разных частотных полосах. В полосе от 2,0 Гц до 2,0 кГц проводится измерение переменного электрического поля. В полосе от 10 до 300 Гц – токов натекания.

Для измерения постоянных по времени полей используется датчик вибрационного типа. В этих датчиках экранирующий электрод (штырь) колеблется в измеряемом поле под действием электромагнитного возбудителя сверху вниз, от углубления в поверхности датчика до внешнего поля, обуславливая модуляцию постоянного поля, индуцируемого на поверхности измерительного электрода.

Все датчики и преобразователи объединены в единый корпус. Градуировка датчиков и преобразователей выполнялась при наземной отработке с помощью контрольно-испытательных пультов и имитаторов электрических полей, разработанных в НПО ИТ.

Описанный динамический метод измерения электрического поля был реализован в КЭ на ОС «Мир» [1-3] с разной модификацией датчиков и преобразователей, что позволило выявить основные диапазоны измерения электрических полей и степень влияния ионосферной плазмы на достоверность измеряемых параметров.

В КЭ «Импульс (1 этап)», проведенном на Служебном модуле РС МКС (СМ РС МКС), использовалась модификация преобразователей «Зонд3-ЗарядМ», что позволило провести совместные измерения токов натекания на пластину наряду с напряженностью квазипостоянного и переменного электрического поля для геофизического исследования состояния и структуры ионосферы на орбите движения МКС. Отдельные экспериментальные данные КЭ и их интерпретация опубликованы в [4].

В КЭ "Импульс (1 этап)" использовался комплекс датчиков с преобразователями ККЭП (Комплекс Контроля Электрических Параметров) разработки НПО ИТ для измерения переменного электрического поля в диапазоне до 200 кГц, квазипостоянного (< 3 Гц) электрического поля и токов натекания.

Регистрация этих параметров выполнялась в приповерхностной зоне СМ РС МКС тремя комбинированными датчиками. Место установки комплекса ККЭП было выбрано таким образом, чтобы угол «зрения» двух датчиков был направлен на Землю (в надир), угол «зрения» третьего (бокового) датчика был направлен против вектора скорости (в "спутный след"). Обозначение параметров измерения 1 датчика: ИПН11, ИПН16 - квазипостоянное поле в разных диапазонах амплитуды (до 2 кГц и до 20 кГц); ИПНП1 – переменное поле, ИПТН1 – ток. Обозначение параметров измерения 2 датчика: ИПНД – квазипостоянное поле, ИПНП31, ИПНП32, ИПНП33 - переменное поле в разных частотных диапазонах и 3 датчика: ИПН21, ИПН26 - квазипостоянное поле в разных диапазонах амплитуды, ИПТН2 – ток, ИПНП2 – переменный ток. Расположение ККЭП на поверхности СМ РС МКС представлено на рис. 1.

Диапазон измеряемых ККЭП токов находился в пределах от минус 1 до плюс 13 нА (площадь зонда $6,25 \text{ см}^2$), а плотности тока - в пределах от минус 0,16 до плюс $2,08 \text{ нА/см}^2$. Входное сопротивление токового канала составляло 47 МОм. Таким образом, в части измерения токов прибор (датчик) являлся гальванометром, измеряющим ток натекания (стекания). В настоящем исследовании за положительное направление тока принято направление противоположное направлению движения электронов, т.е. уходящие с поверхности электроны образуют положительный ток, при этом предполагалось, что в измеряемом токе суммарная составляющая ионов существенно меньше электронной составляющей. Измерения электрического квазистационарного поля выполнялись штыревыми датчиками вибрационного типа.

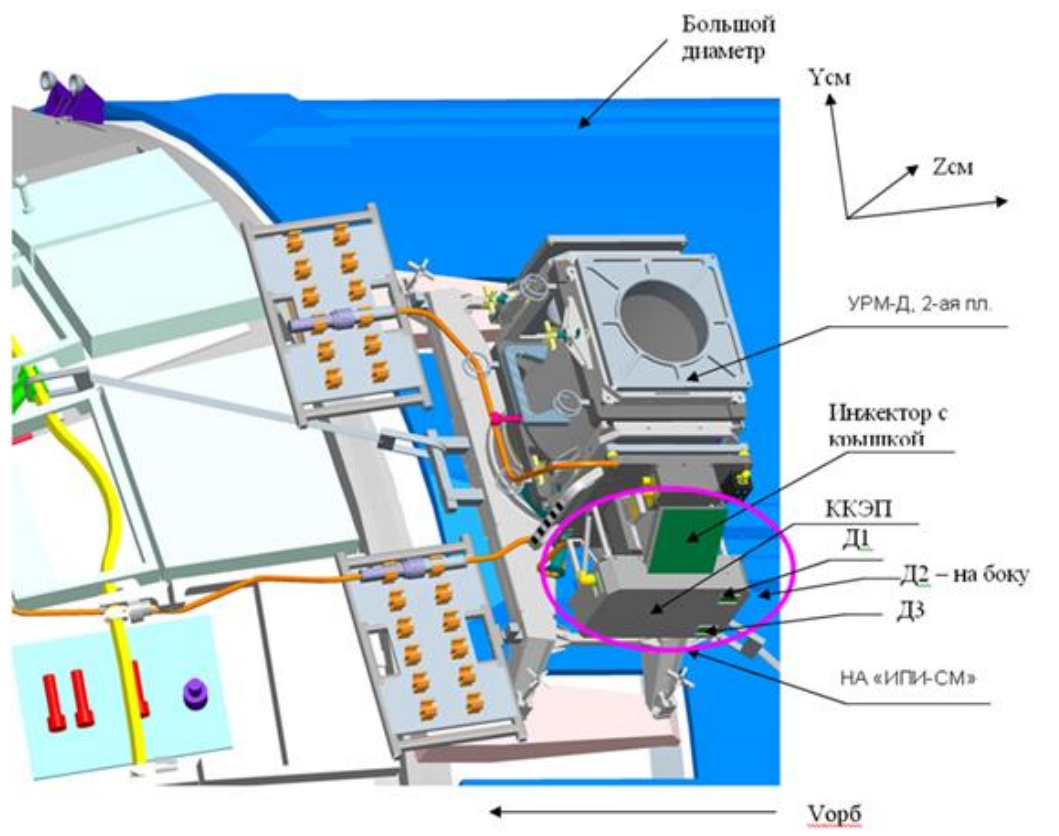


Рисунок 1 – Размещение НА «ИПИ-СМ» на СМ РС МКС

На телеметрическую систему от вибрационного датчика поступал двухполярный сигнал, величина и знак которого определялся величиной измеряемого электрического поля, при этом $TME = K \cdot E$, где TME – телеметрическая единица, K – интегральный приборный коэффициент преобразования, E значение измеряемого электрического поля. Коэффициент K достоверно известен не был, поэтому при анализе данных использовались значения TME .

По современным справочным данным величина напряжённости электрического поля в ионосфере колеблется от нескольких единиц до десятков мВ/м, и в высокоширотной ионосфере достигает ста и более мВ/м. Анализируемые измерения проводились в приповерхностной зоне сверхбольшого КА, поэтому значения напряженности электрических полей могут отличаться от приведенных величин.

Величина этого отличия определяется размерами КА и дебаевским радиусом экранирования в ионосфере Земли (от миллиметров до сантиметров) на высоте полета МКС. Исходя из этого, напряженность поля вблизи поверхности МКС может отличаться от напряженности поля в ионосфере на три-четыре порядка.

Предполагается, что в условиях освещенной Солнцем окружающей КА среды, поверхность КА покидают фотоэлектроны, что может привести к значи-

тельным положительным токам и, соответственно положительным полям, на поверхности КА.

Однако, общий потенциал поверхности существенно зависит от токов со стороны ионосферы, возникающих при положительном заряде поверхности, который способен не только компенсировать возникающий заряд но и превысить его.

При выбросах с КА продуктов сгорания топлива двигателей, на поверхность могут также натекают как отрицательные, так и положительные токи со стороны ионосферы, обусловленные возмущением концентрации заряженных частиц со стороны ионосферной плазмы, а также частицами, выбрасываемыми двигателями и видоизменяемыми при взаимодействии с ионосферой, что может стать причиной возникновения временного локального заряда.

Кроме этого, при анализе измерений необходимо учитывать, что уровень и знак потенциала поверхности СМ МКС и приповерхностного электрического поля в зоне размещения датчиков могут определяться не только параметрами среды, окружающей КА, но и электрическими, магнитными и электромагнитными процессами, происходящими в оборудовании самого КА.

Объем полученных данных

В настоящей работе использовались экспериментальные данные, полученные при проведении КЭ «Импульс (1 этап)» на СМ РС МКС в условиях полета в ионосфере в период 12.02.2010–21.01.2011 гг. Измерения проводились циклами и включали более 170 телеметрических сеансов, из которых девяносто сеансов длились по 90 – 135 мин каждый, т.е. от 1 до 1,4 витков.

В двенадцати случаях проводились непрерывные измерения на протяжении более 4 часов, то есть в течении более 2,8 витков. Всего получено более 16000 измерений амплитуд токов натекания и квазипостоянных электрических полей с дискретностью 1с и привязкой UT к каждой точке измерения.

Временные диапазоны выполненных измерений включали времена регулярных пересечений вечернего и утреннего терминатора на орбите движения МКС. Семь сеансов включали измерения на бестеневых (солнечных) орбитах. В периоды стыковки МКС с ОК «Шаттл», появлялась возможность проводить измерения при изменении направления вектора скорости МКС, то есть с учетом набегающего потока на боковой датчик.

Все измерения привязывались к текущим значениям геомагнитной широты L_0 и их анализ проводился в областях: приэкваториальных – $L_0 < 20^\circ$; средних – $20 < L_0 < 50^\circ$; переходных – $50-60 L_0$; субавроральных - выше $60 L_0$ до $66^\circ L_0$ в Южном полушарии (ЮПШ) и до $63 L_0$ в Северном полушарии (СПШ). Результаты сопоставлялись со значениями измерений на геомагнитной широте (L_0) средних широт, а также с координатами пролета МКС через известные крупномасштабные ионосферные структуры: экваториальную аномалию (ЭА, $L_0 < 20^\circ$) относительно геомагнитного экватора (ГМЭ), главный ионосферный провал (ГИП) и/или экваториальную границу диффузных втор-

жений (ГДВ). Маркировались положения полуденного и полуночного меридиана в местном времени.

Совместный анализ полученных результатов измерений с расчетным набором геофизических параметров в ионосфере по трассе движения МКС позволили локализовать известные крупномасштабные ионосферные структуры, определить их текущую и продолжительную динамику в спокойных и слабо возмущенных геомагнитных условиях. Данные измерений, геофизические и орбитальные данные были собраны в электронный альбом.

Результаты измерений

1. При измерениях электрических полей и тока натекания на чувствительный элемент датчиков выявлены существенные колебания амплитуды в зависимости от координат движения МКС по орбите (широты и долготы) со сменой знака, что связано с изменением направления токов и напряжения полей - от поверхности или к поверхности.

Типичная картина колебаний представлена на рис. 2.

Похожая картина, в общем виде, наблюдается от витка к витку и на других датчиках за исключением небольших, по сравнению с основными, всплесков и колебаний (модуляции) амплитуды на общем фоне ее изменения (см. рис. 3).

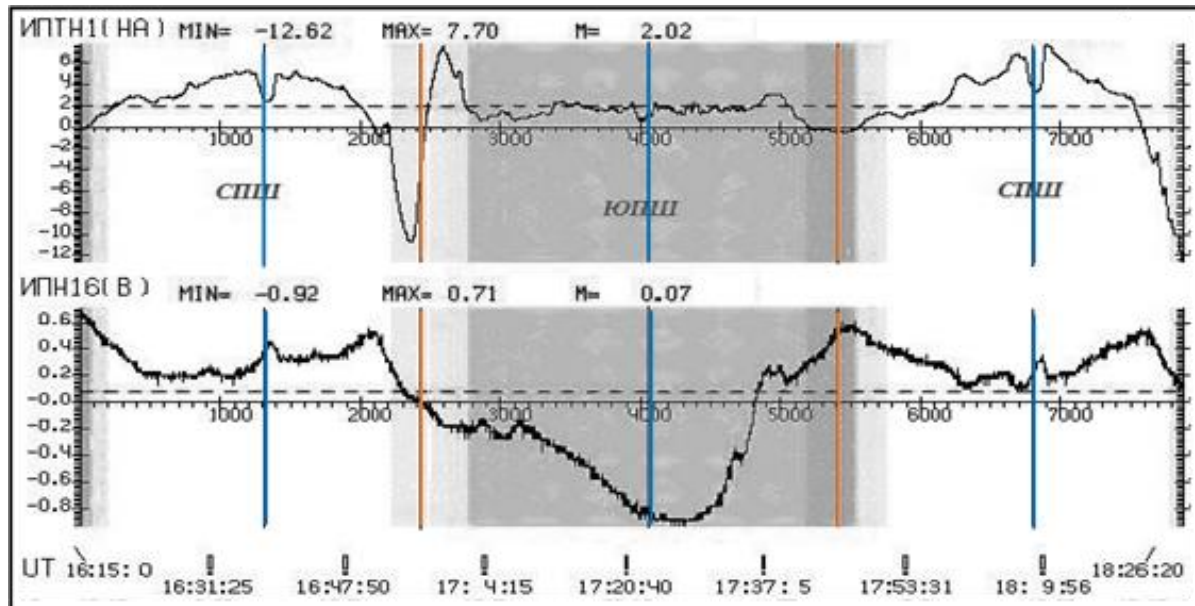


Рисунок 2 – Измерения токов натекания (ИПН1) и квазипостоянного поля (ИПН16) с первого датчика

Для наглядности привязки времени измерений к геофизическим структурам на рис. 2 и панели X на рис. 3 синими линиями отмечены два пересечения

полуденного (в СПШ) и одного – полуночного (в ЮПШ) меридианов, коричневыми линиями отмечены два пересечения геомагнитного экватора ГМЭ.

Кроме того, на рисунках затенением обозначены измерения в области тени на Земле, а также в начале сеанса и вблизи ГМЭ затенением обозначены приэкваториальные области, в область которых попадает экваториальная аномалия ЭА. На панелях выведены также минимальное и максимальное значения параметра (MIN, MAX) и M – его среднее значение (пунктирная горизонтальная линия).

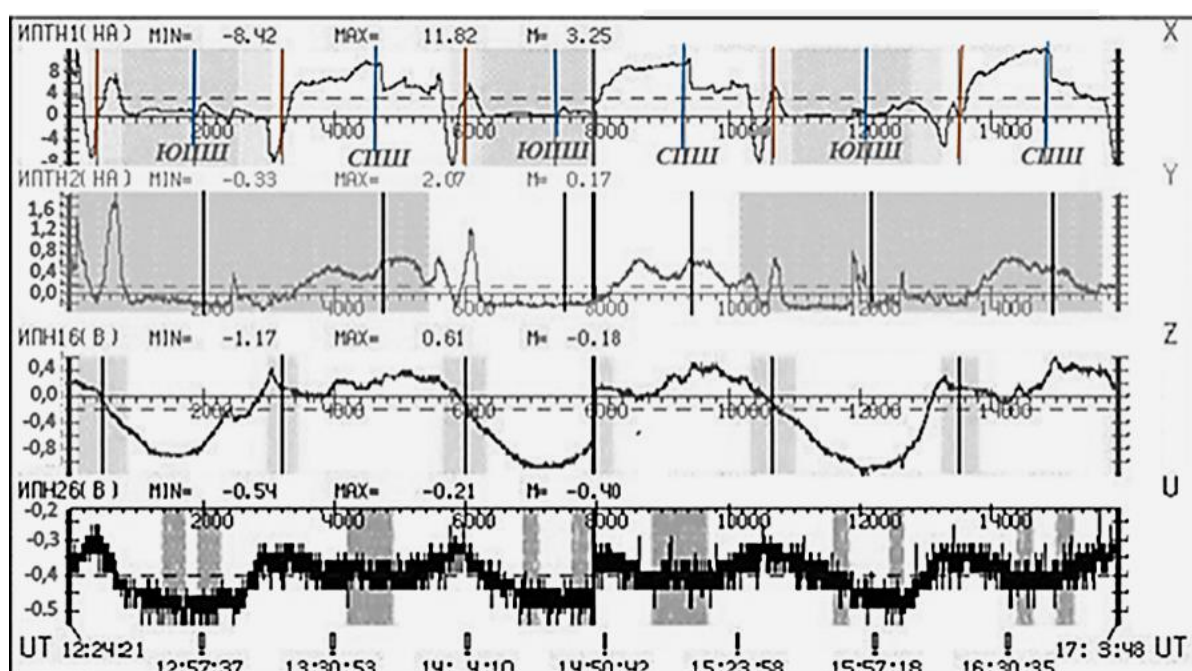


Рисунок 3 – Токи натекания (ИПТН1, ИПТН2) и квазипостоянные электрические поля (ИПН16, ИПН26) с двух датчиков Д1 и Д3 (боковой)

2. Сопоставление показаний датчиков с геофизическими координатами позволило выделить несколько областей с разной картиной изменения амплитуды как токов, так и напряженности квазипостоянного поля:

- северное полушарие (СПШ) с изменением амплитуды в диапазоне тока от до нА в форме неправильной, изрезанной синусоиды на первом (положительном) полупериоде и напряжения в диапазоне от ТМЕ до ТМЕ в форме неправильной, изрезанной синусоиды на втором (отрицательном) полупериоде;
- южное полушарие (ЮПШ) с наименьшей по модулю амплитудой тока, с небольшими флуктуациями вокруг этого значения, амплитуда напряжения поля имеет форму неправильной синусоиды в отрицательном полупериоде;
- область вблизи экватора при переходе из СПШ в ЮПШ (с широтами ориентировочно от 20 до минус 20 градусов) с резким скачком амплитуды тока в виде кривой с двумя перегибами, один - в отрицательной области, другой - в положительной области. Амплитуда напряженности квазипостоянного тока в

этой области начинает уменьшаться и меняет знак от положительного до отрицательного значения с последующем продолжением уменьшения в ЮПШ;

- область вблизи экватора при переходе из ЮПШ в СПШ, где наблюдается небольшой провал амплитуды с последующем ее увеличением по выходу из этой области;

- область от начала тени на Земле при сохранении освещенности орбиты (вечерний терминатор) и до начала тени на орбиты;

- область от начала освещенности на орбите при продолжении тени на Земле до выхода Земли из тени (утренний терминатор);

- область полного освещения как на орбите, так и на Земле, характеризующейся более, чем в теневой области, изрезанной кривой на графике изменения величин тока и напряженности полей;

- область полной тени как на орбите, так и на Земле.

Обсуждение результатов

1. В данных измерениях, во всех областях, четко прослеживается антикорреляция амплитуд токов и квазипостоянных электрических полей. При возрастании амплитуды тока значение напряженности падает, при уменьшении амплитуды тока величина напряженности растет, при этом время достижения экстремальных значений совпадает. Предполагается, что положительное направление тока связано с наличием около поверхности МКС и, соответственно, на чувствительном элементе датчика, более высокого отрицательного потенциала, чем потенциал поверхности СМ и направление тока положительно, от поверхности к ионосферной плазме. Наведенный в ионосфере заряд на чувствительный элемент датчика постоянного поля создает поле противоположное по знаку электрическому полю в ионосфере и соответственно, току натекания на пластину.

2. Также хорошо заметен резкий скачок со сменой знака амплитуды тока и смена знака поля при вхождении и выходе из приэкваториальных областей, что можно объяснить резкой сменой плотности электронной плотности ионосферы, присущей ЭА. Похожая картина, в общем виде, наблюдается от витка к витку за исключением небольших, по сравнению с основными, всплесков амплитуды на общем фоне ее изменения. Так, на рис. 2 около полуденного меридиана (в верхней точке орбиты) в северном полушарии заметен небольшой провал амплитуды тока и импульсное увеличение амплитуды поля, объясняемые существованием ионосферного провала (узким слоем ионосферы с уменьшенной концентрацией электронов) в высокоширотных областях. Существенно, что такие всплески наблюдаются при наибольшей геомагнитной широте на орбите движения МКС (более $60^{\circ}L0$).

3. Сравнение измерений датчиками Д1, Д2, направленными в надир, и датчиком Д3, направленным в «спутный» след выявило похожесть измерений соответствующих параметров. В общих чертах характер измерений, выполненных разнонаправленными датчиками на протяжении сеанса, коррелирует с ко-

эффицентом $0,66 \div 0,69$. Однако токи и электрические поля, измеряемые в "следе", имеют меньшую амплитуду, более "изрезанный" общий вид.

4. На панели X (см. рис. 3) различной степенью затененности обозначены участки пролета МКС в зоне тени на Земле и освещенности орбиты МКС (светло серый), тени на Земле и орбите (более темный). Отсутствие затенения – соответствует освещенности орбиты МКС и поверхности Земли. На панели Y темным и светлым цветом отмечены зоны пролета полного витка, черными полосами отмечены измерения на максимальной геофизической широте орбиты в северном и южном полушариях. На панели Z вертикальными линиями обозначены моменты пересечения МКС ГМЭ (соответственно коричневые линии на панели X), затенением обозначены приэкваториальные области (в пределах $\pm 20^\circ L_0$ от ГМЭ). L_0 соответствует долготе в системе координат, привязанной к магнитному полю Земли.

На панели U затенены области измерений, выполненные при пролете МКС диапазона долгот, соответствующего $50\text{--}60^\circ L_0$ в магнитной системе координат. Привязка измерений к координатам в магнитной системе координат проводилась в соответствии с моделью магнитного поля, заложенной в программе CADR-4. Незатененные участки внутри близко размещенных затененных, соответствуют измерениям на широтах больших $60^\circ L_0$.

На всех панелях помимо наименования представлены численные значения соответствующих параметров в сеансе – минимальные (MIN), максимальные (MAX), средние (M). Пунктирные горизонтальные линии показывают средние значения параметров в сеансе измерений.

5. Еще одной характерной особенностью является зависимость значений параметров от условий освещенности подспутниковой и надспутниковой вертикали (день – ночь в подспутниковой точке на поверхности Земли и свет – тень на орбите МКС). В зависимости от условий освещенности наблюдается существенное изменение амплитуд и знаков измеряемых токов и электрических полей. В средних широтах в условиях света среднее значения тока – положительное и в несколько раз превышает значение тока, измеряемое в тени. Среднее значение поля в условиях тени имеет отрицательное значение, в условиях света – положительное.

6. Вне крупномасштабных ионосферных структур (ЭА, ГИП, ГДВ) на полностью освещенных орбитах измеряемый ток – положительный, существенно превышающий средние его значения, наблюдаемые при других условиях. Измеряемое поле в основном положительное. На полностью теневой части орбиты величина тока ниже среднего положительного в сеансе значения, иногда наблюдаются небольшие и непродолжительные отрицательные значения. Значение поля в основном отрицательное. При пересечении вечернего терминатора на Земле происходит переход измеряемых параметров в условия ночной ионосферы: постепенно уменьшаются положительные значения измеряемого тока (или даже становятся отрицательными), электрические поля изменяют знак и становятся так же отрицательными. При пересечении точки входа

МКС в тень резкого изменения тока и поля не наблюдается. От момента пересечения точки выхода МКС из тени до пересечения утреннего терминатора на Земле наблюдается рост положительного значения тока до уровня существенно превышающего среднее; электрическое поле постепенно переходит из отрицательных значений в область положительных. В общем, поведение измеряемых токов и электрических полей в зависимости от условий освещенности (свет–тень, пересечение терминатора) определяется количеством заряженных носителей (в основном тепловой плазмы ионосферы), число которых определяется процессами в ионосфере: диссоциацией компонент, ростом числа атмосферных электронов из-за солнечного ультрафиолета, появлением и исчезновением фотоэлектронов, генерируемых элементами конструкции КА.

7. Относительно света–тени в крупномасштабных структурах можно отметить следующее. При пересечениях МКС крупномасштабных ионосферных структур (ЭА, локальных провалов и возрастаний плотности, ГИП (ГДВ), субавроральных областей) на измерения накладываются условия освещенности, при этом структуры не маскируются. Максимальное отрицательное значения измеряемого электрического поля составило $-1,42\text{ТМЕ}$, максимальное положительное $+0,83\text{ТМЕ}$.

8. В измерениях тока натекания (стекания) и квазипостоянного приповерхностного электрического поля в дневной ионосфере наиболее очевидной крупномасштабной по протяженности и амплитуде структурой является ЭА. В большей части сеансов, в которых МКС пересекает дневную приэкваториальную область, наблюдаются изменения в показаниях продолжительностью 8–12 минут. ЭА возникает при переходе орбиты из полушария в полушарие (как из северного в южное, так и из южного в северное) и проявляется как характерное изменение в амплитуде тока: переход из текущего положительного значения через ноль, постепенное нарастание отрицательного значения до максимального, достижение максимального отрицательного значения, постепенное уменьшение отрицательного значения до нулевого, переход через ноль на ГМЭ и нарастание (или спадание) до текущего значения тока на выходе из приэкваториальной области. Одновременно с переходом тока через ноль на ГМЭ наблюдается переход измеряемого электрического поля из положительного значения в отрицательное. Таким образом, в наших измерениях типичная ЭА содержит две особенности: характерное изменение тока натекания с переходом через 0 из отрицательного значения в положительное вблизи ГМЭ, а также переход электрического поля через 0 из положительного значения в отрицательное также вблизи ГМЭ. Иногда наблюдается нетипичная реакция датчиков на прохождение ЭА, которая влияет на измеряемые значения амплитуд тока и поля и может быть более продолжительной, иметь более сложную структуру, часто несимметричную. Иногда в измерениях зависимость от ЭА не наблюдается (с учетом чувствительности детекторов), в этих случаях значения и тока, и поля нетипичны. ЭА, проявляющаяся в условиях пересечения вечернего терминатора на Земле, продолжает оказывать влияние на измерения в ночной ионосфере (рис.

2). После выхода МКС из тени на ЭА может не проявляться (см. рис. 3) или проявиться достаточно быстро после пересечения точки выхода из тени Земли. Наблюдалось несколько случаев появления структур подобных ЭА в ночной приэкваториальной ионосфере.

9. Устоявшиеся к настоящему времени у специалистов-геофизиков представления об электромагнитных процессах в приэкваториальной области F2 дневной ионосферы Земли включают обнаруженную в середине 1940-х годов экваториальную геомагнитную аномалию (ЭА). Механизм образования этой аномалии связан с так называемым "фонтан-эффектом", который заключается в следующем [5]. В области геомагнитного экватора, существующее геомагнитное поле (почти параллельное поверхности Земли вблизи геомагнитного экватора) и восточно-западная компонента электрического поля вызывают дрейф заряженных частиц в поперечном обоим полям направлении. В результате этого происходит вынос плазмы из района экватора, где ионизация максимальна, в область более высоких широт. Возникает явление "фонтан-эффекта", т.е. плазма поднимается вверх в экваториальной области и постепенно поворачивает по направлению на север в СПШ и на юг в ЮПШ, что вызвано увеличением наклона геомагнитных силовых линий по обе стороны от геомагнитного экватора. Динамика измеряемых в КЭ приповерхностных токов натекания и приповерхностных электрических полей так же определяется локальной концентрацией тепловой компонентой окружающей ионосферной плазмы, локальным электрическим и магнитным полями. Выполненные измерения показывают, что при пересечении МКС приэкваториальной области в дневное время наблюдаются вариации измеряемых параметров, соответствующих появлению в ионосфере крупномасштабной специфической структуры, изменяющей пространственную временную динамику токов натекания и электрического поля, что проявляется в изменении величины и направления (ток натекания – ток стекания) измеряемых токов, а так же величины и знака электрического поля. Представляется, что наблюдаемая на орбите крупномасштабная структура укладывается в существующую модель ЭА.

10. В полученных измерениях можно обнаружить и влияние других наблюдаемые крупномасштабных структур. Приблизительно в середине между пересечениями МКС ГМЭ в СПШ и ЮПШ в ряде сеансов наблюдаются структуры, на переходных (ГИП) и субавроральных (ГДВ) широтах. Особенности орбитального движения МКС с учетом наклона орбиты и ориентации осей МКС к вектору напряженности магнитного поля Земли часто дают возможность наблюдать только экваториальные границы ГИП и ГДВ. ГИП всегда находится ближе к экватору, чем ГДВ. ГИП чаще наблюдается в СПШ, чем в ЮПШ. Известно, что ГИП и ГДВ имеют пологую среднеширотную границу и более резкую полярную. В условиях геомагнитных возмущений экваториальные границы ГИП и ГДВ смещаются на более низкие широты. В условиях геомагнитных возмущений орбита МКС попадает в субавроральную диффузную зону СПШ, а в ЮПШ попадает в область структурированных высыпаний, что

проявляется в вариациях измерений токов натекания и электрических полей. В измерениях также наблюдаются и другие мелкомасштабные по продолжительности и амплитуде текущие повторяющиеся и неповторяющиеся от витка к витку структуры. Специалисты NASA в КЭ FPMU [6] проводили подобные плазменные комплексные зондовые измерения вблизи поверхности МКС на расстоянии 1,5 м, основная цель которых состояла в исследовании динамики плавающего потенциала. Полученные данные измерений качественно во многом совпадают с результатами рассматриваемого в статье КЭ «Импульс (1 этап)».

11. При выбросах со станции продуктов жизнедеятельности (срабатывание двигателей, дренажные выбросы), а также при выбросах плазмы с установленно-го для проведения активного КЭ импульсного плазменного инжектора наблюдаются характерные области колебания измеряемых величин в течении времени активного воздействия на внешнюю среду вблизи поверхности МКС (см. рис. 3, 4).

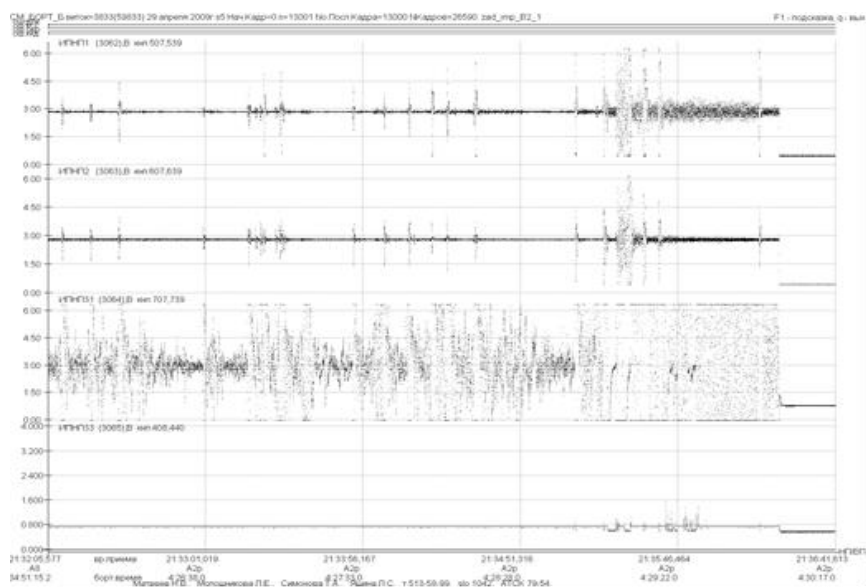


Рисунок 4 - Флуктуации электрических полей (плотности среды) в приповерхностной зоне CM PC МКС при срабатывании двигателей ориентации и развороте МКС

Заметны резкие области колебания амплитуды измеряемых параметров, как полей, так и токов, обусловленные переформированием распределения заряженных частиц ионосферы и, соответственно появлению электрических полей около поверхности CM. Колебания наблюдались на всех датчиках в диапазоне частот до 2 кГц, 20 кГц и 200 кГц. Такие колебания электрического поля и токов натекания быстро затухают по окончании инъекции и общая картина изменения амплитуд восстанавливается. Однако, довольно высокая интенсивность колебаний может оказать влияние на радиоэлектронную и оптическую аппаратуру, усиливая шумовой фон среды (ионосферы) на орбите полета (см. рис. 5).

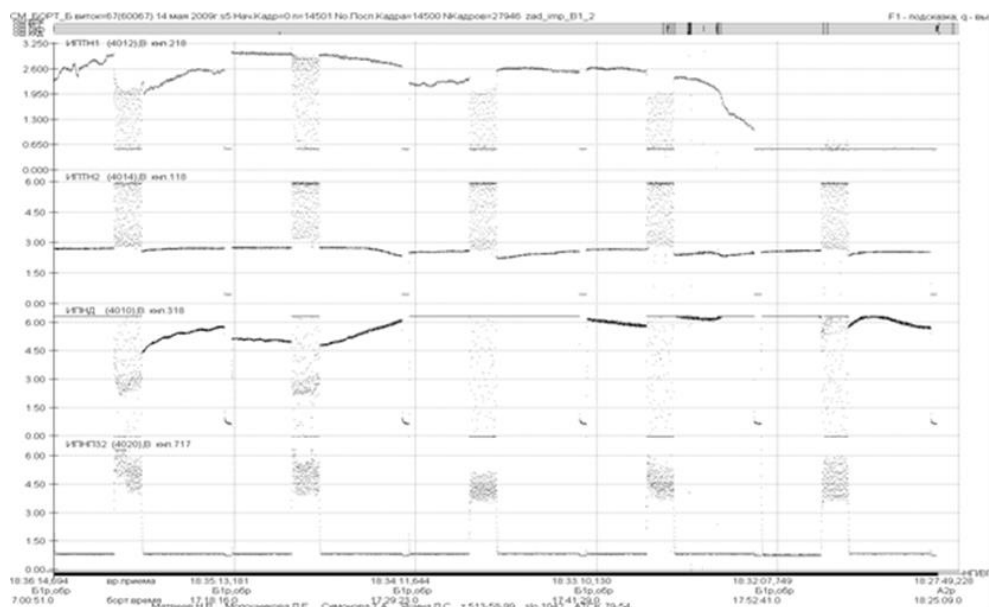


Рисунок 5 – Ток натекания и квазипостоянное электрическое поле при работе импульсного плазменного инжектора

Основные результаты анализа экспериментальных данных

Выявлена зависимость колебаний амплитуды электрических полей и токов вблизи поверхности СМ от прохождения МКС известных ионосферных пространственно-временных структур, характеризующихся изменением плотности частиц в ионосфере (Экваториальная аномалия, Главный ионосферный провал, геомагнитный экватор, субавроральная область). Зафиксировано влияние выбросов продуктов жизнедеятельности станции и искусственной плазмы на состояние электрического поля и токов натекания вблизи поверхности СМ, приводящее к резким колебаниям электрофизические параметры вблизи поверхности КА в диапазоне до 20 кГц.

Выводы

Представленный анализ позволяет сделать вывод, что относительно простой прибор, предназначенный для диагностики приповерхностной заряженной компоненты окружающей МКС среды в активном КЭ, может быть использован для мониторинга структурных особенностей ионосферы и контроля параметров ионосферы. Зафиксированные значительные повышения амплитуды электрического поля вблизи поверхности КА могут приводить к резкому изменению потенциала его поверхности и возможным локальным разрядам, особенно в объеме диэлектрических покрытий. Такие разряды могут влиять на показания чувствительных измерительных приборов, а также на деградацию материалов покрытия поверхности КА, снижая сроки их службы. В этой связи датчики могут быть использованы в качестве контроля за электропомеховым состоянием внешней среды КА. Экспериментально продемонстрировано, что представленные в настоящей работе датчики при соответствующей настройке могут быть исполь-

зованы также для контроля за расходом рабочего тела при использовании в составе КА электрореактивных установок, в том числе при экспериментальном исследовании перспективных импульсных плазменных инжекторов и ионных двигателей.

Заключение

В заключении следует отметить, что в работе по созданию приборного комплекса ККЭП, подготовке и реализации КЭ, кроме авторов настоящей статьи, участвовали и другие специалисты ПАО «РКК «Энергия», НПО ИТ и ИКИ РАН, по существу, являющиеся соавторами публикации. Стоит отметить, что разработка и создание комплекса контроля электрофизических параметров проводилась под руководством главного конструктора НПО ИТ Пушкина Н.М., доктора технических наук, грамотного специалиста, энтузиаста и вдохновителя работ по реализации КЭ. Особый вклад в работу внес научный сотрудник ИКИ РАН Лисаков Ю.В., осуществляя обработку результатов КЭ, анализ данных, сопоставление их с геофизическими особенностями в ионосфере.

Литература

1. Лисаков Ю.В., Климов С.И., Лапшинова О.В., Медников Б.А., Машков А.С., Пушкин Н.М. Флуктуации тока на плоские зонды прибора "Зонд-Заряд", установленного на орбитальном комплексе Мир // Космические исследования. 2003. Т.41. № 3. С. 265–276.
2. Лисаков Ю.В., Климов С.И., Лапшинова О.В., Пушкин Н.М., Машков А.С. Анализ измерений квазистационарных электрических полей в приповерхностной зоне орбитального комплекса Мир // Космические исследования. 2007. Т.45. № 3. С. 270–273.
3. Лисаков Ю.В., Лапшинова О.В., Яковлев В.Н. Исследование эффектов инжекции плазмы с борта орбитального комплекса Мир // 4-я ежегодная конференция "Физика плазмы в солнечной системе", 16–20 февраля 2009 г. М.: Изд-во ИКИ РАН, 2009. С. 36–37.
4. Лисаков Ю.В., Лапшинова О.В., Пушкин Н.М., Коношенко В.П., Матвеев Н.В., Яшина Л.С. Измерение токов натекания и квазистационарного электрического поля в приповерхностной зоне РС МКС в ионосфере Земли // Космическая техника и технологии, 2021. № 4. С. 5-21.
5. Ратклифф Дж. Введение в физику ионосферы и магнитосферы. М.: Изд-во "Мир", 1975. -294 с.
6. Joseph I. Minow, Victoria Coffey, Kenneth Wright, Paul Craven¹, Steven Koontz. Opportunities for Utilizing the International Space Station for Studies of F2- Region Plasma Science and High Voltage Solar Array Interactions with the Plasma Environment // Abstract to be submitted to Air Force Orbital Resources Ionosphere Conference Dayton, OH, 12 - 14 January 2010.

УДК 544.45
eLIBRARY.RU: 31.15.01

С.Б. Пичугин

ПАО РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв, Моск. обл.

**ИССЛЕДОВАНИЯ ГОРЕНИЯ ЖИДКИХ, ГАЗООБРАЗНЫХ И ТВЁРДЫХ
ТЕЛ НА БОРТУ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ
INVESTIGATION OF COMBUSTION OF LIQUID, GASEOUS
AND SOLID BODIES ON BOARD OF INTERNATIONAL
SPACE STATION**

Аннотация: Приводятся результаты экспериментов, посвящённых изучению процессов горения в условиях невесомости в рамках программы совместных российско-американских исследований. Отмечается ценность полученных результатов для разработки двигательных установок и иных технических устройств, связанных с горением и предназначенных для работы в условиях невесомости и микрогравитации, для борьбы с пожарами на борту космических аппаратов, а также для будущих разработок и эксплуатации огневых экспериментальных установок на борту перспективных космических станций.

Ключевые слова: горение, процессы горения, оборудование для исследований, космические технологии.

Abstract: Results of investigations are presented, related to processes of combustion in weightlessness and microgravity. Value of the results received is outlined for developing engines and other installations used for combustion in weightlessness and microgravity, and for distinguishing fires on board of space vehicles, and also for developing and maintaining combustion experimental installations in the future for perspective space stations.

Keywords: combustion, combustion processes, equipment for investigations, space technology.

Введение

В период с 2017 по 2021 год в рамках российско-американской программы совместных исследований проводились эксперименты, посвящённые изучению процессов горения в условиях невесомости и микрогравитации. В подготовке и проведении экспериментов с российской стороны участвовали АО «ЦНИИМаш», как постановщик ЦР. Участниками ЦР являлись ПАО «РКК «Энергия», ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю. А. Гагарина», ФГБУН ФИЦ ХФ РАН им. Н. Н. Семёнова, ФГБУН ФИАН им. П. Н. Лебедева, ФГАОУ ВО Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого и ФГАОУ ВО ДВФУ. Базой для экспериментов служила многофункциональная стойка для исследования горения CIR (Combustion Integrated Rack), модульное построение

которой позволяло оперативно перенастраивать её для исследования процессов горения жидкостей, газов и твёрдых тел. Внешний вид стойки приведен на рис. 1.

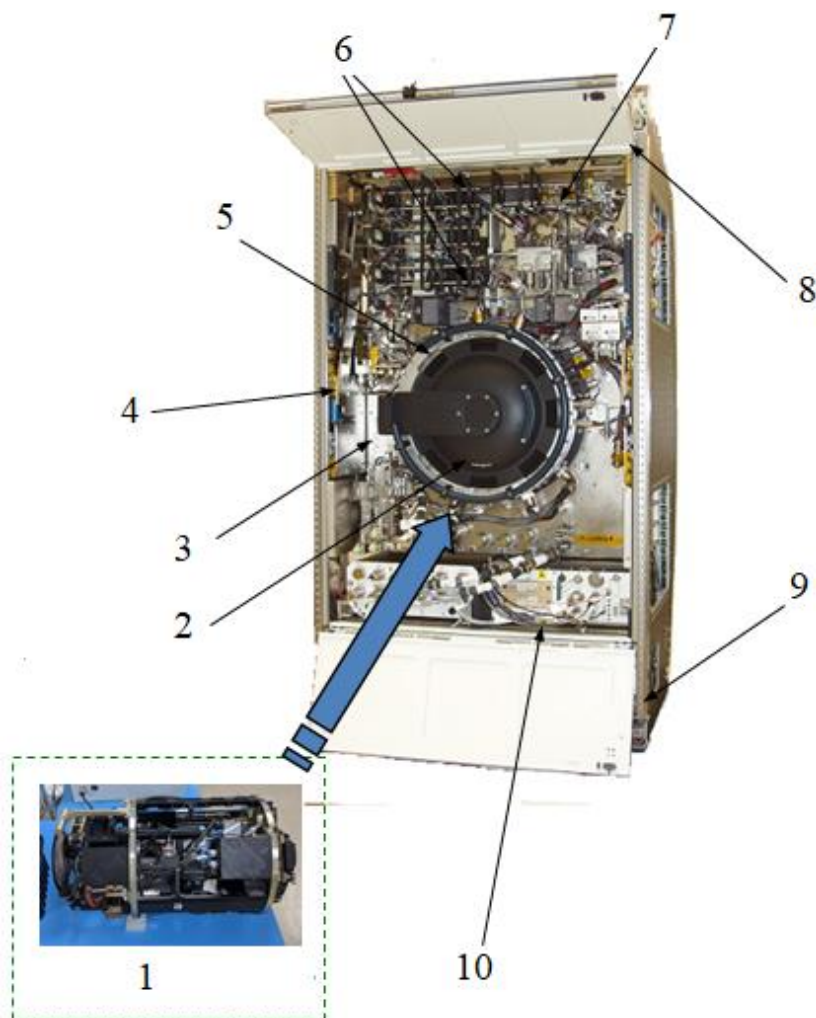


Рисунок 1 – Многофункциональная стойка CIR для экспериментов, связанных с изучением процессов горения: 1 – сменная исследовательская камера; 2 – защитная дверь; 3 – кронштейн защитной двери; 4 – блок датчиков микроускорений и осей положения стойки; 5 – стенка лабораторной шахты; 6 – панель подачи компонентов топлива; 7 – панель регулировки параметров в исследовательской камере; 8 – верхняя створка стоечной двери; 9 – виброизоляционная платформа пассивного типа; 10 – блок управления

Достоинством стойки CIR является прежде всего то, что для при перенастройке на очередную серию экспериментов в ней можно заменить практически любую составную часть – горелку в экспериментальной камере, экспериментальную камеру, баллон одной ёмкости заменить на баллон другой ёмкости, баллон с жидкостью на баллон с газом, расходомер для жидкости заменить на расходомер для газа и т. д., включая систему электронного управления. Это

позволяет существенно облегчить работу экипажа и повысить безопасность проводимых работ.

Методы исследований процессов горения на борту МКС

Главной особенностью исследования процессов горения на борту МКС является то, что, они проводятся в условиях невесомости, не ограниченной по времени, в отличие от земных условий, где невесомость может быть только кратковременной. Даже при том, что эта невесомость нарушается кратковременными ускорениям, связанными с работой двигателей коррекции, перемещениями экипажа по МКС и т.д., изучение процессов горения в этих условиях представляет собой огромную исследовательскую ценность. С этим связан устойчивый интерес учёных разных стран к организации соответствующих экспериментов. Сведения об экспериментах в рамках программы совместных российско-американских исследований по изучению процессов горения в условиях невесомости и микрогравитации приведены в табл. 1. Для проведения указанных экспериментов, в стойке CIR использовались три поколения экспериментальных модулей, представляющих собой исследовательские камеры, предназначенные для горения топлив в различных агрегатных состояниях вещества – жидком, газообразном и твёрдом. Внешний вид и конструктивные элементы применяемых исследовательских камер приведены в табл. 2. Для проведения измерений в экспериментах с распространением фронта пламени исследователи применяли оригинальный метод тонковолоконной пирометрии, когда температура внутри границ распространяющегося фронта пламени определялась по свечению карбоновых нитей, натянутых, как струны музыкального инструмента на специальную рамку (см. рис. 2).

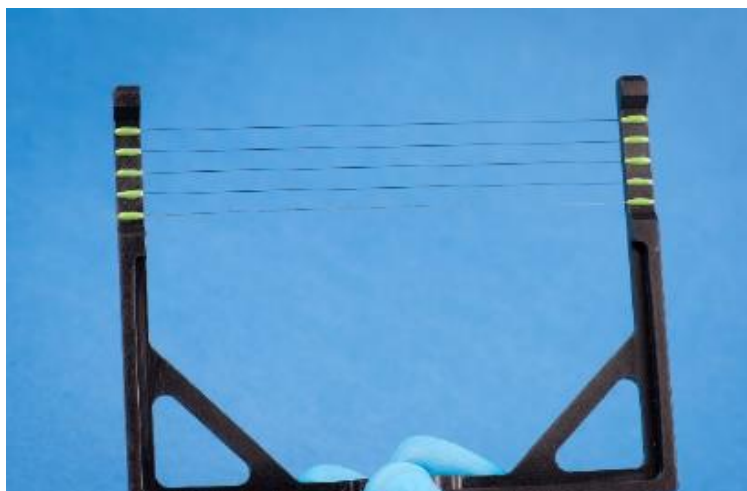


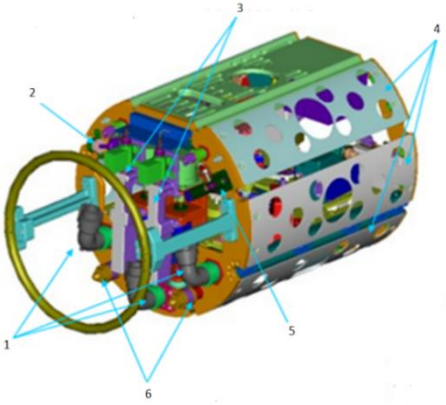
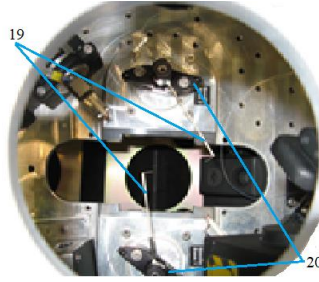
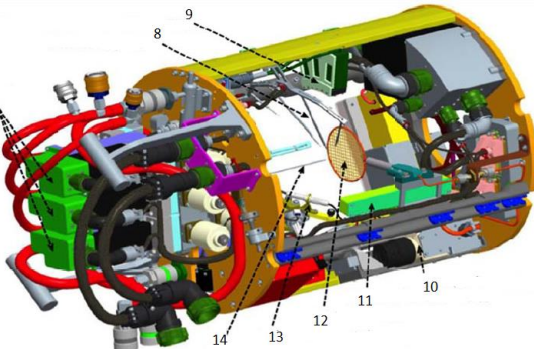
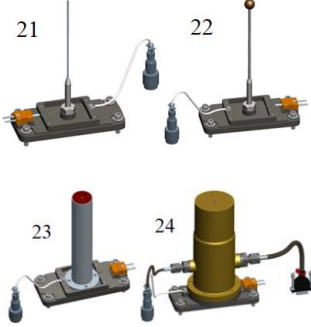
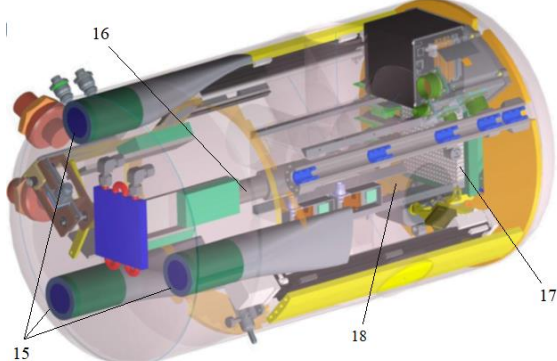
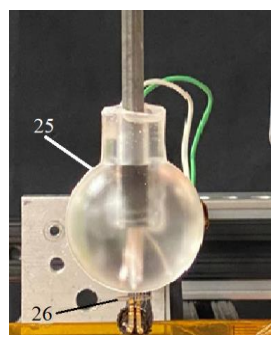
Рисунок 2 – Экспериментальная рамка с набором из пяти тонких сменных волокон (SiC) для измерения температуры горения методом тонковолоконной пирометрии для проведения измерений в экспериментах с определением границ распространяющегося фронта пламени

Приведенная на рис. 2 рамка успешно применялась в экспериментах «S-FLAME» и «Адамант» и позволяла оценивать, как пределы распространения фронта пламени, так и температуру в ряде сечений огненной сферы, характерной для пламён, формирующихся в условиях невесомости вокруг определённого центра, например – сферической горелки.

Таблица 1 – Сведения об экспериментах в рамках программы совместных российско-американских исследований по изучению процессов горения в условиях невесомости и микрогравитации

| Группа экспериментов | Характеристики эксперимента | | |
|----------------------|-----------------------------|--|--|
| | Наименование эксперимента | Цель эксперимента | Горючее |
| Горение жидкостей | Зарево | изучение горения капель углеводородов в условиях микрогравитации | н-додекан ($C_{12}H_{26}$) |
| Горение газов | Диффузионное пламя | изучение ламинарного диффузионного пламени в спутном потоке горючего и окислителя | метан (CH_4), этилен (C_2H_4) |
| Горение газов | Электрическое пламя | изучение влияния электрических полей на диффузионное пламя | метан (CH_4), этилен (C_2H_4), ацетилен (C_2H_2) |
| Горение газов | Сферическое пламя | исследование сферически симметричного диффузионного пламени | водород (H_2), метан (CH_4), этилен (C_2H_4) |
| Горение газов | Фламенко | исследование горючести конденсированных пожароопасных материалов в условиях микрогравитации | метан (CH_4), этилен (C_2H_4) |
| Горение газов | Адамант | исследование сферических диффузионных пламён – при подаче горючего в атмосферу окислителя и наоборот | метан (CH_4), этилен (C_2H_4), ацетилен (C_2H_2) |
| Горение твёрдых тел | Джел | изучение горения твёрдых горючих материалов | шар из $(C_5O_2H_8)_n$ полиметилметакрилата |

Таблица 2 – Внешний вид и конструктивные элементы применяемых исследовательских камер

| Группа экспериментов | Наименование и основные характеристики камеры | Вид камеры | Вид горелки |
|----------------------|---|--|---|
| Горение жидкостей | MDCA (Multi-user Droplet Combustion Apparatus) |  |  |
| Горение газов | ACME (Advanced Combustion via Microgravity Experiments) |  |  |
| Горение твёрдых тел | CIA (Chamber Insert Assembly) |  |  |

Примечание. На изображениях обозначено: 1 – электрические разъёмы; 2 – упор; 3 – топливные ёмкости; 4 – пластины кожуха; 5 – запирающий механизм; 6 – разъёмы системы охлаждения; 7 – расходомеры; 8 – термopара; 9 – фотоумножитель; 10 – аналоговая цветная камера; 11 – линейный радиометр; 12 – сеточный электрод; 13 – запальник; 14 – горелка; 15 – воздуховоды; 16 – механизм подачи образца; 17 – воздушная решётка; 18 – экспериментальный стол; 19 – трубки подачи капельно-жидкого топлива; 20 – поворотные устройства разведения трубок подачи топлива; 21 – газоподающая горелка; 22 – сферическая; 23 – ламинарная; 24 – дисковая; 25 – образец горючего; 26 – запальник.

Основные результаты, полученные в ходе исследований

Основными результатами экспериментов являются данные о влиянии на образование и устойчивость пламени следующих основных параметров:

- а) давление и температура в экспериментальной камере;
- б) скорость потока газа/жидкости;
- в) концентрация компонентов топливной смеси;
- г) напряжённость электрического поля.

К настоящему времени завершено выполнение экспериментов с горением жидкостей и газов. Планируется к выполнению эксперимент с горением твёрдых тел.

В ходе исследований получены данные о характеристиках горения:

- размеры стабилизированного пламени;
- границы возникновения пульсирующих неустойчивостей пламени;
- температура пламени;
- сажеобразование в процессе горения;
- пределы существования пламени во времени и пространстве.

Определены также некоторые типичные отказы экспериментальных установок, реализующих горение в условиях невесомости. Перечень типовых отказов, определённых в ходе проведения экспериментов и возможных причин их возникновения, приведен в табл. 3.

Таблица 3 – Перечень типовых отказов, определённых в ходе проведения экспериментов

| Наименование отказа | В каких экспериментах обнаружен | Примечания |
|---|---|---|
| Отказ, связанный с подачей топлива | Зарево | При подаче жидкого топлива, возможно связан с формой топливоподающей трубки |
| Разгерметизация ёмкости (топливного баллона) | Фламенко, Адамант, S-FLAME | При подаче газовой смеси (при исследовании горения газовых смесей), возможно связан с износом вентиля баллона. |
| Выход из строя устройств поджига (запальника) | Диффузионное пламя, Электрическое пламя, Фламенко, Адамант, S-FLAME | Возможно, ввиду затруднений зажигания материалов в условиях невесомости (увеличивается требуемая мощность запальника) и повышенного сажеобразования при горении в невесомости. Замена требовалась примерно каждые 30 суток. |
| Отказы органов управления | Зарево, Диффузионное пламя, Электрическое пламя, | Возможно связано с наличием ионизирующих излучений космоса. |

Затраты времени российского экипажа на настройку аппаратуры и подготовку её к работе составили более 70 часов полётного времени.

Перечень работ и затраты времени на их проведение приведены в табл. 4.

Перечень работ от экспедиции к экспедиции дополнялся и расширялся.

Соответственно, дополнялся перечень и описание работ в методиках, выпускаемых ПАО «РКК «Энергия» для подготовки экипажа к проведению работ.

Таблица 4 – Перечень работ и затраты времени экипажа на подготовку аппаратуры к работе

| Операции | Время, мин: сек |
|--|--------------------|
| Замена одного баллона интегрированной стойки CIR на 1,00 л на штуцере № 1 или на штуцере № 4 (для баллонов высокой концентрации кислорода) | 1:15 |
| Замена двух баллонов интегрированной стойки CIR на 2,25 л на штуцере № 2 и на 3,80 л на штуцере № 3 (для топливных баллонов) | 2:00 |
| Замена трёх баллонов интегрированной стойки CIR | 3:00 |
| Замена 2 баллонов интегрированной стойки CIR и 2 баллонов газового хроматографа | 3:00 |
| Замена 2 баллонов интегрированной стойки CIR и 3 баллонов газового хроматографа | 3:10 |
| Переключение/установка таймеров контроллеров вентилей расхода топлива и окислителя и замена двух баллонов интегрированной стойки CIR | 2:30 |
| Переключение калибровочного вентиля блока управления окислителем горючего (FOMA) стойки CIR | 1:10 |
| Замена картриджа с адсорбентом | 1:05 |
| Замена 2 баллонов и картриджа с адсорбентом | 2:30 |
| Замена 1 баллона и картриджа с адсорбентом | 2:00 |

Методики выпускались к каждой из проводимых целевых работ и космических экспериментов в ходе соответствующей экспедиции.

По результатам проведения целевых работ и космических экспериментов выпускались экспресс и итоговые отчёты.

Основные темы и результаты, освещённые в выпущенных отчётах, в краткой форме приведены в табл. 5.

Таблица 5 – Перечень результатов, освещённых в отчётах о выполнении целевых работ и экспериментов

| Наименование эксперимента | Основные результаты эксперимента |
|---------------------------|--|
| Зарево | изучен эффект многофазного горения капель углеводородов в условиях микрогравитации с промежуточным погасанием и последующим взрывообразным возгоранием пламени, вызванных периодическим образованием сажистой сферы вокруг горящей капли |
| Диффузионное пламя | <ul style="list-style-type: none"> – определены границы существования пламён из бедных, сильно разбавленных смесей газов, которые оказываются шире по сравнению границами существования пламени в земных условиях – отмечено, что факел диффузионного пламени в спутном потоке газа в невесомости выше, холоднее и образует меньше сажи, чем факел пламени в земных условиях |
| Электрическое пламя | отмечено, что электрическое поле (отрицательный потенциал на сетчатом электроде) суживает пламя по форме и придаёт пламени голубоватый оттенок |
| Сферическое пламя | <ul style="list-style-type: none"> – наблюдалось (для топливных смесей <i>водорода, метана и этилена</i> с различной степенью разбавления <i>азотом</i> в окислительной атмосфере) <i>кинетическое</i> гашение при низких скоростях потока и <i>радиационное</i> гашение при высоких скоростях потока топливной смеси. Подобные явления невозможно было наблюдать в наземных экспериментах ввиду ограниченной продолжительности микрогравитации. – обнаружено (в метановой смеси) формирование стационарных и нестационарных нелинейных волновых структур. В частности, были найдены структуры в виде локализованных очагов горения («baby flame») и волновые структуры, бегущие на фронте сферического пламени. |
| Фламенко | в данном КЭ выявлены динамические структуры в форме <i>ускоряющегося тройного пламени</i> , наблюдавшиеся впервые (рис. 4). |
| Адамант | исследованы в условиях микрогравитации сферические диффузионные пламена – при подаче горючего в атмосферу окислителя и наоборот |
| Джел | запланированы эксперименты с горением шара из полиметилметакрилата диаметром 40 мм в трубе квадратного сечения 140х140 мм и длиной 280 мм при концентрации кислорода в смеси от 17 до 35 % и давлениях от 0.5 до 1 атм. |

Обсуждение результатов исследований

Среди результатов, приведенных в табл. 5, наибольший интерес заслуживает сравнение показателей, полученных в ходе исследований горения капле-ножидких и газообразных топлив в ходе экспериментов «Зарево» и «Фламенко».

Так, при проведении КЭ «Зарево», в ходе исследования горения капле-ножидких горючих н-додекана и изо-додекана ($C_{12}H_{26}$), отмечалось явление, получившее название «беспламенное окисление», связанное с циклическим процессом медленного беспламенного догорания капли горючего в воздухе по-

сле радиационного погасания первоначально очень яркого «горячего» пламени вокруг нее (см. рис. 3).



Рисунок 3 – Циклический процесс беспламенного горения капли горючего в воздухе в невесомости. 1 – зажигание (производилось однократно); 2 – появление яркого жёлтого пламени; 3 – преобразование пламени в тусклое голубое свечение; 4 – исчезновение видимого пламени; 5 – повторное самовоспламенение. Этапы 2 – 5 повторялись циклически до полного выгорания капли горючего

Цикличность вспышек при догорании капли объясняется тем, что после погасания «горячего» пламени капля продолжает испаряться благодаря низкотемпературному окислению паров горючего. При этом, вокруг капли образуется сферическая оболочка из очень мелких (нанометрового диапазона) частиц сажи, которые поглощают часть тепловой энергии пламени и излучают ее в окружающую среду, приводя тем самым к безвозвратным потерям энергии и прогрессирующему снижению скорости испарения капли и скорости горения паров горючего.

В земных условиях проявление эффекта радиационного погасания капли осложнено естественной конвекцией, которая, с одной стороны, деформирует и фрагментирует сажевую оболочку, а с другой – увеличивает потоки тепла и вещества между поверхностью капли и пламенем.

Циклический процесс затухания наблюдался также при исследовании процесса горения и затухания газа над поверхностью плоской пористой горелки большого (25 или 50 мм) диаметра в ходе КЭ «Фламенко».

Было отмечено, что погасание начинается с появления «отверстия» на вершине пламени, границы которого очерчивают область с низкой температурой газовой смеси, делающей невозможным существование пламени. При этом, в условиях микрогравитации пламя принимало форму деформированного тора, а при определённых условиях при расходе газа в достаточно узком интервале – около $5 \text{ г}/(\text{м}^2 \cdot \text{с})$, можно было наблюдать явление повторяющегося процесса погасания с образованием комбинированного (тройного) пламени (см. рис. 4), когда головные части пламени с трёх сторон движутся навстречу друг другу. При этом вначале (на интервале времени 2,5-5 с) происходило полное погасание диффузионного пламени с одной стороны горелки, в то время как с другой стороны продолжал существовать постепенно уменьшающийся фрагмент этого

пламени. В это же время, в области погасания продолжалось смешение горючего и окислителя.

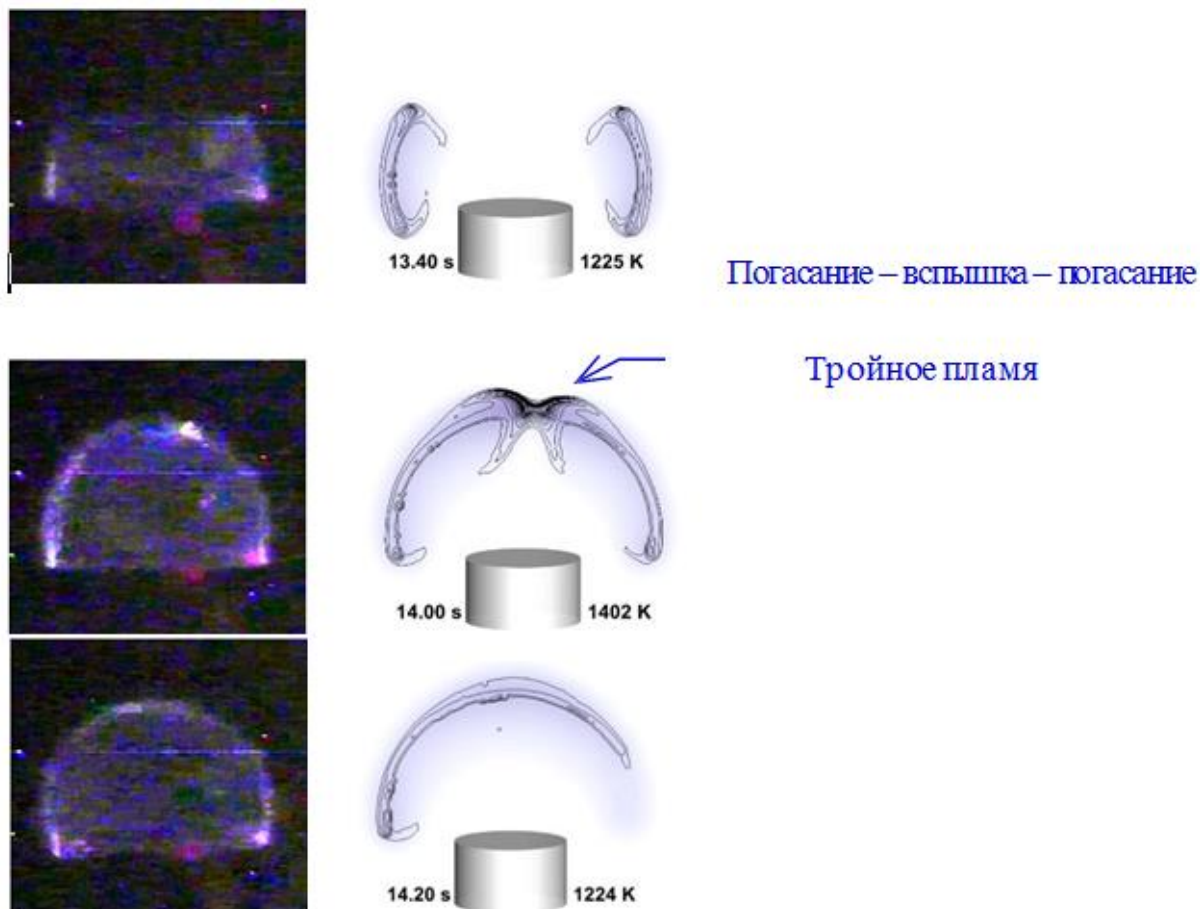


Рисунок 4 – Формирование в условиях микрогравитации ускоряющегося тройного пламени. Динамика роста пламени после потери устойчивости (межкадровый интервал 0,6 и 0,2 сек. Сверху вниз: 1 – погасание пламени в верхней части (образование тора); 2 – момент полного восстановления сферической формы пламени (столкновение фронтов тройного пламени); 3 – погасание

Оставшийся фрагмент пламени воспламенял подготовленную смесь, что приводило к формированию структуры так называемого тройного пламени, включавшего элементы как диффузионного пламени, так и пламени, полученного в результате воспламенения смеси.

Головная часть этой структуры распространялась с ускорением в обратном направлении по сферической поверхности.

Столкновение головных частей сопровождалось ростом мощности тепловыделения.

Одновременно с этим происходило остывание и погасание хвостовой части движущейся структуры с последующим снижением тепловыделения, которое, однако, не приводило к полному погасанию.

Смешение горючего и окислителя с последующим воспламенением повторялось и тройное пламя появлялось вновь. Приведённая последовательность событий повторялась как минимум ещё раз, и только после этого происходило полное погасание пламени. На основе анализа показателей горения и погасания пламен в этих двух экспериментах оценены характерные особенности и сделаны предварительные выводы о существенном влиянии процессов теплопередачи и подпитки окислителем угасающего пламени в жидкостях и газах в условиях невесомости, имеющие важное научное и практическое значение.

Сравнение пульсирующих структур пламён, полученных в экспериментах «Зарево» и «Фламенко» при исследовании горения жидких и газообразных топлив в условиях микрогравитации представляет несомненный интерес для дальнейшего развития химической физики, поскольку до настоящего момента у исследователей не было возможности наблюдать, а главное, сравнивать, поведение пламён в условиях, когда микрогравитация существует не короткое время, а охватывает не один цикл воспламенения – погасания пламени при горении жидкости или газа. В эксперименте «Фламенко», также исследовались диффузионные пламёна этилена C_2H_4 , создаваемые над плоской пористой горелкой в условиях микрогравитации и были получены сведения о наблюдавшихся состояниях диффузионного пламени и их соответствие результатам математического моделирования. Так, удалось зафиксировать набор пламён различных форм, формирующихся над раскалённой плоскостью, классифицировать их и соотнести полученные пламёна с условиями их формирования над этой плоскостью. Характеристики сеансов КЭ «Фламенко», в которых осуществлялись измерения параметров горения газов, приведены в табл. 6.


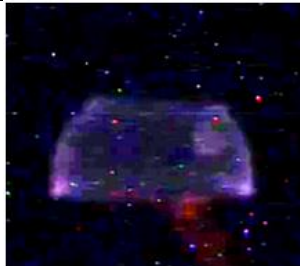


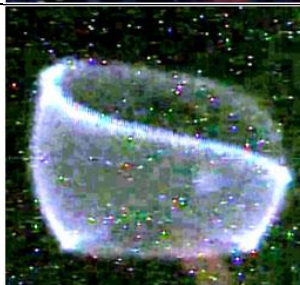
Таблица 6 – Характеристики условий проведения сеансов КЭ «Фламенко»

| Обозначение серии сеансов эксперимента | Горючее | Расход горючего (разбавлено N_2), slpm | Кислород O_2 , мольная доля | Давление, psi |
|--|----------------|---|-------------------------------|---------------|
| 039 | 100 % C_2H_4 | 0,1-0,2 | 0,21-0,4 | 14,3-14,7 |
| 051 | 100 % C_2H_4 | 0,1-0,15 | 0,265-0,34 | 8,2-14,8 |
| 056 | 50 % C_2H_4 | 0,14-0,2 | 0,21-0,4 | 8,2-14,7 |
| 063 | 50 % C_2H_4 | 0,19-0,38 | 0,26-0,4 | 14,7 |
| 066 | 50 % C_2H_4 | 0,025-0,078 | 0,36 | 8,3 |
| 070 | 50 % C_2H_4 | 0,047-0,156 | 0,28-0,36 | 8,2-10,3 |
| 087 | 100 % C_2H_4 | 0,041-0,082 | 0,28-0,36 | 8,2-10,3 |
| 094 | 100 % C_2H_4 | 0,039-0,21 | 0,22-0,35 | 8,2-14,7 |

Примечания: slpm – 1/100 литра в минуту; psi – единица фунт–сила на квадратный дюйм, численно равная 6,895 кПа или 1/14 атм.

Виды пламён в эксперименте приведены в табл. 7 (яркость, контрастность и пространственный масштаб одинаковы для всех иллюстраций).

Таблица 7 – Перечень пламён, полученных в ходе выполнения КЭ «Фламенко» (давление в испытательной камере (98,6 – 101,3) кПа)

| Наименование формы пламени | Форма пламени | Серия сеансов эксперимента, в которой зафиксирована данная форма пламени |
|----------------------------------|---|---|
| Стационарное пламя |  | 051, 056, 066, 070, 087, 094 |
| Погасание сверху |  | 039, 051, 056, 063, 094 |
| Погасание снизу |  | 087, 094 |
| Капюшон |  | 051, 056, 063, 094 |
| Спираль |  | 056, 063 |

Продолжение таблицы 7

| | | |
|----------------------------|---|-----|
| Неполное восстановление |  | 063 |
|----------------------------|---|-----|

Анализ полученных данных из табл. 6 и 7 показывает, что к появлению пульсирующих пламён приводит снижение концентрации кислорода и уменьшение давления над пористой поверхностью горелки.

Экспериментальные данные КЭ «Фламенко» (изображения пламени, время жизни пламени и тепловых потоков на поверхности горелки) сравнивались также с результатами численного моделирования.

Отмечалось, что рассогласование результатов модели с экспериментом увеличивалось с ростом концентрации кислорода в окружающей среде.

Возможная причина данного явления заключается в увеличении роли тепловой инерции крышки горелки и неравномерности её нагрева (в текущей версии модели температура поверхности горелки полагается постоянной и равной начальной).

По результатам КЭ предложено усовершенствовать математическую модель горения осуществляя учёт тепловой инерции и нагрева крышки горелки, неравномерного распределения расхода газа на поверхности, динамическую адаптацию сетки, уточнения спектральных свойств продуктов сгорания.

Не меньший интерес представляют результаты, полученные в ходе экспериментов, связанных с горением газов: «Диффузионное пламя», «Электрическое пламя», а также «S-FLAME» и «Адамант».

В ходе этих экспериментов удалось зафиксировать виды, сформулировать характерные особенности и составить перечень сформированных пламён, а также соотнести их с условиями зарождения и гашения для горелок трубчатой и сферической форм.

В эксперименте «S-FLAME» получены интересные результаты как при исследовании процесса распространения, так и процесса гашения пламени.

При исследовании распространения пламени (см. рис. 5) для оценки размера области горения и температуры в различных её сечениях, а также скорости распространения фронта пламени, опробован и успешно применялся метод тонковолоконной

В левой стороне кадра видны раскалённые нити рамки (см. рис. 2) пирометрии, который сочетает простоту и оригинальность с точностью и оперативностью измерений (см. рис. 2). На рис. 5 отчётливо видны раскалённые нити, яркость свечения которых пропорциональна температуре. Снимая на высоко-

скоростную камеру процесс распространения фронта огня, исследователи получали возможность регистрировать нарастание и спад температуры огня с точной привязкой ко времени прохождения процесса.



Рисунок 5 – процесс распространения сферического пламени в условиях невесомости, покадрово снятый в цвете высокоскоростной камерой.

Также, в ходе эксперимента «S-FLAME» наблюдался ряд пульсирующих режимов пламени. Анализ структуры пламени в этих режимах показал, что форма пламени при этом становится существенно трехмерной. Форма пламени меняется от чашеобразной, расположенной противоположно трубке подачи топливной смеси в горелку, к полной сфере, обхватывающей трубку подачи топливной смеси. Подобное поведение приведено в виде покадровой развёртки на рис. 6 в виде серии моментальных снимков фронта пламени, сделанных в видимом диапазоне.



Рисунок 6 – Покадровая развёртка процесса пульсирующего режима пламени

Процесс пульсаций огня повторяется, в зависимости от концентрации горючего и окислителя, либо периодически, либо имеет место всего лишь один период пульсаций, за которым следует гашение.

Важно отметить, что пламёна, подверженные гашению через появление осцилляций, как правило, перед возникновением пульсаций имеют достаточно большую горловину — область в окрестности трубки подачи топливной смеси, где наблюдается локальное гашение.

В районе этой области топливо и окислитель могут частично перемешиваться и возникновение пульсаций пламени в виде поверхностных волн, как это изображено на рис. 6, может быть связано с распространением волн горения в данную область с частично перемешанной топливно-воздушной смесью.

Формирование сажи в ходе таких процессов было установлено только на начальной стадии воспламенения. При этом прослеживается очевидная законо-

мерность: сажеобразование идет интенсивнее для топливной смеси с меньшим содержанием разбавителя (азота).

Наконец в эксперименте «S-FLAME» с метановой смесью интерес зафиксировано явление формирования нестационарных нелинейных волновых структур, в частности, очагового распространения пламени – так называемых пламён типа «baby flame». При этом, расширяющееся пламя, на некотором этапе распространения сегментируется на несколько очагов (см. рис. 7).

С выключением подачи смеси горючего и окислителя эти очаги как бы «стягиваются» к горелке.

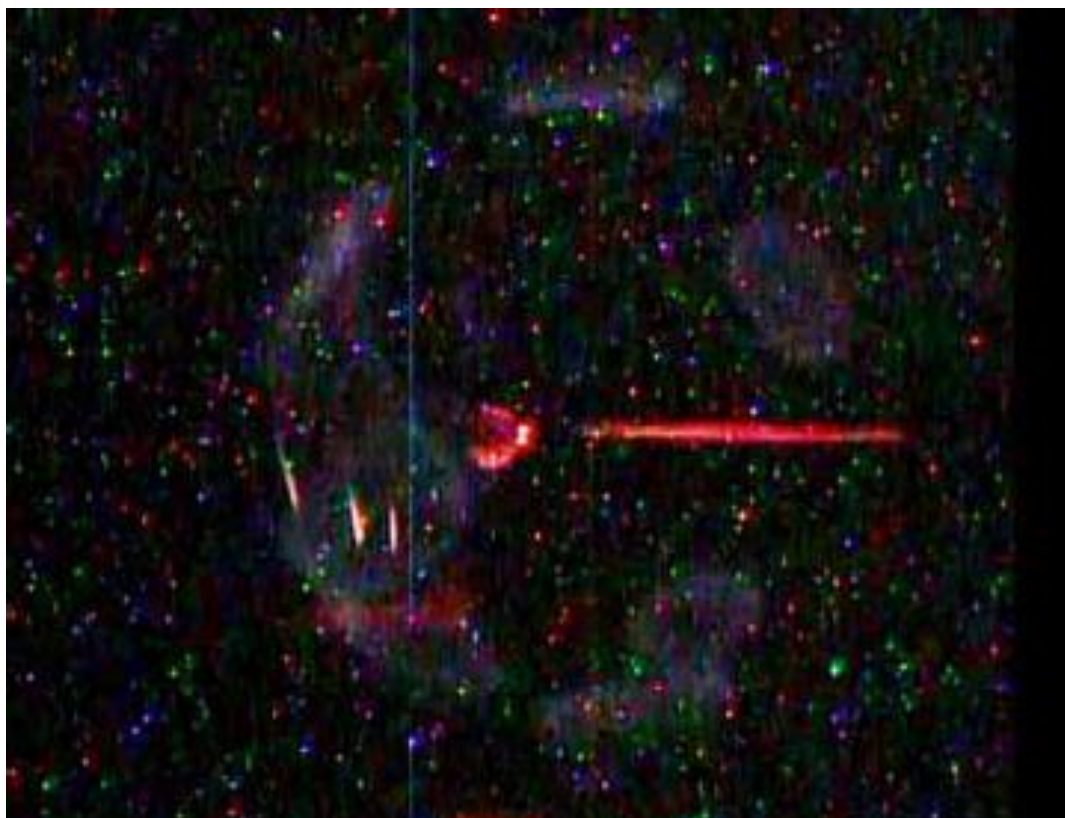


Рисунок 7 – Очаговое распространение пламени в условиях невесомости

На рис. 7 видно, что в процессе расширения фронт пламени сегментируется с образованием множественных очагов горения. Горение продолжается до конца подачи горючей смеси, и сопровождается плавным ростом температуры горелки и снижением светимости пламени.

В целом, в ходе реализации КЭ «S – FLAME», нашли свое подтверждение предложенные ранее на основе численных расчетов сценарии динамического гашения пламени с усложняющейся динамикой пульсации и механизмы формирования волновых структур на фронтах пламени, изложенные в работах по сегментированной структуре фронта горения.

В КЭ «Диффузионное пламя» проводились исследования влияния спутного потока окислителя на формирование пламени в невесомости.

В качестве примера приведена покадровая развёртка процесса, в котором увеличивалась скорость спутного потока при неизменном расходе горючего и окислителя в горящей топливной смеси (см. рис. 8).

Как видно из рис. 8, форма диффузионного пламени с увеличением скорости спутного потока при неизменном расходе топлива и окислителя существенно вытягивается.

Это объясняется тем, что увеличение скорости воздуха приводит к усилению транспорта кислорода к зоне горения и в результате высота и диаметр пламени уменьшаются.

Светящийся кончик пламени связан с образованием сажи.

Из рис. 8 видно, что сажеобразование пламени увеличивается с увеличением скорости спутного потока.

При изменении условий эксперимента, в частности, при увеличении концентрации этилена (C_2H_4) в топливной смеси, обнаружено, что высота пламени увеличивается, как если бы увеличивались скорости потока топлива и воздуха.

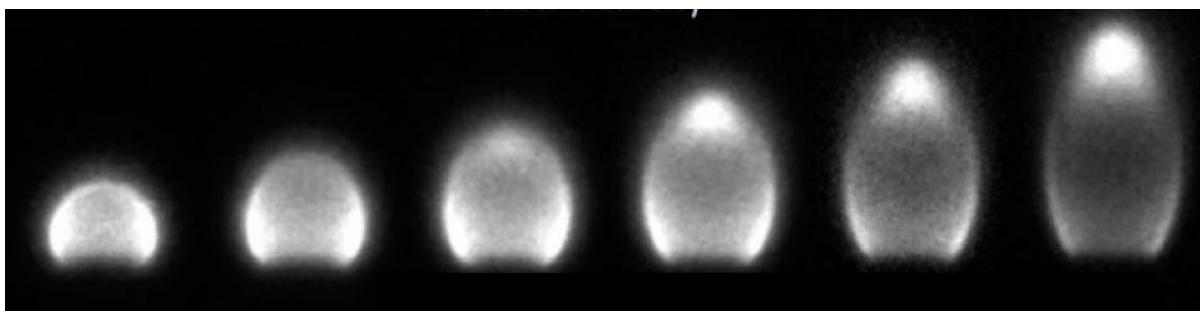


Рисунок 8 – Временная развёртка процесса горения при увеличении скорости спутного потока и неизменном расходе горючего и окислителя в топливной смеси

В КЭ «Электрическое пламя», перед тем как включили электрическое поле, пламя выглядело тусклым и сферическим.

Однако, после приложения на сетчатый электрод отрицательного потенциала (относительно горелки) и постепенного его увеличения, пламя становилось более ярким и более узким, форма его приобретала вид пламени в нормальной гравитации (см. рис. 9).

Яркое желтое свечение на кончике пламени обусловлено наличием сажи в продуктах горения.

В конце эксперимента, когда выключали электрическое поле, пламя становилось снова тусклым и сферическим.

На рис. 9 показаны фотографии пламен при разной напряженности электрического поля.

Стрелкой показано увеличение отрицательного потенциала на сетке.

Горючее – 100 % метан.



Рисунок 9 – Временная развёртка воздействия электрического поля на пламя в ходе КЭ «Электрическое пламя» в спутном потоке

В КЭ «Электрическое пламя» исследовалось также поведение пламени без спутного потока воздуха, стабилизированном при различных потоках горючего (см. рис. 10).



Рисунок 10 – Временная развёртка воздействия отрицательного электрического поля на пламя при наличии и отсутствии спутного потока

Отмечено, значительное влияние электрического поля на форму и размер пламени.

Это объясняется тем, что ионный ветер, создаваемый электрическим полем, усиливает перенос кислорода в пламя, что приводит к тому, что оно становится меньше как по радиусу, так и по высоте.

Величина ионного тока в пламени значительно зависит от величины и знака приложенного электрического поля.

Так, отмечалось, что для пламени без спутного потока, положительное электрическое поле (положительный потенциал на сетчатом электроде) способствует стабилизации пламени близко к трубке с топливом, а увеличение потока горючего приводит к отрыву пламени от горелки.



На рис. 11 показаны фотографии пламени (без спутного потока воздуха), стабилизированных при различных потоках горючего (цвет пламени изменен для наглядности, в действительности они имеют бледно-голубой цвет).



Рисунок 11 – Временная развёртка воздействия положительного электрического поля на пламя при отсутствии спутного потока при нарастании расхода горючего

В КЭ «Адамант» исследовались пламёна, полученные при горении горючего в атмосфере окислителя и окислителя в атмосфере горючего, при этом существенную роль играла степень перемешивания горючего и окислителя (см. табл. 8).

Таблица 8 – Пламёна, полученные в ходе КЭ «Адамант»

| Характеристика пламени | Изображение пламени | Примечания |
|---|---|------------------|
| Пламя, характерное для случая частично перемешанных газов |  | несажистое пламя |
| Пламя, при больших расходах горючего |  | сажистое пламя |

Из изображений в табл. 8 видно, что пламя, полученное на основе частично перемешанных газов, генерирует существенно меньше сажи, чем пламя, с большим содержанием этилена, когда горение осуществлялось при подаче окислителя в атмосферу из горючего.

Заключение

Т.о., в ходе выполнения целевых работ и космических экспериментов по тематике горения в условиях микрогравитации получен ряд значимых научных результатов, в том числе:

- исследовано горение топлив, находящихся в двух агрегатных состояниях – жидком и газообразном; на очереди – серия исследований горения топлив,

находящихся в твёрдом состоянии;

- для каждого состояния определены характеристики условий и режимов зажигания, горения и погасания, а также сопутствующих процессу горения эффектов;

- определены отказы, характерные для установок, связанных с горением в условиях микрогравитации;

- определены перечень и временные характеристики работ экипажа, связанные с обслуживанием установок, связанных с горением в условиях микрогравитации;

- по результатам проведения экспериментов выпущены экспресс и итоговые отчёты, а также опубликован ряд работ в ведущих научных изданиях.

Помимо результатов, приведенных в отчётах о выполнении экспериментов, как показывает практика, несомненной важностью является сравнение результатов отдельно взятых экспериментов между собой. В данной работе сделан первый шаг по сравнительному анализу результатов экспериментов с жидкостями и газами в плане исследований процессов циклического погасания пламени. Анализ собранных экспериментальных данных позволит существенно улучшить модельные представления о структуре и динамике процессов горения в условиях невесомости и разработать более точные модели для описания пламен в условиях космоса и земных условиях.

В настоящее время продолжается выполнение работ, связанных с подготовкой и проведением завершающей серии целевых работ по тематике горения в условиях микрогравитации.

Литература

1. Новицкий О.В., Пеклевский А.В., Пичугин С.Б., Фролов С.М., Дитрих Д., Уильямс Ф., Уитсон П. Совместный эксперимент «Зарево» и оборудование МКС для его проведения // Материалы XII международной научно-практической конференции «Пилотируемые полёты в космос» 24–26 октября 2017 г. Звёздный городок: Изд-во Центр подготовки космонавтов, 2017. С. 85-87.
2. Пичугин С.Б., Артемьев О.Г., Прокопьев С.В., Кононенко О.Д., Новицкий О.В., Фролов С.М. Эксперименты на МКС по горению газовых смесей. Некоторые результаты и наработанный технический опыт // Материалы XIII международной научно-практической конференции «Пилотируемые полёты в космос» 13-15 ноября 2019 г. Звёздный городок: Изд-во Центр подготовки космонавтов, 2017. С. 114-115.
3. Пичугин С.Б., Самсонов Д.С., Фролов С.М., Коробейничев О.П., Шмаков А.Г. Эксперименты с пламёнами на борту МКС // Материалы отраслевой научно-практической конференции «Космонавтика XXI века» 12 и 14 мая 2021 г. Королёв: Изд-во ЦНИИМАШ, 2021. С. 219-221.

УДК 629.78.076.6:521.3
eLIBRARY.RU: 89.23.21

А.В. Кузьмин

ПАО РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв, Моск. обл.

**РАЗВИТИЕ ИССЛЕДОВАНИЙ В КОСМИЧЕСКОМ ЭКСПЕРИМЕНТЕ
«УРАГАН» НА РОССИЙСКОМ СЕГМЕНТЕ МЕЖДУНАРОДНОЙ
КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ
DEVELOPMENT OF RESEARCH IN SPACE EXPERIMENT
"URAGAN" ONBOARD THE RUSSIAN SEGMENT OF THE
INTERNATIONAL SPACE STATION**

Аннотация: Рассматривается развитие исследований в рамках космического эксперимента «Ураган» на Российском сегменте Международной космической станции с использованием перспективной научной аппаратуры «Гиперспектрометр» для дистанционного зондирования Земли. Представлены основные технические характеристики научной аппаратуры «Гиперспектрометр» и его возможности в области дистанционного зондирования Земли. Описываются основные принципы работы прибора и решаемые с его помощью задачи.

Ключевые слова: космический эксперимент, научная аппаратура, МКС.

Abstract: The paper reviews development of research within the framework of the space experiment «Uragan» onboard the Russian segment of the International Space Station using the advanced scientific equipment Hyperspectrometer for Earth remote sensing. It provides key performance data for the Hyperspectrometer scientific equipment and presents its capabilities in the field of Earth remote sensing. Also described are basic principles of the instrument operation and its current tasks.

Keywords: space experiment, scientific equipment, ISS.

Одно из основных направлений использования космической техники связано с наблюдением и изучением Земли. Для нашей страны, имеющей обширную территорию, это направление особенно важно.

Создание автоматических космических систем, осуществляющих непрерывный мониторинг земной поверхности и обработку поступающей информации, предполагает предварительную отработку используемых методов и средств наблюдения. Такую отработку наиболее удобно проводить на пилотируемой орбитальной станции, представляющей собой научную космическую лабораторию. Именно с этой целью на Российском сегменте (РС) Международной космической станции (МКС) был организован космический эксперимент (КЭ) «Ураган», цель которого заключается в отработке технических средств и методов наблюдения Земли с борта РС МКС [1-15].

Наибольшее внимание в КЭ «Ураган» уделяется наблюдению потенциально опасных и катастрофических явлений, возникающих на Земле. Изучение различных объектов и явлений на поверхности Земли и в её атмосфере выполняется приборами, работающими в различных областях спектра электромагнитного излучения. Поэтому в КЭ «Ураган» создаётся и используется научная аппаратура (НА), способная работать в различных спектральных диапазонах. Это позволяет комплексно исследовать изучаемые в эксперименте объекты и явления. Выявление какого-либо фактора в изучаемом явлении или процессе одним из используемых в КЭ «Ураган» приборов может сигнализировать о подготовке важного, порой даже катастрофического, события на Земле и целесообразности применения для его изучения других приборов, входящих в состав КЭ [1].

На борту РС МКС в рамках космического эксперимента «Ураган», постановщиком которого выступает ПАО РКК «Энергия», проводится дистанционное зондирование различных явлений и объектов, исследуются вулканы, ледники, лесные пожары, акватории и многое другое. Эксперимент предполагает постоянное повышение информативности и качества получаемых данных. С 2016 года в рамках государственного контракта с ГК «Роскосмос» РКК «Энергия», МФТИ и АО НПО «Лептон» ведут разработку уникальной научной аппаратуры «Гиперспектрометр». Заложенные характеристики прибора не уступают известным зарубежным аналогам. Прибор представляет собой переносной гиперспектральный комплекс с камерами видимого и ближнего инфракрасного диапазона, а также панхроматической камерой для наведения. Угол поля зрения каждой камеры в градусах: 3,5; 3,5; 10x10. Спектральные характеристики: 180 каналов (90 каналов в спектральном диапазоне от 0,47 мкм до 0,90 мкм; 90 каналов в спектральном диапазоне от 0,90 мкм до 1,60 мкм), панхроматическая камера в диапазоне (0,50 - 0,75) мкм. Ширина спектрального канала: (21 – 30) нм. Пространственное разрешение в надир каждой камеры в метрах: 40 (видимый диапазон), 50 (БИК), 120 (панхром). Маршрут съёмки – 500 км [2].

Прибор обеспечивает получение и обработку гиперспектральных изображений подстилающей поверхности одновременно двумя гиперспектральными камерами – видимого диапазона и ближнего ИК диапазона.

Эта информация предназначена для исследования спектральных свойств различных наземных образований, а также для автоматического поиска и идентификации объектов. Гиперспектральные камеры могут формировать изображения подстилающей поверхности во множестве спектральных каналов.

В зависимости от поставленной задачи, для конкретного сеанса съёмки космонавт может выбирать рабочие каналы из общего множества каналов спектрального разложения.

Программное обеспечение прибора может связываться с информационной системой РС МКС и получать от неё баллистическую информацию о положении и ориентации МКС во время съёмки, которую привязывает к сохраняемой видеоинформации. В дальнейшем можно проводить на борту анализ со-

хранённых видеоданных программным обеспечением прибора и передавать их для дальнейшей обработки на Земле.

С помощью научной аппаратуры «Гиперспектрометр» планируется решение следующих задач:

- мониторинг природных катастроф;
- геологические, почвенные, климатологические, гидрологические исследования;
- изучение изменений земельного покрова;
- оценка состояний лесных угодий;
- оценка состояния сельскохозяйственных посевов;
- поиск и оценка концентрации различных минералов на обнажённых участках почвы;
- обнаружение загрязнения растительности и воды нефтью, мазутом и др., а также определение нанесённого этими факторами ущерба;
- построение карт концентрации хлорофилла в приповерхностных водах;
- обнаружение участков наркотических растений среди другой растительности и др.

В состав научной аппаратуры входят: аппаратурный модуль, специальный иллюминаторный кронштейн и вычислительно-управляющий модуль.

Основу изделия составляет аппаратурный модуль, в котором находятся камеры. В рабочем положении оптические оси камер направлены через иллюминатор № 9 МКС в сторону поверхности Земли.

Съёмка происходит сканирующим способом движением МКС по орбите вместе с прибором относительно Земли.

Направление оси визирования камер аппаратурного модуля можно изменять в пределах нескольких градусов с помощью специального иллюминаторного кронштейна.

Он представляет собой платформу наведения с электроприводом.

Специальный иллюминаторный кронштейн содержит светозащитный кожух для защиты космонавта от попадания ультрафиолетового излучения через иллюминатор.

Специальный иллюминаторный кронштейн крепится на фланец иллюминатора № 9. Аппаратурный модуль устанавливается на подвижный (верхний) фланец специального иллюминаторного кронштейна.

Крепление иллюминатора, специального иллюминаторного кронштейна и аппаратурного модуля между собой производится кронштейнами крепления и винтами. Внешний вид прибора в сборе приведен на рис. 1.

Вычислительно-управляющий модуль представляет собой грузочный жёсткий диск с установленными на нём операционной системой и программным обеспечением для управления аппаратурным модулем и специальным иллюминаторным кронштейном, приёма данных с аппаратурного модуля и их обработки.

Электрическое питание научной аппаратуры осуществляется от источника постоянного напряжения 27 В.

Максимальная общая мощность потребления в режиме наведения может достигать 250 Вт.

В режиме съёмки потребление аппаратурного модуля не более 11 Вт, потребление специального иллюминаторного кронштейна отсутствует.

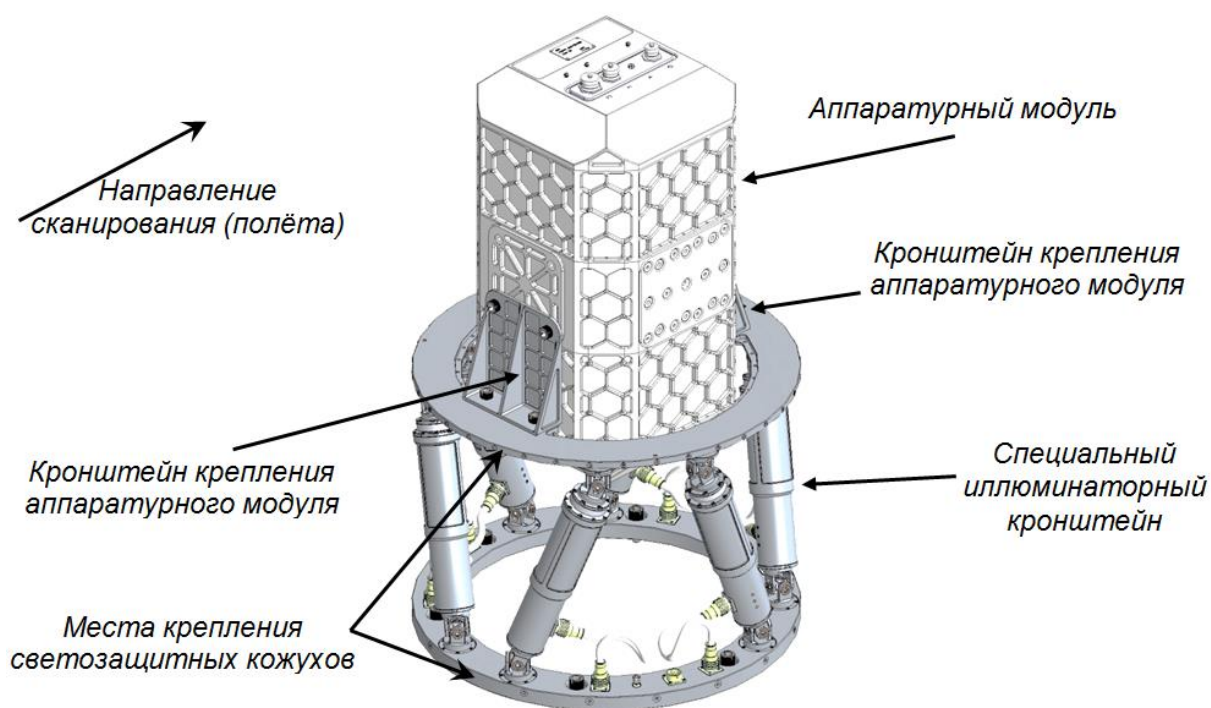


Рисунок 1 - Научная аппаратура «Гиперспектрометр» в сборе

С помощью научных приборов КЭ «Ураган» к настоящему времени уже получено большое количество ценной информации, на основе которой проводилось изучение ледников (Колка, Медвежий, Бивачный и др.), наводнений, вулканов, возникающих пожаров и др.

Разработаны специальные методы, позволяющие эффективно планировать и проводить наблюдения с МКС, а также оценивать развитие некоторых потенциально опасных и катастрофических явлений и процессов.

По результатам выполненных исследований опубликовано более 100 научных статей, получены десятки патентов.

Доставка на борт РС МКС новых создаваемых приборов (гиперспектрометр, РИВР) позволит расширить исследования в широком диапазоне спектра электромагнитного излучения.

Отработанные в космическом эксперименте «Ураган» технические средства и методы будут использованы при создании автоматизированных спутниковых систем мониторинга и контроля земной поверхности [1].

В настоящее время научная аппаратура «Гиперспектрометр» успешно прошла стадию комплексных испытаний на стенде РС МКС в ПАО РКК «Энергия» и готова к доставке на РС МКС.

Специалистами ЦПК им. Ю.А. Гагарина совместно с МФТИ и ПАО РКК «Энергия» проводится подготовка космонавтов к работе с прибором. В 2024 году предполагается его доставка на борт РС МКС и начало стадии лётных испытаний.

Литература

1. Беляев М.Ю. Научная аппаратура и методы изучения Земли в космическом эксперименте «Ураган» на Международной космической станции // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2021. Т. 18. № 3, с. 92-107.
2. Беляев М.Ю., Коротков Д.М., Кузьмичев А.С., Николенко А.А., Черемисин М.В., Шибанов С.Ю., Щербаков М.В., Щербина Г.А. Дистанционное зондирование Земли с российского сегмента МКС с использованием перспективной научной аппаратуры «Гиперспектрометр» // Материалы 17-й Всероссийской открытой конференции «Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса», Москва, ИКИ РАН, 2019, с. 508.
3. Котляков В.М., Беляев М.Ю., Десинов Л.В., Юрина О.А., Съёмка Земли из космоса: задачи, проблемы, перспективы // Сборник статей под редакцией В.П. Легостаева, М.Ю. Беляева. Ракетно-космическая техника. Серия XII. Выпуск 1-2, РКК «Энергия» им. С.П. Королева, г. Королев, 2011, с. 181-205.
4. Belyaev M.Yu., Dessinov L.V., Karavaev D.Yu. Specifics of conducting and using imagery of the earth's surface performed by the Russian ISS crew // IAC-13-B3.5.7.
5. Беляев М.Ю., Десинов Л.В., Караваев Д.Ю., Сармин Э.Э., Юрина О.А. Аппаратура и программно-математическое обеспечение для изучения земной поверхности с борта российского сегмента Международной космической станции по программе «Ураган» // Журнал «Космонавтика и ракетостроение», № 1, 2015, с. 63-70.
6. Беляев М.Ю., Десинов Л.В., Караваев Д.Ю., Сармин Э.Э., Юрина О.А. Изучение с борта российского сегмента Международной космической станции в рамках программы «Ураган» катастрофических явлений, вызывающих экологические проблемы // Журнал «Космонавтика и ракетостроение», № 1, 2015, с. 71-79.
7. Belyaev M. Yu., Cheremisin M.V., Esakov A.M. Integrated monitoring of earth surface from onboard ISS Russian segment // 69th International Astronautical Congress (IAC), Bremen, Germany, 1-5 October 2018. Copyright ©2018 by the International Astronautical Federation (IAF). All rights reserved. IAC-18-F1.2.3. P. 1-9.

8. Беляев М.Ю., Викельски М., Лампен М., Легостаев В.П., Мюллер У., Науманн В., Тertiцкий Г.М., Юрина О.А. Технология изучения перемещения животных и птиц на Земле с помощью аппаратуры ICARUS на российском сегменте МКС // Журнал «Космическая техника и технологии», № 3, 2015, с. 38-51.
9. Беляев М.Ю., Вепплер Й., Викельски М., Волков О.Н., Мюллер У., Питц В., Соломина О.Н., Тertiцкий Г.М. Отработка технологии контроля перемещения животных на Земле с помощью научной аппаратуры, установленной на РС МКС // XXVII Санкт-Петербургская Международная конференция по интегрированным навигационным системам // Сборник препринтов г. Санкт-Петербург, 2020, с. 9-17.
10. Беляев М.Ю., Виноградов П.В., Десинов Л.В., Кумакшев С.К., Сежерж-Зенькович С.Я. Идентификация источника океанских кольцевых волн около острова Дарвин по фотоснимкам из космоса // Изв. РАН Теория и системы управления, 2011, № 1, с. 70-81.
11. Беляев М.Ю., Десинов Л.В., Караваев Д.Ю., Легостаев В.П. Использование съёмки земной поверхности с МКС в интересах топливно-энергетического комплекса // Журнал Известия РАН «Энергетика» № 4, 2013, с. 75-90.
12. Беляев Б.И., Беляев М.Ю., Десинов Л.В., Катковский Л.В., Крот Ю.А., Сармин Э.Э. Результаты испытаний фотоспектральной системы на МКС // Исследование Земли из космоса. 2014, № 6.
13. Беляев М.Ю., Беляев Б.И., Боровихин П.А., Голубев Ю.В., Ломако А.А., Рязанцев В.В., Сармин Э.Э., Сосенко В.А. Система автоматической ориентации научной аппаратуры в эксперименте «Ураган» на Международной космической станции // Космическая техника и технологии. № 4(23), 2018, с. 69-78.
14. Беляев М.Ю., Беляев Б.И., Иванов Д.А., Катковский Л.В., Мартинов А.О., Рязанцев В.В., Сармин Э.Э., Силюк О.О., Шукайло В.Г. Атмосферная коррекция данных, регистрируемых с борта МКС. Часть I. Методика для спектров // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. Т. 15. № 6, с. 213-222.
15. Беляев М.Ю., Беляев Б.И., Иванов Д.А., Катковский Л.В., Мартинов А.О., Рязанцев В.В., Сармин Э.Э., Силюк О.О., Шукайло В.Г. Атмосферная коррекция данных, регистрируемых с борта МКС. Часть II. Методика для изображений и результаты применения // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. 2018. Т. 15. № 6, с. 223-234.

УДК 629.786.2:629.7.069
eLIBRARY.RU: 89.25.35

Д.С. Носов¹, С.В. Автайкин¹, Д.Н. Рулев², А.Ю. Калери²

¹Московский физико-технический институт, г. Долгопрудный, Моск. обл.

²ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева», г. Королев, Моск. обл.

**ИССЛЕДОВАНИЕ УПРАВЛЕНИЯ АВТОНОМНЫМ ЛЕТАЮЩИМ
РОБОТОМ ВНУТРИ ОБИТАЕМОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ
STUDY OF THE AUTONOMOUS FLYING ROBOT CONTROL
INSIDE THE HABITABLE SPACE STATION**

Аннотация: Рассмотрена концепция беспилотного летательного аппарата для функционирования внутри герметичного отсека космической станции. Исследуется конструктивная схема и обоснован выбор типа движителей. В качестве исполнительных органов системы управления выбраны многолопастные импеллеры. Рассмотрена математическая модель динамики аппарата. Движение центра масс определяется силами тяги импеллеров и силой аэродинамического сопротивления. Вращательное движение определяется моментами сил со стороны импеллеров и гироскопическим моментом корпуса аппарата. Синтезирован контур управления, в основе которого лежит пропорционально-дифференцирующий регулятор. Модель запрограммирована в среде Gazebo Simulation Tool. Обратные связи в контуре управления реализованы с помощью алгоритмов компьютерного зрения. Проведены вычислительные эксперименты и исследованы возможности системы управления.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, двигательная установка с пропеллерами, герметичный отсек космической станции, математическая модель, система управления, алгоритмы компьютерного зрения.

Abstract: The concept of an unmanned aerial vehicle operating inside the space station's pressurized compartment was reviewed. The structural design is examined, and the rationale for the propulsor type is presented. Multiblade impellers are selected as actuators of a control system. The computer model of the vehicle's dynamics was reviewed. Center-of-mass motion is driven by impellers' thrust forces and the drag force. Spin motion is driven by force moments from impellers and a gyro moment of the vehicle's body. The control loop was generated based on proportional-derivative controller. The model was programmed with Gazebo Simulation Tool. Feedback in the control loop is implemented via computer vision algorithms. Simulation experiments were performed and control system capabilities were studied.

Keywords: unmanned aerial vehicle, propulsion system with propellers, pressurized compartment of the space station, computer model, control system, computer vision algorithms.

Введение

В рамках отработки технологий для подготовки к космическому эксперименту «Пилотаж» проведен анализ технических решений и задач, которые могут решаться с помощью летающих роботов в условиях пилотируемой обитаемой космической станции (ОКС) [1]. К таким задачам относится мониторинг окружающей обстановки, поиск объектов, позиционирование различной полезной нагрузки, в том числе для поддержки деятельности космонавтов при проведении работ на космической станции. При этом летательный аппарат (летающий робот) рассматривается как вспомогательный аппарат, который может решать свою целевую задачу как под управлением космонавта, так и под управлением с Земли или в автоматическом режиме.

Летательный аппарат для функционирования в условиях ОКС должен обладать компактными размерами, ориентироваться в замкнутом пространстве, уметь предотвращать столкновения с персоналом космической станции, автономно прокладывать путь к зарядной станции и стыковаться с ней. В настоящей работе рассматривается концепция беспилотного летательного аппарата (БЛА) для функционирования в условиях ОКС, исследуется его конструктивная схема и выбор типа движителей, рассмотрена математическая модель динамики аппарата и синтезирован контур управления. Обратные связи в контуре управления реализованы с помощью алгоритмов компьютерного зрения. Проведены вычислительные эксперименты.

Общая схема летательного аппарата

В качестве основы конструкции БЛА выбрана симметричная рама, составленная из трех взаимно перпендикулярных отрезков, на концах которых размещены 6 пар движителей (импеллеров), что позволяет независимо управлять аппаратом по всем шести степеням свободы.

В качестве движителей можно использовать импеллеры с 2-мя, 3-мя и большим количеством лопастей, а также конструкцию из компрессора и управляемых сопел.

Для выбора оптимального варианта использован метод анализа иерархий (МАИ) [2] с критериями: коэффициент полезного действия (КПД), точность перемещения, масса блока управления, инерция ротора (если предусмотрен конструкцией). Исходя из результатов применения МАИ, представленных в табл. 1, многолопастные импеллеры являются оптимальными (имеют наибольший конечный вес).

Для использования в расчётах выбрана модель двигателя BR0603B 14000 kv производителя Racerstar. Основным преимуществом этого двигателя является его компактный размер (диаметр и толщина 9 см) и малая тяга. Спроектирован кубический корпус аппарата (см. рис. 1), содержащий воздушные каналы для импеллеров (см. рис. 2) и защитную сетку на их выходах. Полученные в результате моделирования параметры БЛА представлены в табл. 2.

Таблица 1 – МАИ вариантов движителей

| Тип движителя | КПД | Точность перемещения | Масса блока управления | Инертность ротора | Конечный вес (результат) | |
|------------------------|------|----------------------|------------------------|-------------------|--------------------------|------|
| 2-х лопастной импеллер | 0,14 | 0,06 | 0,32 | 0,16 | 0,20 | 20% |
| 3-х лопастной импеллер | 0,27 | 0,15 | 0,32 | 0,11 | 0,26 | 26% |
| n лопастной импеллер | 0,49 | 0,27 | 0,32 | 0,04 | 0,37 | 37 % |
| Управляемые сопла | 0,10 | 0,52 | 0,04 | 0,68 | 0,17 | 17 % |

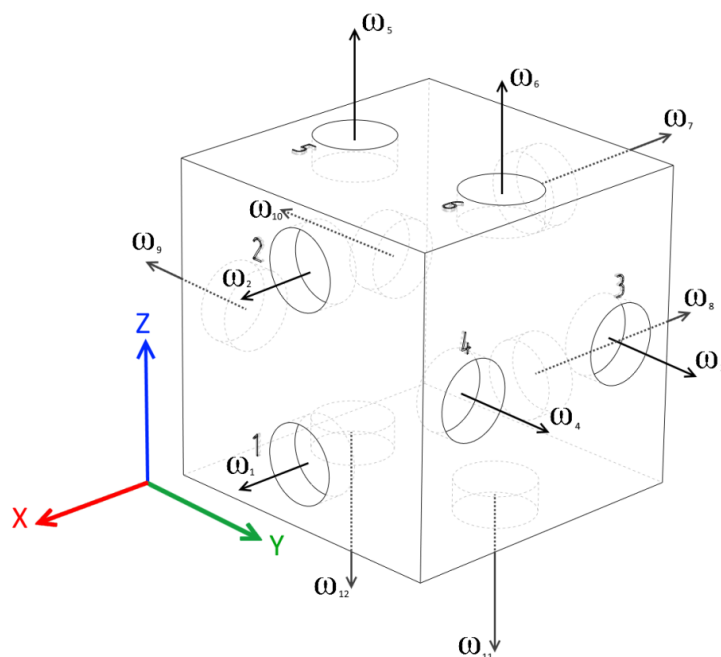


Рисунок 1 - Расположение и ориентация импеллеров

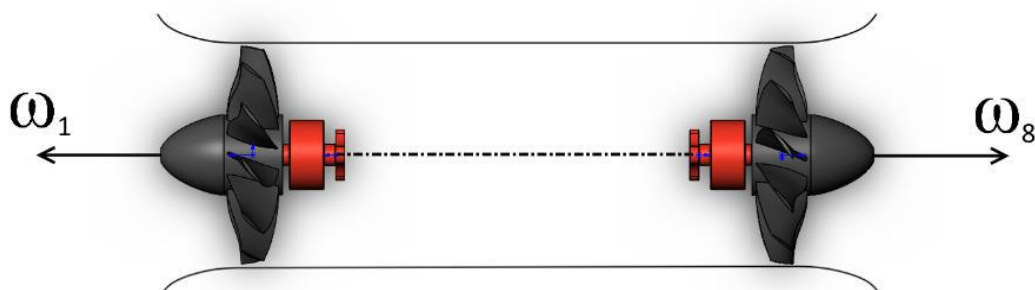


Рисунок 2 – Пара импеллеров и её воздушный канал

Таблица 2 - Характеристики БЛА

| Параметры БЛА | Значения |
|--|--|
| Общая масса, кг | ~3,2 |
| Масса ротора двигателя с пропеллером, г | ~10,2 |
| Тензор инерции ротора двигателя с пропеллером, г * мм ² | $\begin{bmatrix} 192.96 & 0 & 0.01 \\ 0 & 1437.66 & 0 \\ 0.01 & 0 & 1383.66 \end{bmatrix}$ |
| Тензор инерции БЛА, кг * м ² | $\begin{bmatrix} 0.0184 & 0 & 0 \\ 0 & 0.0173 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0173 \end{bmatrix}$ |
| Гравитационный момент | $\{-3.83 \cdot 10^{-7}, 0, 0\}$ |
| Размеры (ш*в*г), мм | 295 * 295 * 295 |

Гравитационный момент вычисляем согласно формуле:

$$M_0 = 3\gamma \frac{M}{R^3} e_z \times J_0 e_z,$$

где M и R - масса и средний радиус Земли;

e_z - орт оси OZ орбитальной системы координат;

J_0 - тензор инерции БЛА.

Массы, габариты, моменты инерции получены в результате моделирования в программной среде SolidWorks.

Движение аппарата рассматриваем относительно системы координат, связанной с ОКС и обозначаемой индексом I . Систему координат, связанную с БЛА, обозначаем индексом B . Системы координат, связанные с импеллерами, обозначаем индексами R_i . При записи вектора верхним индексом отмечаем систему координат, в которой записано разложение вектора.

Повороты систем координат друг относительно друга описываем кватернионами [3]: кватернион q_{IB} задаёт ориентацию системы координат B относительно I в том смысле, что

$$\mathbf{r}^I = q_{IB} \circ \mathbf{r}^B \circ \tilde{q}_{IB},$$

при этом кватернион q_{IB} записан в базисе I .

Математическая модель

Положение БЛА в пространстве определяется радиус-вектором его центра масс \mathbf{r}^I и кватернионом ориентации q_{IB} . Скорость центра масс аппарата равна

$$\mathbf{v}^I = \dot{\mathbf{r}}^I.$$

Изменение кватерниона ориентации аппарата определяется уравнением Пуассона [4]

$$\dot{q}_{IB} = \frac{1}{2} q_{IB} \circ \boldsymbol{\Omega}^B,$$

где $\boldsymbol{\Omega}^B$ – угловая скорость корпуса БЛА в проекции на собственные оси.

Перейдём к рассмотрению динамики аппарата. Для этого рассмотрим БЛА как твёрдое тело и распишем уравнения движения центра масс [5]

$$M\ddot{\mathbf{r}} = \mathbf{F}_{aero}^I + \sum_{i=1}^{12} \mathbf{F}_{thr_i}^I.$$

Распишем подробнее силы, входящие в последнее уравнение:

\mathbf{F}_{aero}^I – сила аэродинамического лобового сопротивления:

$$\mathbf{F}_{aero}^I = -\frac{\rho C S_{\perp}}{2} |\mathbf{v}^I| \mathbf{v}^I,$$

где S_{\perp} – площадь сечения аппарата; C – аэродинамический коэффициент сопротивления воздуха; \mathbf{F}_{thr}^I – сила тяги импеллера, определяемая по формуле:

$$\mathbf{F}_{thr_i}^I = k \tilde{\omega}_i |\tilde{\omega}_i| (\mathbf{q}_{BR_i} \circ \mathbf{e}_{z_i}^{R_i} \circ \tilde{\mathbf{q}}_{BR_i}),$$

где $\mathbf{e}_{z_i}^{R_i}$ – орт оси симметрии i -го ротора;

$\tilde{\omega}_i$ – угловая скорость вращения импеллера;

k – аэродинамический коэффициент.

Для описания динамики вращательного движения воспользуемся динамическими уравнениям Эйлера:

$$\mathbf{J}_B \dot{\boldsymbol{\Omega}}^B + \boldsymbol{\Omega}^B \times \mathbf{J}_B \boldsymbol{\Omega}^B = \boldsymbol{\tau}^B,$$

где $\boldsymbol{\tau}^B$ – главный момент сил, действующий на корпус;

\mathbf{J}_B – тензор инерции корпуса в главных осях корпуса.

Главный момент сил складывается из моментов углового сопротивления воздуха на импеллеры и тяги импеллеров:

$$\boldsymbol{\tau}^B = -\sum_i \boldsymbol{\tau}_i^B + \sum_i \mathbf{r}_i^B \times \mathbf{F}_{thr_i}^B,$$

где $\boldsymbol{\tau}_i^B$ - моменты сил, действующие на импеллеры со стороны аппарата.

Вычислим угловую скорость i -го ротора в проекциях на оси R_i

$$\boldsymbol{\omega}_i^{R_i} = q_{R_i B} \circ \boldsymbol{\Omega}^B \circ \tilde{q}_{R_i B} + \tilde{\omega}_i \mathbf{e}_{z_i}^{R_i},$$

где \mathbf{r}_i - вектор от центра масс аппарата к центру масс импеллера;

$\mathbf{e}_{z_i}^B$ - соответствующий ему орт.

Согласно динамическим уравнениям Эйлера, записанным для каждого из импеллеров [6]:

$$\boldsymbol{\tau}_i^{R_i} + \boldsymbol{\tau}_{aero_i}^{R_i} = \mathbf{J}_{R_i} \dot{\boldsymbol{\omega}}_i^{R_i} + \boldsymbol{\omega}_i^{R_i} \times \mathbf{J}_{R_i} \boldsymbol{\omega}_i^{R_i},$$

где $\boldsymbol{\tau}_i^{R_i}$ - момент сил со стороны корпуса аппарата;

\mathbf{J}_{R_i} - тензор инерции i -го импеллера.

Момент внешних сил может быть вычислен как

$$\boldsymbol{\tau}_{aero_i}^{R_i} = -b \tilde{\omega}_i |\tilde{\omega}_i| \mathbf{e}_{z_i}^{R_i}, \quad \boldsymbol{\tau}_{aero_i}^B = q_{BR_i} \circ \boldsymbol{\tau}_{aero_i}^{R_i} \circ \tilde{q}_{BR_i},$$

где b - аэродинамический коэффициент, определяемый экспериментально.

Окончательно уравнения вращательной динамики аппарата имеют вид:

$$\mathbf{J}_B \dot{\boldsymbol{\Omega}}^B + \boldsymbol{\Omega}^B \times \mathbf{J}_B \boldsymbol{\Omega}^B = \sum_{i=1}^{12} \mathbf{q}_{BR_i} \circ \left(\mathbf{J}_{R_i} \dot{\boldsymbol{\omega}}_i^{R_i} + \boldsymbol{\omega}_i^{R_i} \times \mathbf{J}_{R_i} \boldsymbol{\omega}_i^{R_i} + b \tilde{\omega}_i |\tilde{\omega}_i| \mathbf{e}_{z_i}^{R_i} \right) \circ \tilde{q}_{BR_i} + \sum_{i=1}^{12} \mathbf{r}_i^B \times \mathbf{F}_{thr_i}^B. \quad (1)$$

Синтез контура управления

Обращение уравнений движения (обращенная математическая модель). Используем нумерацию импеллеров согласно рис. 1, начало собственной системы координат совпадает с геометрическим центром конструкции. Запишем движение центра масс через угловую скорость вращения импеллеров

$$\mathbf{M} \ddot{\mathbf{r}} = \sum_{i=1}^{12} \mathbf{F}_{thr_i}^I = k \begin{bmatrix} \tilde{\omega}_1^2 + \tilde{\omega}_2^2 - \tilde{\omega}_7^2 - \tilde{\omega}_8^2 \\ \tilde{\omega}_3^2 + \tilde{\omega}_4^2 - \tilde{\omega}_9^2 - \tilde{\omega}_{10}^2 \\ \tilde{\omega}_5^2 + \tilde{\omega}_6^2 - \tilde{\omega}_7^2 - \tilde{\omega}_8^2 \end{bmatrix}$$

Уравнения вращательного движения запишем в виде:

$$\begin{aligned} \mathbf{J}_B \dot{\boldsymbol{\Omega}}_B &= \sum_{i=1}^{12} \mathbf{q}_{BR_i} \circ (b \tilde{\omega}_i | \tilde{\omega}_i | \mathbf{e}_z^{R_i}) \circ \tilde{\mathbf{q}}_{BR_i} + \sum_{i=1}^{12} \mathbf{r}_i^B \times \mathbf{F}_{thr_i}^B = \\ &= b \begin{bmatrix} \tilde{\omega}_1^2 + \tilde{\omega}_2^2 - \tilde{\omega}_7^2 - \tilde{\omega}_8^2 \\ \tilde{\omega}_3^2 + \tilde{\omega}_4^2 - \tilde{\omega}_9^2 - \tilde{\omega}_{10}^2 \\ \tilde{\omega}_5^2 + \tilde{\omega}_6^2 - \tilde{\omega}_7^2 - \tilde{\omega}_8^2 \end{bmatrix} + c \begin{bmatrix} \tilde{\omega}_6^2 - \tilde{\omega}_5^2 - \tilde{\omega}_{11}^2 + \tilde{\omega}_{12}^2 \\ \tilde{\omega}_2^2 - \tilde{\omega}_1^2 - \tilde{\omega}_7^2 + \tilde{\omega}_8^2 \\ \tilde{\omega}_4^2 - \tilde{\omega}_3^2 - \tilde{\omega}_9^2 + \tilde{\omega}_{10}^2 \end{bmatrix}. \end{aligned}$$

Для уменьшения количества неизвестных (с 12 до 6) вводим вектор управления \mathbf{U}

$$\mathbf{u} = \begin{bmatrix} \tilde{\omega}_1^2 - \tilde{\omega}_8^2 \\ \tilde{\omega}_2^2 - \tilde{\omega}_7^2 \\ \tilde{\omega}_3^2 - \tilde{\omega}_{10}^2 \\ \tilde{\omega}_4^2 - \tilde{\omega}_9^2 \\ \tilde{\omega}_5^2 - \tilde{\omega}_{12}^2 \\ \tilde{\omega}_6^2 - \tilde{\omega}_{11}^2 \end{bmatrix}.$$

Тогда уравнения движения примут более простую форму:

$$\mathbf{M} \ddot{\mathbf{r}} = k \begin{bmatrix} u_1 + u_2 \\ u_3 + u_4 \\ u_5 + u_6 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{J}_B \dot{\boldsymbol{\Omega}}_B = b \begin{bmatrix} u_1 + u_2 \\ u_3 + u_4 \\ u_5 + u_6 \end{bmatrix} + c \begin{bmatrix} u_6 - u_5 \\ u_2 - u_1 \\ u_4 - u_3 \end{bmatrix}.$$

Вводим две матрицы коэффициентов:

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} k & k & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & k & k & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & k & k \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} b & b & 0 & 0 & -c & c \\ -c & c & b & b & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -c & c & b & b \end{bmatrix}$$

и сводим уравнения в систему:

$$\begin{bmatrix} m\ddot{\mathbf{r}}_B \\ \mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\Omega}}_B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{F} \\ \mathbf{J} \end{bmatrix} [\mathbf{u}]$$

Обозначим левую часть системы как \mathbf{w} и решаем ее относительно \mathbf{U}

$$\begin{aligned} u_1 &= \frac{w_1}{2k} + \frac{bw_2}{2kc} - \frac{w_5}{2c} = \tilde{\omega}_1^2 - \tilde{\omega}_8^2, \\ u_2 &= \frac{w_1}{2k} - \frac{bw_2}{2kc} + \frac{w_5}{2c} = \tilde{\omega}_2^2 - \tilde{\omega}_7^2, \\ u_3 &= \frac{w_2}{2k} + \frac{bw_3}{2kc} - \frac{w_6}{2c} = \tilde{\omega}_3^2 - \tilde{\omega}_{10}^2, \\ u_4 &= \frac{w_2}{2k} - \frac{bw_3}{2kc} + \frac{w_6}{2c} = \tilde{\omega}_4^2 - \tilde{\omega}_9^2, \\ u_5 &= \frac{w_3}{2k} + \frac{bw_1}{2kc} - \frac{w_4}{2c} = \tilde{\omega}_5^2 - \tilde{\omega}_{12}^2, \\ u_6 &= \frac{w_3}{2k} - \frac{bw_1}{2kc} + \frac{w_4}{2c} = \tilde{\omega}_6^2 - \tilde{\omega}_{11}^2. \end{aligned}$$

Поскольку на каждый управляющий параметр, например u_1 , приходится два параметра угловых скоростей ($\tilde{\omega}_1, \tilde{\omega}_8$), то для решения уравнений с двумя неизвестными используем следующее правило. Учитывая, что импеллер даёт тягу с высоким КПД только в одну сторону, то требуем, чтобы из находящихся в одном воздушном канале двух противоположно направленных импеллеров одновременно работал только один.

Таким образом построена связь между угловой скоростью вращения импеллеров и параметрами движения аппарата. Для обеспечения движения аппарата согласно требуемой траектории в 6-ти мерном пространстве параметры движения должны соответствовать выходу описанного ниже регулятора.

Регулятор. Основная задача регулятора – использовать значения отклонения собственных координат аппарата от целевых и вычислять линейное и угловое ускорение, необходимое для приближения к целевой точке. В нашем случае целевыми координатами являются скорость и координаты центра масс, угловая скорость и кватернион ориентации БЛА.

Если принять координаты центра масс и ориентацию БЛА за пропорциональную часть регулятора, то линейная и угловая скорости будут являться дифференциальной частью. Таким образом получаем стандартный пропорционально-дифференцирующий (ПД) регулятор:

$$\ddot{\mathbf{r}} = \ddot{\mathbf{r}}_0 + K_v (\mathbf{v}_0 - \mathbf{v}) + K_r (\mathbf{r}_0 - \mathbf{r}), \quad \dot{\boldsymbol{\Omega}} = \dot{\boldsymbol{\Omega}}_0 + K_\Omega (\boldsymbol{\Omega}_0 - \boldsymbol{\Omega}) + K_q (\tilde{\mathbf{q}}_0 - \tilde{\mathbf{q}}), \quad (2)$$

где $\mathbf{r}_0, \mathbf{v}_0, \ddot{\mathbf{r}}_0, \ddot{\mathbf{q}}_0, \mathbf{\Omega}_0, \dot{\mathbf{\Omega}}_0$ - параметры, которые вычисляются из целевой траектории; $\mathbf{r}, \mathbf{v}, \ddot{\mathbf{q}}, \mathbf{\Omega}$ - текущие параметры БЛА, данные о которых получаются из различных датчиков.

Считаем, что аппарат начинает движение из точки с известными координатами и угловым положением. Для вычисления перемещения центра масс используем данные одометрии. Для вычисления изменения ориентации и угловой скорости дифференцируем данные о положении по времени. Коэффициенты регулятора K_v, K_r, K_Ω, K_q выбираются [7] исходя из критерия устойчивости линейных систем Раунса-Гурвица.

Обратные связи

Чтобы обеспечить обратные связи в контуре управления, необходимо оценивать положение \mathbf{r} , ориентацию $\ddot{\mathbf{q}}$, скорость \mathbf{v} и угловую скорость $\mathbf{\Omega}$ аппарата (2). Для этого применена система технического зрения в виде стереопары [8], работа которой основана на изображениях, полученных с двух камер, расположенных на расстоянии друг от друга.

По данным изображениям строится карта местности около БЛА [9]. Если аппарат переместится, то карта будет перестроена и по новым и предшествующим данным вычисляется относительное перемещение, которое после дифференцирования по времени пересчитывается в скорости аппарата.

В качестве модуля, вычисляющего перемещение аппарата по данным стереопары, используем программный пакет OpenCV, который является библиотекой с открытым программным кодом.

Реализация модели и алгоритмов

Реализация модели БЛА и алгоритмов контура управления осуществлялась в программной среде симуляции Gazebo Simulation Tools.

На начальном этапе моделирования модель БЛА подгружается в среду симуляции Gazebo (в начало отсчёта лабораторной системы координат) и создается плагин (независимо компилируемый программный модель) для управления, который связывают с графической моделью.

В плагин входит математическая модель, а также данные о стереопаре - фокусное расстояние камер, разрешение изображений, длина базовой линии и др. Далее к плагину управления подключаются другие блоки контура управления (см. рис. 3).

Рассмотрим их последовательно.

1. С использованием целевой параметрически заданной кривой и данных о положении и ориентации из блока одометрии регулятор вычисляет отклонение текущих обобщённых координат от целевых и вычислит силу и угловой момент, необходимый для приближения к целевой точке. Начальное состояние БЛА задается координатами (0,0,0) и угловым положением, заданным углами Эйлера, (0,0,0).

2. Используя обращённую и упрощённую математическую модель на основании полученных от регулятора данных силы и углового момента, получаем значения угловых скоростей для каждого импеллера.

3. Используя полную математическую модель по полученным от контура управления значениям угловых скоростей импеллеров вычисляем точные силы и угловые моменты.

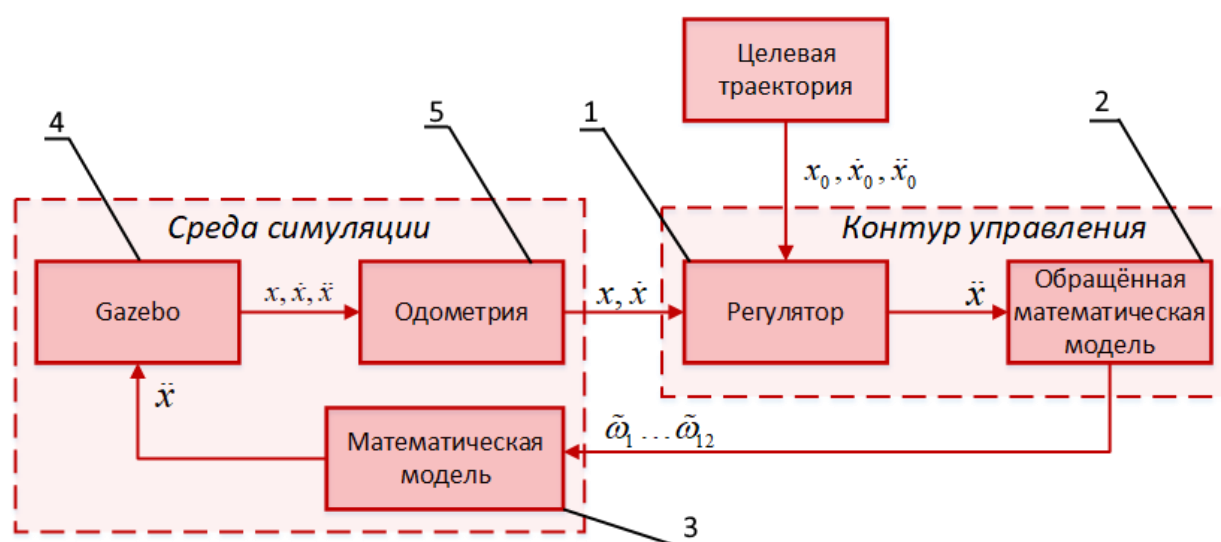


Рисунок 3 – Схема работы контура управления

4. Данные о приложенной силе и угловом моменте передаются в среду симуляции, в которой описаны физические параметры БЛА. Поскольку в программном модуле симуляции присутствует стереопара, то помимо БЛА необходимо отображение внутреннего интерьера ОКС. Основная задача среды симуляции - проинтегрировать уравнения (1) и отобразить изменённые значения положения и ориентации БЛА, а также обеспечить графическое отображение для одометрии с целью вычисления перемещений, скоростей и изменения ориентации.

5. Блок одометрии отвечает за получение двух изображений со стереокамеры из среды симуляции, их взаимной синхронизации и выравнивания по эпиполярным линиям, вычисление карты смещения и далее карты глубины. Используя набор карт глубины, полученных на некотором промежутке времени, осуществляется построение трёхмерной карты прилегающей местности.

С использованием алгоритмов библиотеки OpenCV две трёхмерные карты сравниваются и вычисляется величина отклонения по положению и ориентации БЛА в пространстве. После чего эти данные передаются в регулятор и описанный процесс повторяется.

После того как модель поведения БЛА полностью описана, необходимо добавить графическое отображение среды, которую будет наблюдать стереопара. В качестве такой среды используем один из сегментов Международной

космической станции - лабораторный модуль Destiny, точная графическая модель которого со всеми текстурами находится в открытом доступе (см. рис. 4).

Рассмотрим обеспечение стабилизации БЛА в фиксированной целевой точке. Синтезируем контур управления без одометрии с заданным угловым положением БЛА в целевой точке.

Для проверки работоспособности системы без одометрии воспользуемся данными о положении и ориентации БЛА, предоставляемыми средой симуляции Gazebo.

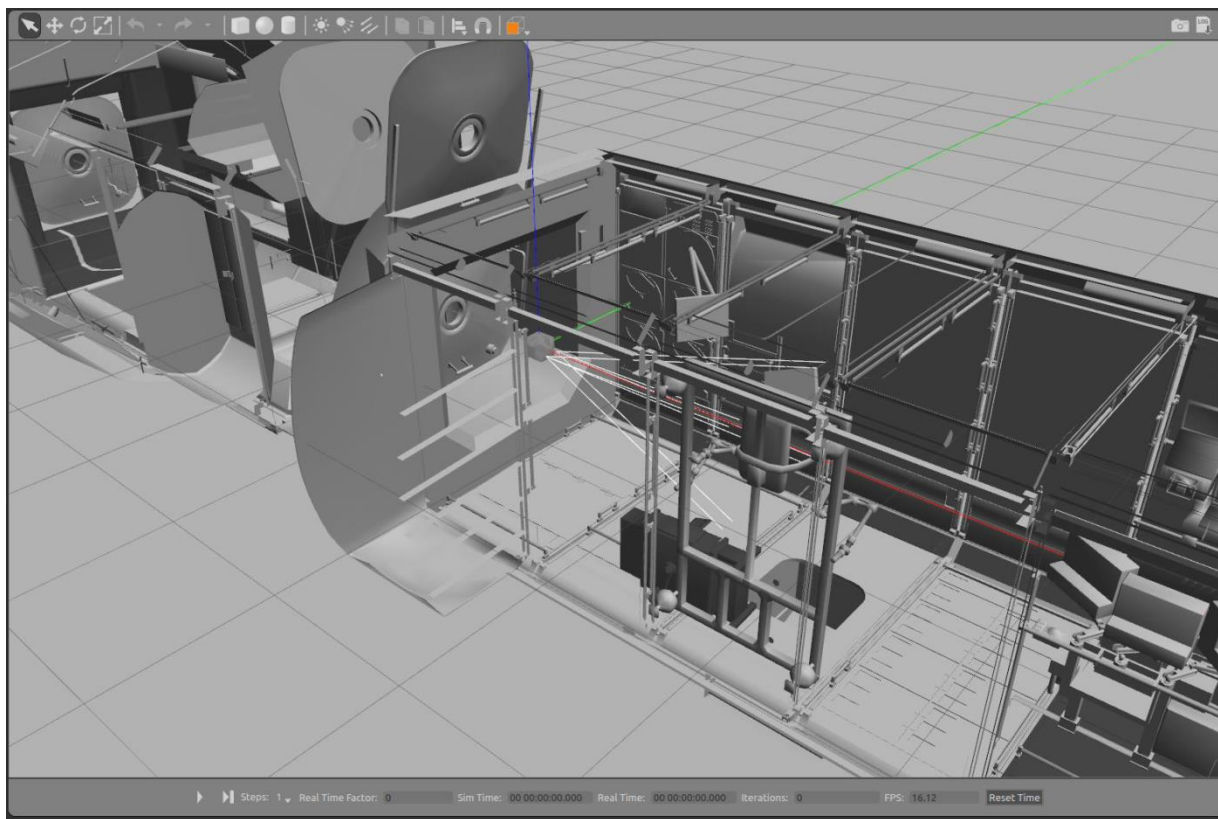


Рисунок 4 – Отображение модели БЛА в лабораторном модуле Destiny при моделировании в среде симуляции Gazebo

Рассматриваем перемещение БЛА в целевое положение, заданное координатами центра масс БЛА в метрах $\{2,0; 1,0; 1,5\}$ и угловым положением (ориентацией), определяемым углами Эйлера в радианах $\{0,1; -0,5; 0,2\}$ ($\{5,730; -28,648; 11,459\}$ в градусах).

На рис. 5 показан процесс сходимости координат и параметров ориентации БЛА к их целевым значениям.

В ходе эксперимента коэффициенты регулятора корректировались с целью уменьшения колебаний системы [10].

Теперь зададим сложную целевую траекторию в виде наклонённой восьмёрки:

$$\begin{cases} x = \sin(\pi\tau + \pi/4), \\ y = \cos(2\pi\tau), \\ z = x. \end{cases} \quad (3)$$

Данная траектория выбрана в виду её сложности [11], поскольку она имеет как изменение высоты, так и разного рода повороты.

Координаты перемещения БЛА при слежении за данной траекторией будут отличаться от координат (3).

Ошибки работы контура управления будем определять по отклонению получаемой траектории полёта БЛА от целевой.

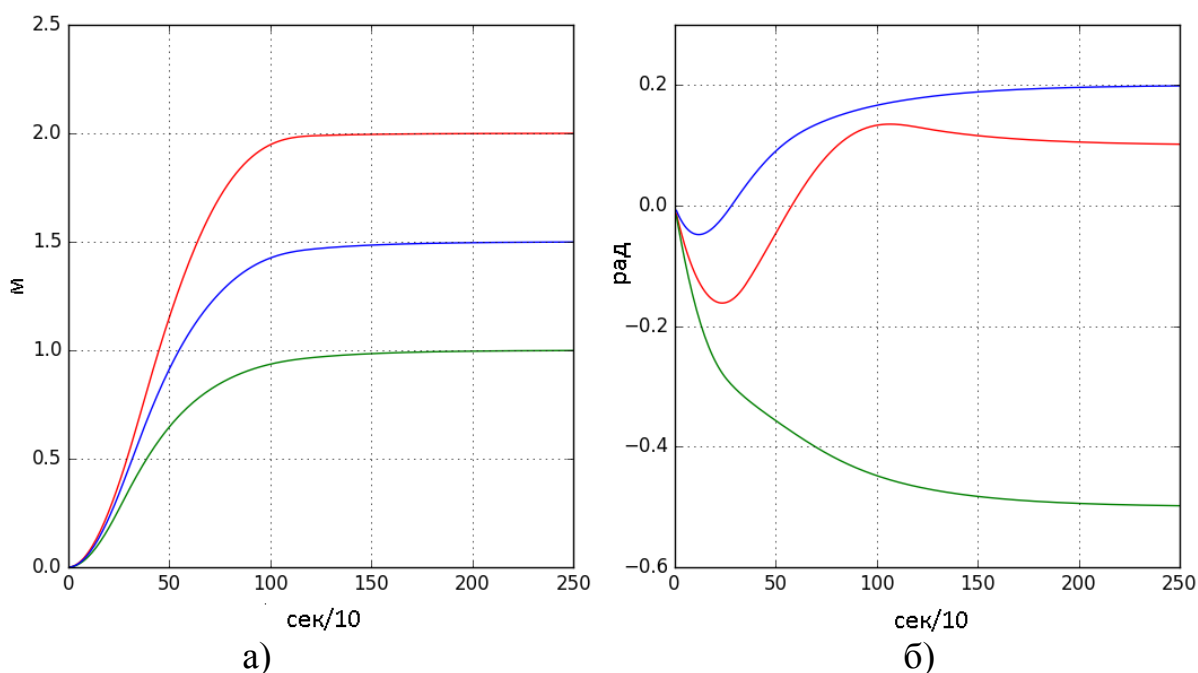


Рисунок 5 – Процесс сходимости координат (а) - график слева) и параметров ориентации (б) - график справа) БЛА к их целевым значениям

На рис. 6 показано представление целевой траектории в трехмерном пространстве (полная восьмёрка соответствует интервалу изменения параметра $\Delta\tau = 2$) и в виде графика целевых координат БЛА (координаты z и x совпадают), полученных при выполнении расчетов по слежению БЛА за данной траекторией, от времени.

Отметим, что на начальном этапе движения целевые координаты не изменяются – это связано с тем, что первая целевая точка маршрута выбрана нулевой и БЛА необходимо некоторое время для начального перемещения на маршрут.

На рис. 7 приведена траектория полёта БЛА, получаемая в среде симуляции Gazebo - положение БЛА, измеренное с использованием средств среды си-

муляции: представление траектории полета в трехмерном пространстве и в виде графика текущих координат БЛА от времени.

Отклонение траектории от восьмерки связано с тем, что, как отмечалось, первая целевая точка маршрута отлична от нулевой и БЛА необходимо пройти некоторое расстояние для выхода на маршрут.

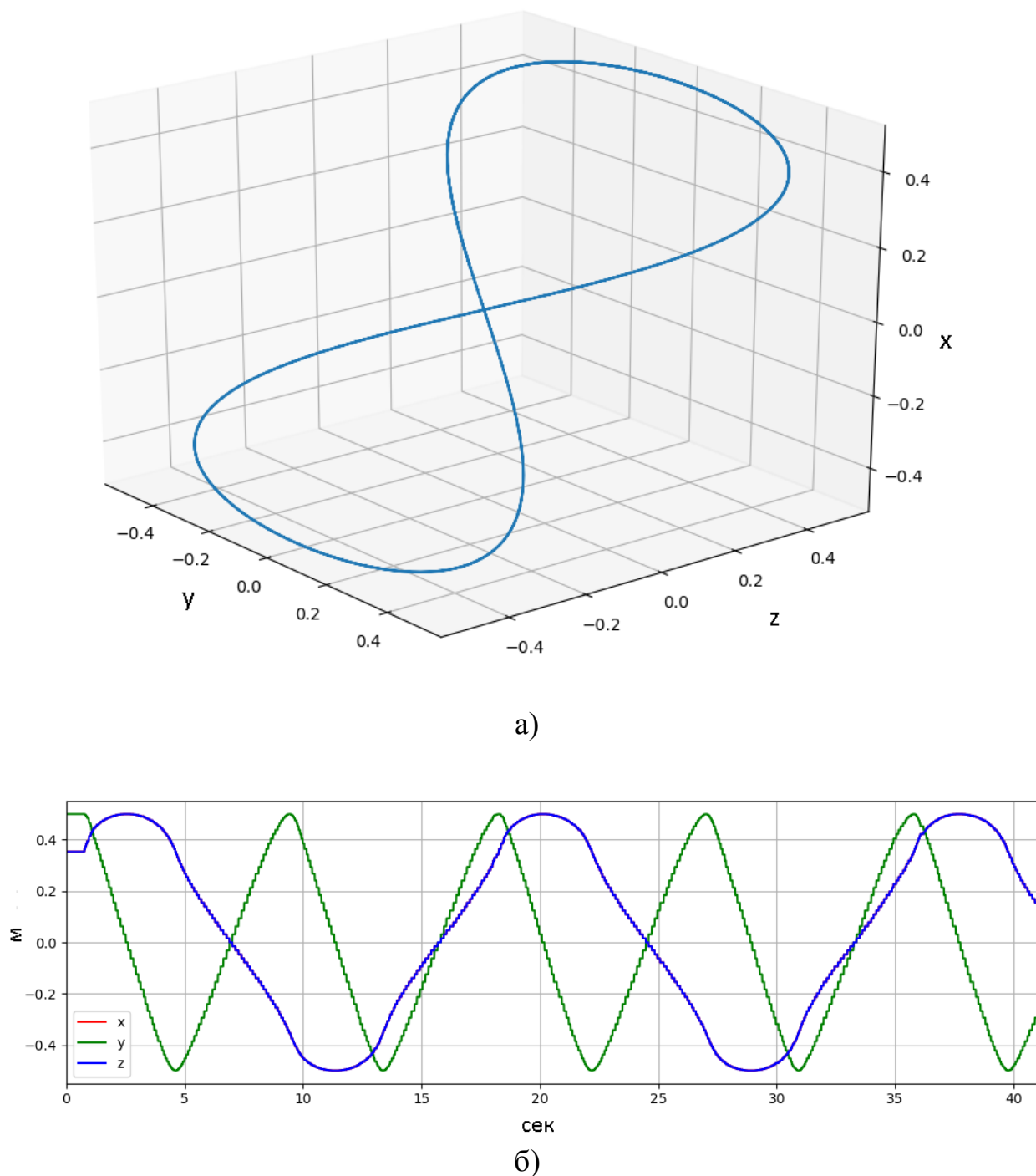
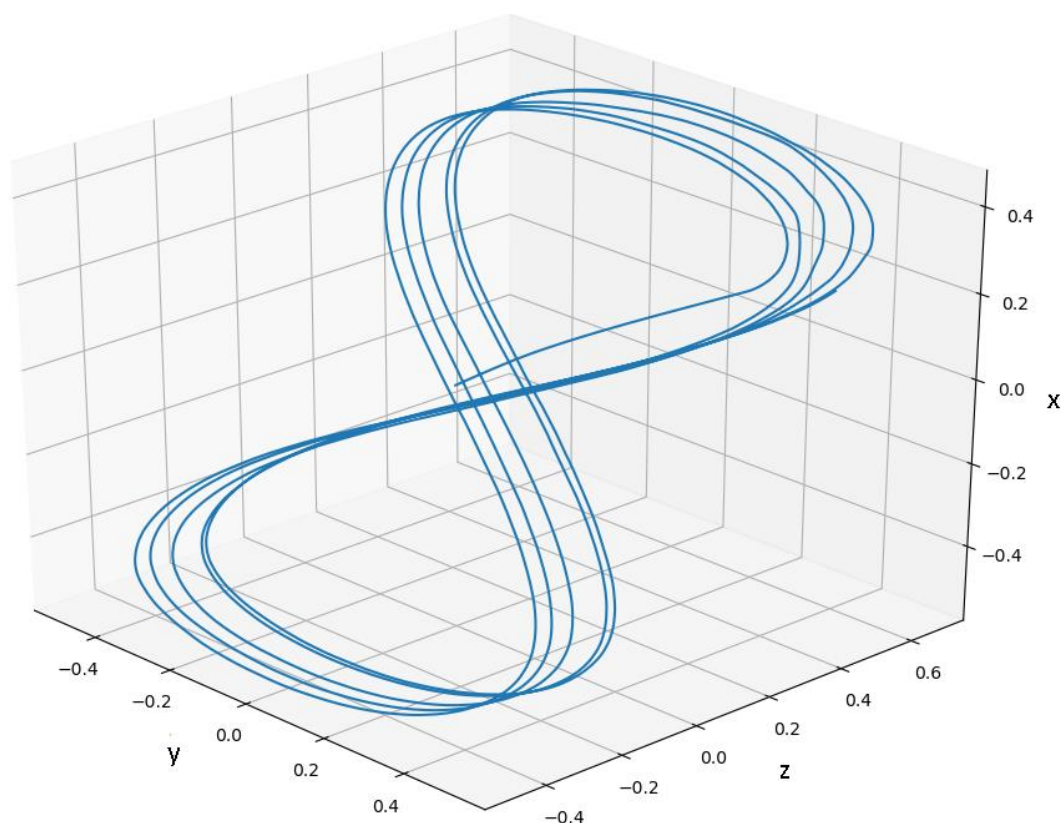
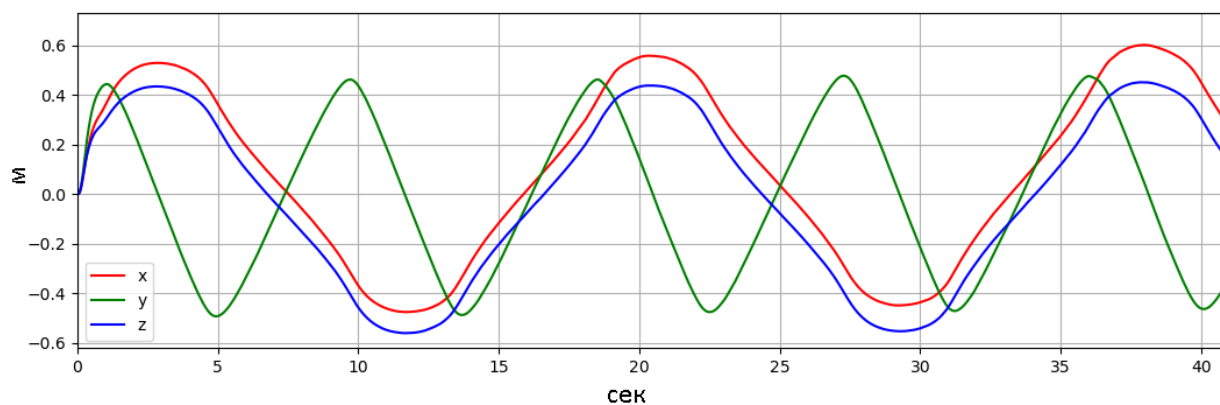


Рисунок 6 - Сложная целевая траектория БЛА: а) представление траектории в трехмерном пространстве; б) график изменения целевых координат БЛА во времени



а)



б)

Рисунок 7 - Траектория движения БЛА, полученная в среде симуляции Gazebo: а) представление траектории полета в трехмерном пространстве; б) график изменения текущих координат БЛА во времени

На рис. 8 приведен график отклонения целевых координат маршрута от данных о положении БЛА, полученных из среды симуляции Gazebo, показывающий ошибку управления. В начальный момент времени траектория полёта БЛА в среде симуляции имеет значительное отклонение от целевой траектории

из-за указанного выбора первой целевой точки маршрута (отличной от нулевой). Далее ошибка управления обусловлена тем, что каждая следующая текущая целевая точка задаётся на некотором удалении от текущего положения БЛА. Это необходимо для того, чтобы регулятор мог выдавать ненулевые данные по силе и угловому моменту.

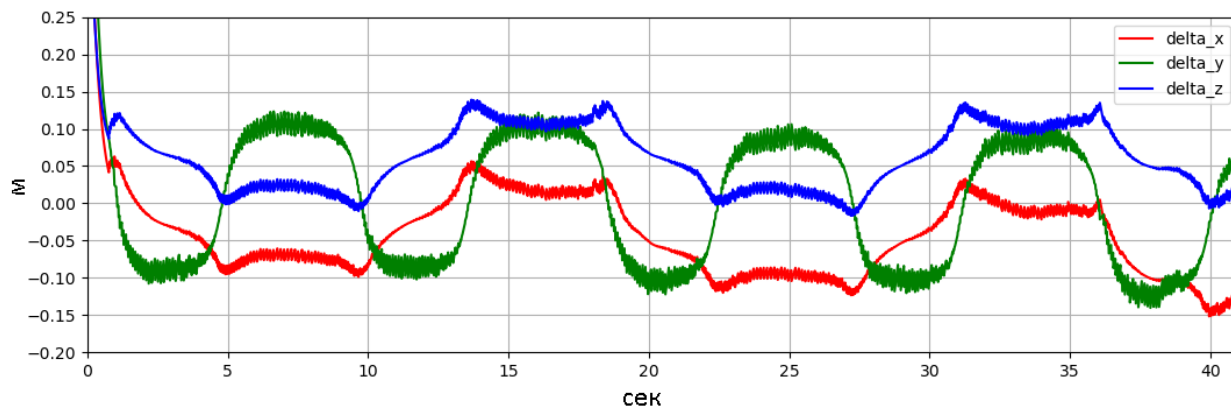


Рисунок 8 – Отклонение целевых координат от данных положения БЛА, полученных в среде симуляции Gazebo

Рассмотрим теперь показания одометрии при полёте БЛА по сложной траектории. В первую очередь сосредоточим внимание на данных о положении БЛА в пространстве. Траектория движения БЛА, построенная по данным одометрии, представлена на рис. 9.

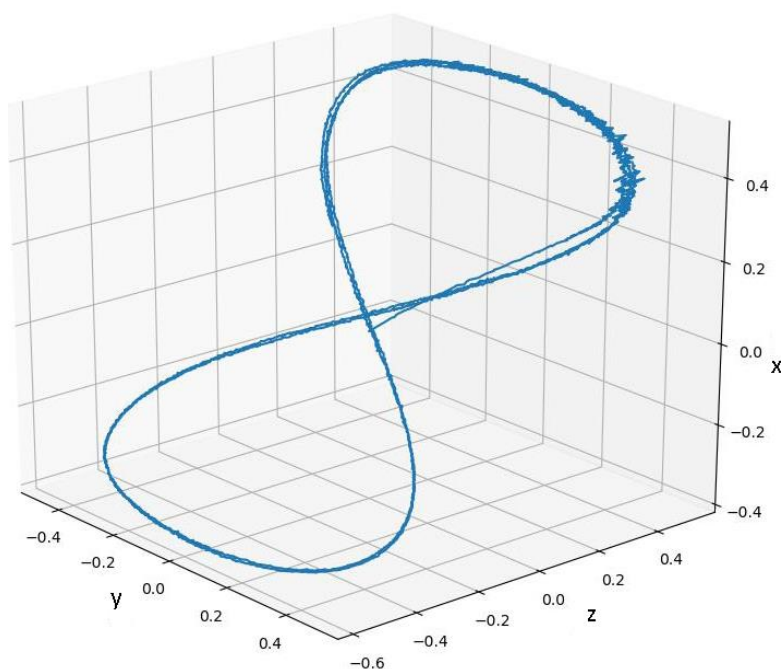


Рисунок 9 – Траектория БЛА, построенная по данным одометрии

Рассмотрим отклонение показаний одометрии от данных о положении БЛА, полученных из среды симуляции.

На рис. 10 представлены отклонения данных, полученных из показаний одометрии, от данных о положении БЛА, полученных из среды симуляции Gazebo.

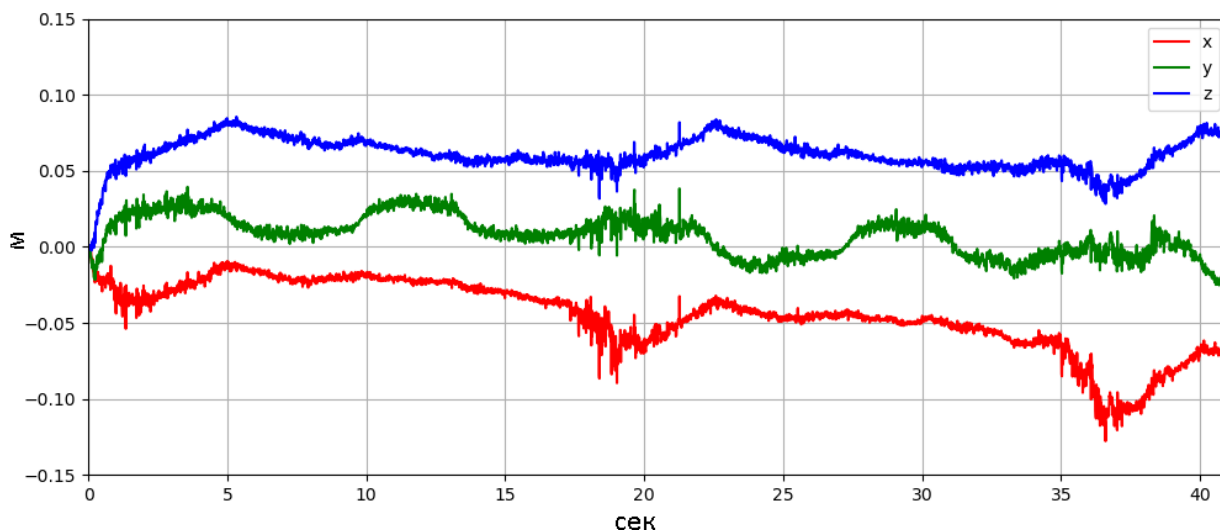


Рисунок 10 – Отклонение показаний одометрии от данных о положении БЛА, полученных из среды симуляции Gazebo

Данные отклонения находятся в пределах 10 см и обусловлены погрешностью используемой математической модели.

Величина ошибки измерения/определения положения БЛА по данным одометрии в первую очередь зависит от получаемой картинки, - чем больше на картинке точек привязки (точек, которые легко обнаружить/идентифицировать на изображении), тем с большей точностью возможно определить положение БЛА.

Во время полёта по сложной траектории БЛА стремился поддерживать заданную целевую ориентацию.

По аналогии с положением центра масс БЛА, рассмотрим ошибку управления и измерения применительно к угловому положению БЛА при движении по сложной траектории.

На рис. 11 приведено отклонение целевой ориентации БЛА от данных из среды симуляции.

Данные представлены в виде разности углов Эйлера, описывающих указанные угловые положения БЛА.

Исходя из представленных данных об ориентации БЛА в пространстве и его отклонении от целевой ориентации, можно сделать вывод о незначительности ошибки управления ориентацией.

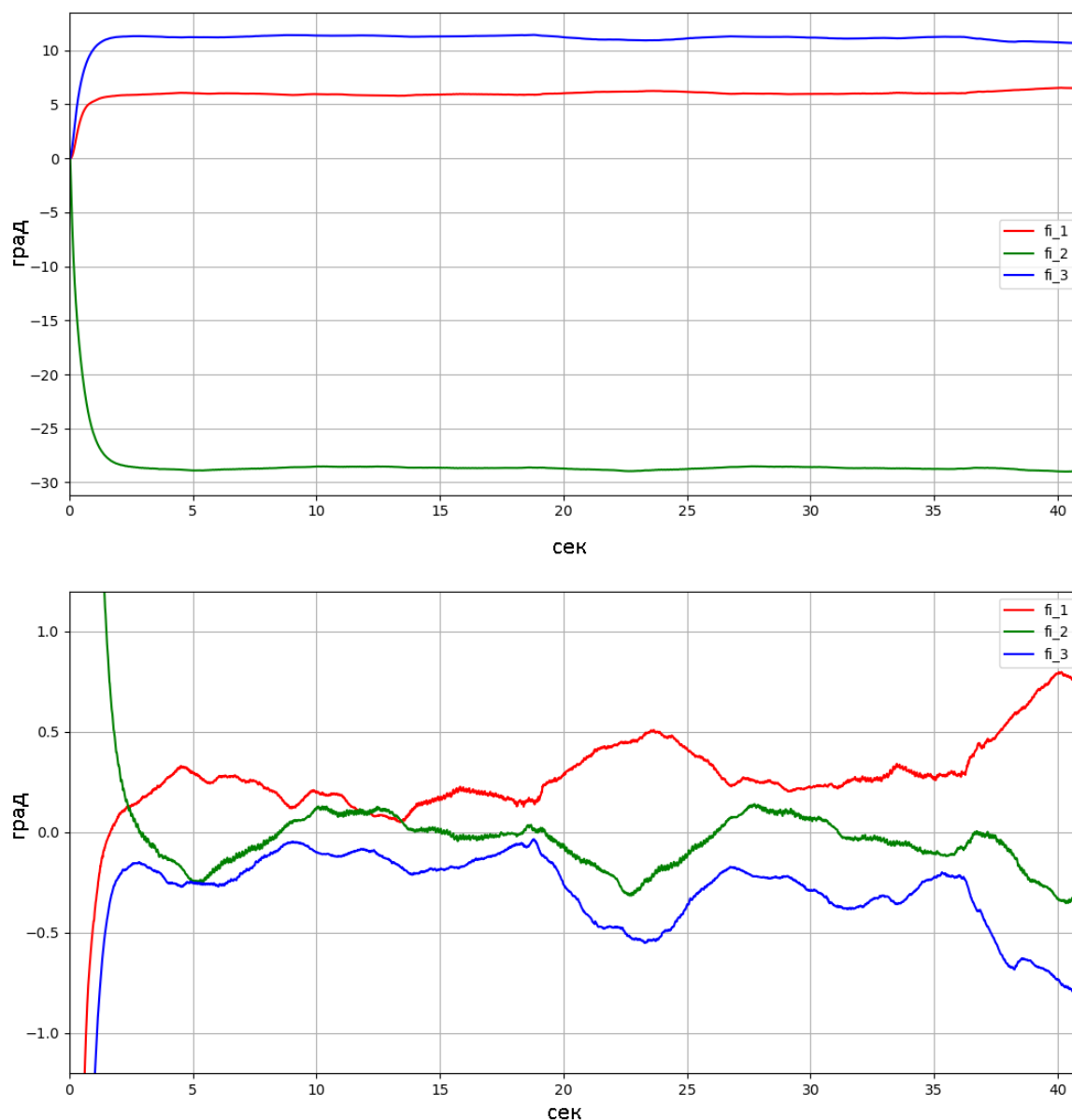


Рисунок 11 – Оценка точности управления ориентацией БЛА при движении по сложной траектории:верху – ориентация БЛА по данным из среды симуляции Gazebo, внизу – отклонение целевой ориентации БЛА от данных из среды симуляции (разность углов Эйлера, определяющих указанные ориентации)

В результате суммарная ошибка измерения и управления ориентацией составляет не более 2 градусов, что является удовлетворительным результатом. Отметим, что данная ошибка накапливается и без соответствующей привязки изображений к известным элементам интерьера ОКС продолжит суммироваться и возрастать.

Свой вклад в ошибку построения ориентации БЛА вносят и данные одометрии. На рис. 12 представлены данные по точности измерения ориентации БЛА средствами одометрии.

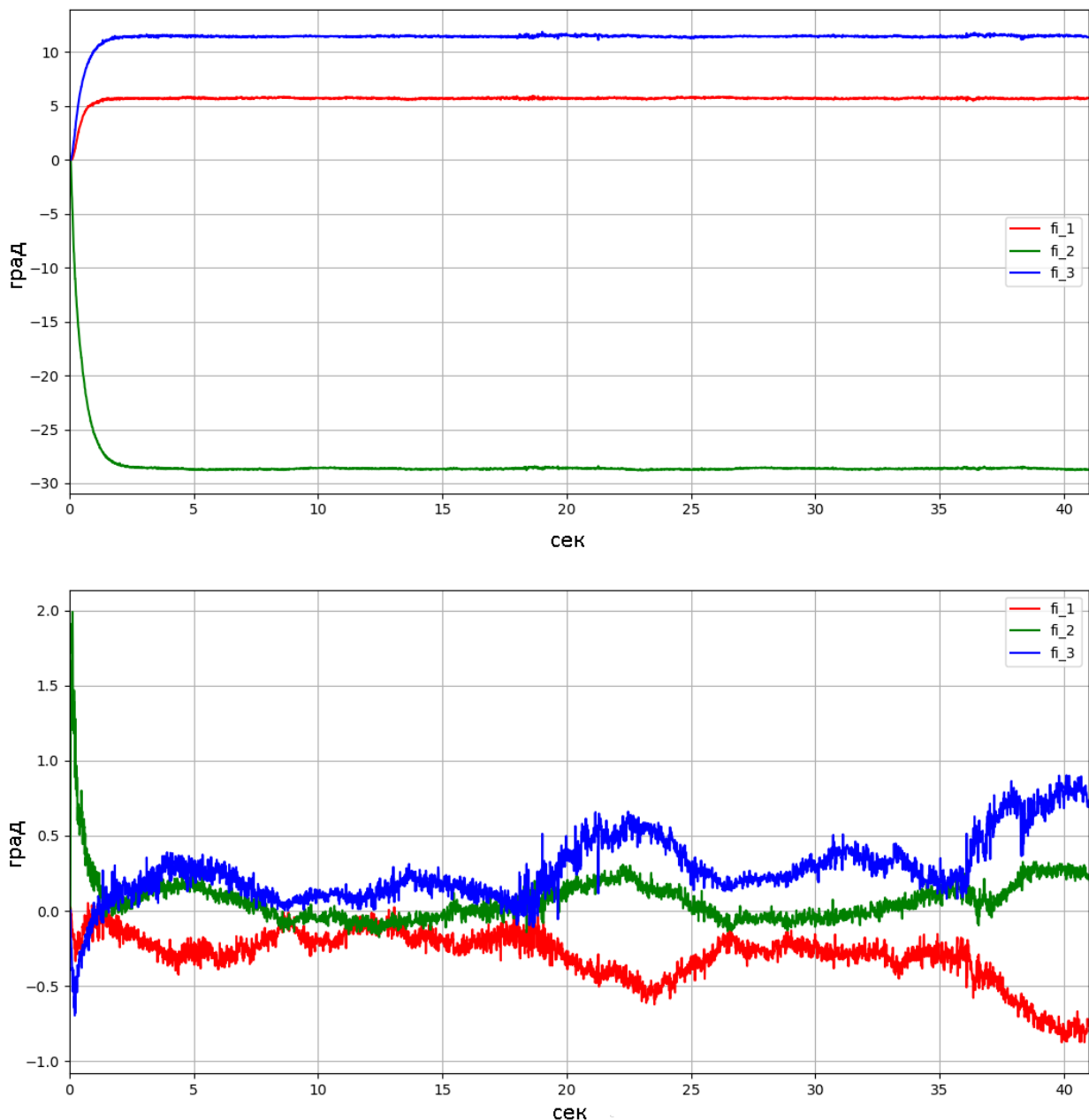


Рисунок 12 – Оценка точности измерения ориентации средствами одометрии: вверху - ориентация БЛА по данным одометрии, внизу – отклонение ориентации БЛА по данным из среды симуляции Gazebo от ориентации БЛА, полученной по показаниям одометрии.

Заключение

В настоящей работе для полёта в условиях ОКС при наличии воздушной среды выбрана предложенная схема расположения двигателей БЛА. Для вычислительного эксперимента построена математическая модель БЛА с учётом масс-инерционных характеристик основных узлов аппарата.

С учётом математической модели синтезирован контур управления и проведён вычислительный эксперимент с корректировкой настроек регулятора.

В вычислительном эксперименте обеспечен полёт по сложной траектории с ошибкой перемещения не более 10 см, что при габаритах БЛА ~ 30 см является вполне приемлемым результатом.

Литература

1. Рулев Д.Н., Калери А.Ю. Разработка летающего робота для эксплуатации внутри космической станции // Материалы 57-х Научных чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Часть 1. Калуга: Изд-во «Эйдос», 2022. С. 230-233.
2. Saaty R.W. 1987. The analytic hierarchy process: What it is and how it is used. Mathematical Modelling 9, 3–5, 161–176. Hartley R. I. and Zisserman A. Multiple View Geometry in Computer Vision. 2004.
3. Шавин М.Ю. Управляемая динамика квадрокоптера с поворотными роторами // Инженерный журнал: наука и инновации. 2018. № 4 (76).
4. Амелькин Н.И. Кинематика и динамика твердого тела. М.: изд-во МФТИ, 2000.
5. Трухан Н.М. Динамика твёрдого тела. М.: Изд-во МФТИ, 2000.
6. Андриющенко Т.А., Кусаинов А.А. Разработка динамической модели беспилотного летательного аппарата // Вестник Новосибирского государственного университета. Серия: Информационные технологии. 2013. Т. 11. № 2.
7. Кулик А.С., Суббота А.М., Резникова О.В. Эффективность избыточных систем стабилизации и ориентации космических аппаратов с двигателями-маховиками // Авиационно-космическая техника и технология. 2008. № 3. С. 18-24.
8. Nistér D., Naroditsky O., Bergen J. Visual odometry // Proceedings of the 2004 IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition, 2004. CVPR 2004. – Ieee, 2004. Т. 1. С. I-I.
9. Fischler M, Bolles R. Random sample consensus: A paradigm for model fitting application to image analysis and automated cartography // Communications of the ACM, 1981, 24(6). Pp. 381-395.
10. Сущенко О.А., Азарсков В.Н. Проектирование робастных систем стабилизации оборудования беспилотных летательных аппаратов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. акад. С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2014. № 1 (43).
11. J. Engel, J. Sturm, D. Cremers. Accurate figure flying with a quadcopter using onboard visual and inertial sensing // Proc. of the Workshop on Visual Control of Mobile Robots (ViCoMoR) at the IEEE/RJS Intern. Conference on Intelligent Robot Systems (IROS). Vilamoura, Algarve, Portugal, Oct. 11, 2012. Pp. 43-48.

УДК 159.9:629.7.069
eLIBRARY.RU: 89.25.35

Д.Н. Рулев¹, С.И. Ашманов²

¹ПАО РКК «Энергия» им. С.П. Королева, г. Королев, Моск. обл.

²ООО «Лаборатория Наносемантика», г. Москва

ПОДХОД К РАЗРАБОТКЕ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ВИРТУАЛЬНОГО АССИСТЕНТА КОСМОНАВТА THE APPROACH TO SOFTWARE DEVELOPMENT FOR A COSMONAUT'S VIRTUAL ASSISTANT

Аннотация: Разрабатывается технология создания и сопровождения виртуального (голосового) ассистента космонавта. Темы взаимодействия космонавта с ассистентом включают: планы работ, бортовые инструкции, логистика и инвентаризация, управление операциями, психологическая поддержка. Планируется отработать учет влияния условий космического полета (микрогравитация, шумленность, ограниченное пространство, автономность) на частотно-акустические характеристики речи, их идентификацию и распознавание содержания речи. Программное обеспечение ассистента создается на базе информационной системы для разработки интеллектуальных виртуальных ассистентов «Dialog OS» компании ООО «Лаборатория Наносемантика».

Ключевые слова: голосовой ассистент, темы взаимодействия, условия космического полета, частотно-акустические характеристики речи, распознавание речи.

Abstract: A technology for a virtual (voice) cosmonaut assistant generation and support is being developed. A cosmonaut and the assistant interaction tasks include: work schedules, onboard manuals, logistics and inventory, operations management, psychological support. It is planned to assess the impact of space environment (microgravity, noise, limited volume, isolation) on frequency-acoustic properties of speech, its identification and speech recognition. The software is being developed by Nanosemantics Laboratory based on data system used for development of Dialog OS intelligent virtual assistants.

Keywords: voice assistant, interaction tasks, spaceflight environment, speech frequency-acoustic properties, speech recognition.

Введение

В настоящее время осуществляется подготовка создания виртуального (голосового) ассистента космонавта. Целью работы является отработка технологии создания и сопровождения в полете виртуального ассистента космонавта и выполнение экспериментальных исследований влияния условий космическо-

го полета на эффективность технологий распознавания и идентификации речи космонавта [1].

Решаемыми задачами являются:

- разработка и отработка сопровождения в полете программного обеспечения виртуального ассистента космонавта, включая тематики: планы работ, бортовые инструкции, логистика и инвентаризация, управление операциями, психологическая поддержка;

- отработка учета влияния условий космического полета (микрогравитация, зашумленность, ограниченное пространство, автономность) на частотно-акустические характеристики речи, их идентификацию и распознавание содержания речи;

- научно-образовательная демонстрация в полете виртуальных ассистентов космонавта, разработанных обучающимися в учебно-образовательном процессе, и их оценивание.

Проблематика исследования

Виртуальный ассистент предоставляет космонавту удобный интерфейс к различным информационным материалам, документации и базам данных.

Потребность в данной технологии обусловлена как существенной нагрузкой на зрительный анализатор в ходе выполнения космонавтом полетной программы, так и большим объемом используемой на борту информации.

В тоже время, в условиях сенсорной депривации и монотонности использование космонавтом аудиальной информации по запросу может составлять существенный резерв психологической поддержки.

Первым опытом апробации использования голосовой технологии в полете является голосовое взаимодействие космонавта с роботом «Skybot F-850» (Фёдор) при выполнении на Российском сегменте Международной космической станции (РС МКС) эксперимента «Испытатель» (2019 г.).

Частотно-акустические характеристики речи могут изменяться в условиях микрогравитации (по-разному при нахождении внутри герметичного отсека КА и в входе внекорабельной деятельности), в частности, по причине перераспределения жидких сред (которое затрагивает и речевой аппарат), а также космической болезни движения; на распознавание содержания и идентификацию речи существенно влияет повышенная зашумленность на КА (вследствие работы систем вентиляции) и специфика ограниченного пространства (объема отсеков КА и/или скафандра) [2].

В дальнейшем планируется подготовить предложения по исследованию влияния условий космического полета на геометрические характеристики лица и мимику, окуломоторную активность и коммуникативную жестикуляцию и их идентификацию в системах распознавания [3, 4].

Фактор автономности космонавта в условиях космического полета требует, чтобы вычислительное устройство, решающее указанные задачи, располага-

лось непосредственно на борту КА, с возможностью передачи файлов между Землей и КА не в режиме реального времени.

Зарубежные исследования

Основные зарубежные исследования в данном направлении представлены проектами спутника-робота Astrobe (реализуется NASA) и спутника-ассистента CIMON (Crew Interactive MOBILE Companion - интерактивный мобильный помощник экипажа, реализуется ESA).

Спутник-робот Astrobe (см. рис. 1) оснащается компьютерной системой, которая должна обеспечить астронавтов возможностью коммуникации друг с другом и предоставлять необходимую справочную информацию по выполняемым работам.

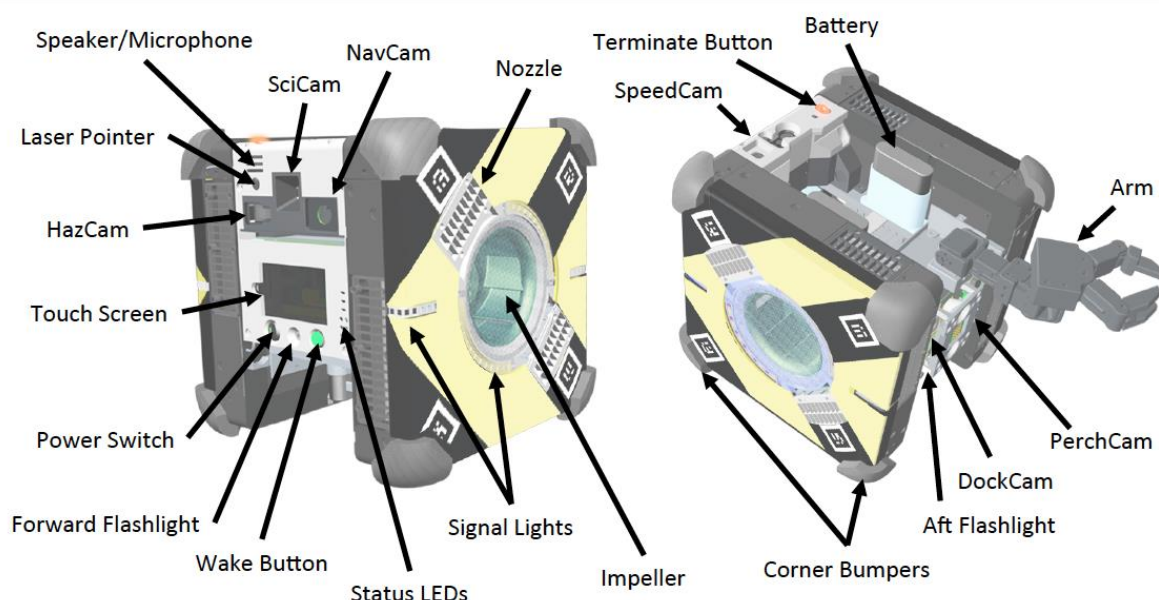


Рисунок 1 - Спутник-робот Astrobe

Спутник-ассистент CIMON (рис. 2) предназначен для взаимодействия с астронавтами с возможностью распознавать голоса и выражения лиц.

Искусственный интеллект IBM Watson позволяет спутнику-ассистенту CIMON преобразовывать звуковые команды в текстовый формат и анализировать их: он даже способен понимать контекст и поддерживать живой динамичный диалог с космонавтом.

Программное обеспечение виртуального ассистента

Программное обеспечение ассистента создается на базе информационной системы (ИС) для разработки интеллектуальных виртуальных ассистентов «Dialog Operating System» (Dialog OS, далее - Система) компании ООО «Лаборатория Наносемантика».

Система включает в себя всю необходимую функциональность для создания и обучения виртуальных ассистентов, позволяющих вести коммуникацию с пользователем в различных текстовых и голосовых каналах.

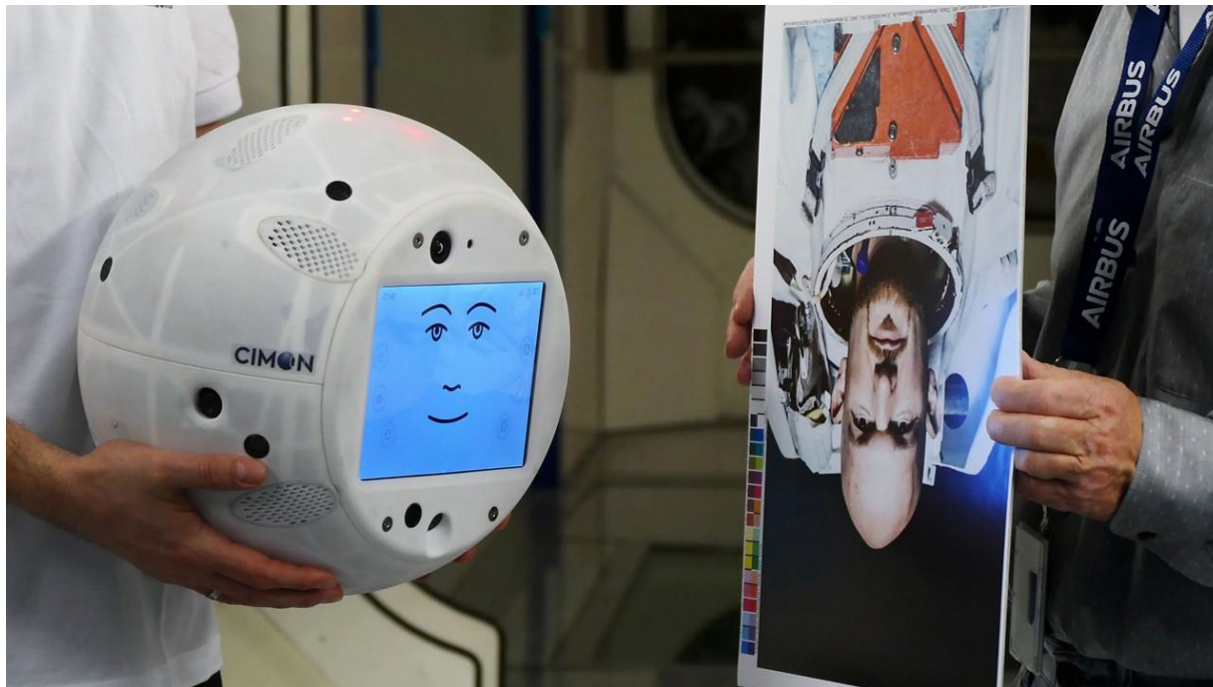


Рисунок 2 - Спутник-ассистент CIMON (Crew Interactive MOBILE CompanioN - Интерактивный мобильный помощник экипажа)

При описании Системы используем следующие понятия и определения:

- Клиент - лицо, взаимодействующее с ассистентом, созданным в ИС Dialog OS;
- Пользователь - лицо, использующее ИС Dialog OS;
- Ассистент - программа созданная в ИС DialogOS, позволяющая имитировать общение клиента с живым человеком;
- Диалоговый узел - состояние ассистента, в которые можно перейти в ходе диалога;
- Навык - набор диалоговых узлов, объединенных по какому-то смыслу или теме;
- Намерение - цели или задачи, которые выражаются в запросе Клиента;
- Сущность – это семантический объект, который может быть выделен в запросе клиента, на уровне запроса выражен словом или последовательностью слов;
- Словарь - последовательность слов, словосочетаний или предложений объединенных в специальный блок данных;
- База Знаний ассистента - совокупность моделей классификации интен-тов, извлечения сущностей и правил, описывающих входящий запрос клиента.

Dialog OS как профессиональная платформа для создания интеллектуальных голосовых и текстовых роботов в веб-интерфейсе обеспечивает:

- эффективное использование управляемого машинного обучения;
- разработку развернутых сценариев диалога;
- работу с произвольными естественными языками;
- визуальный конструктор ответов ассистента;
- инструментарий для разметки намерений и сущностей;
- инструменты коллективной разработки, включая версионирование;
- разработку базы данных, с которыми может работать НЕпрограммист;
- голосовой ввод сообщений и синтез речи;
- тестирование по ходу разработки;
- управление пользователями и правами.

Информационная модель Системы представлена на рис. 3.

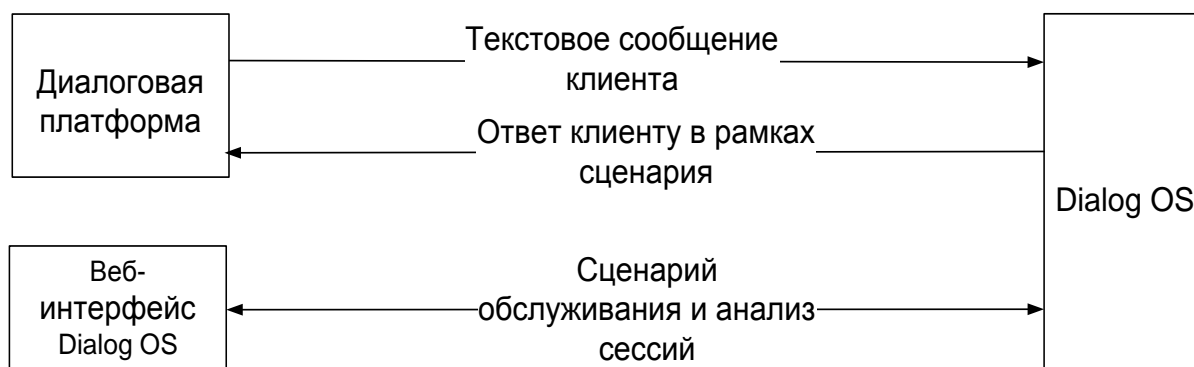


Рисунок 3 - Информационная модель Системы

Входящий запрос от Диалоговой Платформы обрабатывается сервисами, входящими в состав Dialog OS, результатом чего является ответное сообщение, отправляемое в Диалоговую Платформу [5]; информация, по обработанному сообщению, сохраняется сервисом журналирования в базе данных.

В качестве обучающего материала для построения автоматизированных диалогов в системе используются:

- дата-сеты - наборы примеров входящих запросов (на них обучается нейронная сеть);
- дата-сеты - наборы примеров с разметкой объектов и их наименований (для распознавания сущностей – Named Entities Recognition);
- наборы правил на специализированном языке для описания правил и эвристик анализа запроса пользователя и формирования ответа системы - «Dialog language» (DL).

Язык DL дает удобные средства для описания правил ведения диалога. Каждое правило описывает реакцию виртуального собеседника на определенную реплику (или класс реплик) пользователя.

В языке DL сценарные деревья, как таковые, не создаются явно: поведение виртуального собеседника в диалоге регулируется с помощью контекста (набора внутренних переменных), влияющего на обработку диалоговым процессором последовательностей входных фраз.

В результате обучения системы формируется модель запросов клиента, содержащая набор правил на языке DL.

Такая модель «на правилах» и нейросетевые модели, построенные на методах машинного обучения, дополняют друг друга.

В момент поиска системой подходящих ответов виртуального ассистента ранжирование результатов поиска производится по единой шкале как для результатов нейронных сетей, так и для результатов модуля правил.

Для того, чтобы система могла использовать единую шкалу, была разработана специальная формула, вычисляющая результат поиска.

Это позволяет получить высокий уровень распознавания системой намерений (интентов) человека-собеседника в диалоге. Для отладки и проверки системы разработан набор методов и инструментов, в частности:

- тестовый виджет для проверки ответов системы;
- инструментарий для настройки обучения нейросети и проверки качества обучения: матрица конфликтов, вывод F1-меры и другие возможности.

Возможности языка DL позволяют описывать в Базе данных сложные многоступенчатые конструкции (а не только пары вопрос-ответ), в том числе:

- разветвленные сценарии диалогов, включающие уточняющие вопросы, реакцию на вопросы не по теме, повтор вопроса и т.д.;
- отработку коммуникативных ситуаций: приветствие, знакомство, прощание, оценка пользователем ответа системы, реакция на грубость пользователя и пр.;
- обработку событий: реакция на бездействие пользователя, перезагрузка страницы сайта, клик по ссылке и пр.;
- отслеживание и обработку процедурных состояний диалога с пользователем: диалог только начат / развивается / зашел в тупик / завершился / необходимо инициировать начало нового сценария, и т.п.

Данные, описанные на языке DL, и наборы примеров запросов для обучения нейросетей формируют Базу знаний виртуального ассистента. Для работы с такой Базой знаний используется специальное программное обеспечение - диалоговый процессор.

Важной структурной особенностью используемой технологии является независимость данных от алгоритма.

Этот известный общий принцип в данном случае означает, что разработка виртуального собеседника заключается в создании (адаптации) Базы знаний для нового проекта.

При этом алгоритмы поиска, лингвистической обработки входной реплики, ведения диалога и т.п., реализованные в диалоговом процессоре, остаются неизменными.

Диалоговый процессор получает на вход очередную реплику пользователя, а на выходе формирует ответ системы. При этом, в обобщенном виде, используются следующие этапы обработки:

- предварительный анализ (нормализация входящего текста, коррекция ввода, исправление ошибок и опечаток);
- нечеткий поиск в массиве правил, составляющих Базу знаний всех правил, применимых к входящему запросу;
- обращение к нейронной сети и получение от нее набора интенгов собеседника с их вероятностями и пороговыми значениями;
- поиск в запросе именованных сущностей и возвращение найденного списка с вероятностями (весами);
- ранжирование результатов различных технологических модулей, выбор наиболее релевантного результата для данного запроса;
- синтезирование ответа по инструкциям, заложенным в исполняемом диалоговом узле (с вычислением функций, применением параметров и т.п.);
- изменение параметров диалога по результатам синтеза ответа, обновление контекста диалога и контекста пользователя.

Математический алгоритм, на основе которого происходит нечёткий поиск, использует поисковые индексы, заранее сформированные для текущей базы знаний. Этот алгоритм обеспечивает эффективную работу диалогового процессора даже при значительной нагрузке, гарантирует полноту и достоверность.

Минимально необходимый набор возможностей Системы, следующий:

- построение глубоких (множественные пары «вопрос-ответ») диалогов с виртуальным ассистентом, выполнение разветвленных сценариев общения;
- отслеживание контекста и истории текущего диалога, снятие неоднозначности методом уточняющих вопросов, поддержание связности общения и возвращение к исходной теме диалога;
- формирование и использование диалогового профиля собеседника;
- использование в процессе генерации ответа данных внешних (пользовательских) информационных сервисов и баз данных;
- обработка события диалога, в том числе, формирование реакции на неактивность пользователя в течение заданного промежутка времени;
- поддержка словарей, готовых лингвистических модулей, одновременное использование основной и пользовательской баз знаний.

Пример диалога

В качестве примера приведем вариант диалога космонавта (пользователь) с ассистентом «Лучик» на тему поиска объекта в системе Инвентаризации грузов РС МКС (тематика: логистика и инвентаризация):

Пользователь: ищу перфоратор?

Лучик: Перфоратор располагается в СМ1РО_1_134_1. Примечание: КЭ "Хроматомасс-спектр М".

Пользователь: А статус у него какой?

Лучик: Перфоратор. Статус: Хранение.

Пользователь: А серийный номер?

Лучик: Перфоратор. Серийный номер: 00055071R.

Пользователь: А штрихкод есть?

Лучик: Перфоратор. Штрихкод: 00055071R.

Пользователь: а индекс?

Лучик: Перфоратор. Индекс: NA_перфоратор.

Пользователь: А какой индекс у отвертки?

Лучик: Отвертка. Индекс: ЭЦО.017.80.

Пользователь: А где ее найти?

Лучик: Отвертка располагается в ФГБ1ПГО_2_219_1.

На рис. 4 и 5 показаны примеры расположения на РС МКС бортового компьютера, который планируется использовать для размещения программного обеспечения ассистента космонавта. Если экран компьютера не используется космонавтом для получения иной информации, то на нем предполагается отображать графическое изображение образа ассистента и/или текст ведущегося диалога. На рисунках представлен вариант графического изображения ассистента «Лучик», который используется для тестирования разрабатываемого программного обеспечения.

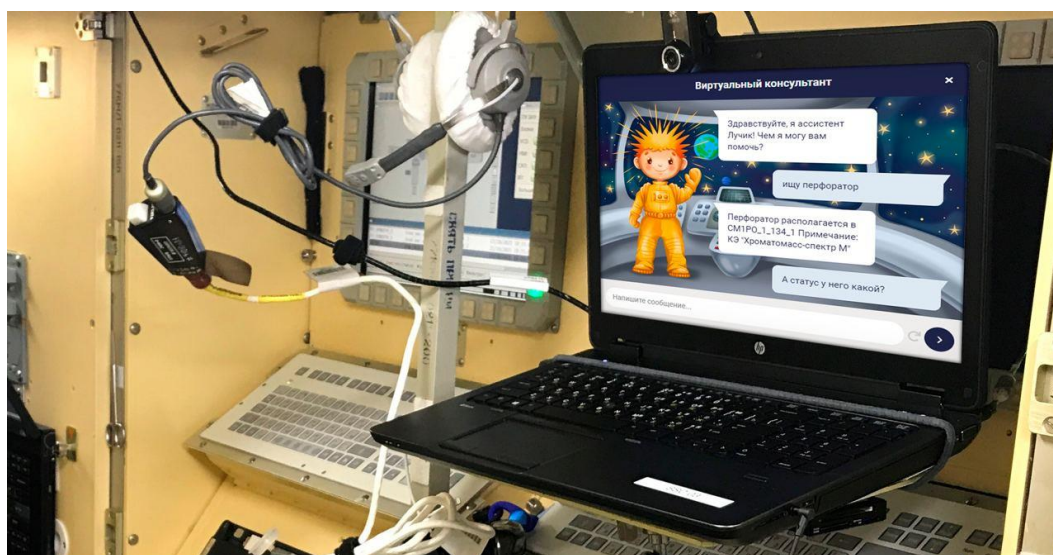


Рисунок 4 – Пример размещения на РС МКС бортового компьютера с программным обеспечением ассистента космонавта с отображением на экране текста ведущегося диалога.

Заключение

В настоящее время выполнена оценка работоспособности программного обеспечения разрабатываемой Системы на имеющихся бортовых вычислительных средствах РС МКС, выполняется тестирование возможных диалоговых схем и формирование специализированной Базы знаний. Решение поставлен-

ных в настоящей работе задач позволит подготовить штатное использование голосовых технологий на РС МКС и перспективной космической станции.

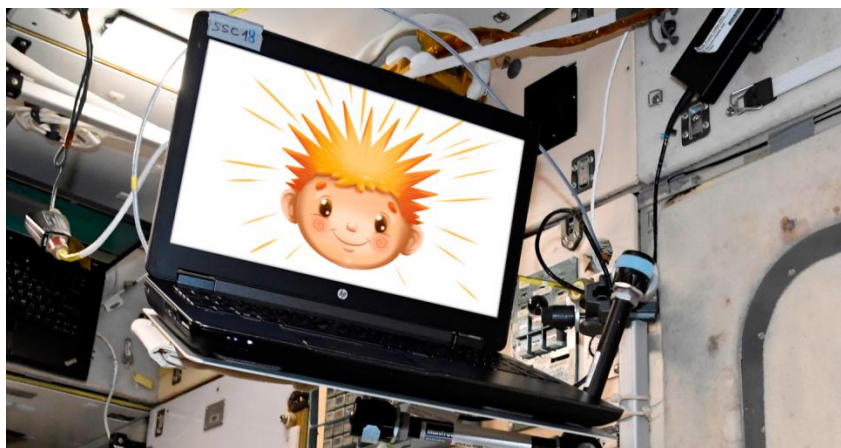


Рисунок 5 – Пример размещения на РС МКС бортового компьютера с программным обеспечением ассистента космонавта с графическим изображением ассистента «Лучик».

Литература

1. Рулев Д.Н., Швед Д.М., Ашманов С.И. Разработка виртуального ассистента космонавта // Материалы 57-х Научных чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Часть 2. Калуга: ИП Стрельцов И.А. (Изд-во «Эйдос»), 2022. С.181-185.
2. Лебедева С.А., Швед Д.М., Гушин В.И. Возможности компьютерного анализа акустических характеристик речи человека-оператора в условиях космического полета // Пилотируемые полеты в космос. 2020. 3(36). С.109–24.
3. Калери А.Ю., Бронников С.В., Рожков А.С., Рулев Д.Н. Способ контроля действий находящегося на борту космического аппарата космонавта // Патент на изобретение РФ №2652721. Бюл. №13 от 28.04.2018 г.
4. Калери А.Ю., Бронников С.В., Рожков А.С., Рулев Д.Н. Способ контроля готовности космонавта к выполнению полётных операций // Патент на изобретение РФ №2653219. Бюл. №13 от 07.05.2018 г.
5. Ашманов С.И., Сухачев П.С., Зоркий Ф.К. Способ управления диалогом и система понимания естественного языка в платформе виртуальных ассистентов // Патент на изобретение РФ №2759090. Бюл. №31 от 09.11.2021 г.

УДК 303.732

eLIBRARY.RU: 28.29.51

С.Б. Пичугин

ПАО РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв, Моск. обл.

**АБОНЕНТСКАЯ СВЯЗЬ В НИЗКООРБИТАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ
СИСТЕМЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ТЕХНОЛОГИИ ПРОСТРАН-
СТВЕННОГО КОДИРОВАНИЯ «ММО»
SUBSCRIBER COMMUNICATIONS IN LEO SATELLITE SYSTEM USING
MIMO TECHNOLOGY**

Аннотация: Исследуется применение технологии «ММО» при связи абонентов через спутники в перспективной низкоорбитальной системе связи, позволяющей повысить скорость передачи абонентской информации или повысить надёжность её доставки. В исследовании учтён характер взаимодействия спутников и абонента, существенно отличающийся от характера взаимодействия в наземных сотовых сетях связи. Предложена аналитическая модель позволяющая описать взаимодействие абонента и спутников перспективной низкоорбитальной системы связи. Приведены результаты моделирования для ряда сценариев функционирования низкоорбитальной спутниковой системы.

Ключевые слова: технология ММО, пространственно–временное блочное кодирование, низкоорбитальная спутниковая система, коммутация на борту спутника, канал связи, матричная модель.

Abstract: Application of MIMO technology is investigated for prospective LEO Communication System, which could raise baud rate for subscriber data transfer of raise reliability of the data delivery. In the investigation main specific features for LEO systems are taken into account, the ones substantially different from ground cellular systems.

Keywords: MIMO technology, space-time block coding, communications channel, LEO satellite system, on-board switching, matrix model.

Введение

Исследуется функционирование низкоорбитальной системы связи (НОСС), предназначенной для обеспечения широкополосной передачи данных и доставки сообщений абонентов в любую точку мира за интервал, сравнимый с аналогичным интервалом для кабельной системы связи.

Данная система обеспечивает передачу информации по межспутниковым трактам, при этом, чтобы выполнялось условие по заданной вероятности доставки абонентского сообщения, расположение спутников на орбитах обеспечивает двукратное перекрытие их зон обслуживания в экваториальной зоне Земли и ещё большую степень перекрытия в высокоширотных областях.

Схематически функционирование исследуемой системы представлено на рис. 1.

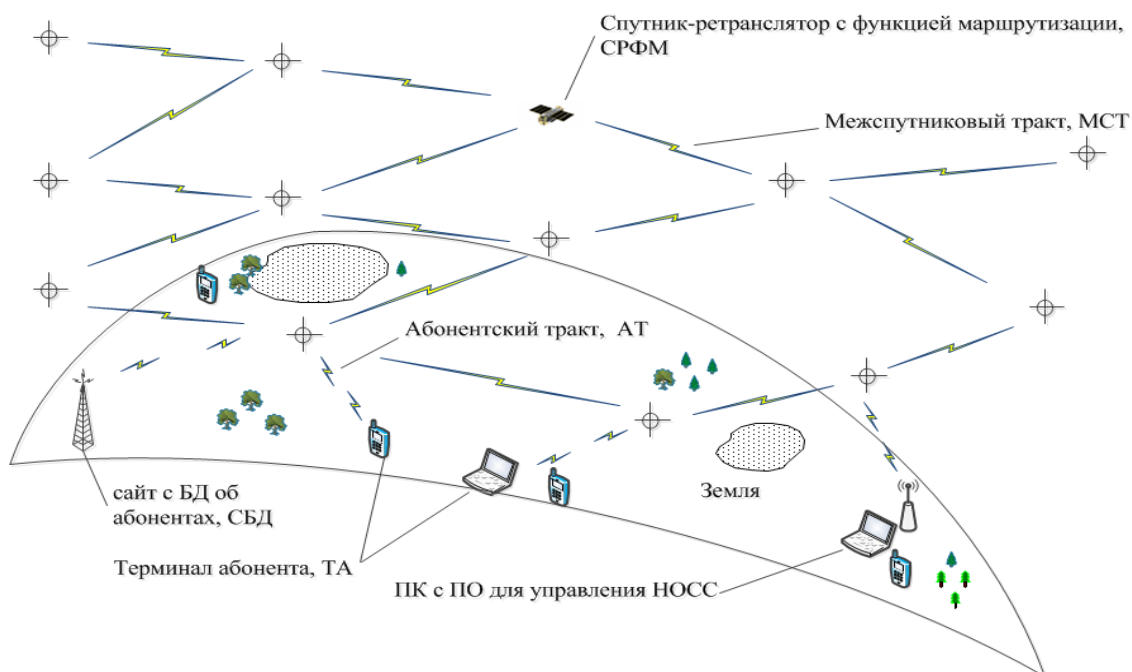


Рисунок 1 – Схематическое представление функционирования НОСС

В состав исследуемой НОСС входят орбитальная группировка спутников-ретрансляторов с функцией маршрутизации (СРФМ), связанных друг с другом межспутниковыми трактами (радиодиапазона или оптического диапазона), группировка абонентов, связанная со спутниками по абонентским трактам, наземная станция управления орбитальной группировкой с подвижным компьютером (ПК) и программным обеспечением (ПО) для управления НОСС, а также наземная административная станция, обеспечивающая работу сайта с базой данных (БД) об абонентах. Абонент, желающий связаться с другим абонентом (абонент–отправитель сообщения и абонент–получатель сообщения, соответственно), обращается к наземной административной станции через СРФМ с запросом на связь. Станция проверяет баланс на счёте абонента и, включая тарификационный отсчёт, даёт разрешение на связь. Абонент–отправитель отправляет пакеты сообщения одному или нескольким СРФМ в зоне своей видимости. Пакеты сообщения доставляются абоненту-получателю через тот же СРФМ или через несколько СРФМ и несколько межспутниковых трактов между ними. Получатель может принимать пакет или пакеты одновременно от нескольких СРФМ в зоне своей видимости.

В исследуемой низкоорбитальной системе связи, таким образом, предлагается использовать технологию «ММО» (multiple input – multiple output), применяемую в наземных системах сотовой связи и основанную на многолучевом распространении сигнала с применением пространственно–временного блочно–

го кодирования [1, 2]. Метод ММО – многоканальной интерференционной передачи и приёма - применим тогда, когда для кодирования сигнала применяют ортогональное частотное разделение с мультиплексированием OFDM [3.4].

Метод ММО применим при использовании OFDM (ортогонального частотного разделения с мультиплексированием) и видимости абонентом нескольких спутников одновременно.

Применение метода ММО позволяет увеличить либо скорость передачи, либо повысить помехозащищённость передачи. Сравнивались две схемы баллистического построения НОСС – ортогональная и гексагональная, обеспечивающие различное число СРФМ в зоне видимости абонента.

В таком случае, абонент, находясь в зоне обслуживания одного СРФМ, способен связываться сразу с несколькими СРФМ, используя многолучевую антенну и соответствующее кодирование данных.

Это позволяет, обеспечить абоненту не один, а несколько каналов связи, увеличивая скорость передачи информации, либо повышая надёжность её доставки.

Для данного режима работы наземных сетей связи были осуществлены расчёты и проведены экспериментальные исследования [5, 6], подтвердившие эффективность данного метода в наземных сетях связи, результаты которых в графическом виде приведены на рис. 2 и 3.

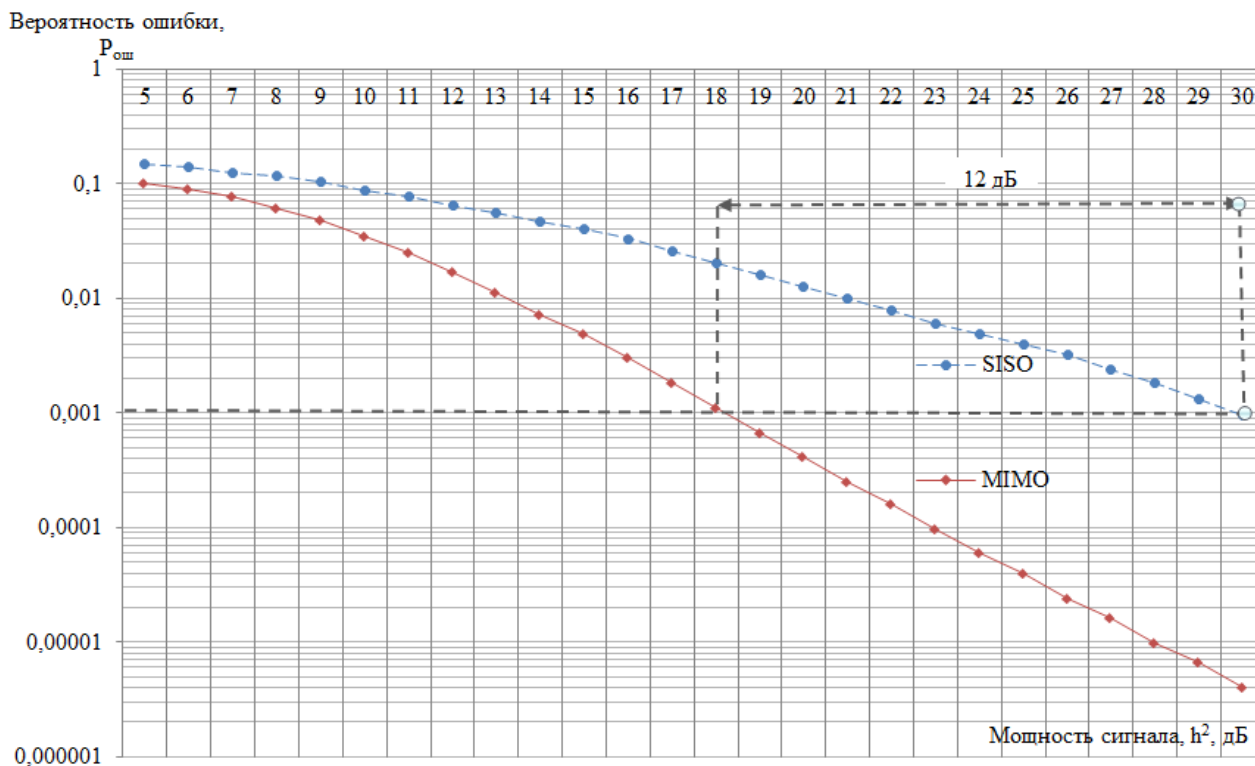


Рисунок 2 – Выигрыш в мощности сигнала при применении технологии многоканальной интерференционной передачи и приёма (ММО) при четырёхкратном приёме-передаче

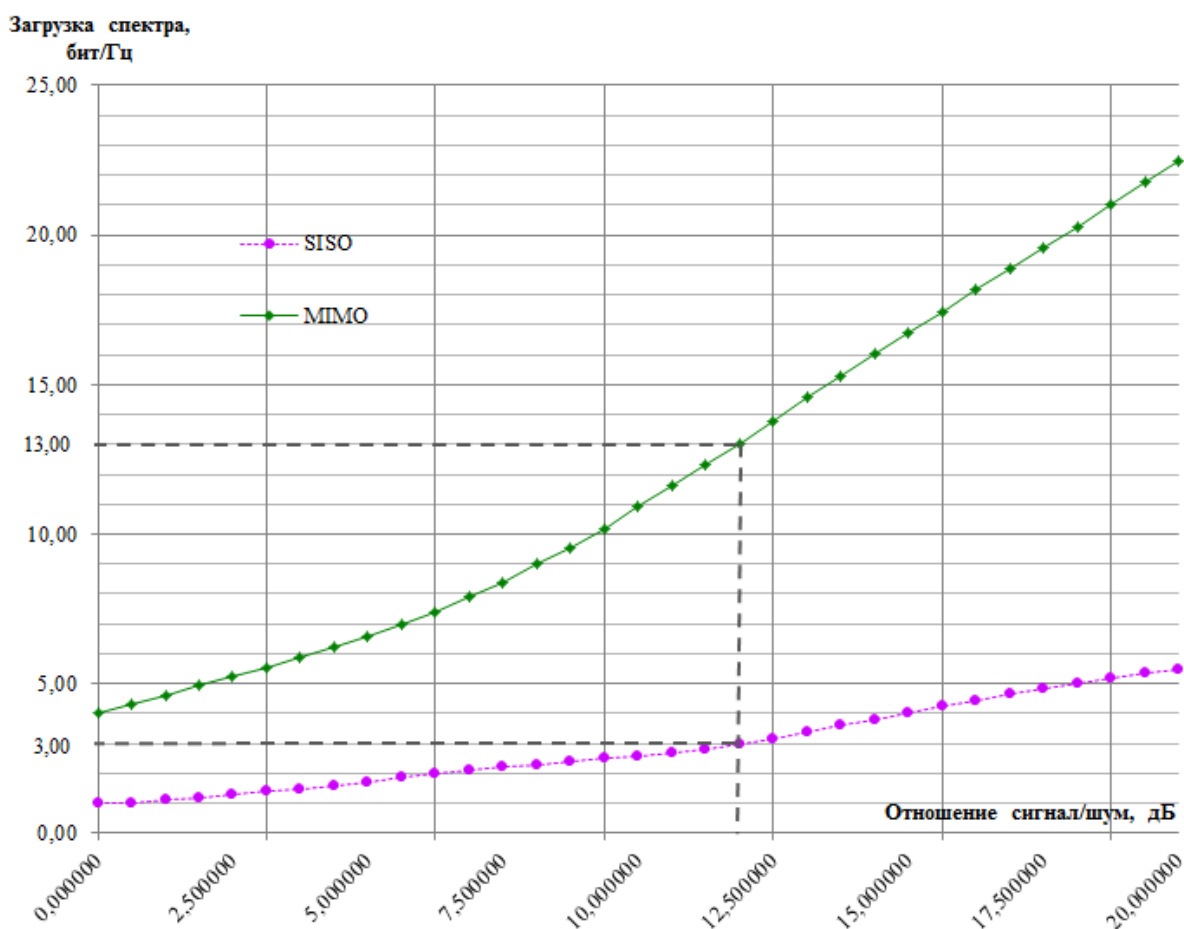


Рисунок 3 - Выигрыш в использовании спектра сигнала

Из рис. 2 следует, что при вероятности ошибки $P_{\text{ош}} = 10^{-3}$ выигрыш в мощности ($h_{\text{SISO}}^2 - h_{\text{MIMO}}^2$) составляет 12 дБ (или 16 раз).

Выигрыш в мощности позволяет увеличить загрузку спектра.

Выигрыш в мощности в 12 дБ позволяет увеличить загрузку спектра с 3 бит/Гц до 13 бит/Гц (см. рис. 3), что соответствует более, чем 4-х кратному росту скорости обмена в канале связи.

Функционирование НОСС существенно отличается от функционирования наземных сетей, в частности мобильностью СРФМ, соответственно, ставится задача разработать методику, позволяющую оценить возможное увеличение скорости передачи информации или надёжности её доставки для абонента НОСС при связи с несколькими СРФМ с использованием технологии «MIMO».

Технология MIMO в НОСС

В данной работе рассматривается НОСС (см. рис. 4) со схемой построения в один орбитальный слой, с одинаковым наклоном орбитальных плоскостей, разнесённых по долготе восходящего узла вдоль экваториальной плоскости и двукратным перекрытием зон обслуживания СРФМ, позволяющим обеспечить абонента связью при отказе СРФМ в его зоне обслуживания.

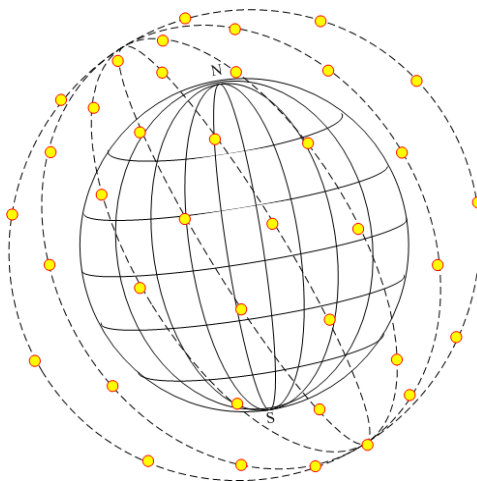


Рисунок 4 – Орбитальное построение НОСС

В исследуемой НОСС баллистическое построение, обуславливающее взаимное положение СРФМ в соседних орбитальных плоскостях, может различаться по числу межспутниковых трактов, обеспечивающих связь как в орбитальной плоскости СРФМ, так и его связь с СРФМ, вращающихся в соседних орбитальных плоскостях. Рассмотрены две схемы такого построения – ортогональная, когда СРФМ по четырём межспутниковым трактам общается с СРФМ-соседями к северу, югу, востоку и западу, и гексагональная, когда СРФМ общается с СРФМ-соседями по шести межспутниковым трактам к северу, югу, северо-востоку, юго-востоку, юго-западу и северо-западу (см. рис. 5 а), б)).

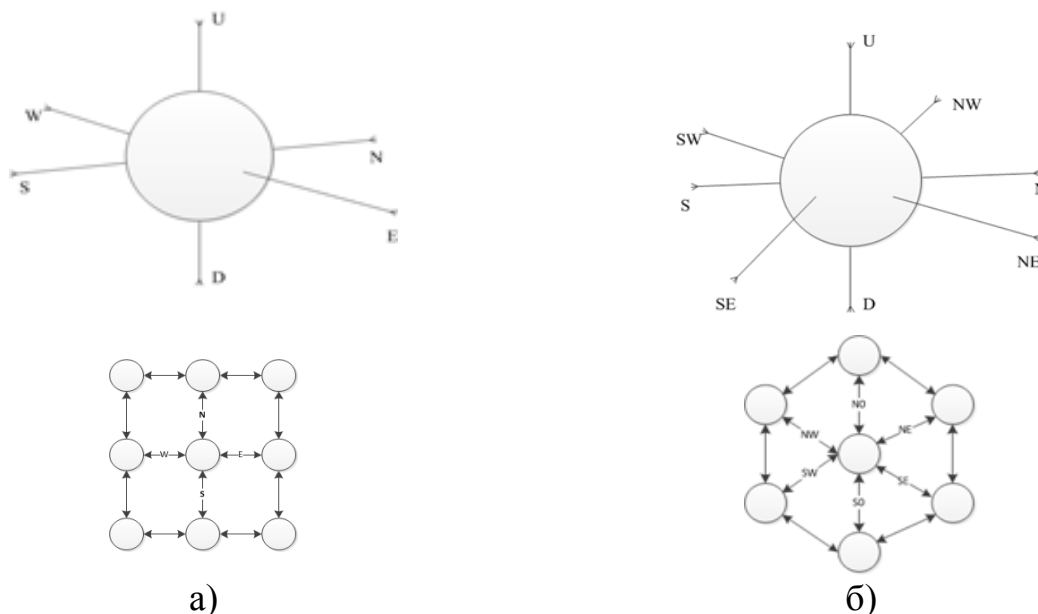


Рисунок 5 – Схемы построения НОСС: а) с ортогональной схемой; б) с гексагональной схемой

В зависимости от того, какая схема баллистического построения НОСС выбрана, и какова кратность перекрытия зон обслуживания СРФМ, число спутников, видимых абонентом, будет различаться.

На рис. 6 а), б) приведены схематически теоретические зоны покрытия для ортогональной и гексагональной схем баллистического построения.

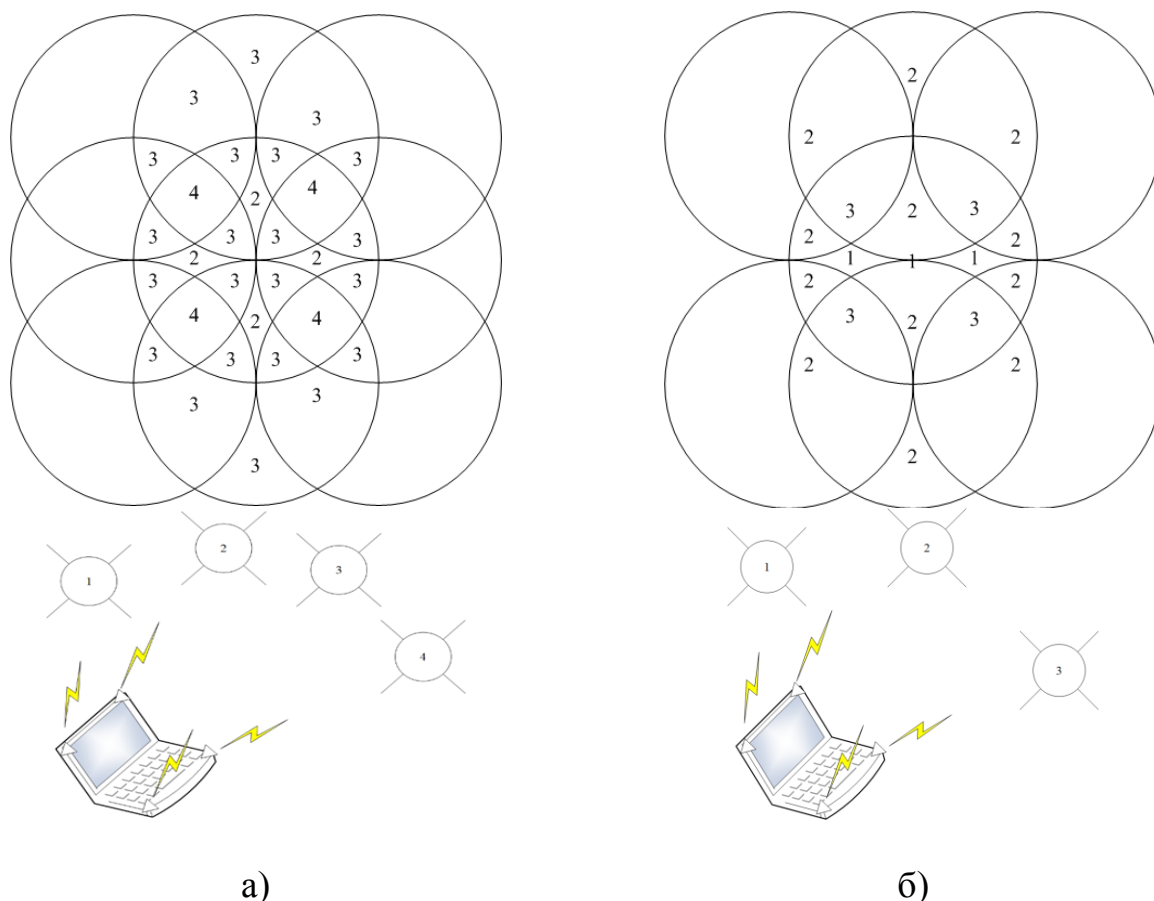


Рисунок 6 – Двукратное покрытие в НОСС: а) с ортогональной схемой построения, где символами 1-4 обозначены СРФМ, видимые абоненту; б) с гексагональной схемой построения, где символами 1-3 обозначены СРФМ, видимые абоненту

На рис. 6 а), б) показано, сколько СРФМ окажутся в наилучшем случае в поле зрения абонента, при условии двукратного перекрытия зон обслуживания при гексагональной схеме баллистического построения НОСС и штатном режиме её функционирования.

Для исследования функционирования технология «ММО» в НОСС, предложено использовать матричную модель.

Для удобства вычислений, принято, что зона обслуживания является кругом с центром в подспутниковой точке, а перемещение СРФМ производится параллельно диаметру зоны обслуживания.

Также, для удобства вычислений время прохождения СРФМ над зоной обслуживания разделено на семь интервалов, что на рис. 6 а) соответствует пространственному разделению зоны обслуживания на семь полос. На рис. 6 б) число таких полос меньше, поэтому для работы предпочтительнее использовать рис. 6а.

С учётом указанных допущений пространственно-временная модель взаимодействия «абонент – НОСС» была представлена в виде квадратной матрицы 7х7, соответственно, для ортогональной и гексагональной схем (см. рис. 7а), б)). Столбцы матрицы соответствуют интервалам времени, а её строки - полосам зоны обслуживания.

Было отмечено, что данная матрица является симметричной как по горизонтали, так и по вертикали, что, соответственно, даёт возможность оперировать в дальнейшем с её четвертью размерности 4х4 (рис. 8 а), б)). В общем случае размерность матрицы может быть изменена.

$$\begin{pmatrix} 3 & 3 & 3 & 3 & 3 & 3 & 3 \\ 3 & 3 & 4 & 3 & 4 & 3 & 3 \\ 4 & 4 & 4 & 2 & 4 & 4 & 4 \\ 3 & 2 & 3 & 2 & 3 & 2 & 3 \\ 4 & 4 & 4 & 2 & 4 & 4 & 4 \\ 3 & 3 & 4 & 3 & 4 & 3 & 3 \\ 3 & 3 & 3 & 3 & 3 & 3 & 3 \end{pmatrix}$$

а)

$$\begin{pmatrix} 2 & 2 & 2 & 2 & 2 & 2 & 2 \\ 2 & 3 & 2 & 2 & 2 & 3 & 2 \\ 3 & 3 & 3 & 2 & 3 & 3 & 3 \\ 2 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 2 \\ 3 & 3 & 3 & 2 & 3 & 3 & 3 \\ 2 & 3 & 2 & 2 & 2 & 3 & 2 \\ 2 & 2 & 2 & 2 & 2 & 2 & 2 \end{pmatrix}$$

б)

Рисунок 7 - Пространственно-временная модель числа СРФМ, видимых абонентом в НОСС: а) с ортогональной схемой построения; б) с гексагональной схемой построения

$$\begin{pmatrix} 3 & 3 & 3 & 3 \\ 3 & 4 & 3 & 3 \\ 2 & 4 & 4 & 4 \\ 2 & 3 & 2 & 3 \end{pmatrix}$$

а)

$$\begin{pmatrix} 2 & 2 & 2 & 2 \\ 2 & 2 & 3 & 2 \\ 2 & 3 & 3 & 3 \\ 1 & 1 & 1 & 2 \end{pmatrix}$$

б)

Рисунок 8 - Пространственно-временная модель в виде сокращённой матрицы размерности 4х4 для НОСС: а) с ортогональной схемой построения; б) с гексагональной схемой построения

В ходе исследования матричного представления пространственно-временной модели взаимодействия «абонент – НОСС» было отмечено, что размерность матрицы 7х7 и, соответственно, размерность её четверти 4х4, является

оптимальной, так как дальнейшее повышение размерности не приводит к существенному уменьшению погрешности вычислений, но значительно усложняет вычисления.

Чтобы найти нагрузку, которую абонент может генерировать, находясь в текущем временном интервале и в заданной полосе зоны обслуживания СРФМ, перемножают матрицу, характеризующую число СРФМ, видимых абоненту и матрицу, характеризующую нагрузку абонента.

Матрица, характеризующая нагрузку от абонентов в текущей зоне на СРФМ, которые находятся над указанной зоной, соответствует потоку заявок, поступающих от абонентов на борт каждого такого СРФМ, который характеризуется интенсивностью $\lambda_{ij}(t)$.

Символами i и j обозначены интенсивности поступления заявок (нагрузки), соответствующие зонам матрицы (четверти матрицы) пространственно-временной модели текущей зоны обслуживания.

Пороговые значения интенсивности для случаев простейшего и марковского модулированного потоков рассмотрены в работе [3], где входной поток от сообщества абонентов представлен матрицей интенсивностей входящего потока.

Для рассматриваемого случая такая матрица Λ имеет следующий вид:

$$\Lambda = \begin{pmatrix} \lambda_{11}(t) & \lambda_{12}(t) & \lambda_{13}(t) & \lambda_{14}(t) \\ \lambda_{21}(t) & \lambda_{22}(t) & \lambda_{23}(t) & \lambda_{24}(t) \\ \lambda_{31}(t) & \lambda_{32}(t) & \lambda_{33}(t) & \lambda_{34}(t) \\ \lambda_{41}(t) & \lambda_{42}(t) & \lambda_{43}(t) & \lambda_{44}(t) \end{pmatrix}. \quad (1)$$

В данной матрице учитывается прохождение СРФМ над зоной обслуживания и, соответственно, распределение информационных нагрузок в рамках данной зоны в соответствующем районе поверхности Земли, как показано на рис. 9, где показана телекоммуникационная обстановка для трасс авиасообщений.

Из рис. 9 видно, что СРФМ над районом 207 СРФМ оказываются слабо нагруженными, а над районом 702 нагрузка в юго-западной четверти зоны оказывается близкой к предельной и требует задействования ресурсов пропускной способности всех СРФМ, оказавшихся над данной зоной. В матрице нагрузок (1) это отразится как изменение интенсивностей $\lambda_{ij}(t)$.

Разделив нагрузки $\lambda_{ij}(t)$ на число видимых в текущий момент СРФМ, мы можем оценить нагрузку на один спутник из видимых абонентом в текущей зоне и дать заключение о возможности применения технологии пространственного кодирования для каждого из 16 участков (ij) четверти зоны обслуживания.

Аналитическая модель участка может быть представлена в виде двухосевой двухфазной системы массового обслуживания, как показано на рис. 10.

Обозначим состояния данной системы в соответствии с состояниями обслуживающих приборов, входящих в её состав. Введём следующие обозначения:

- λ_0 – интенсивность потока заявок красной оси;
 - λ_2 – интенсивность потока заявок синей оси;
 - ε_0 – вероятность пересылки заявки с красной оси СМО на красную;
 - ε_2 – вероятность пересылки заявки с синей оси СМО на синюю;
 - $1-\varepsilon_0$ – вероятность пересылки заявки с красной оси СМО на синюю;
 - $1-\varepsilon_2$ – вероятность пересылки заявки с синей оси СМО на красную;
 - μ_{01} – интенсивность обслуживания заявок на первом приборе красной оси;
 - μ_{02} – интенсивность обслуживания заявок на втором приборе красной оси;
 - μ_{21} – интенсивность обслуживания заявок на первом приборе синей оси;
 - μ_{22} – интенсивность обслуживания заявок на втором приборе синей оси;
 - $v_{01}(t)$ – состояние первого прибора первой (красной) оси;
 - $v_{02}(t)$ – состояние второго прибора первой (красной) оси;
 - $v_{21}(t)$ – состояние первого прибора второй (синей) оси;
 - $v_{22}(t)$ – состояние второго прибора второй (синей) оси.
- Приборы могут находиться в двух состояниях, обозначенных цифровыми символами:
- 0 – прибор свободен;
 - 1 – прибор занят.

Возможные состояния приборов красной оси:

$$\begin{aligned} S_0 - v_{01}(t)=0 \quad v_{02}(t)=0; \\ S_1 - v_{01}(t)=1 \quad v_{02}(t)=0; \\ S_2 - v_{01}(t)=0 \quad v_{02}(t)=1; \\ S_3 - v_{01}(t)=1 \quad v_{02}(t)=1. \end{aligned}$$

Возможные состояния приборов синей оси:

$$\begin{aligned} S_0 - v_{21}(t)=0 \quad v_{22}(t)=0; \\ S_1 - v_{21}(t)=1 \quad v_{22}(t)=0; \\ S_2 - v_{21}(t)=0 \quad v_{22}(t)=1; \\ S_3 - v_{21}(t)=1 \quad v_{22}(t)=1. \end{aligned}$$

Из вышеизложенного следует, что система может находиться в состояниях, обозначенных следующим образом:

- S_{0000} – все приборы свободны;
- S_{0001} – замыкающий прибор второй оси занят, остальные приборы свободны;

S_{0010} – головной прибор второй оси занят, остальные приборы свободны;
 S_{0011} – головной и замыкающий прибор второй оси занят, приборы первой
 оси свободны;
 S_{0100} – замыкающий прибор первой оси занят, остальные приборы свобод-
 ны;
 S_{0101} – замыкающие приборы первой и второй оси заняты, остальные при-
 боры свободны;
 S_{0110} – замыкающий прибор первой оси и головной прибор второй оси за-
 няты, остальные приборы свободны;;
 S_{0111} – головной прибор первой оси свободен, остальные приборы заняты;
 S_{1000} – головной прибор первой оси занят, остальные приборы свободны;
 S_{1001} – головной прибор первой оси и замыкающий прибор второй оси за-
 няты, остальные приборы свободны;
 S_{1010} – головные приборы первой и второй оси заняты, остальные приборы
 сво бодны;
 S_{1011} – замыкающий прибор первой оси свободен, остальные приборы за-
 няты;
 S_{1100} – головной и замыкающий приборы первой оси заняты, приборы
 второй оси свободны;
 S_{1101} – головной прибор второй оси свободен, остальные приборы заняты;
 S_{1110} – замыкающий прибор второй оси свободен, остальные приборы за-
 няты;
 S_{1111} – все приборы заняты.

Обозначим вероятности нахождения системы в указанных возможных со-
 стояниях, соответственно:

p_{0000} – вероятность пребывания СМО в состоянии S_{0000} ;
 p_{0001} – вероятность пребывания СМО в состоянии S_{0001} ;
 p_{0010} – вероятность пребывания СМО в состоянии S_{0010} ;
 p_{0011} – вероятность пребывания СМО в состоянии S_{0011} ;
 p_{0100} – вероятность пребывания СМО в состоянии S_{0100} ;
 p_{0101} – вероятность пребывания СМО в состоянии S_{0101} ;
 p_{0110} – вероятность пребывания СМО в состоянии S_{0110} ;
 p_{0111} – вероятность пребывания СМО в состоянии S_{0111} ;
 p_{1000} – вероятность пребывания СМО в состоянии S_{1000} ;
 p_{1001} – вероятность пребывания СМО в состоянии S_{1001} ;
 p_{1010} – вероятность пребывания СМО в состоянии S_{1010} ;
 p_{1011} – вероятность пребывания СМО в состоянии S_{1011} ;
 p_{1100} – вероятность пребывания СМО в состоянии S_{1100} ;
 p_{1101} – вероятность пребывания СМО в состоянии S_{1101} ;
 p_{1110} – вероятность пребывания СМО в состоянии S_{1110} ;
 p_{1111} – вероятность пребывания СМО в состоянии S_{1111} .

В общем случае размерность матрицы может быть изменена, однако, сопо-
 ставление размерности матриц из рис. 8 а) или 8 б) с размерностью матрицы из

выражения (1) подтверждает, что оптимальная, в плане погрешности при расчётах и сложности вычислений, размерность для каждой четверти матрицы из рис. 8 а) или 8 б) составляет 4×4 .

Так как произведение матриц $A \cdot X = B$, то $A^{-1} \cdot B = X$, соответственно, ищем обратную матрицу A^{-1} , имея квадратную матрицу A . Обозначая определитель матрицы через $|A|$ и транспонированную матрицу через A^T , находим $A^{-1} = \frac{1}{|A|} \cdot A^T$, и получаем решение – матрицу столбец X .

Анализ матриц на рис. 8 а), б) позволяет сделать вывод, что ортогональная схема позволяет осуществлять более плотное покрытие земной поверхности по сравнению с гексагональной схемой, обеспечивая абоненту видимость не менее, чем двух СРФМ.

Соответственно, в НОСС с ортогональной схемой построения можно обеспечить непрерывность режима ММО, в отличие от системы с гексагональной схемой, где данный режим обеспечить при заданных ограничениях непрерывно не удаётся.

Для обеспечения непрерывности режима ММО в НОСС с гексагональной схемой построения, следует увеличивать число спутников, либо увеличивать зону обзора абонента, в том числе применяя антенны с адаптивными диаграммами направленности.

Выводы

Для моделирования видимости спутников абонентским терминалом использовался матричный метод.

Абонентские зоны видимости предполагались круговыми. Моделирование производилось для экваториальной зоны.

Сравнение видимости узлов для ортогональной схем показало, что гексагональная схема по критерию видимости спутников проигрывает в пиковых ситуациях ортогональной схеме, что приводит к прерываниям режима многоканальной интерференционной приёмо - передачи (ММО) в такой системе.

Это объясняется тем, что орбитальная группировка НОСС при ортогональной схеме построения уплотнена и включает больше спутников.

Для обеспечения видимости абонентом не менее двух спутников при гексагональной схеме построения НОСС, следует увеличивать число спутников в НОСС или применять антенны с адаптивной диаграммой направленности, которые позволили бы перекрыть «слепые» зоны.

В зоне видимости СРФМ, которая перекрывается зонами видимости других СРФМ, абонентская нагрузка может распределяться между спутниками, что снижает информационную нагрузку на отдельно взятый СРФМ.

В зависимости от района земной поверхности, эта нагрузка варьируется, как варьируется и в пределах одной зоны.

Для исследования данного процесса предложена двухосевая двухфазная система массового обслуживания, которая позволяет составить систему диффе-

ренциальных уравнений Колмогорова, описывающую её поведение и оценить вероятность доставки на основе полученного решения данной системы.

Литература

1. Рашич А.В. Сети беспроводного доступа WiMAX: учеб. пособие / Рашич А.В. СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2011. 179 с.
2. Модуляция, кодирование и моделирование в телекоммуникационных системах. Теория и практика: учебное пособие / Голиков А.М. Томск: Изд-во Томск. гос. ун-т систем упр. и радиоэлектроники, 2016. 516 с.
3. Пичугин С.Б., Лапин А.В. Марковские модулированные потоки в исследовании низкоорбитальной системы связи // К.Э. Циолковский и прогресс науки и техники в XXI веке. Материалы 56-х Научных чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Часть 1. Калуга: Изд-во «Эйдос», 2021. С. 212-216.
4. Пичугин С.Б. Спутниковый ретранслятор // Патент на изобретение № 2673060. Бюл. № 33 от 22.11.2018.
5. Демичев И.В., Шмаков Н.П., Колесников Р.В., Иванов А.В. Антенна триортогональная // Патент на изобретение № 2649097. Бюл. № 10 от 29.03.2018.
6. Богдановский С.В., Волков Р.В., Севидов В.В., Симонов А.Н. Способ поляризационного пеленгования радиосигналов // Патент на изобретение № 2624449. Бюл. № 19 от 04.07.2017.

УДК 621.45.00.11.030

eLIBRARY.RU: 89.25.00;55.42.49+55.42.47

В.А. Алтунин¹, М.В. Львов¹, А.А. Щиголев¹, А.А. Юсупов¹,
Е.П. Кореев¹, М.Л. Яновская²

¹ФГБОУ ВО Казанский национальный исследовательский технический
университет им. А.Н. Туполева – КАИ, г. Казань

²ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛОВЫХ
ПРОЦЕССОВ ПРИ ВЫНУЖДЕННОЙ КОНВЕКЦИИ
АВИАЦИОННЫХ МОТОРНЫХ МАСЕЛ
EXPERIMENTAL STUDY OF THERMAL PROCESSES
UNDER FORCED CONVECTION OF AIRCRAFT MOTOR OILS**

Аннотация: Показаны результаты экспериментальных исследований тепловых процессов при вынужденной конвекции авиационных моторных масел. Найдены зависимости коэффициента теплоотдачи к моторному авиационному маслу марки МС-20 от скорости прокачки и давления без влияния и с влиянием электростатических полей. Определены условия возможного применения электростатических полей для предотвращения осадкообразования. Результаты исследования будут способствовать созданию новых систем смазки двигателей летательных аппаратов воздушного и аэрокосмического назначения одно- и многократного использования повышенных характеристик.

Ключевые слова: системы смазки воздушно-реактивных двигателей, моторные авиационные масла, электростатические поля, осадкообразование, способы борьбы с осадкообразованием, ресурс, надёжность, эффективность.

Abstract: The results of experimental studies of thermal processes under forced convection of aviation motor oils are shown. The dependences of the heat transfer coefficient to the MS-20 brand aviation engine oil on the pumping speed and pressure are found without and with the influence of electrostatic fields. The conditions for the possible use of electrostatic fields to prevent precipitation are determined. The results of the study will contribute to the creation of new lubrication systems for engines of aircraft for air and aerospace purposes, single-use and reusable with enhanced performance.

Keywords: Air jet engines, motor aircraft oils, electrostatic fields, sedimentation, methods of combating sedimentation, resource, reliability, efficiency.

Введение

Известно, что моторные авиационные масла выполняют сразу несколько функций в поршневых и воздушно-реактивных двигателях летательных аппаратов (ЛА): функция снижения трения; функция отвода тепла от нагреваемых де-

талей; функция очистки двигателей и их масляных каналов от металлических и других частиц [1-15].

Для смазки теплонапряжённого шарикоподшипника, например, в газотурбинном двигателе (ГТД) требуется подавать более чем на три порядка меньше масла, чем для съёма выделяемого им тепла [1-3].

Через масляную систему проходит большой тепловой поток, так, например, в турбореактивном двигателе (ТРД) теплоотдача в масло составляет (3 – 6) кВт на 10 кН стендовой тяги, в турбовинтовом двигателе (ТВД) – (15 – 25) кВт на 1000 кВт эквивалентной стендовой мощности, а в двухконтурных турбореактивных двигателях (ТРДД) (для средних и крупных двигателей) тепловой поток в масло составляет (35 – 55) кВт. Поэтому требуется поиск новых решений в области интенсификации теплообмена в системах смазки авиационных и аэрокосмических ЛА.

Другой проблемой масляных систем авиационных и аэрокосмических ЛА является негативный процесс осадкообразования, который происходит при контакте моторного масла с нагретыми поверхностями.

Процесс осадкообразования представляет опасность для нормальной работы двигателя или энергоустановки (ЭУ) и может привести к аварийной ситуации. Осадок, образующийся на нагретых поверхностях, значительно снижает теплопередачу, что может привести к перегреву узлов и, как следствие, снижению их прочности.

Закоксовывание масляных форсунок может привести к выходу из строя всего двигателя. Известно, что масляные форсунки различных ВРД могут полностью закоксовываться через 800 часов (циклов) работы двигателя [1-15]. Также закоксовываются масляные теплообменные аппараты (ТА). Данный процесс происходит не только в земных, но и в аэрокосмических и космических условиях. Поэтому важно контролировать состояние масляной системы двигателей ЛА, в том числе и протекающий в ней процесс осадкообразования [4-15].

Перспективным методом интенсификации теплообмена и борьбы с осадкообразованием является применение электростатических полей. Российскими учеными (Алтуниным В.А., Щиголевым А.А.) [4, 5, 7-15] ранее были проведены исследования влияния электростатических полей (E) на процесс интенсификации теплоотдачи и осадкообразования в моторных авиационных маслах при их естественной конвекции при различных температурах и давлениях. Было обнаружено, что коэффициент теплоотдачи к моторным авиационным маслам при влиянии E может увеличиваться более, чем в 4 раза; углеродистые отложения не образуются в зоне прохождения силовых линий E . В настоящее время требуются подобные исследования этих процессов при вынужденной конвекции моторного авиационного масла. Но для этого необходимо создать экспериментальную установку и рабочие участки без применения электростатических полей и с их применением, провести экспериментальные исследования, обработать и проанализировать полученные результаты.

Разработка и создание экспериментальной установки и рабочих участков

Для проведения экспериментальных исследований была создана экспериментальная база. На рис. 1 показана схема экспериментальной установки по исследованию тепловых процессов в моторных авиационных маслах в условиях вынужденной конвекции.

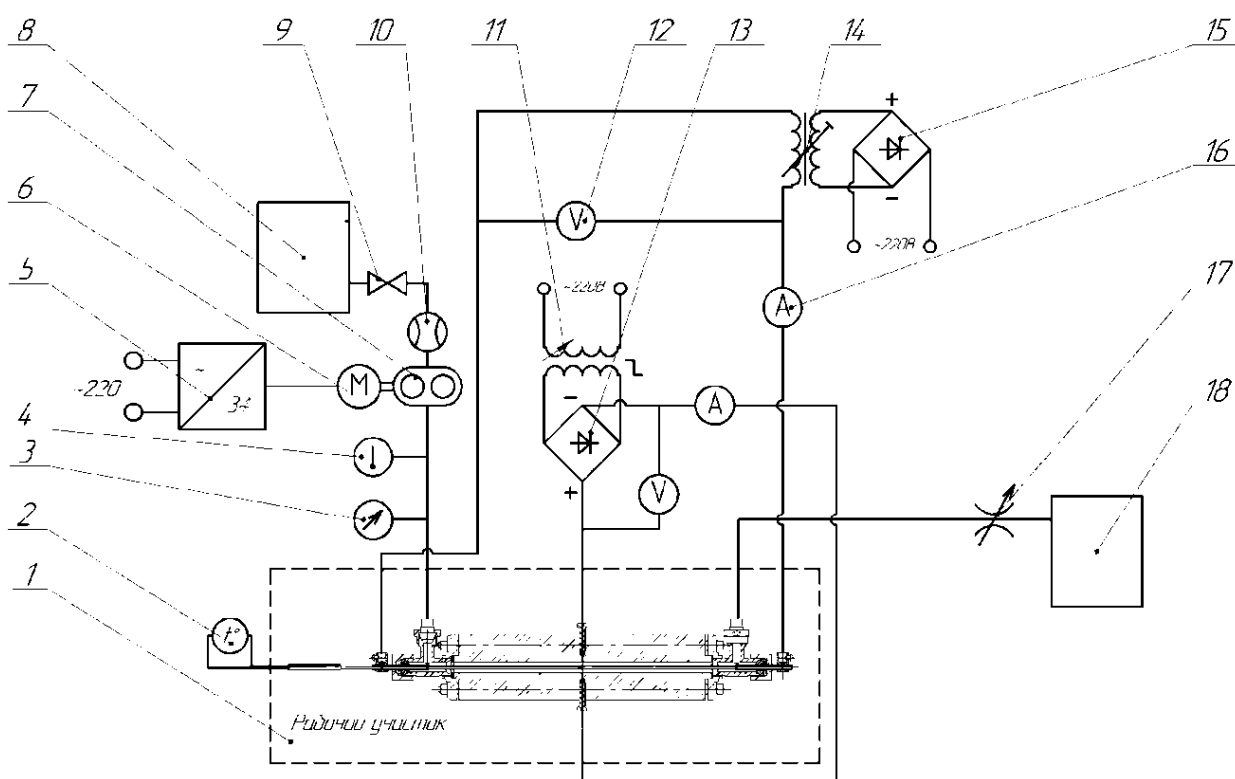


Рисунок 1 - Схема экспериментальной установки: 1 – рабочий участок; 2 – цифровой термоэлектрический термометр; 3 – манометр; 4 – термометр; 5 – частотный преобразователь; 6 – электродвигатель; 7 – насос шестеренный; 8 – маслобак; 9 – кран запорный; 10 – турбинный расходомер; 11 – прибор АФ 3; 12 – вольтметр; 13 – выпрямитель тока; 14 – трансформатор тока регулируемый; 15 – выпрямитель тока; 16 – амперметр; 17 – дроссель регулируемый; 18 – бак сливной

Она позволяет имитировать термогидродинамические условия движения моторного масла в масляных каналах двигателей ЛА, а также исследовать влияние воздействия E в различных режимах на протекающие тепловые процессы благодаря использованию сменных рабочих участков.

Она включает в себя систему подачи моторного масла, систему контроля параметров эксперимента, трансформатор для нагрева рабочего участка посредством Джоулева тепла, трансформатор для генерации высоконапряжённого электростатического поля и сменные рабочие участки с различными геометрическими параметрами.

Система подачи предназначена для прокачки рабочей жидкости (моторного авиационного масла) через рабочий участок с требуемыми скоростью и давлением, а также для поддержания заданной температуры рабочей жидкости.

На рис. 2 показан общий вид экспериментальной установки.

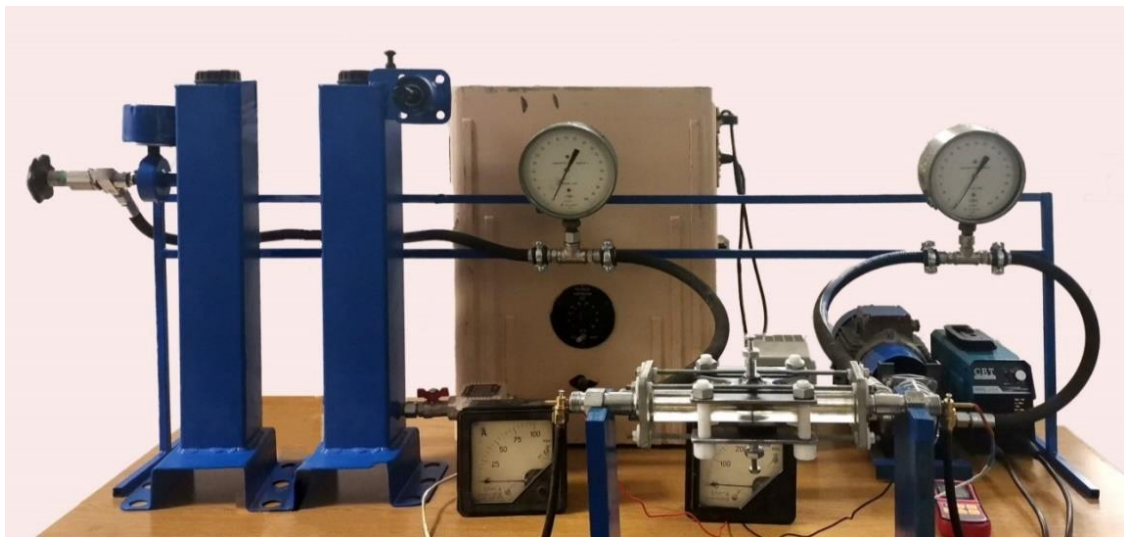
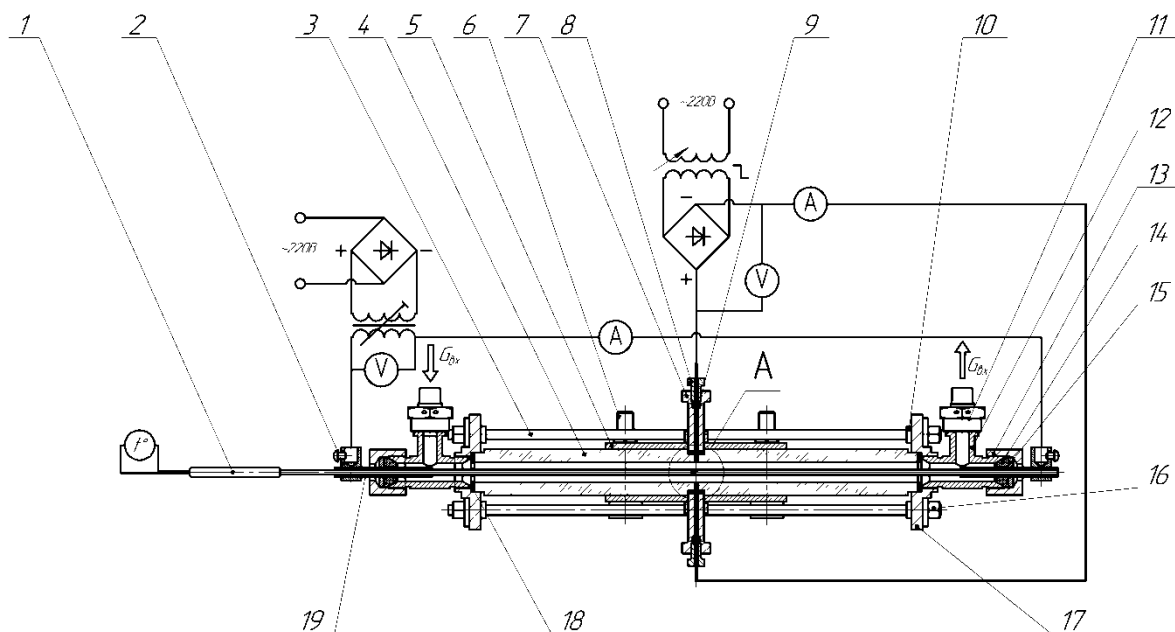
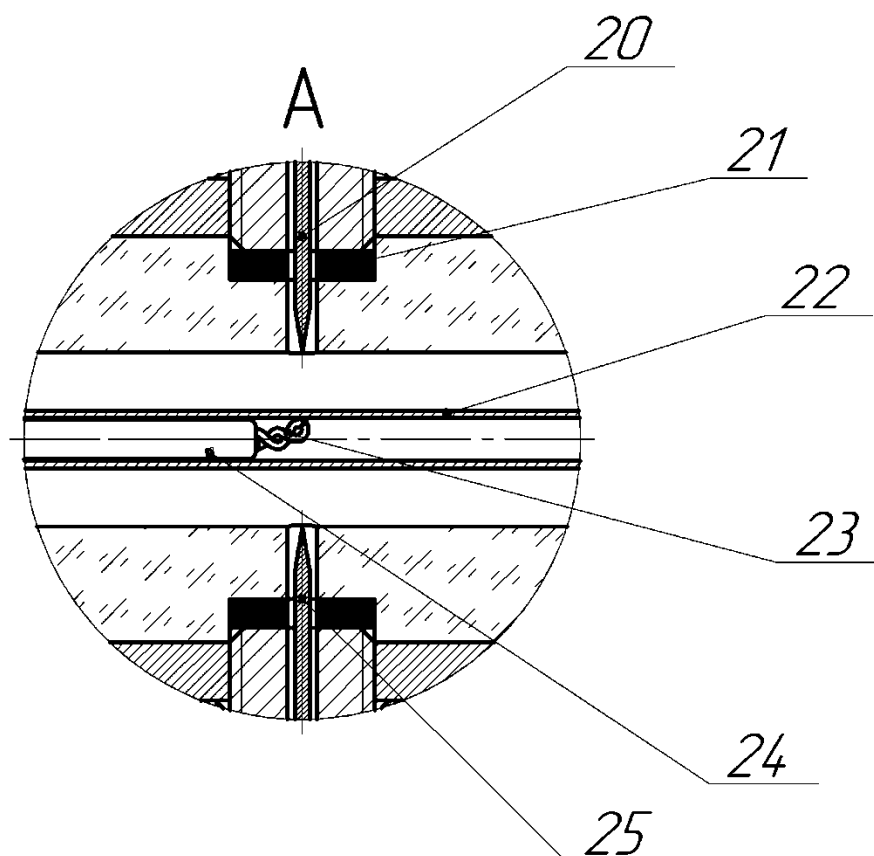


Рисунок 2 - Общий вид экспериментальной установки

На рис. 3 показана схема рабочего участка с рабочими соосными иглами.





(Вид А)

Рисунок 3 - Рабочий участок экспериментальной установки с одной парой электродов (с видом А): 1 - ручка подвижной термопары; 2 – клемма; 3 – шпилька; 4 - цилиндр из оргстекла; 5 - прижимная пластина; 6 - болт из диэлектрика; 7 - винт прижимной; 8 - винт зажимной; 9 – уплотнитель; 10 - втулка диэлектрическая; 11 - арматура трубопровода; 12 – тройник; 13 - гайка прижимная; 14 - уплотнитель конический; 15 – шайба; 16 – гайка; 17 – фланец; 18 - уплотнительное кольцо; 19 - втулка медная; 20 – отдающая рабочая соосная игла; 21 – уплотнитель (гидроэлектроизолятор); 22 - металлическая трубка; 23 - королек термопары; 24 - корпус подвижной термопары; 25 – принимающая рабочая соосная игла

Экспериментальная установка позволяет проводить исследования практически с любыми моторными авиационными (и другими) маслами.

Кроме того, на ней можно проводить подобные исследования и с различными жидкими углеводородными горючими, а также со смесями масел и горючих в различных пропорциях.

Конструкция экспериментальной установки даёт возможность проводить исследование обоих явлений (теплоотдачи и осадкообразования) одновременно, что позволяет сократить материальные и временные затраты на эксперимент.

Для более полного исследования и изучения влияния термодинамических условий на теплоотдачу и осадкообразование в моторном авиационном масле без влияния и с влиянием E , все эксперименты сначала проводились с металлическими сменными рабочими трубками, выполненными из меди, затем с трубками из алюминия, с трубками из нержавеющей стали.

На рис. 4 показан общий вид рабочего участка

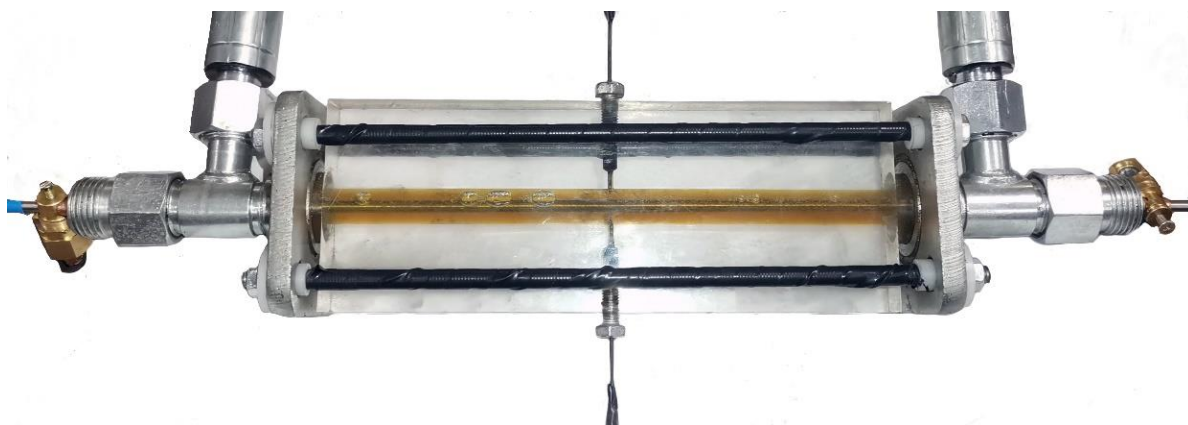


Рисунок 4 - Общий вид (фотография) рабочего участка экспериментальной установки с кольцевым каналом

После завершения экспериментальной части исследования производилась первичная обработка экспериментальных данных: без влияния E и с их влиянием; создавались таблицы полученных данных, по которым строились графики зависимости температуры стенки рабочей сменной трубки от скорости прокачки моторного авиационного масла, от давления в масляной системе, от величин подаваемых электростатических напряжений, от расстояния между соосными рабочими иглами и др.

Затем проводилась вторичная обработка экспериментальных данных, при которой определялись значения коэффициента теплоотдачи, значения числа Нуссельта (Nu) – без влияния E и с их влиянием – при различных термодинамических условиях.

После всех расчётов в виде таблиц и графиков была сформирована полная экспериментальная база данных: без влияния E и с их влиянием.

Результаты экспериментальных исследований

Результаты экспериментальных исследований без влияния электростатических полей показали, что:

- повышение плотности теплового потока приводит к увеличению температуры стенки рабочей трубки (см. рис. 5) и коэффициента теплоотдачи α_0 при любых рабочих давлениях и скоростях прокачки (см. рис. 6);

- увеличение скорости прокачки моторного авиационного масла через кольцевой канал рабочего участка при различных плотностях теплового потока и различных рабочих давлениях приводит к своеобразному увеличению и неко-

торому уменьшению коэффициента теплоотдачи α_0 (процесс волнообразного типа), а при наибольших рабочих значениях плотности теплового потока – к увеличению и к дальнейшему снижению коэффициента теплоотдачи α_0 (процесс параболического типа), что, видимо, связано с теплофизическими свойствами (ТФС) моторного авиационного масла марки МС-20 при различных термодинамических условиях (см. рис. 7);

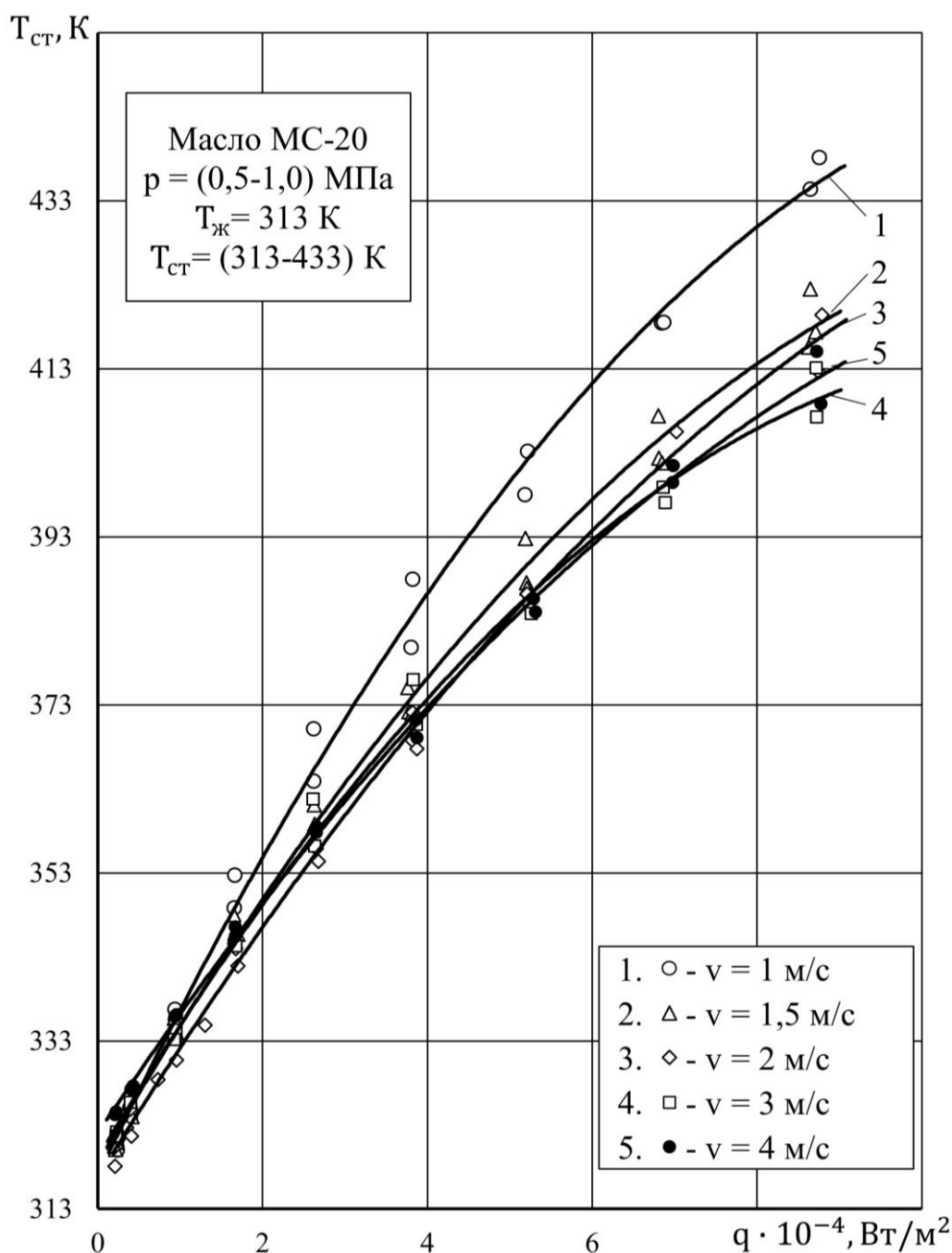


Рисунок 5 - Экспериментальный график зависимости температуры стенки рабочей трубки от плотности теплового потока q при различных скоростях v при давлениях $p = (0,5 - 1,0)$ МПа моторного авиационного масла марки МС-20

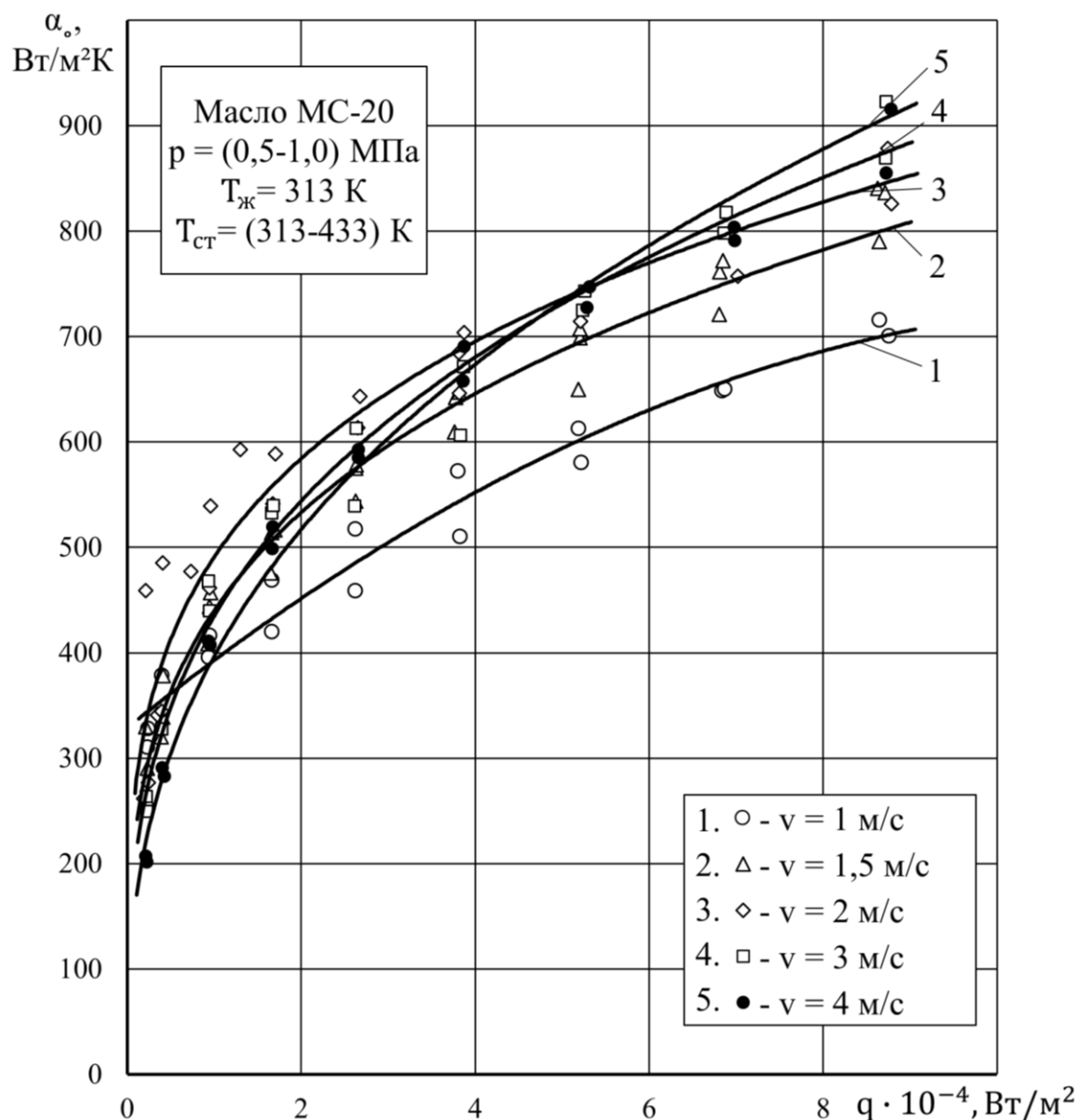


Рисунок 6 - Экспериментальный график зависимости коэффициента теплоотдачи α_0 от плотности теплового потока q при различных скоростях v при давлениях $p = (0,5 - 1,0)$ МПа моторного авиационного масла марки МС-20

- увеличение давления в рабочем участке с вынужденной конвекцией моторного авиационного масла марки МС-20 (при конкретных рабочих параметрах) приводит к понижению коэффициента теплоотдачи α_0 (см. рис. 8);

- процесс осадкообразования начинается при температуре стенки рабочей трубки 373 К и продолжается при наибольшем нагреве рабочей трубки в течение длительного времени.

Результаты экспериментальных исследований при влиянии электростатических полей (E) показали, что:

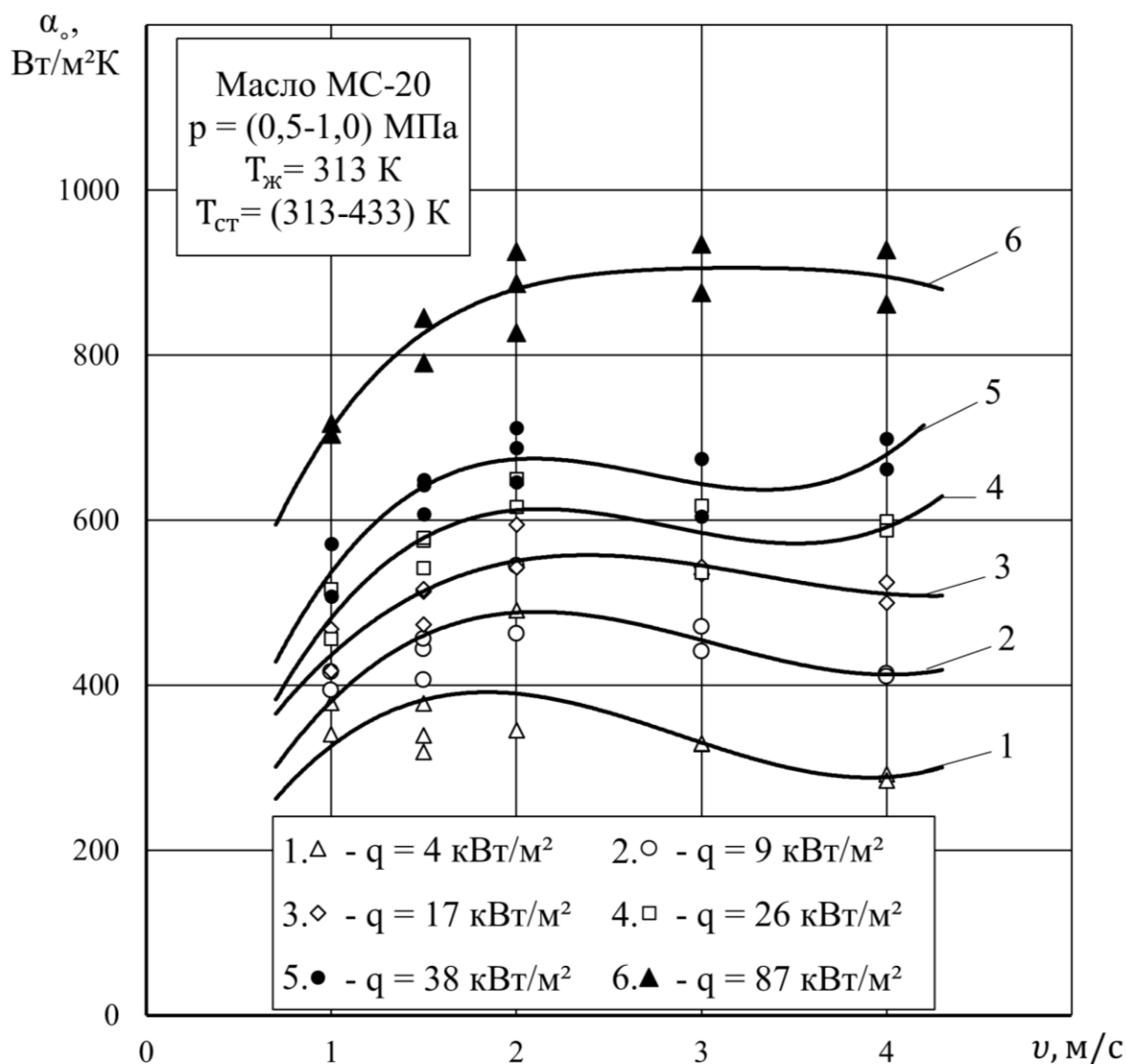


Рисунок 7 - Экспериментальный график зависимости коэффициента теплоотдачи α_0 от скорости прокачки v моторного авиационного масла марки МС-20 при различных плотностях теплового потока q и рабочих давлениях $p = (0,5 - 1,0)$ МПа

- увеличение коэффициента теплоотдачи α_0 происходит до границы начала зоны насыщения Е и при скорости прокачки масла до скорости 6 м/с при любых давлениях;

- процесс предотвращения осадкообразования на рабочей нагреваемой трубке происходит в зоне прохождения силовых линий Е при скорости прокачки масла менее 6 м/с.

На рис. 9 показано влияние плотности теплового потока на коэффициент теплоотдачи α_E при применении Е.

Видно, что наибольшие значения α_E принимают на границе насыщения Е.

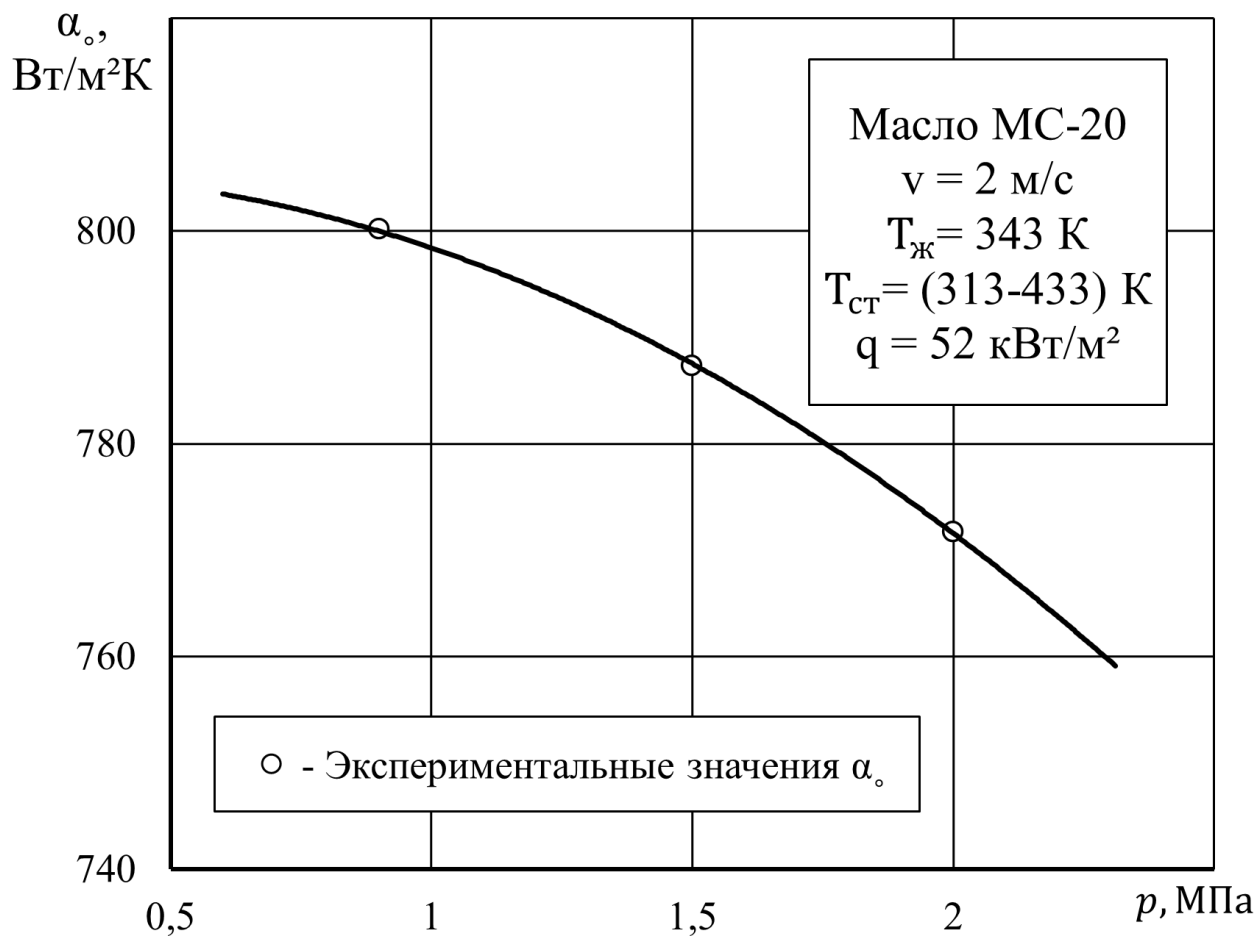


Рисунок - 8 Экспериментальный график зависимости коэффициента теплоотдачи α_0 от давления для моторного авиационного масла марки МС-20 при $v = 2$ м/с, $q = 52$ кВт/м² и $T_{ж} = 343$ К

На рис. 10 показано влияние плотности теплового потока на относительный коэффициент теплоотдачи к моторному авиационному маслу марки МС-20 K_E в условиях его вынужденной конвекции при применении электростатических полей:

$$K_E = \alpha_E / \alpha_0,$$

где α_0 – коэффициент теплоотдачи к моторному авиационному маслу марки МС-20 без влияния E ;

α_E - коэффициент теплоотдачи к моторному авиационному маслу марки МС-20 при влиянии E .

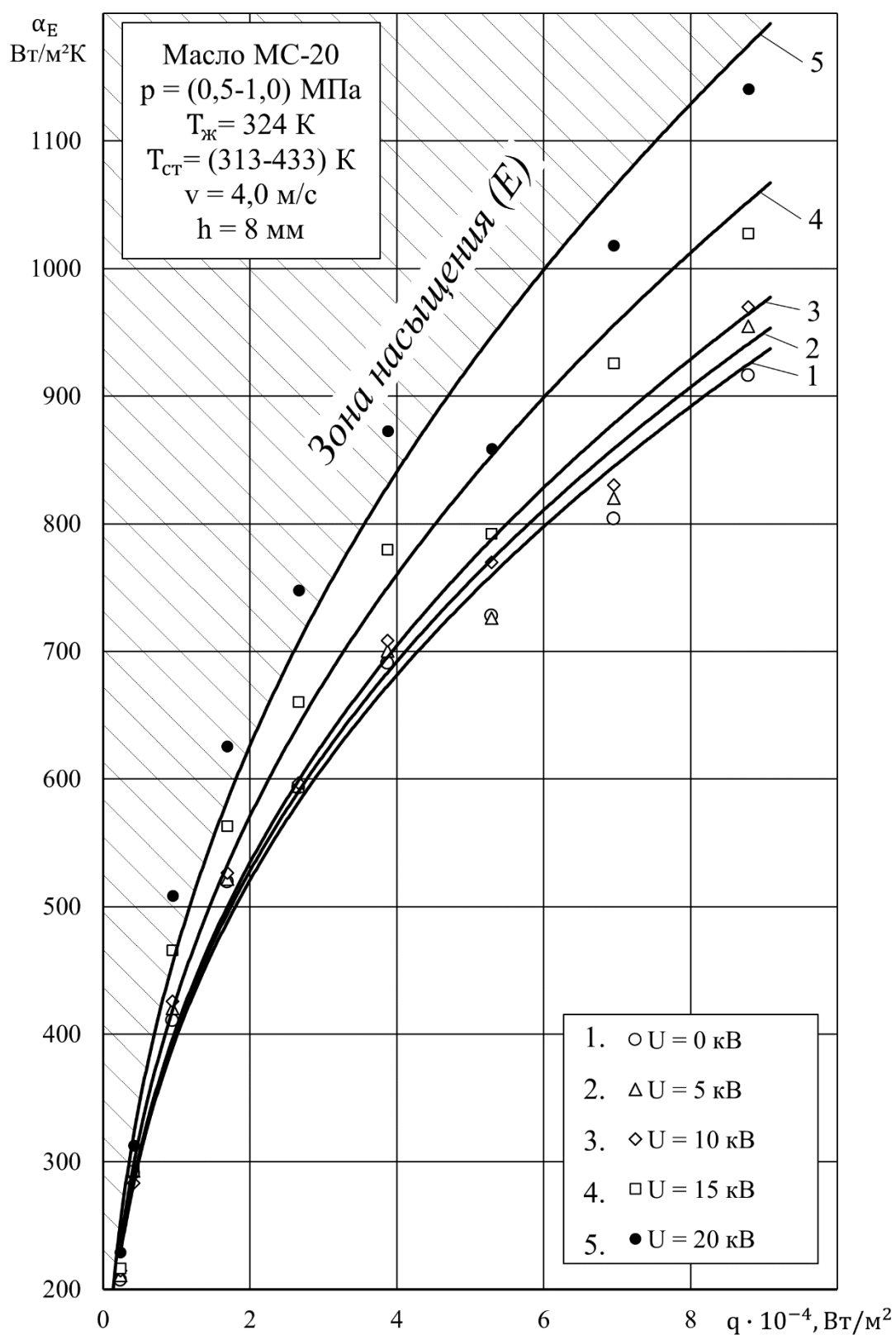


Рисунок 9 - Влияние плотности теплового потока на интенсификацию теплоотдачи к моторному авиационному маслу марки МС-20 при его вынужденной конвекции при применении электростатических полей

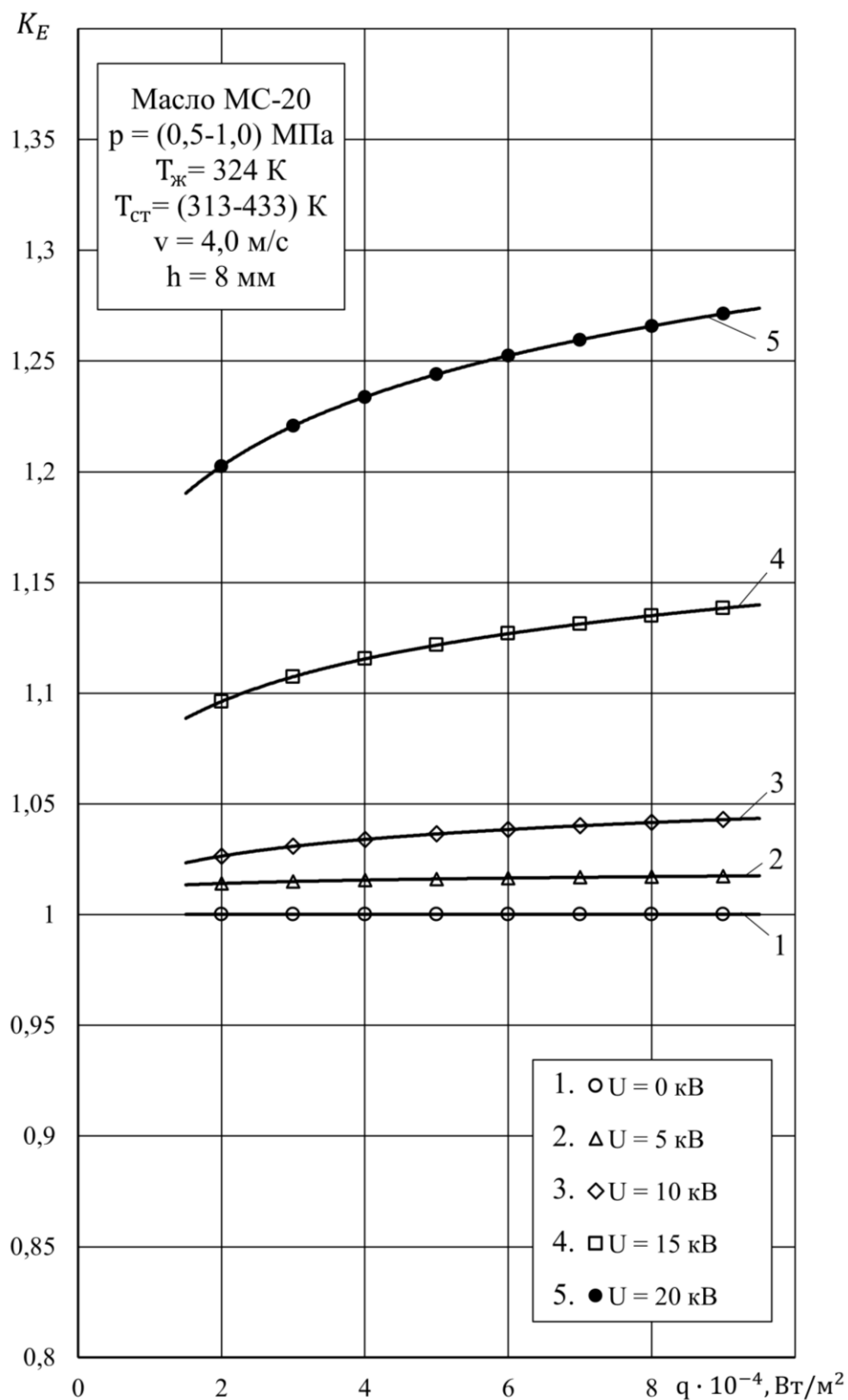


Рисунок 10 - Экспериментальные значения относительного коэффициента теплоотдачи K_E к моторному авиационному маслу марки МС-20 при рабочих параметрах в условиях вынужденной конвекции

Заключение

Проведенные экспериментальные исследования с моторным авиационным маслом марки МС-20 в условиях вынужденной конвекции без влияния Е стали фундаментом для проведения этих исследований при влиянии Е. Результаты исследований с Е являются новыми. Установлено, что Е способствуют не только интенсификации теплоотдачи, но и предотвращению осадкообразования на нагреваемых деталях, контактирующих с моторными авиационными маслами в системе смазки двигателей ЛА. Обнаружены зоны возможной интенсификации теплоотдачи и предотвращения осадкообразования при использовании Е в моторных авиационных маслах в сложных термодинамических условиях при вынужденной конвекции.

Созданы экспериментальная база данных тепловых процессов в моторном авиационном масле марки МС-20 в условиях его вынужденной конвекции без использования и с использованием Е.

Разработаны новые методики расчёта влияния Е на теплоотдачу и осадкообразование в системах смазки ЛА.

Созданы и запатентованы новые конструктивные схемы масляных каналов, форсунок, фильтров систем смазки перспективных двигателей, ЭУ, ТА различных ЛА.

Применение результатов исследований позволит проектировать и создавать новые системы смазки современных двигателей, ЭУ и ТА авиационных и аэрокосмических ЛА одно- и многоразового использования повышенных характеристик по ресурсу, эффективности, надёжности и безопасности.

Литература

1. Бабкин В.И., Алексагин А.А., Яновский Л.С., Дунаев С.В., Хурумова А.Ф. Отечественные смазочные масла для авиационных газотурбинных двигателей: проблемы и перспективы // Двигатель. 2012. № 5 (83). С. 8-11.
2. Яновский Л.С. Основы химмотологии: учебник / Л.С. Яновский, А.А. Харин, В.И. Бабкин. М. – Берлин: Директ-Медиа, 2016. 482 с.
3. Трянов А.Е. Конструкция масляных систем авиационных двигателей. Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. 81 с.
4. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Алиев И.Н., Щиголев А.А., Платонов Е.Н. Разработка способов увеличения ресурса и надёжности систем смазки двигателей внутреннего сгорания наземного транспорта // Известия вузов. Машиностроение. 2015. № 10 (667). С. 47-57.
5. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Алиев И.Н., Щиголев А.А., Юсупов А.А. Исследование возможности применения магнитных и электростатических полей для борьбы с осадкообразованием в авиационных моторных маслах двигателей, энергоустановок и техносистем наземного, воздушного и аэрокосмического базирования // «Известия вузов. Машиностроение». № 3 (684). 2017 г. С. 76-88.

6. Алтунин В.А., Львов М.В., Зырянов С.П., Яновская М.Л. Разработка экспериментальной базы для исследования тепловых процессов в авиационных моторных маслах // Авиакосмические технологии (АКТ-2019): Тез. XX Международ. научно-технич. конф. и школы молодых ученых, аспирантов и студентов. Воронеж: Изд-во ООО Фирма «Элист». 2019. С. 11-12.
7. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Львов М.В., Каськов А.С., Щиголев А.А., Демиденко В.П., Яновская М.Л. Исследование тепловых процессов в моторных авиационных маслах и системах смазки двигателей летательных аппаратов // Матер. докл. 43 Академ. чтений по космонавтике, посвящ. памяти академика С.П. Королёва и др. выдающихся отечественных учёных – пионеров освоения космического пространства. Сек. № 7: «Развитие космонавтики и фундаментальные проблемы газодинамики, горения и теплообмена». (Москва, 29 января – 1 февраля 2019 г.). РАН. РАКЦ. РОСКОСМОС. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019. Т. 1. С. 158-160.
8. Алтунин В.А., Кошелев Д.В., Львов М.В., Каськов А.С., Щиголев А.А., Яновская М.Л. Анализ проблем увеличения ресурса и надёжности топливо-смазочных фильтрующих систем двигателей летательных аппаратов // Сб. тез. докл. Всеросс. научно-технич. конф. молодых учёных и специалистов «Авиационные двигатели и силовые установки». Сек. № 7: «Авиационная химмотология». (ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», 28-30 мая 2019 г., г. Москва). М.: Изд-во ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», 2019. С. 311-313.
9. Алтунин В.А., Демиденко В.П., Львов М.В., Каськов А.С., Щиголев А.А., Яновская М.Л. Применение результатов экспериментальных исследований для создания новых конструктивных схем систем смазки двигателей летательных аппаратов воздушного и аэрокосмического базирования // Тр. 53 Научных Чтений К.Э. Циолковского. Сек. № 2: «Проблемы ракетной и космической техники». (Калуга, 18-19 сентября 2018 г.). РАН. РАКЦ. Казань: Изд-во Казанского университета, 2019. С. 160-176.
10. Алтунин В.А., Львов М.В., Щиголев А.А., Каськов А.С. Разработка новых конструктивных схем систем смазки двигателей летательных аппаратов воздушного и аэрокосмического применения // Тр. 12 общероссийской научно-практич. конф. «Инновационные технологии и технические средства специального назначения». (Санкт-Петербург, БГТУ им. Д.Ф. Устинова (ВОЕНМЕХ), 20-22 ноября 2019 г.). Журнал «Военмех. Вестник БГТУ», 2020 г., № 62. С. 312-313.
11. Алтунин В.А., Львов М.В., Каськов А.С., Щиголев А.А. Разработка способов борьбы с осадкообразованием в системах смазки двигателей летательных аппаратов // Сб. научных статей 8-ой Международ. научно-практ. конф. «Академические Жуковские чтения», посвящ. 100-летию Военно-воздушной академии (Воронеж, 25-26 ноября 2020 г.).

- Главное командование ВКС России. ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина». Воронеж: Изд-во ВУНЦ ВВС «ВВА», 2020. С. 23-24.
12. Алтунин В.А., Львов М.В., Каськов А.С., Яновская М.Л. Алгоритм учёта особенностей тепловых процессов в моторных авиационных маслах при проектировании и создании систем смазки воздушно-реактивных двигателей летательных аппаратов // Тр. 12-ой Общероссийской молодежной научно-технич. конф. «Молодёжь. Техника. Космос». (23-25 апреля 2020 г., г. Санкт-Петербург, БГТУ им. Д.Ф. Устинова, «ВОЕНМЕХ»). Том 1. СПб: БГТУ «ВОЕНМЕХ», 2020. С. 221-224.
 13. Алтунин В.А., Львов М.В., Каськов А.С., Щиголев А.А., Яновская М.Л. Проблемы осадкообразования в системах смазки двигателей летательных аппаратов // Матер. докл. 56-ых Научных чтений, посвящ. разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского: «Циолковский и прогресс науки и техники в 21 веке». Сек. № 2: «Проблемы ракетной и космической техники». РАН. РАКЦ. Калуга: Изд-во «Эйдос», 2021. Ч. 1. С. 220-224.
 14. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Львов М.В., Щиголев А.А., Алиев И.Н., Яновская М.Л. Проблемы систем смазки авиационных двигателей // Тепловые процессы в технике. 2021. Т. 13. № 8. С. 357-384.
 15. Алтунин В.А., Львов М.В., Каськов А.С., Щиголев А.А., Яновская М.Л. Проблемы осадкообразования в системах смазки двигателей летательных аппаратов // Современные проблемы ракетной и космической техники. Сборник статей 2022. Казань: Редакционно-издательский центр «Школа», 2022. С. 99-113.

УДК 523.34:629.735.33.01

eLIBRARY.RU: 41.19.25; 89.25.00; 55.49.00; 55.42.49; 55.42.47

**В.А. Алтунин, К.В. Алтунин, М.Р. Абдуллин, А.А. Щиголев,
А.Е. Жиликова, Н.С. Баданов, Е.П. Кореев**

*ФГБОУ ВО Казанский национальный исследовательский технический
университет им. А.Н. Туполева – КАИ, г. Казань*

**АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ПРИМЕНЕНИЯ ЛУННЫХ
ЭНЕРГОНОСИТЕЛЕЙ ДЛЯ ДВИГАТЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ
АППАРАТОВ И ЭНЕРГОУСТАНОВОК РАЗЛИЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ
ANALYSIS OF THE POSSIBILITIES OF USING LUNAR
ENERGY CARRIERS FOR AIRCRAFT ENGINES
AND POWER PLANTS FOR VARIOUS PURPOSE**

Аннотация: Проведен анализ возможности производства различных энергоносителей на Луне. Показаны возможные пути применения водорода, кислорода и метана для обеспечения работы двигателей летательных аппаратов и других энергоустановок.

Ключевые слова: кислород, водород, метан, вода, реголит, Гелий-3, жидкостные ракетные двигатели, артиллерийские системы различного назначения, летательные аппараты, энергоустановки.

Abstract: An analysis was made of the possibility of producing various energy carriers on the Moon. Possible ways of using hydrogen, oxygen and methane to ensure the operation of aircraft engines and other power plants are shown.

Keywords: oxygen, hydrogen, methane, water, regolith, Helium-3, liquid-propellant rocket engines, artillery systems for various purposes, aircraft, power plants.

Реальные проекты освоения и заселения Луны были готовы в СССР уже в 60-е годы. Академик Владимир Павлович Бармин со своим научным коллективом совместно с академиком Сергеем Павловичем Королёвым впервые разработал проекты лунных поселений, космодромов и городов, которые и сегодня являются актуальными. Дело своего отца успешно продолжает член-корреспондент РАН, академик РАКЦ, Президент РАКЦ Игорь Владимирович Бармин [1-4].

Анализ научно-технической литературы [1-13] показывает, что к концу 21-го века промышленные запасы нефти, газа, угля и урана-238 закончатся, что предстоящее промышленное освоение Луны связано с добычей из лунного грунта (реголита) Гелия-3, который предполагается использовать на Земле для эффективного и безопасного обеспечения энергетикой после истощения запасов нефти и газа [1, 2, 4-8].

В настоящее время уже начата международная гонка за освоение Луны, за захват Лунных территорий и природных ресурсов этой самой близкой к нам планеты. К размещению на Луне собственных баз готовятся несколько крупных держав: Россия, США, Китай, Индия, Япония, страны Европейского Союза, а также несколько частных компаний. Одновременно подчеркивается и потенциальная опасность новой гонки вооружений в области безнейтронных термоядерных боеприпасов (БТБ). Планируется использовать естественный спутник Земли как ресурсную базу (энергия, гелий, лед, различные составляющие реголита), опытный и научный полигон, где будут тестироваться космические технологии для дальних полётов, в том числе на Марс.

Совсем недавно на Луне обнаружили водяной лёд не только на полюсах этой планеты, но и в других местах, в том числе, и в среде реголита – в виде стеклянных ледяных шариков, при нагреве которых можно получать воду. Существуют доказательства, что на Луне возможно добывать не только реголит, но и кислород, водород и даже метан, а также различные металлы, в том числе, титан и редкоземельные металлы. В наши дни в России разработали проект робота для добычи воды на Луне. Предполагается, что такие роботы будут способны обеспечивать водой не только одну экспедицию, но и целые лунные научные и промышленные поселения. Многие публикации отечественных и зарубежных учёных по данной тематике связаны с утверждением, что на Луне возможно создавать не только заводы по переработке реголита (для добычи Гелия-3, различных металлов), но и заводы по созданию ракет и ракетных двигателей (в том числе, и для полётов на Марс и другие планеты), где будут широко использоваться в качестве ракетного топлива добываемые на Луне водород и (или) метан – в качестве горючего, кислород – в качестве окислителя. Кроме того, существуют утверждения, что Луна станет промежуточной стартовой площадкой при полётах на Марс. Расчёт показывают, что реголит возможно перерабатывать как на Луне, так и на Земле. Но для наземной переработки реголита необходимо создавать ракетно-космические транспортные системы многократного использования, что является также большой проблемой из-за создания жидкостных ракетных двигателей многократного использования (ЖРДМИ) [9-13]. Учитывая агрессивность многих передовых и развитых стран современного мира в Земных условиях (например, при борьбе за арктический шельф), следует отметить, что возникает необходимость в охране и обороне перспективных территорий и промышленных объектов РФ и на Луне.

В докладе показаны возможные пути создания различных энергоустановок для производства электроэнергии и тепла для обеспечения жизнедеятельности россиян в Лунных поселениях и промышленных объектах, а также космодромах, которые будут использовать энергию Солнца, а также энергию добываемых водорода, кислорода и метана [1-13]. Совсем недавно российские ученые предложили универсальную и эффективную гибридную энергоустановку для исследовательской базы на Луне, состоящую из ядерной установки и системы преобразования энергии по циклу Стирлинга. Предполагается, что такие уста-

новки будут модернизироваться, а в дальнейшем использовать и энергоресурсы Луны. Авторами данного доклада разработаны новые конструктивные схемы беспороховой (электромагнитной, жидкостной и газовой) космической артиллерии, которая будет применяться не только для обороны нашей территории на Луне, но и для других целей [9, 10]: при добыче грунтовых и горных пород (реголита); при экстренном и кратковременном освещении объектов; при подаче световых и звуковых сигналов различного назначения; при выводе на окололунную орбиту спутников-разведчиков и спутников-ретрансляторов; при необходимости быстрой переброски медикаментов, продуктов и зарядных устройств (батарей) на десятки километров (для учёных и геологов, находящихся в экспедициях) – в экстренных ситуациях и др.

В перспективе на Луне возможно:

- создавать топлива для ЖРД и ЖРДМИ, а также для других энергоустановок и оборонных техносистем одно- и многоразового использования;
- добывать различные металлы (в том числе и редкоземельные) для создания космических ЛА и другой лунной (марсианской) космической техники одно- и многоразового использования двойного назначения;
- добывать из реголита новое и перспективное энергоэффективное топливо Гелий-3, которое в перспективном будущем возможно использовать на Земле, а также на Луне (для обеспечения жизнедеятельности и обороны отечественных лунных поселений, заводов, космодромов, а также для создания новых и перспективных ракетных двигателей большой эффективности, в том числе и для полётов на Марс).

Доклад сопровождается новыми запатентованными конструктивными схемами наземной и космической артиллерии, ЖРД и ЖРДМИ, новыми запатентованными способами борьбы с аномальными тепловыми процессами в двигателях и энергоустановках летательных аппаратов и в других техносистемах одно- и многоразового использования на Земле и на Луне.

Литература

1. Пчелинцев Л.А., Кузнецов И.И., Ершов А.С. Лунный Гелий-3 как источник энергетической стабильности // Стратегическая стабильность. № 1, 2007 г. С. 34-37.
2. Зеленый Л.М., Хартов В.В., Митрофанов И.Г., Долгополов В.П. Луна: исследование и освоение вчера, сегодня, завтра, послезавтра // Природа. 2012. № 1. С. 23-29.
3. Мержанов А.И. Лунная база «Барминград». Проект, опередивший время // Воздушно-космическая сфера. 2018. № 2(95). С. 108-117.
4. Кричевский С.В. Освоение Луны: история, модель, сверхглобальный проект и экологичные технологии // Воздушно-космическая сфера. 2019. № 3. С. 16-25.
5. Гусев А.В., Бахтин А.И., Косов А.И. и др. Научное, геологическое и коммерческое освоение Луны // Труды 55 чтений, посвящ. разработке

- научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Сек. № 2: «Проблемы ракетной и космической техники». Казань: Изд-во Казанского университета, 2021. С. 161-176.
6. Багров А.В., Леонов В.А. Проблемы перехода от исследований Луны к её освоению // Воздушно-космическая сфера. 2022. № 3. С. 22-23.
7. Гавришин А.И. Качество химического состава реголита и его влияние на условия освоения горных материковых районов Луны // Успехи современного естествознания. 2022. № 11. С. 113-117.
8. Игнатова А.М., Игнатов М.Н. Использование ресурсов реголита для освоения лунной поверхности // Международный журнал экспериментального образования. 2013. № 11-2. С. 101-110.
9. Алтунин В.А. и др. Разработка конструктивных схем жидкостной и газовой артиллерии // Тр. 45 чтений, посвящ. разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Сек. № 2: «Проблемы ракетной и космической техники». Казань: Изд-во «Центр оперативной печати», 2011. С. 211-226.
10. Алтунин В.А., Демиденко В.П. и др. Некоторые пути развития космической артиллерии // Тр. 49-ых чтений, посвящ. разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Сек. № 2: «Проблемы ракетной и космической техники». Казань: Изд-во Казанского университета, 2015. С. 87-104.
11. Алтунин В.А., Абдуллин М.Р., Ефимов Д.Е., Шигапов Р.Р. Особенности тепловых процессов в жидких и газообразных углеводородных горючих и охладителях в двигателях летательных аппаратов // Сб. научных статей 8-ой Международ. научно-практ. конф. «Академические Жуковские чтения», посвящ. 100-летию Военно-воздушной академии (Воронеж, 25-26 ноября 2020 г.). Главное командование ВКС России. ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина». Воронеж: Изд-во ВУНЦ ВВС «ВВА», 2020. С. 20-22.
12. Алтунин В.А., Абдуллин М.Р., Яновская М.Л. Особенности тепловых процессов в рубашке охлаждения метанового ЖРД // Тр. 12-ой Общеросс. молодежной научно-технич. конф. «Молодёжь. Техника. Космос». (23-25 апреля 2020 г., г. Санкт-Петербург, БГТУ им. Д.Ф. Устинова, «ВОЕНМЕХ»). Том 1. СПб: БГТУ «ВОЕНМЕХ», 2020. С. 18-20.
13. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Алиев И.Н., Гортышов Ю.Ф., Давлатов Н.Б., Зарипова М.А., Керножицкий В.А., Колычев А.В., Разносчиков В.В., Сафаров М.М., Яновский Л.С., Яновская М.Л. Некоторые пути повышения эффективности жидкостных реактивных двигателей летательных аппаратов на углеводородных и азотосодержащих горючих и охладителях / Под общ. ред. доктора технич. наук, проф. Л.С. Яновского. Монография. Казань: Редакционно-издательский центр «Школа», 2020. 148 с.

УДК 536:537:621.452:621.454:621.4:629.7:662.767:665.723
eLIBRARY.RU: 89.25.00; 55.42.47; 55.42.49; 55.49.01; 55.49.05

**В.А. Алтунин¹, Н.Б. Давлатов², М.А. Зарипова¹, Е.П. Кореев¹,
М.Л. Яновская³**

¹*ФГБОУ ВО Казанский национальный исследовательский технический
университет им. А.Н. Туполева – КАИ, г. Казань*

²*ТТУ им. ак. Осими, г. Душанбе*

³*ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва*

**РАЗРАБОТКА СПОСОБА УВЕЛИЧЕНИЯ ДАЛЬНОСТИ ПОЛЁТА
ВОЗДУШНЫХ, АЭРОКОСМИЧЕСКИХ, ГИПЕРЗВУКОВЫХ
И КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ
DEVELOPMENT OF A METHOD FOR INCREASING THE FLIGHT
RANGE OF AIR, AEROSPACE, HYPERSONIC AND SPACE VEHICLES**

Аннотация: На основе проведенных экспериментальных исследований с чистым гидразином и его смесями с чистыми сухими углеродными наночастицами-фуллеренами разработан способ увеличения дальности полёта воздушных, гиперзвуковых, аэрокосмических и космических летательных аппаратов различного назначения.

Ключевые слова: гидразин, фуллерены, теплофизические свойства, дальность полёта летательных аппаратов

Abstract: On the basis of experimental studies with pure hydrazine and its mixtures with pure dry carbon nanoparticles - fullerenes, a method has been developed to increase the flight range of air, hypersonic, aerospace and spacecraft for various purposes.

Keywords: hydrazine, fullerenes, thermophysical properties, flight range of aircraft.

Введение

В качестве реактивных двигателей и энергоустановок на жидких горючих и охладителях одно- и многофазового использования для различных летательных аппаратов (ЛА) и космических ЛА (КЛА) рассматриваются воздушно-реактивные двигатели (ВРД), гиперзвуковые прямоточные ВРД (ГПВРД), энергоустановки (ЭУ), ЭУ многофазового использования (ЭУМИ), жидкостные ракетные двигатели (ЖРД), ЖРД многофазового использования (ЖРДМИ), ЖРД малой тяги (ЖРДМТ), ЖРДМТ многофазового использования (ЖРДМТМИ), микро-ЖРД (м-ЖРД), м-ЖРД многофазового использования (м-ЖРДМИ), гибридные двигатели на жидких горючих (ВРД + ЖРД) (ГДЖГ), гибридные двигатели на твёрдом топливе с использованием впрыска жидких горючих (ГДТТЖГ).

Известно [1-11], что повысить эффективность различных (воздушных, гиперзвуковых, аэрокосмических) ЛА, в том числе и КЛА, возможно различными путями и способами. Одним из путей является повышение эффективности двигателей и ЭУ ЛА, КЛА. В свою очередь, повышение эффективности двигателей и ЭУ для ЛА, КЛА также возможно осуществить различными путями и способами:

- а) путём изменения и оптимизации геометрических размеров деталей в существующих двигателях и ЭУ;
- б) путём изменения (увеличения) геометрических размеров существующих двигателей и ЭУ;
- в) путём изменения конструктивных схем двигателей и ЭУ, а также их агрегатов и деталей;
- г) путём применения новых конструкционных материалов повышенных характеристик и технологий;
- д) путём применения новых более энергетических горючих и топлив;
- е) путём повышения эффективности существующих горючих и топлив за счёт внедрения в них различных присадок, металлических и неметаллических добавок.

Раскрывается способ повышения эффективности существующего жидкого горючего для реактивных двигателей ЛА, КЛА – жидкого чистого гидразина. Этот способ осуществляется путём введения в жидкий чистый гидразин неметаллических добавок в виде сухих чистых фуллеренов с целью повышения его плотности.

Обзор и анализ научно-технической и патентно-лицензионной литературы по повышению плотности жидких горючих

Известно, что, в первую очередь, необходимо повышать плотность жидкого горючего, из-за чего будут открываться различные возможности увеличения эффективности двигателя или ЭУ, а также увеличения эффективности ЛА, КЛА одно- и многоразового использования [1-11]:

- а) при полной заправке штатного бака или отсека горючего возможно: увеличение общей массы горючего, по сравнению со штатным горючим; увеличение времени (продолжительности) работы ВРД, ГПВРД, ЖРД, ГДЖГ, ГДТТЖГ, ЭУ и дальности полёта различных ЛА, КЛА; увеличение числа включений и времени (продолжительности) работы ЖРДМИ, ЖРДМТМИ, а также м-ЖРДМИ;
- б) при заправке нового горючего с повышенной плотностью по нормам штатной заправки штатного горючего: происходит неполная заправка штатного бака или отсека горючего, из-за чего возможно: увеличение полезной нагрузки для ЛА, КЛА, что очень важно, особенно при выведении увеличенного полезного груза на космическую орбиту;
- в) при использовании нового горючего с повышенной плотностью при сохранении технических характеристик штатного двигателя и всего ЛА, КЛА

возможно конструктивное уменьшение объёма бака или отсека горючего, что, в свою очередь, открывает возможность: уменьшения веса всего ЛА, КЛА; увеличения аэродинамических качеств (аэродинамических характеристик и дальности полёта) ЛА, КЛА; увеличения массы полезной нагрузки при выведении на орбиту.

Для повышения эффективности жидких топлив или горючих в них вводят различные присадки или добавки [1-2]. Как правило, присадки являются неметаллическими веществами, обычно их вводят на нефтеперерабатывающих заводах. Присадки бывают: антиокислительные (в том числе, и для повышения термоокислительной стабильности (ТОС) углеводородного реактивного топлива, т.е. для улучшения его высокотемпературных свойств, повышения температуры начала разложения и начала образования осадков), противоизносные, антикоррозионные, противоводокристаллизационные, антиэлектростатические, антинагарные, противотурбулентные, антиосаждообразующие, стабилизаторы, активаторы воспламенения, вещества (депрессаторы), понижающие температуру замерзания и др.

Добавки к топливам и горючим бывают металлические (металлизированные) и неметаллические (неметаллизированные), их ещё называют энергетическими добавками. Металлические добавки вводятся в топливо или в горючее в виде металлической пудры или порошка, гелевых растворов непосредственно перед сжиганием, а также – в ходе сжигания – при подаче в область горения.

Неметаллические добавки вводятся в виде растворимых порошков, их концентрированных растворов, жидкостей или гелирования при подготовке к полёту или в ходе полёта (см. патенты на изобретения РФ №№ 2461604, 2521429, 2521429, 2570910, 2570911, 2570913, 2513850, 2584947, 2180050, 2299232 и др.; патенты на изобретения США №№ 5611824, 5234475).

Одним из новых способов повышения эффективности жидких топлив или горючих является внедрение в них неметаллических энергетических добавок - углеродных наночастиц-фуллеренов [2-11]. В настоящее время влияние сухих чистых фуллеренов на повышение эффективности жидких топлив или горючих исследовано только для жидких углеводородных горючих и охладителей (УВГ и УВО).

Особенности свойств и применение гидразина и его производных

Жидкий чистый гидразин широко применяется в качестве азотосодержащего горючего в авиационно-космической технике, а также в других областях промышленности: в энергетике, в медицине и др. [1-11].

Гидразин (N_2H_4) – это однокомпонентное ракетное топливо или моногорючее, которое было открыто и создано почти 150 лет назад, а наиболее эффективное его применение началось с началом развития реактивной авиации и ракетной техники; представляет собой бесцветную, дымящую на воздухе жидкость, сильно гигроскопичную и хорошо растворяющуюся в воде, спиртах, аминах и др. полярных растворителях; это эндотермичное соединение, поэтому

имеет малую стабильность, легко воспламеняется и легко разлагается при нагревании и в присутствии катализаторов с образованием аммиака, водорода и азота.

Производные гидразина (алкилгомологи) или гидразиновые горючие – это несимметричный диметилгидразин (НДМГ) $((\text{CH}_3)_2\text{N}_2\text{H}_2)$, гидразингидрат $(\text{NH}_2\text{NH}_2\text{H}_2\text{O})$, монометилгидразин $(\text{NH}_2\text{NHCH}_3)$, аммиак (NH_3) . Кроме того, сам гидразин применяется: в смеси с метилгидразином (или с монометилгидразином), при этом получается горючее «Аэрозин – 50», которое широко применяется в США и в России; в смеси с аммиаком; в составе двухкомпонентных и гибридных топлив, в составе некоторых жидких окислителей.

В годы Второй мировой войны гидразин применялся в Германии в качестве одного из компонентов топлива для подводных лодок, реактивных истребителей «Мессершмитт Me-163» (C-Stoff, содержащий до 30 % гидрата гидразина) и ракет «Фау-2» (B-Stoff, 75 % гидразина).

Несимметричный диметилгидразин (НДМГ) широко использовался и используется в авиационной и ракетно-космической технике: на французских боевых самолётах «Мираж – 111»; на отечественных ракетах-носителях (РН) – «Космос», «Циклон», «Протон»; на американских РН – семейства «Титан»; на французских РН – семейства «Ариан»; на японских РН – семейства «N»; на китайских РН – семейства «Большой Поход»; в двигательных установках пилотируемых кораблей и автоматических спутников, орбитальных и межпланетных станций, многоразовых космических кораблей «Буран» (РФ) и «Спейс Шаттл» (США).

Другие алкилгомологи гидразина широко используются в различных комбинациях ракетных топлив и горючих.

Все гидразиновые горючие и охладители являются токсичными и опасными для человека.

Но, несмотря на это, из-за своих особенных технических свойств, они продолжают эффективно использоваться, и в первую очередь, для двигателей и ЭУ, ЛА, КЛА одно- и многоразового использования воздушного, аэрокосмического и космического базирования.

При разложении 1 моля гидразина выделяется 46 кДж тепла, поэтому он, в основном, используется в ЖРД малой тяги (ЖРДМТ) и в газогенераторах (ГГ), где образующиеся при разложении газы достигают температуры 1400 К и развивают давление (1-2) МПа.

В настоящее время гидразин также широко используется в м-ЖРД для эффективного управления орбитальными малыми и нано-спутниками [1-11]. Гидразин, его аналоги, производные и смеси также могут применяться в воздушно-космических самолётах (ВКС), в гиперзвуковых ЛА (ГЛА) одно- и многоразового использования двойного назначения в качестве основных, дополнительных и вспомогательных топлив (горючих): в ГДЖГ, ГДТТЖГ и др.

Кроме того, гидразиновые горючие и охладители и их производные, а также различные их смеси с другими различными веществами в наше время нашли применение и в земных условиях [1-11]:

- в конверсионных ЖРД, ЖРДМТ и ЭУ одно- и многоразового использования (ЖРДМИ, ЖРДМТМИ, ЭУМИ), которые применяются для: добычи тяжёлых битумных нефтей, решения научно-технических задач при доводке существующих и создании новых жидкостных и гибридных двигателей и их охлаждаемых и неохлаждаемых камер сгорания, проведения эффективных исследований по свойствам горячей плазмы, продолжения и расширения научной и учебной работы;

- в медицине – при создании новых лекарственных препаратов;
- в сельском хозяйстве и биологии – для регуляторов роста растений и создании различных химикатов;

- в малой энергетике – при создании и эксплуатации воздушно-гидразиновых низкотемпературных топливных элементов (батарей – электрохимических генераторов) различных габаритов и мощности для получения электрического тока и его использования в различных объектах и отраслях промышленности, включая транспорт;

- в большой энергетике – для восстановления кислорода в воде, применяемой для питания котлов;

- в атомной энергетике – для осуществления процесса переработки ядерного топлива (в качестве восстанавливающих агентов);

- в химической промышленности – для получения пластмасс, резины, взрывчатых веществ; для восстановления золота, серебра, платиновых металлов, меди из разбавленных растворов солей; для восстановления карбональной группы альдегидов и др. веществ; для очистки промышленных газов от CO_2 и меркаптанов; для получения промежуточных продуктов и красителей;

- в машиностроении и др. отраслях промышленности:

- а) для защиты от коррозии водяных и паровых циркуляционных трубопроводов (а именно: парогенераторов, систем охлаждения, систем отопления);

- б) для удаления кислорода при обработке воды; для консервации выведенного из эксплуатации оборудования;

- в) для обеспечения топливом (гидразингидратом) в энергоблоках глубоководных аппаратов, спускаемых на глубину 6 км (например, в энергоблоке «Океан»);

- г) для получения рабочего тела при температурах до 650°C (при разложении гидразингидрата в ГГ на азот, водород, аммиак и водяной пар), используемого в качестве теплоносителя вторичного контура турбины замкнутого типа, работающей по циклу Ренкина.

Из анализа научно-технической и патентно-лицензионной литературы установлено, что [1-11]:

- 1) УВГ – фуллерены», вводя при этом и другие присадки и добавки;
 - 2) ТФС жидкого чистого гидразина исследовали при его естественной конвекции в нормальных условиях, а также при высоких параметрах состояния по давлению и температуре;
 - 3) влияние сухих чистых фуллеренов, а также фуллеренов с различными присоединениями, в том числе, и с металлическими, исследовали:
 - в азотосодержащих жидкостях (в том числе, в горючих и растворителях, в водных растворах гидразина и воды – в гидразингидратах и др.);
 - в других различных жидких и газообразных средах и растворах (в том числе с водой, с гадолинием, с п-ксилолом, с ароматическими растворителями, с технической смесью высокомолекулярных карбоновых кислот, с системой «гегсан–о-ксилол–диметилформамид», со стиролом, с толуолом, с системой «о-ксилол в органических растворителях»),
 - в растворах фуллеренсодержащих полимеров;
 - в уретанах (гидроксильированные фуллерены и фуллеренсодержащие уретаны);
 - в поливинилпирролидоне (звездообразные фуллеренсодержащие производные поливинилпирролидона в растворах);
 - в полиметилметакрилатах (фуллеренсодержащие полиметилметакрилаты) – с целью определения изменения их ТФС и ТДС, а также других свойств и возможностей, в том числе, для определения температур начала кипения;
 - 4). физические, механические и ТФС свойства самих чистых сухих фуллеренов и фуллеренов исследовали с различными присоединениями (до их смешения с различными жидкостями);
 - 5). отсутствуют исследования по влиянию фуллеренов (в том числе, чистых и сухих) на ТФС и ТДС жидкого чистого гидразина.
- Поэтому материалы данного доклада являются актуальными, новыми и необходимыми, т.к. они открывают:
- новые возможности по повышению эффективности жидкого чистого гидразина, а также азотосодержащих горючих и охладителей (АЗГ и АЗО), в том числе, аналогов и производных чистого гидразина и его смесей с другими горючими и жидкостями;
 - новые возможности по повышению эффективности двигателей и ЭУ одно- и многоразового использования наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования;
 - новые возможности по повышению эффективности (в том числе, и аэродинамического качества) различных ЛА и КЛА одно- и многоразового использования двойного назначения.

Экспериментальные исследования

Были созданы экспериментальные установки и рабочие участки, которые

позволяли создавать давление $p = (0,1 - 49,1)$ МПа, температуру $T = (293-700)$ К.

Первая часть экспериментов была проведена непосредственно с жидким чистым гидразином в условиях его естественной конвекции. Также были рассмотрены и уточнены существующие формулы расчёта ТФС жидкого чистого гидразина при различных термодинамических условиях [3-11]. На основе результатов экспериментальных и теоретических исследований были разработаны новые экспериментальные формулы расчёта ТФС жидкого чистого гидразина, даны рекомендации по использованию уже существующих формул [3-11]. Созданная экспериментальная и теоретическая база данных о ТФС жидкого чистого гидразина позволила авторам перейти ко второй части исследований.

Вторая часть экспериментов была проведена непосредственно с жидким чистым гидразином в условиях его естественной конвекции в широком диапазоне параметров по давлению и температуре, но при внедрении в него чистых сухих фуллеренов марок C_{60} , C_{70} , C_{84} .

Концентрация каждой марки фуллеренов варьировалась от 0,1 до 0,5 %.

ТФС и ТДС нового горючего (наножидкости) типа «Гидразин + фуллерены» были экспериментально определены для всех трёх групп:

- первая группа: « $N_2H_4 + 0,1\% C_{60}$ », « $N_2H_4 + 0,2\% C_{60}$ », « $N_2H_4 + 0,3\% C_{60}$ », « $N_2H_4 + 0,4\% C_{60}$ », « $N_2H_4 + 0,5\% C_{60}$ »;
- вторая группа: « $N_2H_4 + 0,1\% C_{70}$ », « $N_2H_4 + 0,2\% C_{70}$ », « $N_2H_4 + 0,3\% C_{70}$ », « $N_2H_4 + 0,4\% C_{70}$ », « $N_2H_4 + 0,5\% C_{70}$ »;
- третья группа: « $N_2H_4 + 0,1\% C_{84}$ », « $N_2H_4 + 0,2\% C_{84}$ », « $N_2H_4 + 0,3\% C_{84}$ », « $N_2H_4 + 0,4\% C_{84}$ », « $N_2H_4 + 0,5\% C_{84}$ ».

Экспериментально было установлено, что фуллерены в любой концентрации полностью растворялись в жидком чистом гидразине в течение 10 минут. Зафиксировано повышение ТФС и ТДС жидкого чистого гидразина при различных температурах и давлениях при введении в него каждой исследуемой марки фуллеренов при их конкретных концентрациях. Эксперименты показали, что увеличение концентрации фуллеренов приводит к повышению плотности и других ТФС и ТДС, а при максимальном (в экспериментах) значении концентрации 0,5 % – происходит максимальное повышение плотности и других ТФС и ТДС. Экспериментально обнаружено, что среди исследуемых марок фуллеренов (C_{60} , C_{70} , C_{84}) при одинаковых условиях и одинаковых концентрациях рост увеличения ТФС и ТДС жидкого чистого гидразина происходит при последовательном выборе марки фуллеренов по возрастанию их маркировочного числа (нижнего индекса), т.е. числа атомов углерода в молекуле, где наиболее эффективными оказались фуллерены марки C_{84} .

Впервые получены экспериментальные данные и создан банк экспериментальных данных по влиянию чистых сухих фуллеренов марок C_{60} , C_{70} , C_{84} с их концентрацией %: (0,1 – 0,5) на увеличение ТФС и ТДС жидкого чистого гидразина в условиях его естественной конвекции в широком диапазоне пара-

метров по давлению и температуре. Экспериментально было установлено, что при добавлении в жидкий чистый гидразин фуллеренов марки C_{60} , C_{70} , C_{84} плотность гидразина может быть увеличена на 2,5 %.

Результаты исследований по влиянию фуллеренов на увеличение плотности жидкого чистого гидразина были сведены в таблицу в виде относительных коэффициентов, которые были вычислены путём деления числителя на знаменатель, где в числителе находилось значение плотности нано-жидкости типа «Гидразин + фуллерен» (нового горючего), а в знаменателе – значение плотности жидкого чистого гидразина (без фуллеренов).

Были проведены расчёты дальности и времени полёта ЛА на чистом гидразине и на новом горючем системы «Гидразин + Фуллерены», откуда было доказано, что фуллерены действительно увеличивают дальность и время (продолжительность) полёта ЛА (на 2,5 %). Открывается возможность реального увеличения эффективности ЛА, КЛА [3-11].

Авторами доклада также предложено [3-11].:

- на борту воздушных, гиперзвуковых, аэрокосмических и космических летательных аппаратов одно- и многоразового использования конструктивно снаружи или внутри бака или отсека или специального бака горючего располагать бортовые устройства для ввода конкретной марки и концентрации фуллеренов в жидкий чистый гидразин в ходе воздушных, гиперзвуковых, аэрокосмических и космических полётов;

- бортовые устройства для ввода фуллеренов в жидкий чистый гидразин заполнять перед полётом ЛА, КЛА фуллеренами: или в виде чистого сухого порошка; или в виде раствора чистых сухих фуллеренов в жидком чистом гидразине;

- бортовые устройства для ввода фуллеренов в жидкий чистый гидразин конструктивно выполнены одноразового использования для двигателей и энергоустановок одноразового использования, для ЛА и КЛА одноразового использования; многоразового использования для двигателей и энергоустановок многоразового включения и использования, для ЛА, КЛА многоразового использования; стационарные или съёмные, заменяемые в незаправленном или в заправленном видах;

- фуллерены вводятся в жидкий чистый гидразин или в наземных условиях в стационарных или мобильных баках или цистернах; непосредственно в баках или отсеках горючего на ЛА, КЛА; перед запуском двигателей и энергоустановок ЛА, КЛА, или в воздушных условиях, непосредственно в баках или отсеках горючего ЛА; в ходе работы двигателей и энергоустановок при полёте ЛА, или в космических условиях, непосредственно в баках или отсеках горючего ЛА, КЛА; в период молчания двигателей и энергоустановок на орбите, а также в ходе их работы; в период подготовки бортового горючего, его сбора и повышения его эффективности, и КЛА к вводу на дальние орбиты захоронения или к спуску на Землю, при этом ввод фуллеренов осуществляется в общем баке или отсеке горючего, а также в дополнительных баках, куда собираются

остатки бортового горючего, или горючее в них заправляется на Земле до начала полёта;

- бортовые устройства для ввода фуллеренов в жидкий чистый гидразин конструктивно объединить в общую батарею, где каждое устройство заправляется фуллеренами одной марки, например, или C_{60} , или C_{70} , или C_{84} , и одной концентрации, например, или %: 0,1 , или 0,2 , или 0,3 , или 0,4 , или 0,5 ;

- ввод фуллеренов в жидкий чистый гидразин осуществлять вручную, полуавтоматически и автоматически;

- выбор и задействование заполненного конкретной маркой и конкретной концентрацией фуллеренами бортового устройства для ввода фуллеренов в жидкий чистый гидразин осуществлять по экспериментальной базе данных (по таблицам или графикам) вручную, полуавтоматически или автоматически – при необходимости обеспечения нужной (расчётной) плотности жидкого чистого гидразина для выполнения различных полётных заданий и задач для пилотируемых и беспилотных ЛА, КЛА одно- и многоразового использования двойного назначения;

- информацию о вводе фуллеренов в жидкий чистый гидразин и их полное растворение в нём в автоматическом режиме заносить в бортовой и наземный компьютер, а также выводить на информационное табло лётчика-космонавта и наземного оператора.

Заключение

Результаты проведённых исследований, а также материалы доклада будут способствовать повышению ресурса и эффективности различных перспективных отечественных ЛА, КЛА одно- и многоразового использования, а также повышению эффективности наземных ЭУМИ.

Литература

1. Алемасов В.Е., Дрегаллин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей: учебник для вузов. (Под ред. В.П. Глушко). М.: Изд-во «Машиностроение», 1989, 464 с.
2. Бакулин В.Н., Дубовкин Н.Ф., Котова В.Н. и др. Энергоёмкие горючие для авиационных и ракетных двигателей / Под ред. Л.С. Яновского. М.: Изд-во «ФИЗМАТЛИТ», 2009, 400 с.
3. Алтунин В.А. Давлатов Н.Б., Зарипова М.А., Сафаров М.М., Платонов Е.Н., Яновская М.Л. Способы повышения эффективности теплофизических и термодинамических свойств жидких углеводородных и азотосодержащих горючих для двигателей и энергоустановок космического применения // Матер. 53-их Научных чтений К.Э. Циолковского. Сек. № 2: «Проблемы ракетной и космической техники». Калуга: Изд-во АКФ «Политоп», 2018. С. 121-122.

4. Алтунин В.А., Давлатов Н.Б., Зарипова, М.А., Сафаров М.М., Платонов Е.Н., Яновская М.Л. Способы повышения эффективности теплофизических и термодинамических свойств жидких углеводородных и азотосодержащих горючих для двигателей и энергоустановок космического применения // Тр. 53 Научных чтений К.Э. Циолковского. Сек. № 2: «Проблемы ракетной и космической техники». Казань: Изд-во Казанского университета, 2019. С. 135-145.
5. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Алиев И.Н., Абдуллин М.Р., Давлатов Н.Б., Платонов Е.Н., Яновская М.Л. Некоторые пути повышения эффективности жидких и газообразных углеводородных и азотосодержащих горючих для двигателей летательных аппаратов // Тепловые процессы в технике. 2019. Т. 11. № 10. С. 453-479.
6. Алтунин В.А., Давлатов Н.Б., Зарипова М.А., Алиев И.Н., Яновская М.Л. Экспериментальная база и методики проведения исследований теплофизических свойств жидкого чистого гидразина и его смесей с неметаллическими добавками-фуллеренами // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. 2019. № 3. С. 30-38.
7. Алтунин В.А., Давлатов Н.Б., Зарипова М.А., Сафаров М.М., Алиев И.Н., Яновская М.Л. Экспериментальное исследование теплофизических свойств жидкого чистого гидразина при различных температурах и давлениях // Инженерный журнал: наука и инновации, 2019, вып. 10 (94). <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-9-1922>.
8. Алтунин В.А., Давлатов Н.Б., Зарипова М.А., Сафаров М.М., Алиев И.Н., Яновская М.Л. Экспериментальное исследование плотности и теплоёмкости жидкого чистого гидразина // Инженерный журнал: наука и инновации, 2019, вып. 11 (95). <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-11-1934>.
9. Алтунин В.А., Давлатов Н.Б., Зарипова М.А., Сафаров М.М., Алиев И.Н., Яновская М.Л. Экспериментальное исследование плотности и теплоёмкости жидкого чистого гидразина при введении в него чистых сухих фуллеренов // Инженерный журнал: наука и инновации, 2020, вып. 2 (98). <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-2-1957>.
10. Алтунин В.А., Давлатов Н.Б., Зарипова М.А., Алиев И.Н., Яновская М.Л. Результаты экспериментальных исследований и методика расчёта теплофизических свойств гидразина и его смесей с фуллеренами // Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева. 2019. № 3. С. 39-51.
11. Алтунин В.А., Давлатов Н.Б., Зарипова М.А., Сафаров М.М., Гортышов Ю.Ф., Алиев И.Н., Яновский Л.С., Яновская М.Л. Способ повышения эффективности воздушных, гиперзвуковых, аэрокосмических и космических летательных аппаратов одно- и многоразового использования на жидком азотосодержащем горючем // Патент на изобретение РФ № 2738300. Бюл. № 35 от 11.12.2020 г.

УДК 523.34

eLIBRARY.RU: 41.19.25

А.В. Гусев¹, Ж. Менг², З. Пинг²

¹*Казанский федеральный университет, г. Казань*

²*Национальная астрономическая обсерватория Академии наук Китая,
г. Пекин (Китай)*

**ГЕОЛОГИЧЕСКОЕ ОСВОЕНИЕ ЛУНЫ IV: ВОДА
И ЗАГАДКА ТЕПЛОВОГО БЮДЖЕТА РАННЕЙ ЛУНЫ
GEOLOGICAL EXPLORATION OF THE MOON IV: WATER
AND MYSTERY OF THE HEAT BUDGET FOR EARLY MOON**

Аннотация: В обзоре обсуждаются: 1) результаты лабораторных исследований реголита Луны для китайской миссии Chang'E-5;

2) оценка концентрации воды в лунных породах; 3) загадка долговременной генерации мощного теплового бюджета Луны.

Ключевые слова: Луна, реголит, вода, лунный тепловой бюджет.

Abstract: Review discusses: 1) the results of lunar regolith laboratory studies for the Chinese mission Chang'E-5, 2) the estimation of water concentration in lunar rocks, 3) the mystery of thermal budget generation for the Moon.

Keywords: Moon, regolith, water, lunar thermal budget.

Введение

Главными целями для геологического освоения Луны являются лунные породы для изготовления ракетного топлива, вода, водород, кислород, расходные материалы для жизнеобеспечения космонавтов и минеральное лунное сырье, включая редкие и редкоземельные элементы. Ракетное топливо можно производить из льда местных источников (водяной лед на полюсах Луны (см. рис. 1), водород и кислород – из воды и лунных минералов. Строительные материалы можно получить из реголита и горных пород, обнаруженных на лунной поверхности. Ценные металлы и полезные материалы планируются получить из оксидов и силикатов металлов, содержащихся в лунных породах [1-3,]. В 2021 г китайская миссия Chang'E-5 извлекла и привезла на Землю образцы грунта с видимой стороны Луны весом 1731 грамм, которые стали первыми новыми лунными образцами на Земле, за более чем 45-летний период времени. Миссия Chang'E-5 по забору лунного грунта увенчалась научно-техническим успехом и лабораторные исследования привезенных лунных образцов проливают новый свет на геологическую эволюцию Луны (см. рис. 2).

Исследования, проведенные в научном коллективе Института геологии и геофизики Китайской академии наук (ИГГ КАН, г. Пекин, Китай), были представлены в трёх статьях престижного научного журнала Nature в 2021 г. [4-6].

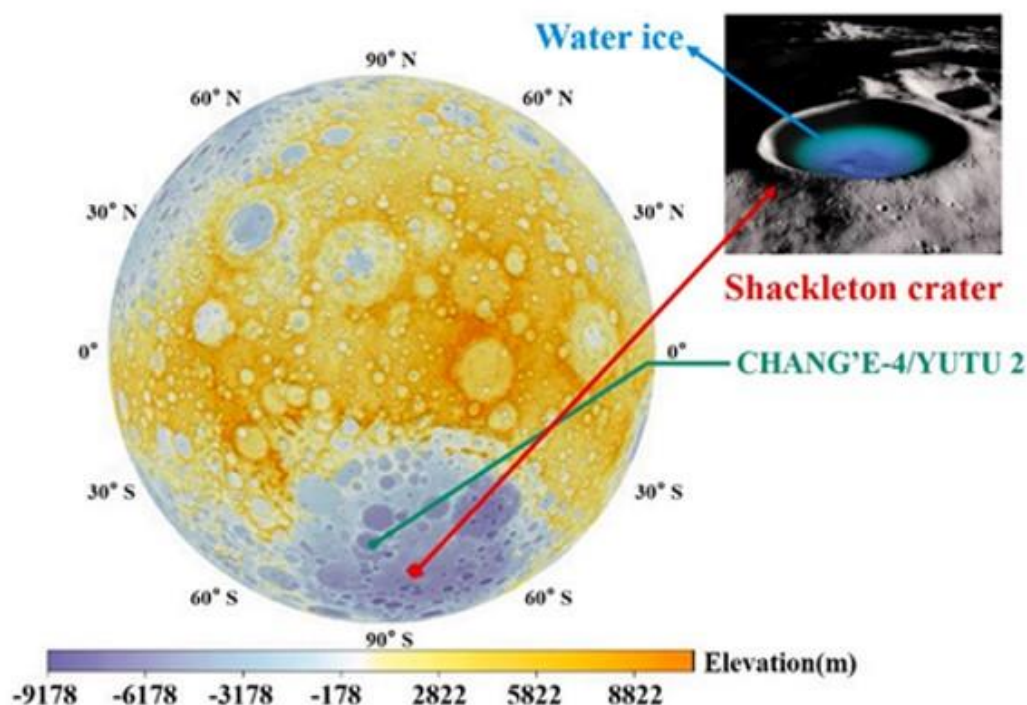


Рисунок 1 - Основные залежи воды и место посадки китайского лунохода ЮТА-2 на южном полюсе Луны (CNSA)

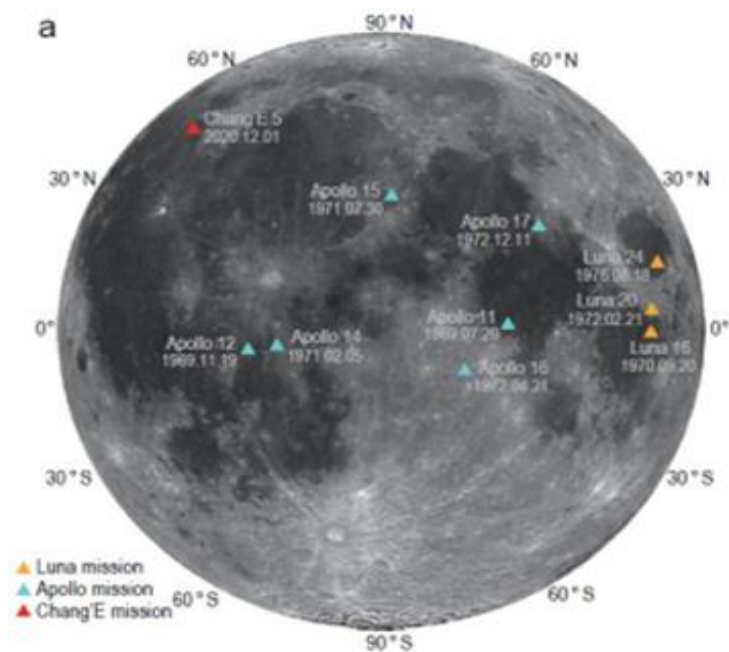


Рисунок 2 - Место посадки китайского зонда Chang'E-5 на Луне (CNSA)

Китайские геологи изучили лунный грунт и датировали самый молодой привезенный лунный образец возрастом около 2 миллиардов лет, что отодвинуло активный период лунного вулканизма на 900 миллионов лет позднее, чем ранее утверждалось в теории эволюции Луны

Самая молодая датированная ранее лунная порода из миссий американской программы «Аполлон» (1969-1972 гг.) и советской лунной программы: АМС «Луна-16», «Луна-20», «Луна-24» (1970-1976 гг.) была возрастом около 2,8 – 2,9 миллиарда лет [4, 5].

Однако для полноты выборки требовалось исследовать возраст лунного грунта в новых геологически интересных районах (KREEP породы), и одной из задач китайской миссии Chang'E-5 было исследование самой молодой магматической активности в северном полушарии Луны [6] (см. рис. 3).

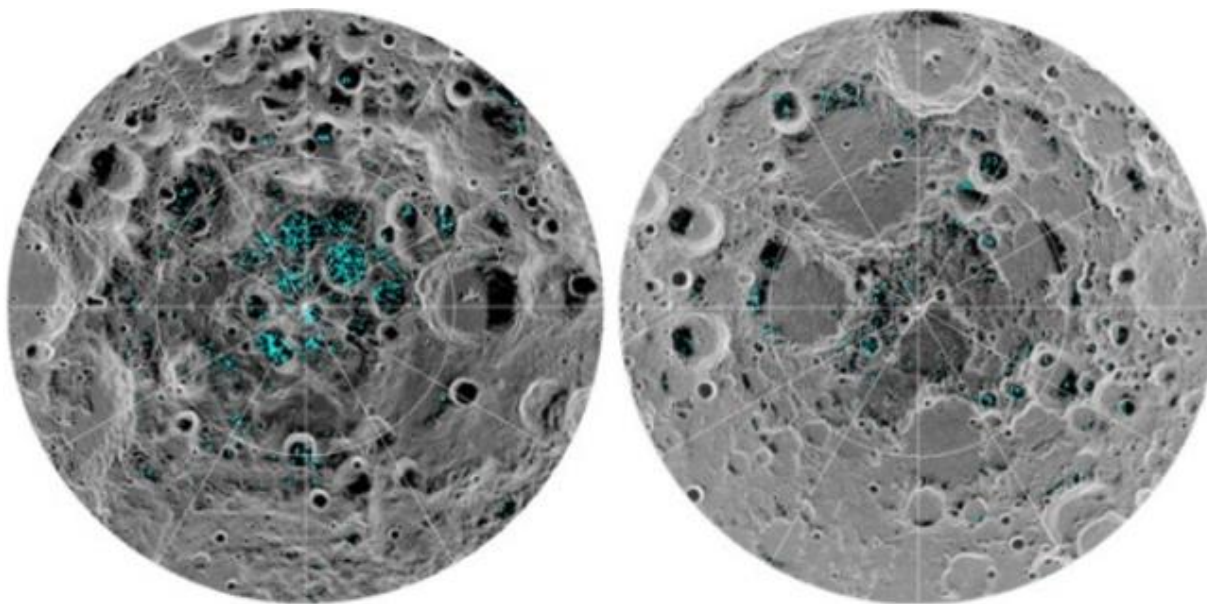


Рисунок 3 - Обнаруженные залежи водяного льда на Южном и Северном полюсах Луны

Лунная поверхность, испещрённая кратерами, образовалась под воздействием бомбардировки многочисленными астероидами и кометами в течение миллиардов лет.

Например, Море Смита представляет собой особый район, который является одним из древнейших морских бассейнов с относительно молодыми морскими базальтами и высокой плотностью трещиноватого дна кратеров [7, 8].

Основываясь на численном моделировании теории переноса излучения, отметим важные результаты:

1) температура субстрата у моря Смита довольно высока и обеспечена особой температурной структурой;

2) существует невыявленное месторождение в верхнем слое реголита с сильной термопоглощающей способностью;

3) результаты имеют сильную корреляцию с особенностями недр, полученными по данным лунного радиолокационного зонда и гребням на поверхности.

Концентрация основных химических элементов на Земле, в морских и горных районах Луны [9] показана на рис. 4.

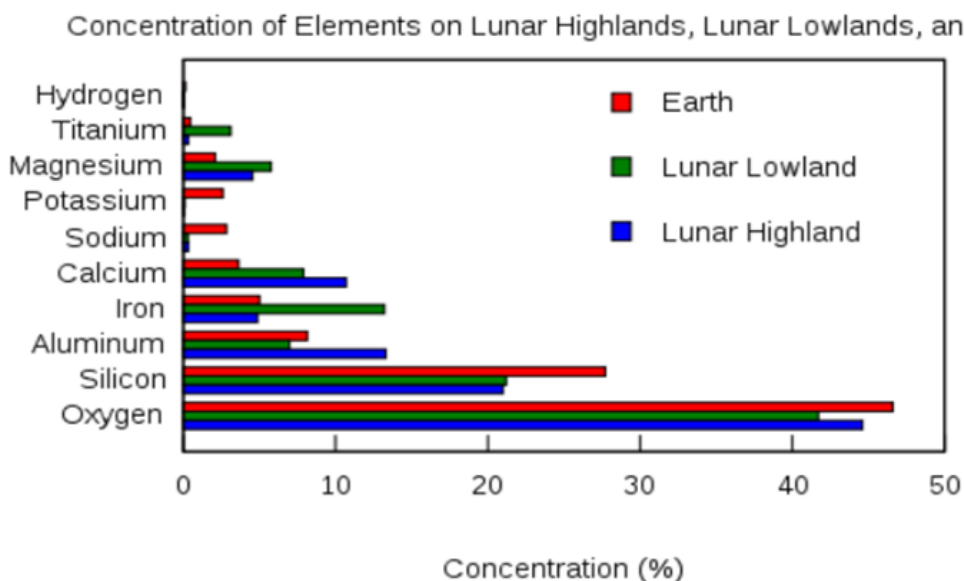


Рисунок 4 - Концентрация основных химических элементов на Земле, в морских и горных районах Луны

Различные фазовые переходы воды в зависимости от температуры приведены на рис. 5 [10].

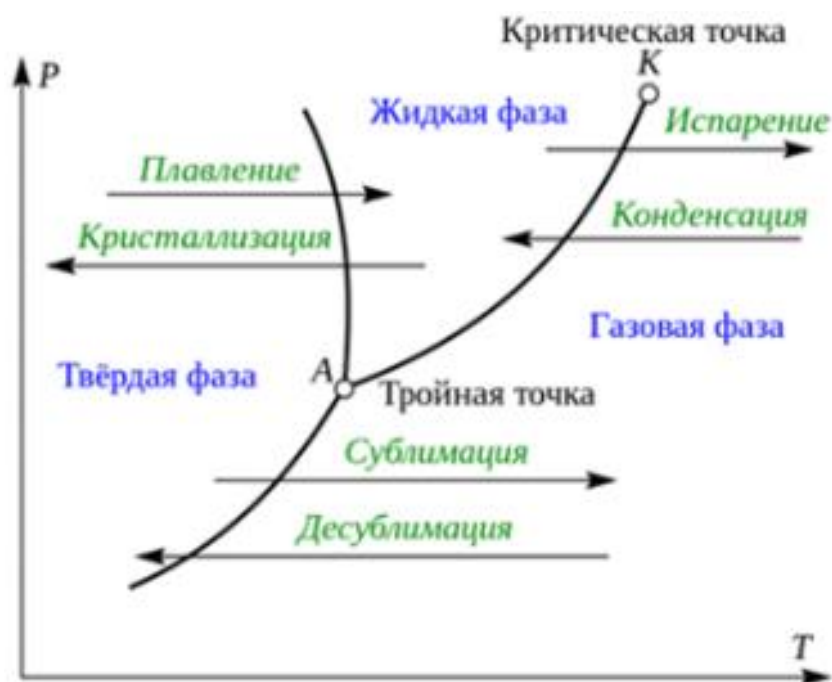


Рисунок 5 - Фазовые переходы воды в зависимости от температуры
Максимальные температуры на поверхности полюсов Луны [11] показаны на рис. 6.

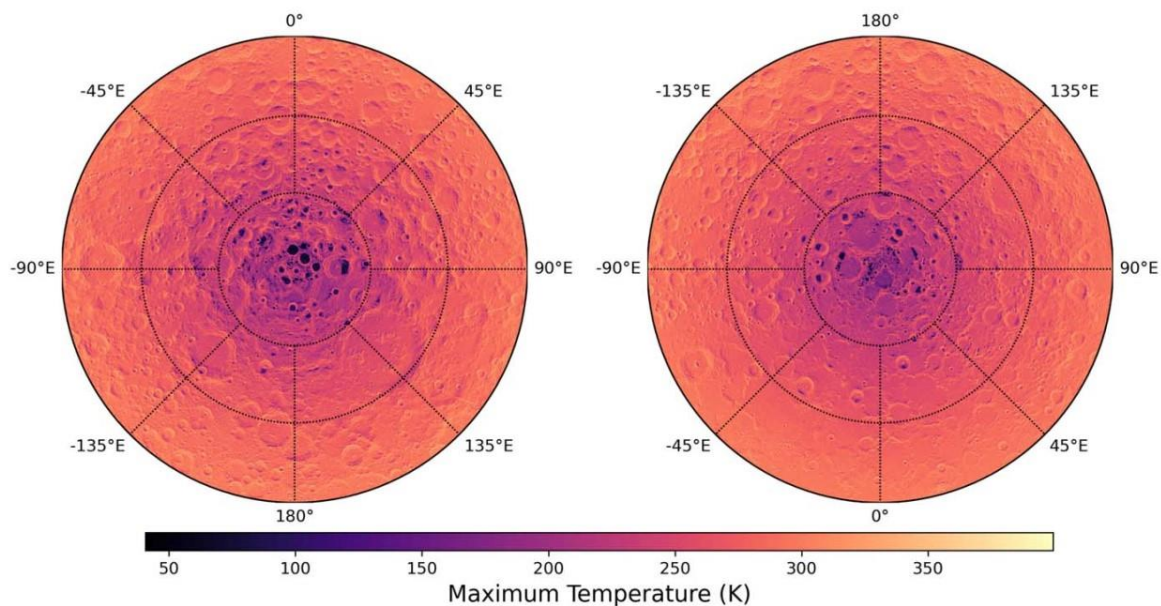


Рисунок 6 - Максимальные температуры на поверхности полюсов Луны

В более древних каменных регионах Луны с течением времени появилось больше разнообразных по конфигурации наложенных ударных кратеров, а в регионах с молодыми породами образовалось меньшее количество кратеров и меньшей разнообразности [12].

Глубина залегания воды на Луне [11] показана на рис. 7.

Используя хронологический метод, известный как подсчёт кратеров, китайские учёные пришли к выводу, что Океан Бурь, место посадки миссии Chang'E-5, был свидетелем одного из последних извержений магмы вулканов на Луне. Китайские исследователи откалибровали результаты подсчёта кратеров с помощью радиоизотопно датированных образцов. Радиоизотопное датирование работает по принципу постоянной скорости распада радиоактивных элементов. Измеряя относительное содержание родительских и дочерних изотопов, исследователи нашли, как долго продолжался распад данного лунного образца [4].

С помощью микроскопа китайские коллеги вручную выделили фрагменты горных пород из 3-граммовых лунных капсул. Большинство этих минералов, подходящих для датировки, имеют размер лишь одну двадцатую толщины волоса.

В общей сложности китайская команда проанализировала 47 различных фрагментов горных пород, извлечённых из образцов материалов, и датировала возраст самой молодой коренной породы на Луне в 2,03 миллиарда лет.

Новая эра в познании Луны продлевает жизнь лунного вулканизма на 900 миллионов лет дольше, чем это было известно ранее [4]! В молодых районах Луны глубина залегания воды может не превышать 5-10 метров [10] (см. рис. 8).

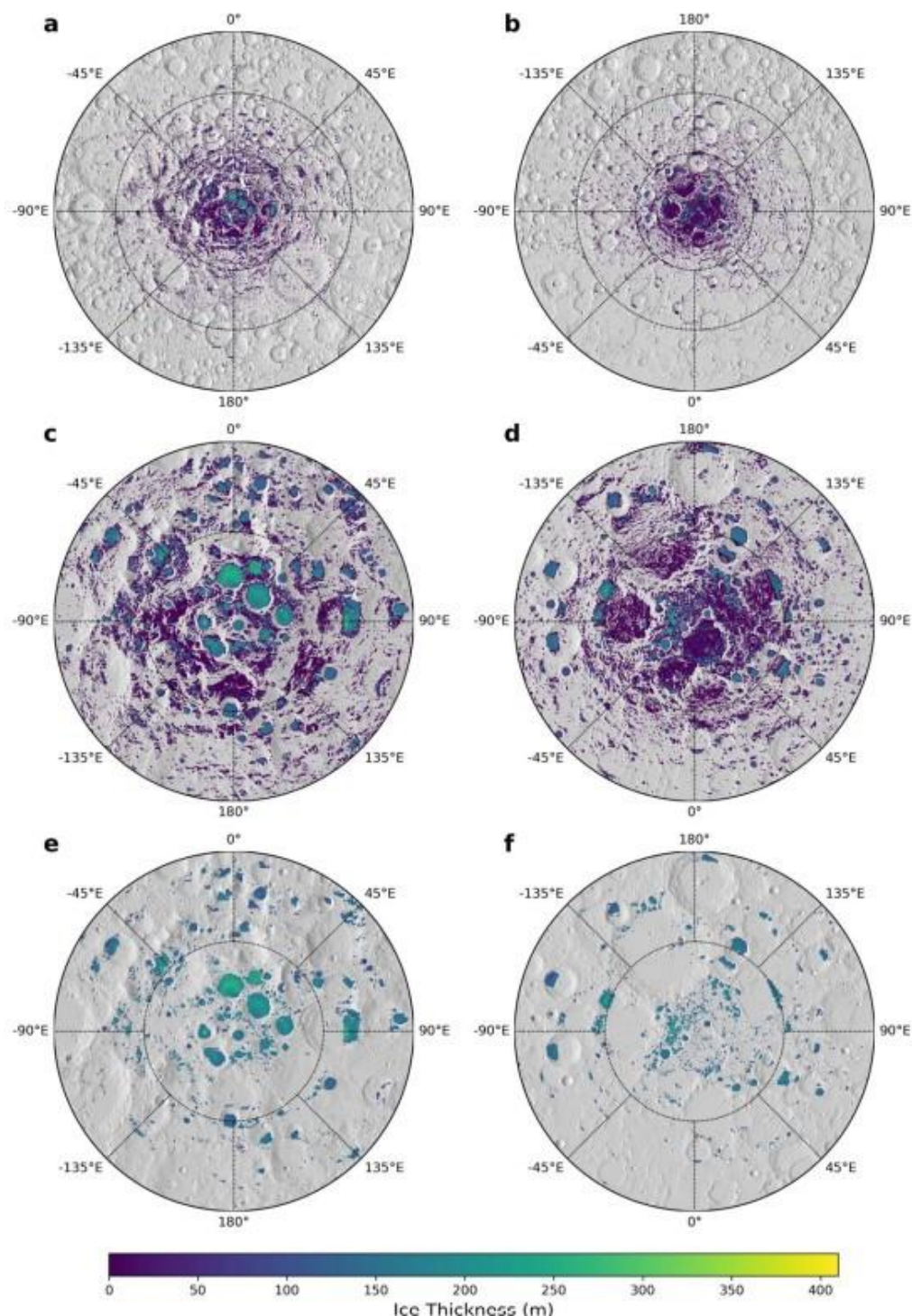


Рисунок 7 - Глубина залегания воды на Луне

Луна составляет всего около одного процента массы Земли. При таком маленьком размере она должна была полностью остыть и затвердеть в быстром темпе за короткое по геологическим меркам время. Возникает проблема: почему вулканическая активность на Луне продолжалась так долго, нарушая основы общепринятой теории образования и эволюции Луны? Разновидности реголита показаны на рис. 9 [10].

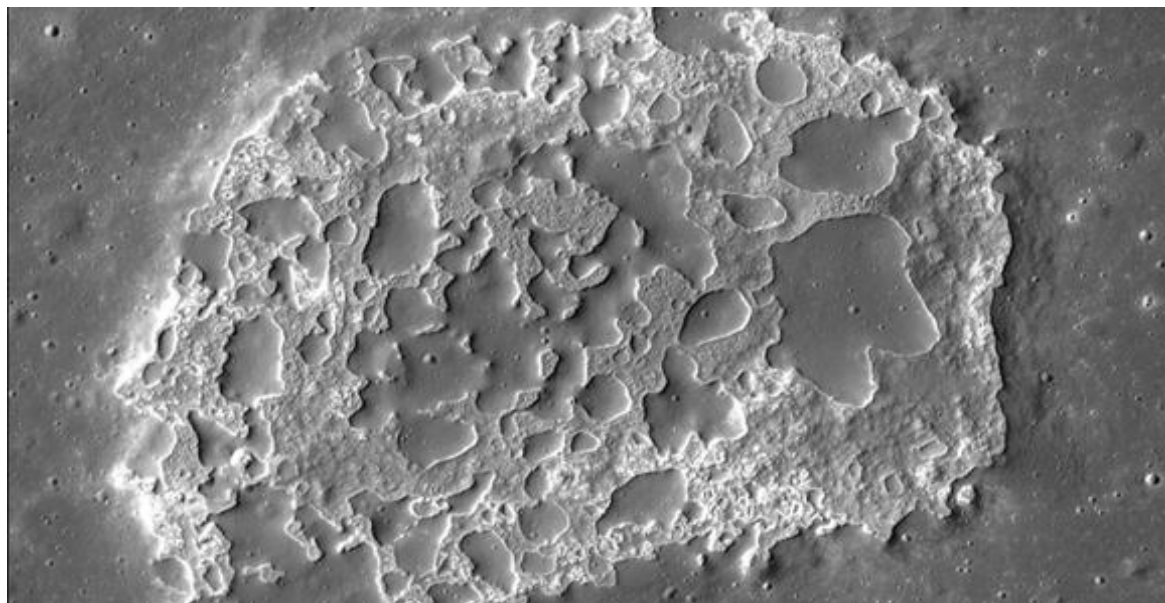


Рисунок 8 - Глубина залегания связанной воды в молодых районах Луны

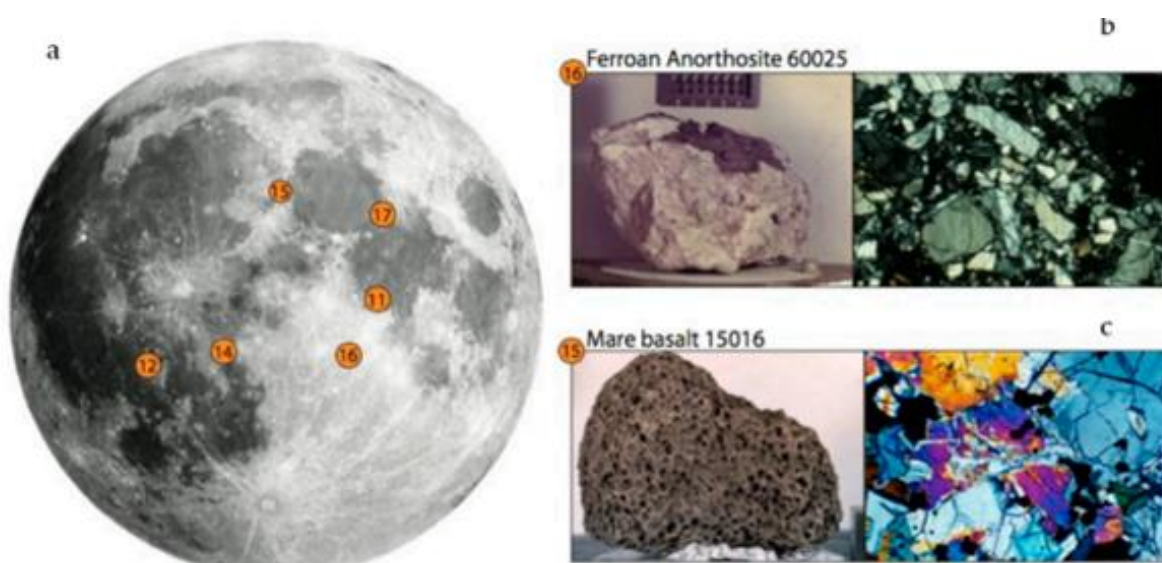


Рисунок 9 - Лунный реголит в разных районах Луны

Селенофизики сосредоточились на KREEP породах, аббревиатуре, образованной из букв К (для калия), REE (для редкоземельных элементов) и Р (для фосфора), который является отличительным геохимическим компонентом некоторых лунных пород.

Широко принятая стандартная теория эволюции Луны состоит в том, что радиоактивные элементы (U, Th и K) обеспечивали тепловой бюджет, необходимый для поздней вулканической активности [5].

Китайский лунный реголит зонда CE-5, доставленный на Землю, показан на рис. 10.



Рисунок 10 - Китайский реголит зонда CE-5, 2020 г. (CNSA)

Главная трудность исследований состоит в том, что в небольшом размере обломков базальта в лунных образцах сложно получить изотопные отношения морского базальта Chang'E-5. Базальт Chang'E-5, как самый молодой базальт, датированный на Луне, произошел из истощённого мантийного источника с компонентом KREEP, составляющим менее 0,5 процента по весу.

Маловероятно, что компоненты KREEP в мантии Луны поставляли тепло, необходимое для поздней вулканической активности.

Поэтому проблема генерации и функционирования долговременного теплового бюджета Луны остаётся нерешённой и остро актуализируется [5].

Еще одна возможная причина вулканической активности на Луне в столь позднем возрасте заключается в том, что мантийный источник мог содержать воду, чтобы снизить её температуру плавления.

Содержание воды в мантии Луны – ключевой вопрос для исследования Луны, поскольку она обеспечивает критические ограничения на формирование Луны.

Поскольку вода может значительно снизить температуру плавления горных пород, понимание её содержания важно для понимания истории лунного вулканизма [6].

Высокоточная топография распределения залежей воды на южном полюсе Луны [9] приведена на рис. 11.

Учёные подсчитали, что на Луне возможно залегает до восьми квадриллионов кг воды в связанном состоянии [11].

Большое расхождение в оценках водонасыщения мантии Луны можно объяснить тем, что образцы «Аполлона» и лунные метеориты в целом довольно старые.

Большинство предыдущих лунных образцов с измеренным содержанием воды датируются 3 миллиардами лет или раньше.

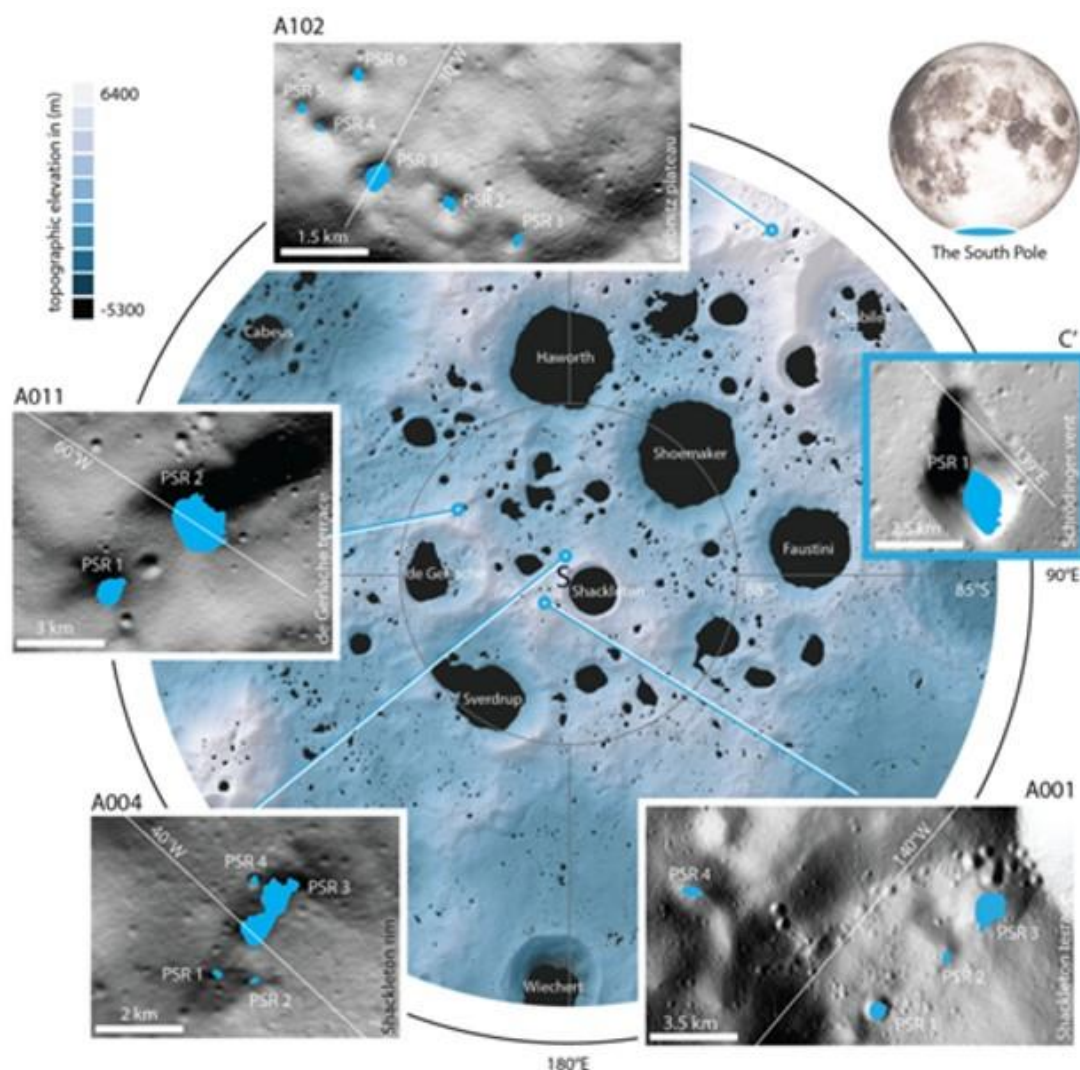


Рисунок 11 - Высоточная топография распределения залежей воды на южном полюсе Луны (НАСА)

Такие старые породы могли претерпевать серьезные изменения за долгое время под воздействием астероидов и частиц с Солнца. Трёхмерный рельеф на южном полюсе Луны [9] показан на рис. 12. Образцы, извлеченные Chang'E-5, были из одного базальтового потока лавы. Таким образом, при простой и ясной геологической обстановке образцы дают возможность ответить на вопрос, были ли мантийный резервуар 2 миллиарда лет назад мокрый или сухой [6].

Китайская лунная миссия CE-5

Исследовательский коллектив проанализировал содержание воды и изотопов водорода в карманах расплава, сохранившихся в некоторых минералах, а также в минеральном апатите, который может содержать воду из базальтов Chang'E-5. Китайские коллеги использовали наноразмерный ионный зонд nano SIMS, вторичный ионный масс-спектрометр с ионным пучком диаметром до 50 нанометров.

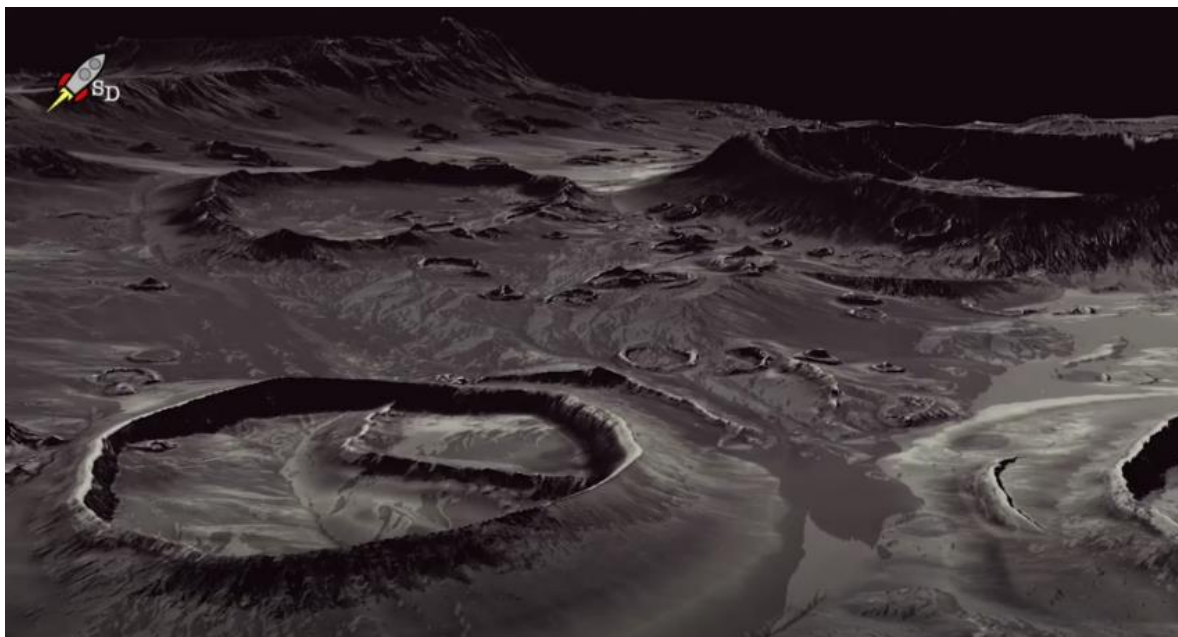


Рисунок 12 - Трёхмерный рельеф на южном полюсе Луны (НАСА)

Относительное содержание двух изотопов водорода (дейтерия D и водорода H) служит «отпечатком пальца» для отслеживания резервуаров воды и вовлечённых в них магматических процессов.

Результаты показали, что мантийный источник базальтов Chang'E-5 был более сухим, чем предполагаемое содержание воды, основанное на образцах «Аполлона» и лунных метеоритах [6, 12].

Это исключает возможность того, что высокое содержание воды в мантийном источнике было причиной долговременного извержения лунных вулканов и наполнения теплового бюджета Луны. Тайну поздней лунной вулканической активности предстоит еще разгадать [9].

Научное сотрудничество между Китаем и Россией по космосу и Луне

В ноябре 2017 года между Роскосмосом и Китайским Национальным Космическим Управлением (CNSA) была подписана программа сотрудничества в области космоса на 2018-2022 годы.

Она включала шесть разделов: изучение Луны и дальнего космоса, космическая наука и связанные с ней технологии, спутники и их применение, элементная база и материалы, сотрудничество в области данных дистанционного зондирования Земли и другие темы. Для реализации проектов в рамках данной программы были созданы рабочие подгруппы. В июне 2019 г. Роскосмос предложил CNSA рассмотреть:

- 1) возможность создания совместной российско-китайской лунной базы. Сотрудничество двух стран в данной сфере предполагает как изучение лунной поверхности, так и реализацию совместных проектов на орбите естественного спутника Земли;

2) предусмотреть развёртывание на Луне системы мониторинга космического пространства для изучения дальнего космоса с перспективой выхода на международное сотрудничество в области астероидно-кометной безопасности.

В марте 2021 г. Роскосмос и CNSA подписали Меморандум о взаимопонимании между правительствами двух стран в области сотрудничества по созданию Международной научной лунной станции (МНЛС).

Под МНЛС понимается «комплекс экспериментально-исследовательских средств, создаваемый на поверхности и/или на орбите Луны, предназначенный для проведения многопрофильных и многоцелевых научно-исследовательских работ, включая исследование и использование Луны, лунные наблюдения, фундаментальные исследовательские эксперименты и проверку технологий с возможностью длительной беспилотной эксплуатации с перспективой присутствия человека на Луне».

Меморандум, содержащий 11 разделов, был подготовлен в соответствии с соглашением между двумя ведомствами о сотрудничестве в области создания объединённого Центра данных по исследованию Луны и дальнего космоса.

25 ноября 2022 г. была подписана программа развития сотрудничества в космической деятельности между Роскосмос и CNSA на 2023-2027 годы.

В тот же день Россия и Китай подписали соглашение о совместных работах по освоению Луны и созданию лунной базы.

Согласно дорожной карте, строительство начнется в 2026 году и завершится в 2035 г.

На рис. 13 показан стартовый эскиз перспективного совместного освоения Луны в рамках подписанного межправительственного соглашения в области создания международной научной лунной станции.

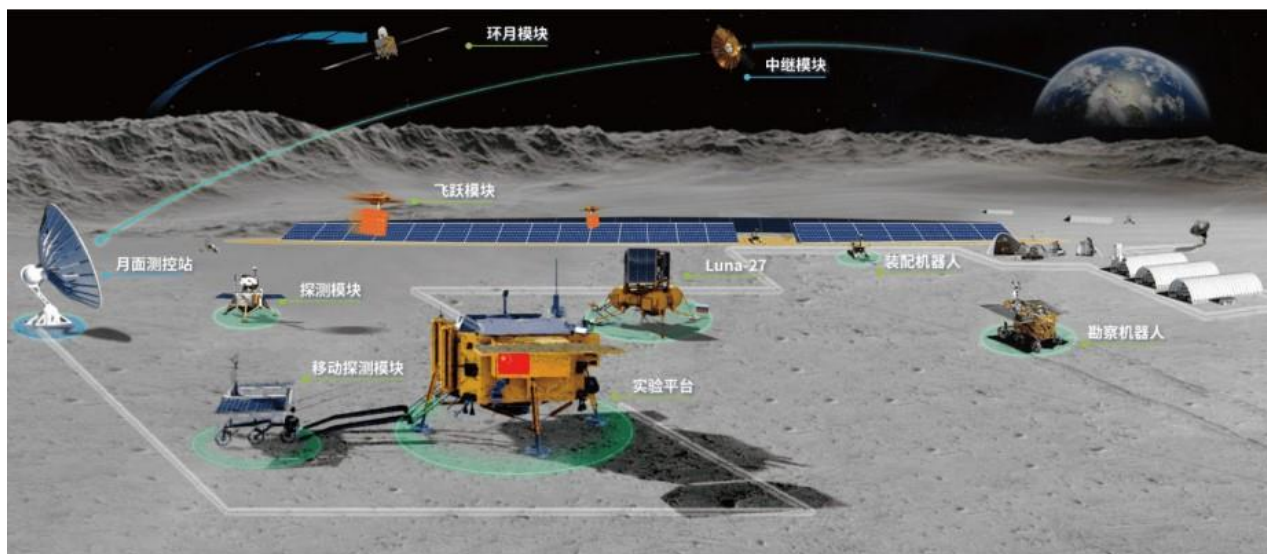


Рисунок 13 - Совместное освоение Луны, Китай - Россия, 2026+ (CNSA)

Перспективы дистанционного освоения Луны на ближайшее время

НАСА (США) объявила план по возвращению американцев на Луну в 2024 г. Программа «Артемида» I, II, III предусматривает беспилотный, затем пилотируемый полёты к Луне, далее создание окололунной орбитальной станции и затем высадку женщины на Луну.

С приходом нового руководства НАСА цели возвращения на Луну сохранились, но сроки выполнения программы полётов на Луну сдвигаются на 1-2 года. Места посадок зонда «Артемида 3» на Южном полюсе Луны в 2026+ показаны на рис. 14.

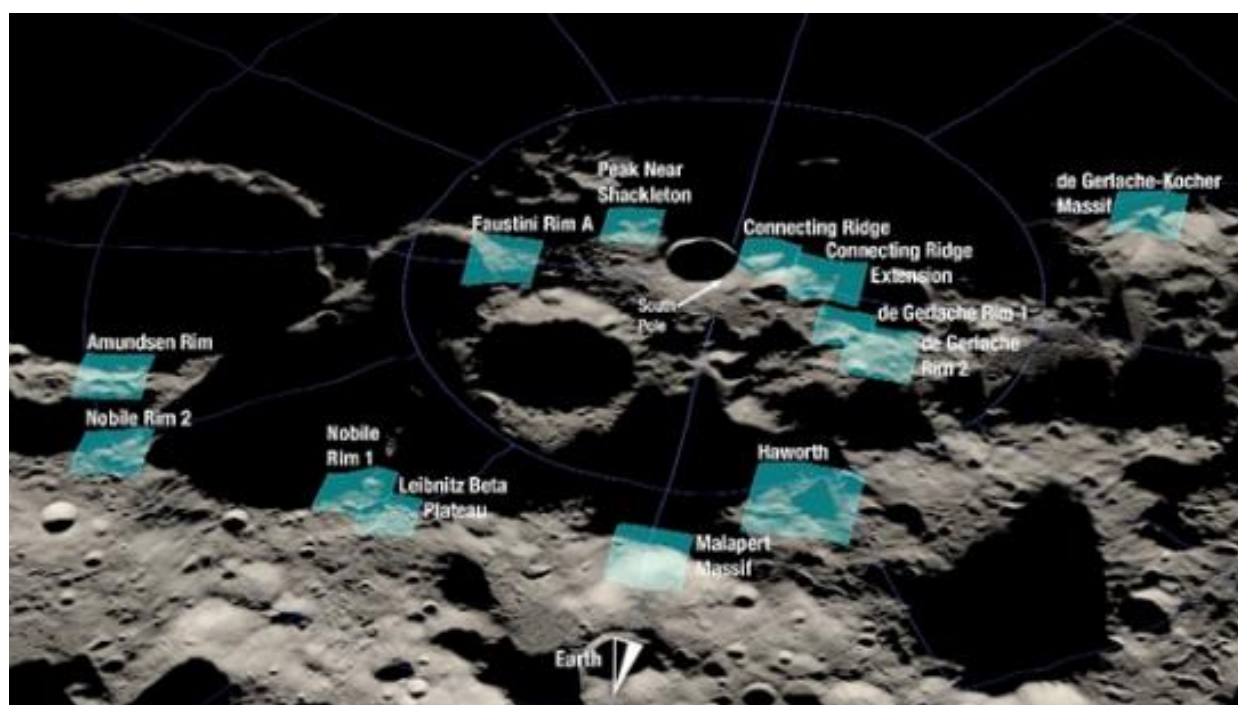


Рисунок 14 - Места посадок лунохода «Артемида 3» на Южном полюсе Луны в 2026+ (НАСА)

Лунный фонарик для поиска воды в кратерах на Южном полюсе Луны

Лунный фонарик размером не больше портфеля (см. рис. 15, 16) будет использовать рефлектометр, оснащённый четырьмя лазерами, которые излучают свет в ближнем инфракрасном диапазоне на длинах волн, легко поглощаемых поверхностным водяным льдом.

Это первый случай, когда несколько цветных лазеров будут использоваться для поиска льда внутри лунных темных кратеров.

Если лучи лазеров будут попадать в скалистую породу или мелкозернистый реголит, то лазерный луч отразится от него и вернется обратно на приёмник космического зонда.

Если лунная поверхность будет поглощать лазерные лучи, то это будет указывать на наличие водяного льда на дне кратера.

Чем больше будет поглощений, тем больше может быть льда на дне лунного кратера.

Орбита космического корабля, называемая почти прямолинейной гало-орбитой, будет проходить на расстоянии 70 000 км от Луны в её самой удалённой точке; а при максимальном сближении зонд будет пролетать на высоте примерно 15 километров над лунным Южным полюсом.

Лунные поселения будущего показаны на рис. 17, 18.

Для успешного освоения Луны необходимо тщательно планировать, экономно добывать и безопасно транспортировать лунные ресурсы на Землю, а в перспективе и высокотехнологично перерабатывать их на самой Луне [1-12].

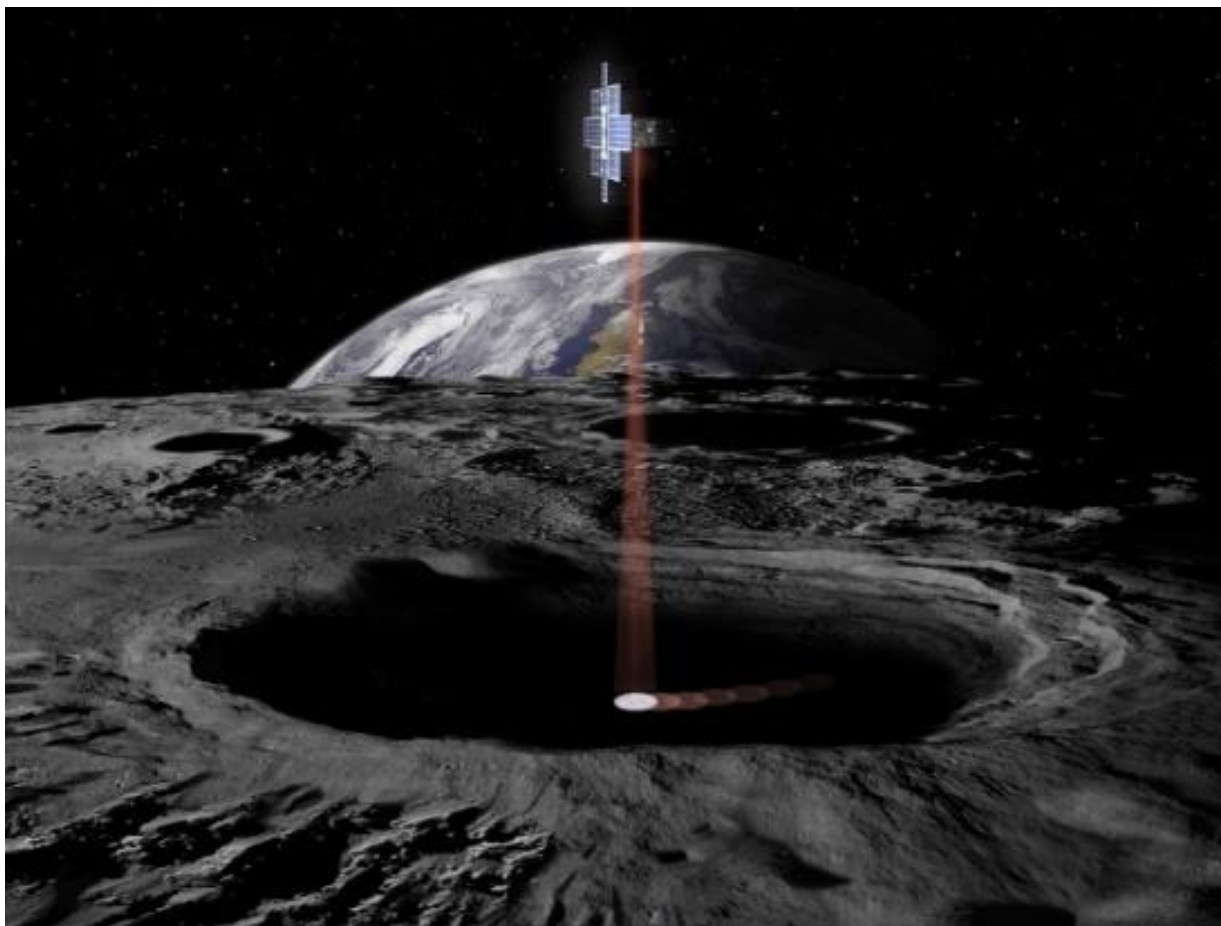


Рисунок 15 - Лазерный фонарик для поиска воды на южном полюсе Луны (НАСА)

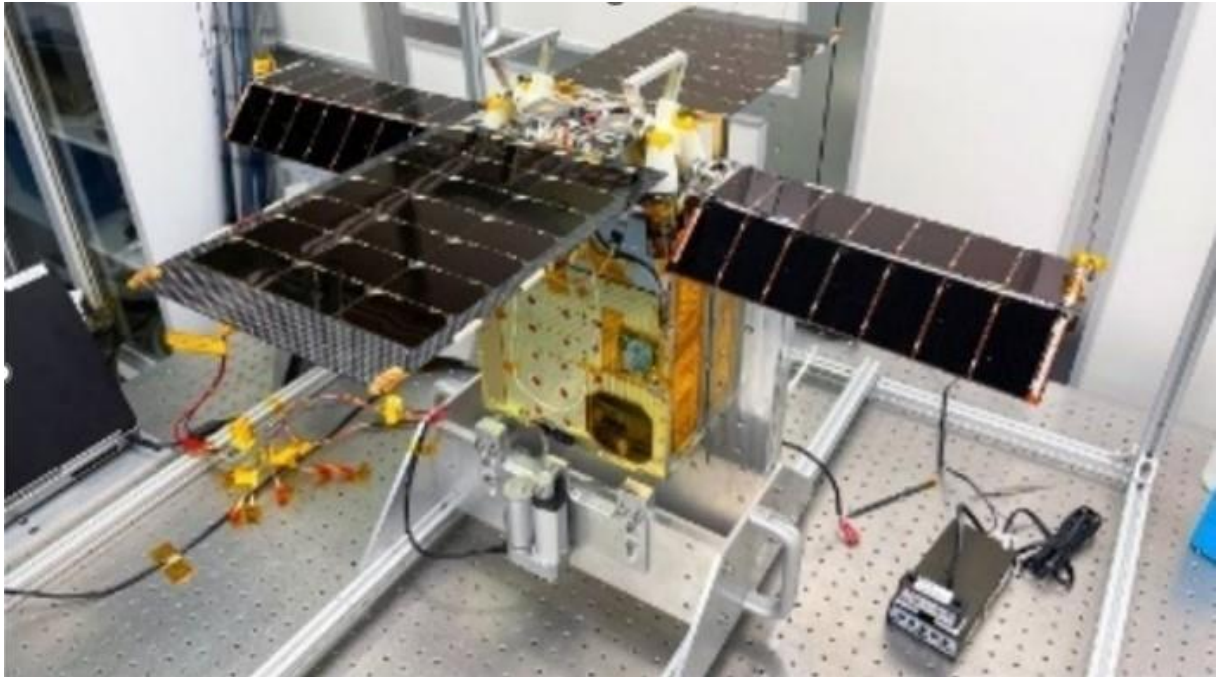


Рисунок 16 - Конструкция Лунного фонарика (НАСА)



Рисунок 17 - Лунный технический ангар для сборки ракет и жилья на космодроме (НАСА)

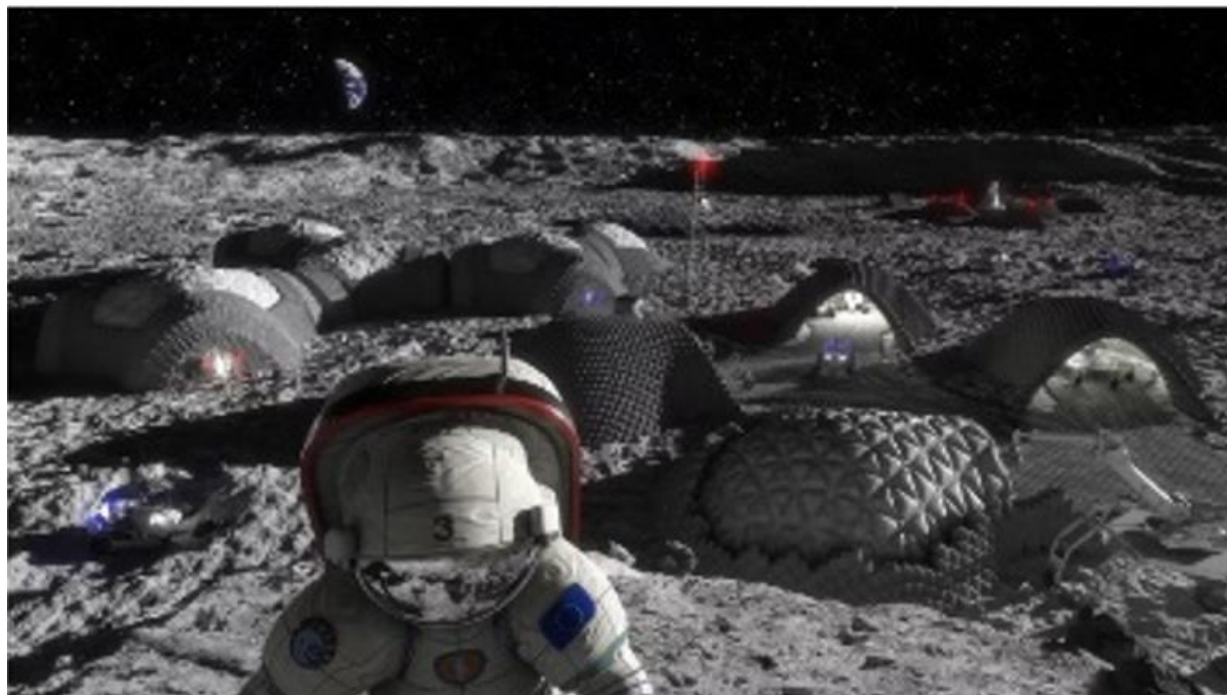


Рисунок 18 - Научно-исследовательское поселение на Луне (НАСА)

Заключение

Наша страна должна быть впереди в вопросах освоения Луны, т.к. у наших учёных, инженеров и разработчиков есть самый большой и богатый в мире опыт по созданию космических спутников, по осуществлению многочисленных межпланетных полётов, по освоению планет Солнечной системы, в том числе и Луны.

Также наша страна ещё со времён СССР обладает проектными разработками и большим опытом по созданию реальных луноходов, которые осваивали Луну, а микросхемы для них были отечественными и были изготовлены в Таганроге.

Россия имеет готовые проекты лунных баз и поселений, которые ещё в СССР были готовы к реализации, которые с 1962 г. проектировались под руководством академика В.П. Бармина, а сейчас дело своего отца продолжает президент Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, член-корреспондент РАН, доктор технических наук, профессор И.В. Бармин. Сегодня этот проект называют «Барминградом».

Литература

1. Гусев А.В., Бахтин А.И., Косов А.С., Ханада Х., Менг Ж., Пинг Дж, Сунгатуллин Р.Х., Хасанов Р.Р. Научное, геологическое и коммерческое освоение Луны // Тр. 55-ых Научных чтений К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники. Казань: Изд-во КФУ, 2021. С. 161-176.

2. Гусев А.В., Менг Ж., Пинг Дж., Ханада Х., Хасанов Р.Р. Геологическое освоение Луны II: реголит, летучие и редкие элементы. Тр. 56-ых Научных чтений К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники». Казань: Изд-во КФУ, 2022. С. 62-76.
3. Meng Zh.G., Tang T.Q., Dong X.G., Chang W.Q., Zou M., Zhang H.B., Wang M.C., Cai Z.Ch., Ping J.S., Zheng Y.Ch., Zhang Y.Z., Gusev A.V. Analyzing the Microwave Thermal Emission Features of Lunar Regolith in Chang'E Landing Sites and Its Geologic Significance // SCIENTIA SINICA Physica, Mechanica & Astronomica, 2022, V. 52, Is. 12, P: 1-14. Doi:10.1360/SSPMA2016-04.
4. Qiu-Li et al. Two-billion-year-old volcanism on the Moon from CE-5 basalts // Nature, 2021, V.600. P. 54-58.
5. Heng-Ci Tian et al. Non-KREEP origin for Chang'e-5 basalts in the Procellarum KREEP Terrane // Nature, 2021, V. 600. P. 59-63.
6. Sen Hu et al. A dry lunar mantle reservoir for young mare basalts of Chang'e-5 // Nature, 2021, V. 600. P. 49-53.
7. Li J., Meng Z., Gusev A. Recent Advances in Lunar Exploration Using Radar and Microwave Techniques // Advances in Astronomy. V. 2019, 2 Art. № 479425816.
8. Cai Liu, L. Mei, Zh. Meng, Y. Wang, W. Cheng, Z. Cai, J.S. Ping, A.V. Gusev. Special Thermophysical Features of Basaltic Deposits in Mare Smythii Revealed by CE-2 CELMS // IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing, 2021, V. 14. P. 8135 - 8143.
9. Гусев А.В., Петрова Н.К., Менг Ж., Пинг Дж. Освоение Луны - 2025+ / Учебно-методический и научный буклет. Казань: Изд-во Казан. ун-та, 2022. 4 с.
10. Gusev A., Hanada H., Petrova N., et al. Rotation, physical librations and interior structure of the active and multi-layer Moon / Monograph. Kazan: Kazan University Publishing Co., 2015. 328 pp. (Russian+English).
11. Wilcoski A.X., Hayne P.O., Landis M.E. Polar Ice Accumulation from Volcanically Induced Transient Atmospheres on the Moon // The Planetary Science Journal, v. 3, N 5. P. 1-16 (May 2022).
12. Meng Zh.G., Qiu H., Shi Y., Ping J.S., Cai Zh., Gusev A.V. Identifying a composition-related TB anomaly in Copernicus crater using CE-2 MRM data // Int. Geoscience and Remote Sensing Symposium - IGARSS 2022, July 17-22, 2022, Kuala Lumpur, Malaysia, v. 15. P. 1680-1683.

УДК 621.45.015

eLIBRARY.RU: 55.42.43

А.Г. Саттаров¹, А.Р. Бикмучев², А.В. Сочнев¹, Б.Р. Зиганшин¹

¹ФГБОУ ВО Казанский национальный исследовательский технический
университет им. А.Н. Туполева, г. Казань

²ФГБУ «НИИ ЦПК им. Ю.А. Гагарина», г. Москва

**ФИЗИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ РАСПРОСТРАНЕНИЯ МНОЖЕСТВЕННЫХ
ИМПУЛЬСНЫХ ПРИПОВЕРХНОСТНЫХ ОПТИЧЕСКИХ РАЗРЯДОВ
В ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ КАМЕРЕ ИМПУЛЬСНОГО ЛАЗЕРНОГО
РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ**

**PHYSICAL MODEL OF THE PROPAGATION OF MULTIPLE PULSED
NEAR-SURFACE OPTICAL DISCHARGE IN A CYLINDRICAL CHAMBER
OF A PULSED LASER ROCKET ENGINE**

Аннотация: Представлены результаты исследования распространения импульсного приповерхностного оптического разряда в цилиндрической поглощающей камере импульсного лазерного ракетного двигателя (ИЛРД) шлирен-методом.

Ключевые слова: приповерхностный импульсный оптический разряд, лазерное излучение, оптический пробой.

Abstract: The paper presents the results of a study of the propagation of a pulsed near-surface optical discharge in a cylindrical absorption chamber of a laser rocket engine using the Schlieren method.

Keywords: surface pulsed optical discharge, laser radiation, optical breakdown.

Введение

Интенсивное развитие КЛА с малой массой требует создания для данных аппаратов эффективных систем ориентации, стабилизации и коррекции. В настоящее время разрабатываются различные типы двигательных установок для решения этих задач.

Получение сверхмалых импульсов для систем ориентации, стабилизации и коррекции КЛА с малой массой является труднодостижимым для существующих стационарных плазменных двигателей, т.к. при малых токах возникает неустойчивость разряда и существенный послеимпульс тяги, и данные двигатели обладают существенной массой (до 10 кг), что делает их применение в малых космических аппаратах (МКА) затруднительным. Также для систем ориентации и стабилизации орбитальных КЛА могут быть использованы ЭРД, использующие эффект Холла (например, ВРТ-4000). Данный двигатель имеет существенные размеры (430 мм х 400 мм х 110 мм) и массу 12,75 кг [1], что затрудняет его применение в МКА.

Можно рассматривать в качестве альтернативного варианта для выполнения задач ориентации, стабилизации и коррекции импульсного лазерного ракетного двигателя (ИЛРД) на основе получения в цилиндрической камере импульсного приповерхностного оптического разряда (ИПОР) в среде рабочего газа, например, воздуха, азота, водорода и. др. ИЛРД могут найти применение в качестве двигателя для ориентации, стабилизации и коррекции малых космических аппаратов (например, наноспутников) ввиду небольших размеров (150 мм х 100 мм х 100 мм) и массы (2-3) кг, небольшой потребляемой мощности (40-50 Вт) и способности создавать точечные импульсы тяги (в диапазоне от 10 до 40 мкНс).

Исследованию ИЛРД посвящено множество работ, например, [2-4]. В [2] исследователи получили формулу, оценивающую конечную скорость космического летательного аппарата. Существующие технологии позволяют прирастить скорость на (1–10) км/с. Большую скорость можно развить при использовании зеркал свыше 700 мм или при переходе на электромагнитное излучение ультрафиолетового и рентген диапазона.

В [3] проводилось исследование влияния энергии импульсного лазера, угла раскрытия конического сопла импульсного лазерного ракетного двигателя на импульс тяги лазерного ракетного двигателя, предназначенного для систем ориентации и стабилизации космических аппаратов с малой массой.

В [4] рассматривается способ повышения удельного импульса в ракетных двигателях через увеличение начальной энтальпии рабочего тела путём подвода дополнительной энергии, а также лазерный тепловой ракетный двигатель. Использование энергии лазерного излучения позволяет получить более высокие уровни плотности энергии за единицу времени, что даёт возможность без предварительного накапливания тепловой энергии в тепловом аккумуляторе греть рабочее тело через теплообменник практически во время работы двигателя. Далее подогретое рабочее тело (например, водород), попадая в камеру сгорания, может дожигаться окислителем или напрямую истекать через сверхзвуковое сопло камеры.

Для исследования ударной волны, возникающей в результате создания в цилиндрической камере ИПОР в среде рабочего газа в наносекундном диапазоне, требуется выполнить ряд исследований с целью оценки скорости распространения ударной волны, инициированной ИПОР. Необходимость такого исследования обусловлена тем, что скорость распространения ударной волны связана со скоростью движения потока рабочего газа в канале цилиндрической камеры ИЛРД. В данном случае требуется получить изображения ударной волны на срезе камеры, например, при эксперименте в атмосферных условиях и в условиях пониженного давления, оценить скорость распространения ударной волны на срезе цилиндрической камеры ИЛРД путём получения покадровых высокоскоростных снимков с применением шлирен-метода, а также провести численное моделирование внутрикамерного рабочего процесса с применением теории точечного взрыва Седова-Тейлора [5].

Проведены исследования явления импульсного приповерхностного оптического разряда в цилиндрической камере и скорости движения ударной волны рабочего газа, возникающей в результате распространения импульсного оптического разряда в цилиндрической камере ИЛРД.

Эксперимент

Основным методом регистрации ударной волны является высокоскоростная съёмка с использованием шлирен-метода. Существует множество экспериментальных работ, посвящённых фиксации ударных волн, созданных импульсными оптическими разрядами (рис. 1-3) [6-8]. В данных работах применялся шлирен-метод для получения изображений фазового перехода жидкость-пар после создания наносекундного оптического разряда [6], исследовалось развитие ударных волн импульсного оптического разряда [7-8].

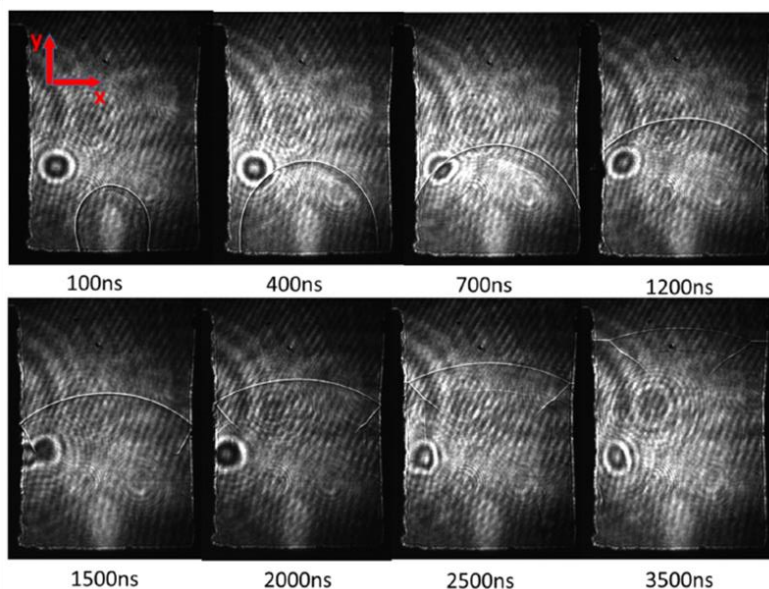


Рисунок 1 - Изображение ударной волны оптического разряда

В [6] представлены экспериментальные исследования лазерного пробоя для случая ограниченной полости. В [7] применялся шлирен-метод для получения изображений фазового перехода жидкость-пар после создания наносекундного оптического разряда. Были получены изображения парообразования, фазового взрыва и ударной волны. В [8] проводилась съёмка развития ударных волн импульсного оптического разряда Nd-YAG-лазера с длиной волны 532 нм и длительностью импульса 7 нс в атмосферных условиях. В соответствии с теорией Седова-Тейлора, расчетная максимальная скорость распространения ударной волны составила 4000 м/с, а давление на фронте ударной волны — 57 МПа. Ударная волна отделялась от ядра горячей плазмы и начинала расширяться в окружающий воздух примерно через 3 мкс.

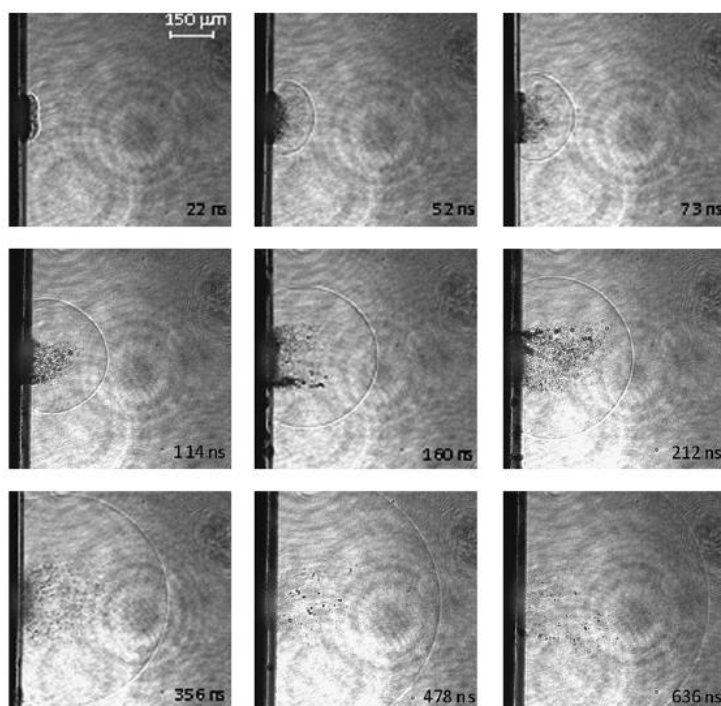


Рисунок 2 - Изображение ударной волны оптического разряда

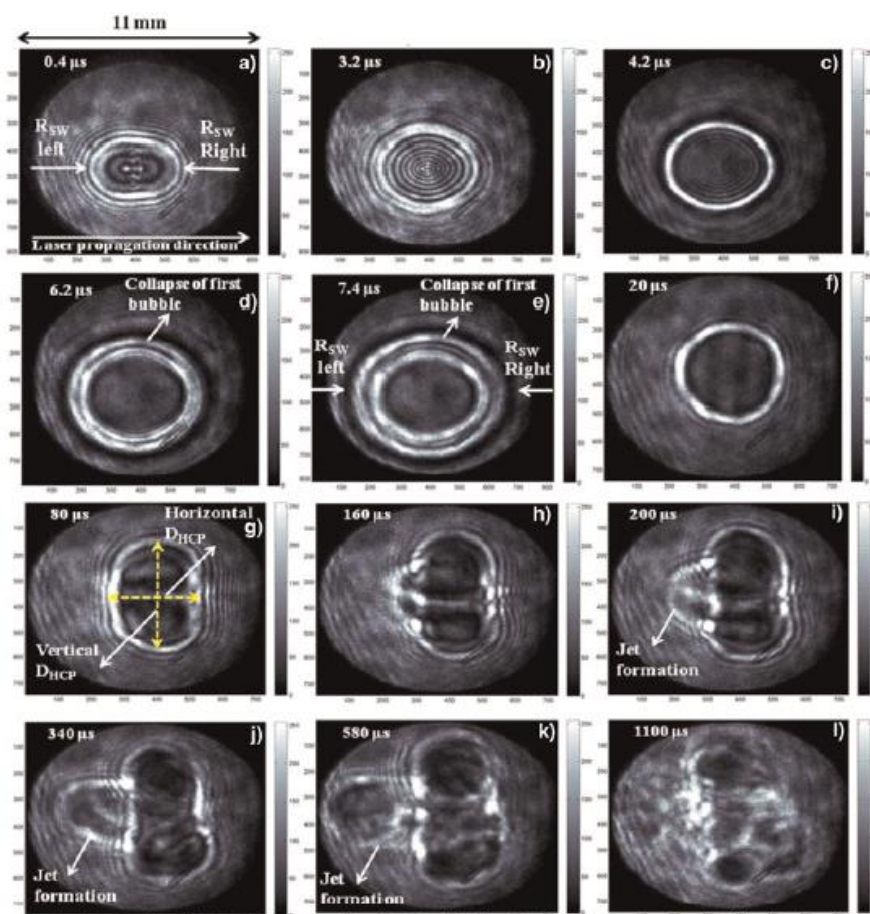


Рисунок 3 - Изображение ударной волны оптического разряда

Для проведения экспериментов изучения ударной волны ИПОР создана экспериментальная установка, содержащая лазер LQ529B (длина волны 1064 нм, длительность импульса 10 нс, энергия в импульсе 0,35 Дж), систему для шлирен-метода и высокоскоростную камеру Memrecam НХ-4 (скорость съёмки до 1 млн. кадров в секунду). Проводились эксперименты для изучения распространения ударной волны, вызванной ИПОР, с использованием высокоскоростной камеры и шлирен-метода при давлениях 5, 10, 25, 50 и 101,3 кПа в различные моменты времени; по результатам исследования выполнена физическая картина этапов развития рабочего процесса в камере ИЛРД (см. рис. 4, 5).

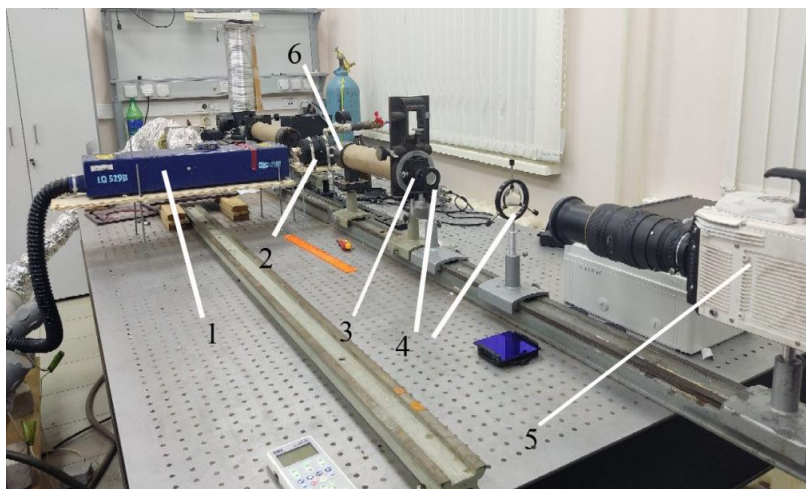


Рисунок 4 - Фотография экспериментальной установки, где 1 – лазер LQ 529B (1064 нм, 10 нс, 0,35 Дж), 2 – вакуумная камера, 3 – оптический нож, 4 – линзы для фокусировки получившегося изображения, 5 – высокоскоростная камера Memrecam НХ-4, 6 – линзы

Схема экспериментальной установки представлена на рис. 5.

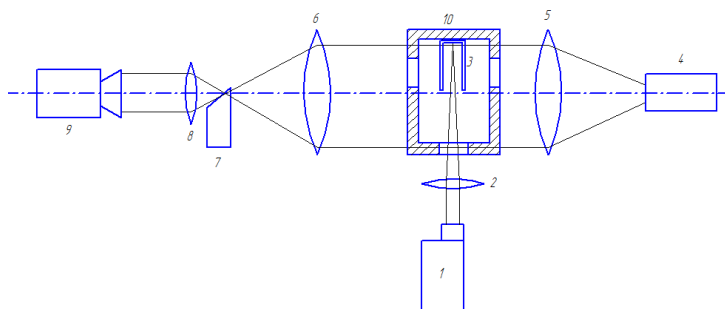


Рисунок 5 - Схема экспериментальной установки для фиксации ударной волны импульсного приповерхностного оптического разряда в условиях пониженного давления, где 1 – Nd:YAG лазер (1064 нм, 0,35 Дж); 2 – фокусирующая линза; 3 – цилиндрический канал; 4 – лазерный источник света Cavilux HF; 5 и 6 – линзы; 7 – оптический нож; 8 – увеличивающая линза; 9 – высокоскоростная камера Memrecam НХ-4; 10 – вакуумная камера

Установка для фиксации ударной волны и измерения скорости вылета в вакуумной камере, изображенная на рис. 5, имеет важное отличие – вместо лампы установлена лазерная подсветка CaviLux HF, а процесс импульсного приповерхностного оптического разряда происходит в условиях пониженного давления внутри камеры. Лазерные источники освещения CAVILUX имеют более высокую мощность, яркость и эффективность по сравнению с традиционными источниками света, используемыми для шлирен-метода. Эти лазеры позволяют видеть сквозь высокую температуру и быстро «замораживать» движение с помощью скоростной съёмки.

По результатам эксперимента получены следующие результаты (рис. 6). На рис. 6 изображены графики распространения ударной волны импульсного приповерхностного оптического разряда, образованной внутри цилиндрических каналов диаметром 3 мм и на пластине при различных давлениях окружающей среды в зависимости от времени; из него следует, что при снижении давления окружающей среды до 10 кПа наблюдается более быстрое распространение ударной волны, что согласуется с экспериментальными работами [9]. Более высокая скорость распространения ударной волны может показывать более высокую скорость газа вслед за ударной волной.

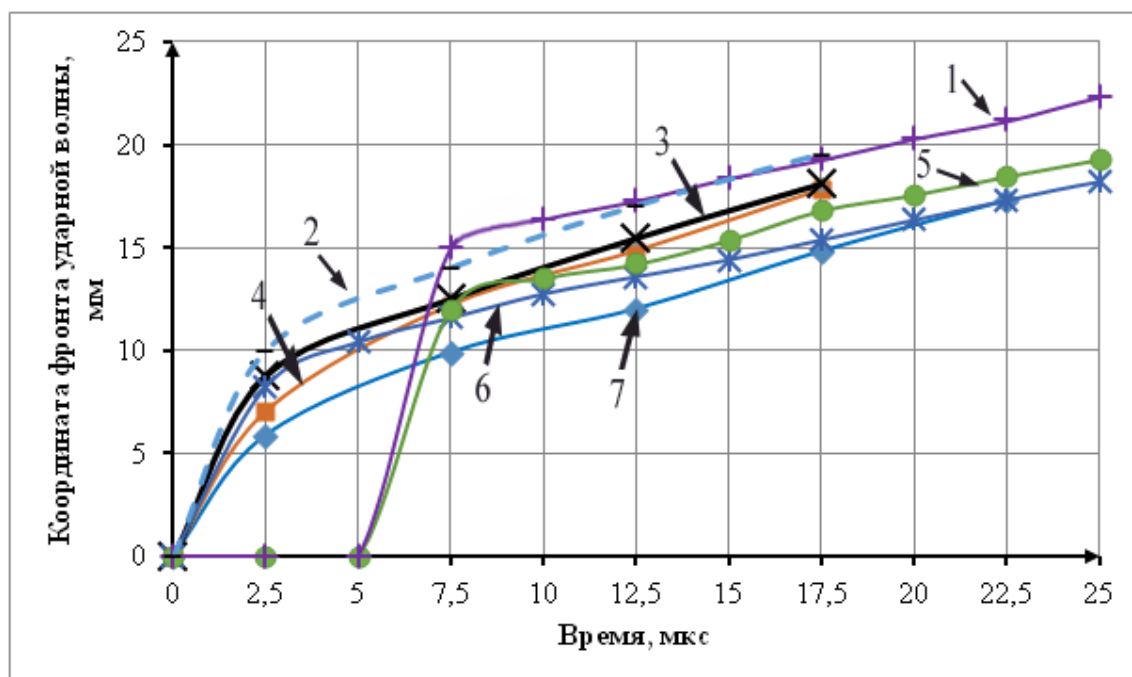


Рисунок 6 - График движения ударной волны импульсного оптического разряда, где 1 – цилиндрический канал диаметром 3 мм и длиной 12 мм (атмосфера), 2 – ИПОР на пластине при давлении 10 кПа, 3 – ИПОР на пластине при давлении 25 кПа, 4 – ИПОР на пластине при давлении 50 кПа, 5 – цилиндрический канал диаметром 3 мм и длиной 9 мм (атмосфера), 6 – цилиндрический канал диаметром 3 мм и длиной 6 мм (атмосфера) 7 – ИПОР на пластине при атмосферном давлении

Проводился эксперимент внутри цилиндрического канала с целью определения скорости распространения ударной волны, а также скорости вылета рабочего тела из канала (см. рис. 7).

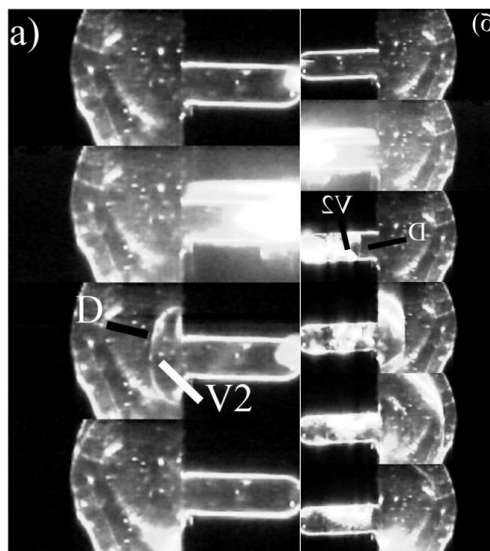


Рисунок 7 - Обозначение скорости распространения ударной волны D и скорости газа за фронтом ударной волны V_2 : а) при давлении 10 кПа; б) при атмосферном давлении

Тогда зная, что разряд произошел на втором кадре рис. 7б и можно принять этот кадр за точку отсчета, на третьем кадре ударная волна приблизительно находится на расстоянии 7 мм от задней стенки (мишени), на четвертом кадре ударная волна уже покинула канал. Значит, время, затраченное ударной волной на преодоление канала от момента возникновения до момента вылета, составляет приблизительно от 10 до 15 мкс.

Применять формулу (1) из [5] будет некорректно ввиду отсутствия радиуса, поэтому для оценки можно предположить, что мгновенная скорость распространения ударной волны D будет равняться порядка 900 м/с.

Тогда с помощью (1) возможно рассчитать скорость газа за фронтом ударной волны V_2 , подставляя значение D .

$$V_2 = \frac{2a}{\gamma+1} (1 - q) \cdot q^{-\frac{1}{2}}, \quad (1)$$

где γ – показатель адиабаты, a – скорость звука в невозмущенной среде [м/с]. Величина q – безразмерная переменная, которая равняется [2]

$$q = \frac{a^2}{D^2}, \quad (2)$$

где D – скорость распространения ударной волны [м/с].

Скорость газа за фронтом ударной волны будет равна около 650 м/с. При атмосферном давлении скорость распространения ударной волны D оценивается в 900 м/с, скорость газовой среды за фронтом ударной волны V_2 650 м/с. При снижении давления в вакуумной камере до 10 кПа скорость распространения ударной волны D увеличивается до 1300 м/с, а скорость газовой среды за фронтом ударной волны V_2 возрастает до 1000 м/с. Отличия выполненных в данной работе результатов оценки скорости распространения ударной волны от существующих работ связаны с низкой скоростью съёмки процесса распространения ударной волны. В аналогичных работах изображения ударной волны получены спустя около 40-100 нс после возникновения импульсного оптического разряда, а в проведенном эксперименте изображения ударной волны получены спустя 10 мкс.

В данный момент времени на движении ударной волны сказывается сопротивление окружающей среды, что снижает значения скорости распространения ударной волны и скорости газовой среды за фронтом ударной волны.

На рис. 8 изображен процесс импульсного приповерхностного оптического разряда при различных частотах при давлении до 1,5 кПа. Из рис. 8 видно, что при увеличении частоты создания импульсных оптических разрядов становится отчётливым поток веществ, вылетающих с поверхности пластины.

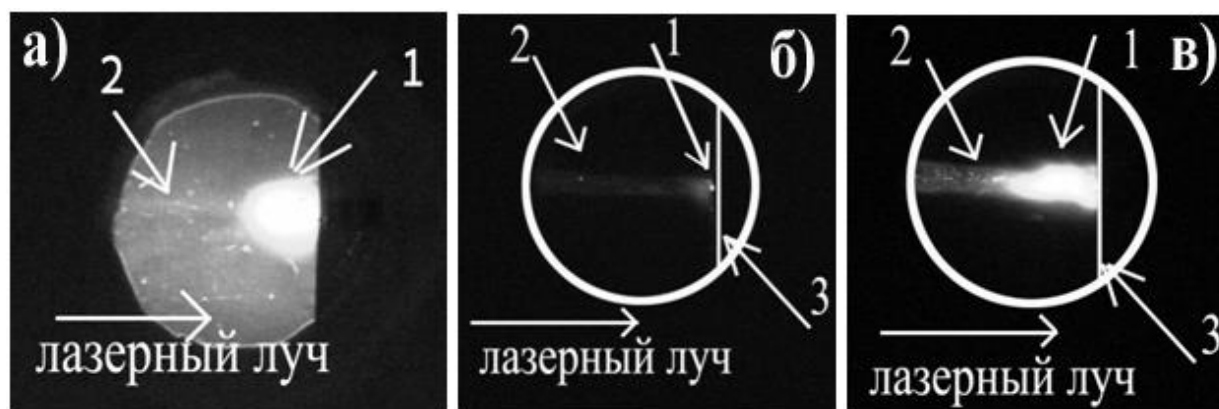


Рисунок 8 - а) Процесс импульсного оптического разряда на поверхности пластины с частотой следования лазерных импульсов 10 Гц при давлении 5 кПа; б) при давлении 1,5 кПа с частотой 1 Гц; в) процесс импульсного оптического разряда на поверхности пластины с частотой следования лазерных импульсов 20 Гц при давлении 1,5 кПа, где 1 – плазменное образование, 2 – поток отбрасываемых частиц металлической пластины, 3 – металлическая пластина

Отличие распространения ударной волны в цилиндрическом канале от распространения на пластине состоит в том, что при достижении боковой стенки ударная волна будет распространяться вдоль канала по направлению к границе с внешней средой, а в случае распространения на пластине ударная волна будет двигаться до вырождения в звуковую волну.

При проведении экспериментов по определению порогового значения интенсивности лазерного излучения для создания ИПОР в атмосферных условиях и при 1,5 кПа полученные значения сравнивались с пороговым значением интенсивности для создания импульсного оптического разряда в среде при атмосферном давлении и вакууме (см. рис. 9).

Из рис. 9 при сравнении пороговой интенсивности ИПОР с пороговой интенсивностью оптического разряда в среде при атмосферном давлении и давлении 1,5 кПа следует, что при возникновении разряда вблизи пластины требуется меньшая интенсивность излучения.

Как показывают экспериментальные исследования, пороговые значения интенсивности лазерного излучения для возникновения импульсного оптического разряда в воздухе составляют 80 ГВт/см^2 , а при использовании ИПОР $2,9 \text{ ГВт/см}^2$, что в 27 раз меньше.

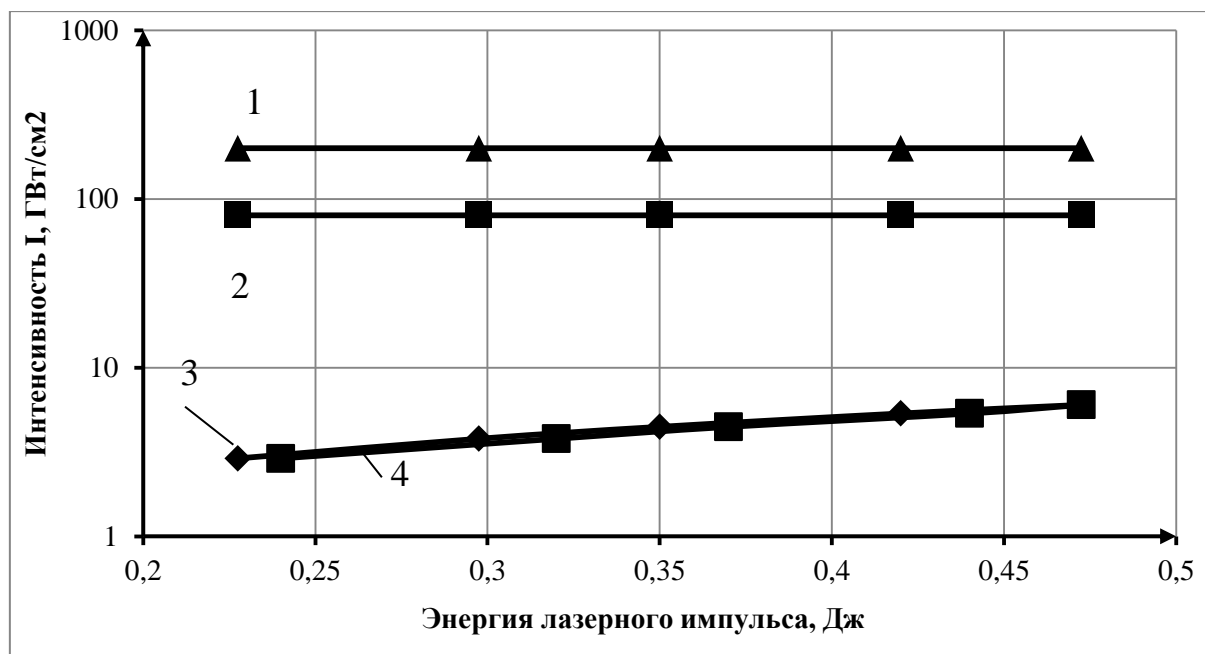


Рисунок 9 - Зависимость интенсивности лазерного излучения импульсного приповерхностного оптического разряда от энергии лазерного импульса, где 1 - пороговое поле пробоя при давлении 1,5 кПа, 2 – пороговое поле пробоя при атмосферных условиях (воздух), 3 – экспериментальные данные ИПОР вблизи пластины при 1,5 кПа, 4 – экспериментальные данные ИПОР вблизи пластины при атмосферных условиях (воздух)

Начиная с энергии импульса 0,297 Дж (интенсивность излучения $3,78 \cdot 10^9 \text{ Вт/см}^2$) наблюдался множественный ИПОР (см. рис. 10).

С повышением энергии лазерного импульса наблюдался рост количества очагов оптического разряда (с 3-4 при энергии 0,297 Дж до 7 при энергии 0,472 Дж).

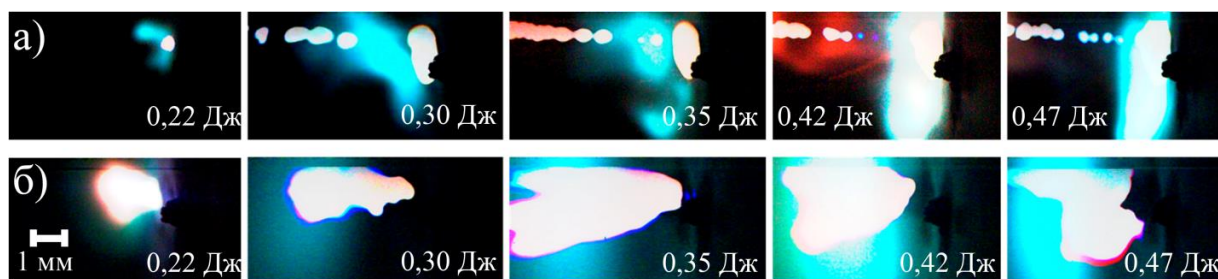


Рисунок 10 - Фотографии импульсного приповерхностного оптического разряда при различных энергиях лазерного импульса: а) при атмосферных условиях; б) при давлении 1500 Па

При этом значение порога пробоя воздуха при атмосферном давлении составляет $8 \cdot 10^{10}$ Вт/см², значение при вакууме составляет $2 \cdot 10^{11}$ Вт/см². В процессе экспериментальных исследований одиночного лазерного импульса с длительностью 10 нс в рабочем газе (воздух) наблюдался множественный оптический разряд.

Результаты исследования

Возникновение множественного ИПОР можно объяснить самофокусировкой лазерного излучения, явления, открытого советским физиком Аскарьяном. Получение 3-х и более очагов лазерной плазмы при испытаниях экспериментального ИЛРД показали, что множественные разряды существенно, до 37,5 %, увеличивают энерговклад лазерного излучения в рабочий газ, что приводит к значительному росту КПД ИЛРД.

Заключение

В результате выполненных исследований установлено, что при атмосферном давлении скорость распространения ударной волны D от ИПОР составляет 900 м/с, скорость газа за фронтом ударной волны V_2 650 м/с. При снижении давления в вакуумной камере до 10 кПа (приближение к условиям работы ИЛРД в космосе) скорость распространения ударной волны D увеличивается до 1300 м/с, а скорость газа за фронтом ударной волны V_2 возрастает до 1000 м/с.

Литература

1. Гусев А.В., Бахтин А.И., Косов А.С., Ханада Х., Менг Ж., Пинг Дж, Сунгатуллин Р.Х., Хасанов Р.Р. Научное, геологическое и коммерческое освоение Луны // Тр. 55-ых Научных чтений К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники. Казань: Изд-во КФУ, 2021. С. 161-176.

2. Гусев А.В., Менг Ж., Пинг Дж., Ханада Х., Хасанов Р.Р. Геологическое освоение Луны II: реголит, летучие и редкие элементы. Тр. 56-ых Научных чтений К.Э. Циолковского. Секция «Проблемы ракетной и космической техники». Казань: Изд-во КФУ, 2022. С. 62-76.
3. Fisher, J. The Development and Qualification of a 4.5 kW Hall Thruster Propulsion System for GEO Satellite Applications/ J. Fisher et al// 27th International Electric Propulsion Conference. 2001.
4. Саттаров А.Г., Сочнев А.В., Бикмучев А.Р., Зиганшин Б.Р. Оценка приращения скорости космического летательного аппарата на лазерной тяге // Тр. 54-ых Научных чтений К.Э. Циолковского. Сек. № 2: «Проблемы ракетной и космической техники». Казань: Изд-во Казанского ун-та, 2019. С. 145-148.
5. Саттаров А.Г., Бикмучев А.Р., Сочнев А.В., Зиганшин Б.Р. Исследование импульса тяги лазерного ракетного двигателя, предназначенного для систем ориентации и стабилизации космических аппаратов с малой массой // Материалы 56-х Научных чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Калуга: ИП Стрельцов И.А. (Изд-во «Эйдос»). 2021. С. 238-241.
6. Бикмучев А.Р., Саттаров А.Г., Сочнев А.В. Лазерный тепловой ракетный двигатель // Матер. 52-х Научных чтений памяти К.Э. Циолковского. Калуга: ИП Стрельцов И.А. (Изд-во «Эйдос»). С. 169-170.
7. Седов Л.И. Методы подобия и размерности в механике. М.: Изд-во «Наука», 1981. 447 с.
8. Wang, Y., Yuan H., Fu Y., Wang Z. Experimental and computational investigation of confined laser-induced breakdown spectroscopy // Spectrochimica Acta Part B. 2016. № 126. P. 44-52.
9. Porneala C., Willis D. Time-resolved dynamics of nanosecond laser-induced phase explosion // Journal of applied physics, Vol. 42, number 15. 2009. DOI: [10.1088/0022-3727/42/15/155503](https://doi.org/10.1088/0022-3727/42/15/155503).
10. Leela Ch., Bagchi S., Kumar V.R., Tewari S.P., Kiran P.P. Dynamics of laser induced micro-shock waves and hot core plasma in quiescent air // Laser and Particle Beams. 2013. № 31. P. 263-272. DOI 10.1017/S0263034613000153.
11. Dojic D., Skocic M., Bukvic S. Characteristics of laser-induced plasma under reduced background pressure with Doppler spectroscopy of excited atomic species near the shockwave front // Journal of Quantitative Spectroscopy & Radiative Transfer. 2018. № 207. P. 73-77. doi.org/10.1016/j.jqsrt.2017.12.025.

УДК 532.517.4:536.24

eLIBRARY.RU: 55.47.29; 55.49.07

И.Е. Лобанов

*ФГБОУ высшего образования «Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)», г. Москва*

**ТЕОРИЯ ТЕПЛООБМЕНА В ТРУБАХ С ДИАФРАГМАМИ
КАК ФУНКЦИЯ КРИТЕРИЯ ПРАНДТЛЯ
В ШИРОКОМ ДИАПАЗОНЕ ЕГО ИЗМЕНЕНИЯ ($Pr = \sim 10^{-3} \div \sim 10^{+5}$)
THE THEORY OF HEAT TRANSFER IN PIPES WITH DIAPHRAGMS
AS A FUNCTION OF THE PRANDTL CRITERION
IN A WIDE RANGE OF ITS VARIATION ($Pr = \sim 10^{-3} \div \sim 10^{+5}$)**

Аннотация: Расчётным методом исследована зависимость от числа Прандтля в самом широком диапазоне его изменения ($Pr = \sim 10^{-3} \div \sim 10^{+5}$): распределения интегрального теплообмена при турбулентной конвекции в трубе с периодическими полукруглыми выступами на основе численного решения системы уравнений Рейнольдса, замыкаемых с помощью модели переноса сдвиговых напряжений Ментера, и уравнения энергии на разномасштабных пересекающихся структурированных сетках. Минимум относительного теплообмена для увеличенных чисел Прандтля наблюдаются при высоких числах Рейнольдса для высоких выступов с большим шагом между ними, а для уменьшенных — при средних для высоких выступов с большим шагом между ними.

Ключевые слова: теплообмен, моделирование, турбулизатор, канал, труба, критерий Прандтля.

Abstract: The dependence on the Prandtl number in a wide range of its variation is investigated by the calculation method ($Pr = \sim 10^{-3} \div \sim 10^{+5}$): the distribution of integral heat exchange during turbulent convective heat exchange in pipes with turbulators. A general analysis of the calculated data obtained showed: for increased ($Pr > 1$) Prandtl numbers, the maximum increase in relative heat transfer, which can be quite noticeable, occurs at small Reynolds numbers, large relative heights of turbulators, small relative steps between turbulators, and for reduced ($Pr < 1$) Prandtl numbers — for large Reynolds numbers, large relative heights of turbulators, large relative steps between turbulators. The minimum values of relative heat transfer for increased Prandtl numbers are observed at high Reynolds numbers for high turbulators with a large step between them, and for reduced Prandtl numbers — at average Reynolds numbers for high turbulators with a large step between them.

Keywords: modeling; numerical; channel; pipe; convective; Mentor model; turbulator; heat transfer; hydraulic resistance; Prandtl number.

Введение

Нанесение периодических выступов на стенки омываемых поверхностей является хорошо апробированным на практике способом вихревой интенсификации теплообмена [1]. Интенсификация теплообмена для условий течения теплоносителей в трубах с турбулизаторами проводились и проводятся в основном экспериментальными методами [1], а теоретические исследования довольно немногочисленны, многие из них основаны на интегральных подходах [2—5]. На современном этапе исследований задачи аэромеханики и теплофизики отрывных и вихревых течений всё активнее решаются методами многоблочных вычислительных технологий, базирующихся на пересекающихся структурированных сетках [6]. Настоящее исследование является логическим продолжением вышеуказанных вычислительных методов [3, 7—8] для анализа турбулентного течения и теплообмена в трубах с полукруглыми турбулизаторами потока (диафрагмами) с различными относительными высотами, шагами для различных режимов течения теплоносителя с целью более подробного анализа интенсификации теплообмена для теплоносителей с различными числами Прандтля в широком диапазоне его изменения: $Pr \sim 10^{-3} \div \sim 10^{+5}$. Ранее данный аспект исследовался недостаточно полно и для гораздо более узкого диапазона критериев Прандтля.

Математическая и дискретная модели

В данной работе с помощью полностью неявных конечно-разностных схем на центрированной неравномерной косоугольной сетке решается система уравнений Рейнольдса и энергии, записанных в естественных переменных. Для расчёта поля давления используется процедура SIMPLEC; имеет место принцип расщепления по физическим процессам. Аппроксимация конвективных слагаемых производится с помощью квадратичной противопоточной схемы.

Многоблочный алгоритм решения задачи на пересекающихся разномасштабных сетках, апробированный при решении задач вихревой динамики и теплообмена [6], применяется для корректного описания турбулентного теплообмена.

С помощью зональной низкорейнольдсовой модели Ментера [6] реализовано описание турбулентного переноса. В исследовании рассматривались каналы постоянного цилиндрического сечения с расположенными на стенках восемью турбулизаторами в форме периодических диафрагм полукруглого поперечного сечения. Численные расчёты для квадратных турбулизаторов были реализованы в работе [3].

Параметры изменялись в следующих диапазонах: $d/D = 0,98 \div 0,90$; $t/D = 0,25 \div 1$, где t — шаг размещения турбулизаторов; d — диаметр диафрагмы; D — диаметр трубы; $Re = 10^4 \div 5 \cdot 10^5$ — число Рейнольдса; $Pr = 0,0038 \div 96432$ ($Pr \sim 10^{-3} \div \sim 10^{+5}$).

В основной части исследования расчёт теплообмена проводился при граничном условии на стенке первого рода с последовательным изменением числа Прандтля в целях установления закономерности изменения интенсификации теплообмена для различных теплоносителей.

В дальнейшем не будем останавливаться на подробностях непосредственно модельных аспектов численных расчётов по данной методике, поскольку они были рассмотрены в [1, 3, 6, 7, 9].

Данные для исходных расчётов

Для выбранной геометрии канала каждая отдельная задача из нескольких секций решается два этапа: сначала решается динамическая задача, после чего для предварительного рассчитанных полей составляющих скорости потока и характеристик турбулентности решается тепловая задача для различных чисел Прандтля (в т.ч., для широкого диапазона его изменения $Pr = \sim 10^{-3} \div \sim 10^{+5}$).

В отличие от более ранних научных работ [10, 11], в данной статье расчёты интенсифицированного теплообмена по данному факторизированному контрольно-объёмному методу проводились в трёхмерной постановке вместо двумерной (как в работах [3-5, 7, 8]) при увеличении количества турбулизаторов в канале до 12, с меньшей невязкой (10^{-5}), что позволило значительно расширить расчётный диапазон для геометрических характеристик турбулизаторов и для определяющих критериев Рейнольдса и Прандтля: с $Pr = 1 \div 20$ до предельных их значений для применяемых в технике теплоносителей $Pr = 0,0038 \div 96432$. Ранее в таких широких пределах критериев Прандтля расчёты интенсифицированного теплообмена ещё не проводились.

Критерии сходимости для динамической и тепловой задач детерминируются ограничением погрешностей расчёта декартовых составляющих скорости, а для тепловой задачи — ограничением величины приращения тепловых потоков на стенках; в рамках данной работы за относительную погрешность была принята величина 10^{-5} .

Влияние числа Прандтля в очень широком диапазоне его изменения $Pr = 0,0038 \div 96432$ ($Pr = \sim 10^{-3} \div \sim 10^{+5}$) на теплообмен в прямых круглых трубах с периодически расположенными поверхностными турбулизаторами потока полукруглого поперечного сечения при различных геометрических и режимных параметрах

Коэффициент сопротивления ξ и осреднённое число Нуссельта Nu для трубы с полукруглыми турбулизаторами при турбулентном конвективном теплообмене в данной работе детерминировались расчётным методом на основе численного решения системы уравнений Рейнольдса, замыкаемых с помощью модели переноса сдвиговых напряжений Ментера, и уравнения энергии на разномасштабных пересекающихся структурированных сетках.

Адекватность применённого метода обоснована тем, что ранее для сравнения в [3, 7, 8] были использованы аналогичные экспериментальные данные

по теплоотдаче и гидравлическому сопротивлению для труб с полукруглыми турбулизаторами или диафрагмами, где имела место хорошая корреляция теории и эксперимента.

Выявленная в предыдущих теоретических работах автора (например, в [3, 7, 8]) адекватность существующим экспериментальным данным реализованной расчётной модели для локальных и осреднённых характеристик течения и теплообмена в трубах с турбулизаторами обуславливает её применение в целях выявления закономерности интегральных (осреднённых) параметров теплообмена в трубах с различными числами Прандтля (в т.ч., в широком диапазоне его изменения $Pr = \sim 10^{-3} \div \sim 10^{+5}$) в зависимости от геометрии канала и режима течения теплоносителя.

В данном исследовании рассматриваются только самые распространённые турбулизаторы полукруглого поперечного сечения, характерные для труб с диафрагмами. Для турбулизаторов более резких очертаний диапазон сходимости задачи может быть ощутимо более узким.

Данный вопрос представляется важным, поскольку необходимо знать, для каких чисел Прандтля (в т.ч., для очень широкого диапазона его изменения $Pr = \sim 10^{-3} \div \sim 10^{+5}$) будет иметь место более высокая интенсификация теплообмена в зависимости от определяющих параметров.

В более ранних исследованиях [10, 11] расчёты интенсифицированного теплообмена по данному факторизованному контрольно-объёмному методу проводился лишь для наиболее характерных геометрических и режимных характеристик для труб с турбулизаторами ($d/D = 0,92; 0,90; t/D = 0,25; 0,50; 1,00; Re = 10^4 \div 10^5$) [2, 6] для сравнительно ограниченного диапазона чисел Прандтля $Pr = 1 \div 20$.

В рамках настоящей статьи ставится задача исследования на более высоком уровне и с более высокой точностью интенсифицированного теплообмена в трубах с полукруглыми турбулизаторами для предельно широкого диапазона изменения числа Прандтля ($Pr = 0,0038 \div 96432$), т.е. для чисел Прандтля порядка: $Pr = \sim 10^{-3} \div \sim 10^{+5}$.

Решения задачи исследования интенсифицированного теплообмена в трубах с полукруглыми турбулизаторами для предельно широкого диапазона изменения числа Прандтля проводились для следующих характерных точек (для теплоносителя виде воздуха расчёты проводились на том основании, что он является наиболее распространённым, т.е. по воздуху имеются самые обширные экспериментальные данные, и наиболее пригоден для верификации расчётных данных):

$Pr = 0,0038$ для калия при 700°C ($Pr = 0,0039$ для натрия при 700°C); $Pr = 0,005$ для калия при 300°C (для натрия при 450°C); $Pr = 0,05$ для лития при 200°C ; $Pr = 0,67$ для одноатомных газов; $Pr = 0,72$ для воздуха; $Pr = 1,00$ для многоатомных газов; $Pr = 1,75$ для воды при 100°C ; $Pr = 13,7$ для воды при 0°C ; $Pr = 22,4$ для этиленгликоля при 100°C ; $Pr = 34,8$ для трансформаторного масла при 120°C ; $Pr = 125$ для этиленгликоля при 34°C (для трансформаторного мас-

ла при 46°C; для глицерина при 100°C); $Pr = 328$ для глицерина при 80°C; $Pr = 615$ для этиленгликоля при 0 °C; $Pr = 919$ для глицерина при 60°C; $Pr = 11846$ для глицерина при 20 °C; $Pr = 96432$ для глицерина при 0 °C.

Характерные значения для режимных и геометрических параметров выбирались следующими: $d/D = 0,90 \div 0,98$; $t/D = 0,25 \div 1,00$; $Re = 10^4 \div 5 \cdot 10^5$.

Значения относительного теплообмена $Nu/Nu_{ГЛ}$ для различных чисел Прандтля при прочих равных условиях рассчитывались для изотермического течения при эквивалентных параметрах как для труб с турбулизаторами, так и без них.

В качестве основополагающего расчётного относительного симплекса следует избрать параметр $\frac{Nu/Nu_{ГЛ}}{(Nu/Nu_{ГЛ})|_{Pr=1}}$ (кратко Nu_{Pr}) — безразмерный единичный приведённый критерий Нуссельта —, который показывает насколько, при прочих равных условиях, интенсифицированный теплообмен для текущего числа Прандтля отличается от интенсифицированного теплообмена для единичного критерия Прандтля.

Основанием для такого анализа служит метод относительного соответствия, который находит широкое применение в исследованиях интенсифицированного теплообмена [1, 4, 9].

Из анализа физических процессов интенсифицированного теплообмена можно постулировать, что

$$\lim_{Pr \rightarrow \infty} \frac{Nu/Nu_{ГЛ}}{(Nu/Nu_{ГЛ})|_{Pr=1}} = \frac{1}{(Nu/Nu_{ГЛ})|_{Pr=1}};$$

$$\lim_{Pr \rightarrow 0} \frac{Nu/Nu_{ГЛ}}{(Nu/Nu_{ГЛ})|_{Pr=1}} = \frac{1}{(Nu/Nu_{ГЛ})|_{Pr=1}}.$$

Полученные результаты расчёта по предложенной модели для вышеуказанного диапазона определяющих параметров сводятся при прочих равных условиях в зависимости от числа Прандтля, где они распределены для повышенных ($Pr > 1$) пониженных ($Pr < 1$) чисел Прандтля.

В дальнейшем представленные данные позволяют сделать анализ влияния на относительный теплообмен (при прочих равных условиях) не только числа Рейнольдса, но и относительной высоты (по параметру d/D) и шага между турбулизаторами (t/D).

Теоретические характерные линии тока для исследуемых в статье различных чисел Рейнольдса и Прандтля и геометрии канала, рассчитанные по предложенной модели

В качестве иллюстрации полученных данным методом расчётных данных, которые приводятся на рис. 1—6, приведены характерные расчётные линии тока (а также изотермы, т.е. линии постоянных температур) для труб с поперечными кольцевыми турбулизаторами полукруглого поперечного сечения

для рассматриваемых условий течения для закрытых (рис. 1 и рис. 2), полукруглых (см. рис. 3) и открытых впадин (см. рис. 4) — классификация по [3—5].

На рис. 5 и рис. 6 приводятся аналогичные линии тока и изотермы для турбулизаторов меньших относительных высот ($d/D = 0,96$), из которых видно, что для турбулизаторов малых высот характерны открытые впадины.

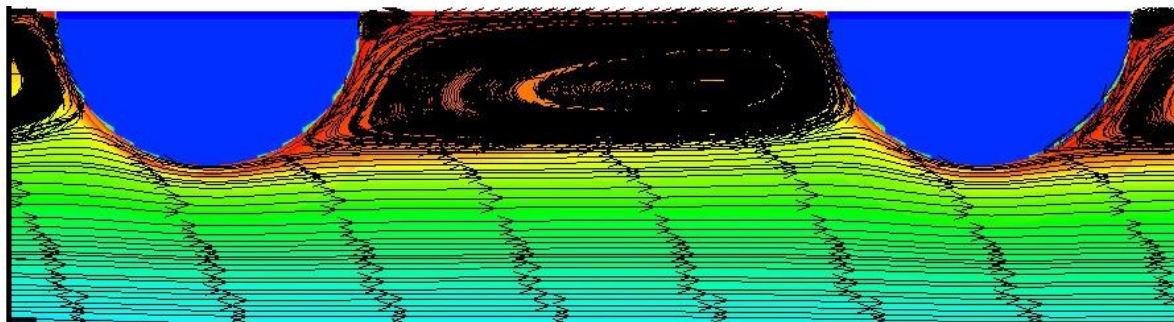


Рисунок 1 - Расчётные линии тока при течении в трубе с турбулизаторами с полукруглым поперечным сечением для интенсификации теплообмена для закрытой впадины при $Pr = 0,05$; $Re = 5 \cdot 10^5$; $d/D = 0,90$; $t/D = 0,25$

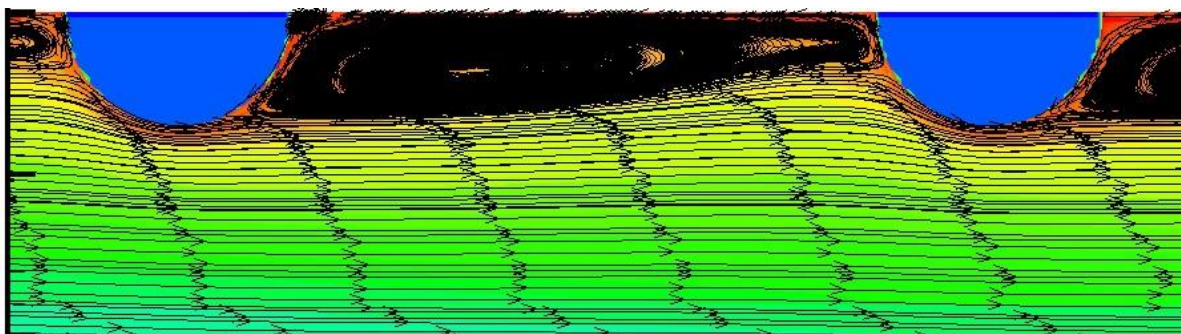


Рисунок 2 - Расчётные линии тока при течении в трубе с турбулизаторами с полукруглым поперечным сечением для интенсификации теплообмена для полукруглой впадины при $Pr = 0,0038$; $Re = 5 \cdot 10^5$; $d/D = 0,93$; $t/D = 0,25$

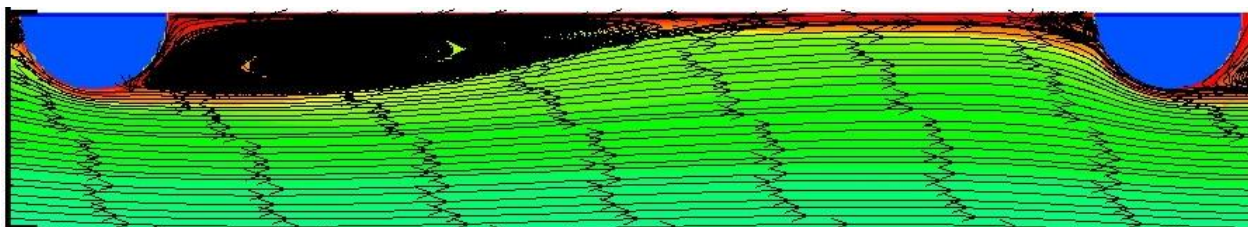


Рисунок 3 - Расчётные линии тока при течении в трубе с турбулизаторами с полукруглым поперечным сечением для интенсификации теплообмена для открытой впадины при $Pr = 13,7$; $Re = 10^4$; $d/D = 0,93$; $t/D = 0,50$

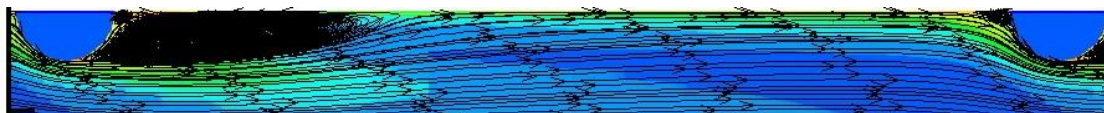


Рисунок 4 - Расчётные линии тока при течении в трубе с турбулизаторами с интенсификацией теплообмена для открытой впадины с полукруглым поперечным сечением при $Pr = 919$; $Re = 10^5$; $d/D = 0,90$; $t/D = 1,00$

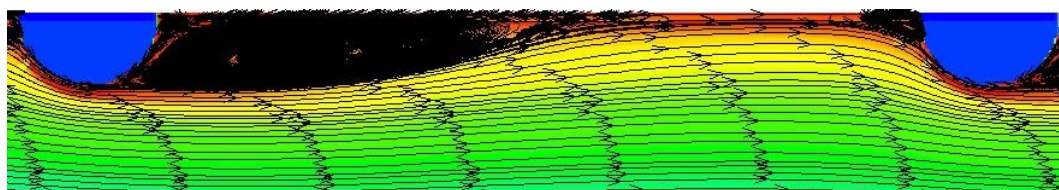


Рисунок 5 - Расчётные линии тока при течении в трубе с интенсификацией теплообмена с относительно невысокими турбулизаторами с полукруглым поперечным сечением при $Pr = 0,67$; $Re = 10^5$; $d/D = 0,96$; $t/D = 0,25$

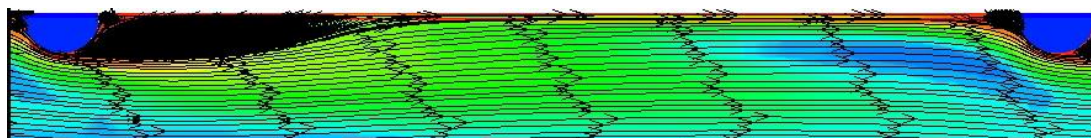


Рисунок 6 - Расчётные линии тока при течении в трубе с интенсификацией теплообмена с относительно невысокими турбулизаторами с полукруглым поперечным сечением при $Pr = 328$; $Re = 5 \cdot 10^5$; $d/D = 0,96$; $t/D = 0,50$

Анализ линий тока позволяет качественно оценить, какой конкретно подслон турбулируется, т.е. позволяет судить о характере интенсификации теплообмена. Например, если вихревые зоны забрасываются в ядро потока, то течение интенсифицируется при большом увеличении гидравлического сопротивления; наличие застойных зон указывает на то, что теплообмен будет ухудшаться при увеличении гидравлического сопротивления; важно расположение точки присоединения турбулентного пограничного слоя, поскольку именно там имеет место максимальное увеличение теплоотдачи при минимизации гидравлического сопротивления и т.д., и т.п. Подробный анализ характерных линий тока ранее был проведён в работах [2, 3, 7, 8, 10, 11], поэтому в рамках данной статьи приводится ограниченный материал, частично верифицирующий полученные результаты расчётов.

Общее различия в закономерностях изменения относительного теплообмена в зависимости от числа Прандтля обосновывается тем, что при небольших числах Рейнольдса высота турбулизатора меньше высоты пристенного слоя [1, 4, 9], а при больших числах Рейнольдса — меньше. Последнее обуславливает турбулизацию только ядра потока, увеличивая только гидравлическое сопротивление, почти не увеличивая теплообмен.

**Анализ результатов расчёта по предложенной модели безразмерного
единичного приведённого критерия Нуссельта для различных чисел
Рейнольдса $Re = 10^4 \div 5 \cdot 10^5$ для повышенных ($Pr > 1 \div 96432$)
чисел Прандтля**

Получены результаты расчёта по предложенной модели безразмерного единичного приведённого критерия Нуссельта для различных чисел Рейнольдса $Re = 10^4 \div 5 \cdot 10^5$ для повышенных ($Pr > 1 \div 96432$) чисел Прандтля для турбулизаторов различных высот $d/D = 0,90 \div 0,98$ с различными шагами между ними $t/D = 0,25 \div 1,00$.

Общий анализ этих результатов показывает, что максимальное увеличение безразмерного единичного приведённого критерия Нуссельта наблюдается при низких числах Рейнольдса ($Re = 10^4$):

около +60 % для турбулизаторов относительно средних высот ($d/D = 0,93$ и $d/D = 0,96$) с малым шагом между ними ($t/D = 0,25$) в районе $Pr \approx 125 \div 615$;

около +65 % для турбулизаторов относительно малых высот ($d/D = 0,98$) с малым шагом между ними ($t/D = 0,25$) в районе $Pr \approx 10^4$.

Несколько меньшие значения, немногим менее +50 %, имеют место для турбулизаторов относительно больших высот ($d/D = 0,90$) с малыми шагами между ними при низких числах Рейнольдса ($Re = 10^4$);

увеличения порядка +40 % имеют место для турбулизаторов с $d/D = 0,96$ с шагом $t/D = 1,00$ при $Re = 10^4$ при числах Прандтля $Pr \approx 10^2 \div 10^3$.

Минимальные значения безразмерного единичного приведённого критерия Нуссельта наблюдаются при высоких числах Рейнольдса ($Re = 5 \cdot 10^5$):

–(40÷45) % для высоких и средних турбулизаторов ($d/D = 0,90$ и $d/D = 0,93$) с большим и средним шагом между ними ($t/D = 1,00$ и $t/D = 0,50$) в районе $Pr \approx 10^4 \div 10^5$.

Общий характер зависимости безразмерного единичного приведённого критерия Нуссельта от числа Прандтля для малых чисел Рейнольдса заключается в том, что сначала он увеличивается, достигая максимума, а затем неуклонно снижается вплоть до максимальных значений числа Прандтля.

Для высоких чисел Рейнольдса происходит неуклонное снижение относительного теплообмена сначала резкое (до $Pr \approx 15$), а затем довольно незначительное вплоть до предельных значений чисел Прандтля.

Для средних чисел Прандтля характер зависимости будет промежуточным.

Общий характер зависимости безразмерного единичного приведённого критерия Нуссельта от числа Прандтля для одинаковых высот турбулизаторов, но для различных относительных шагов между турбулизаторами показывает, что число Прандтля больше всего влияет на него для больших турбулизаторов и для малых чисел Рейнольдса, меньше всего это влияние для низких турбулизаторов с большими относительными шагами между ними с большими числами Рейнольдса (на некоторых участках оно практически не наблюдается).

Для промежуточных определяющих значений имеют место промежуточные значения расчётных параметров.

Вышеуказанный вывод можно сделать, перераспределив полученные расчётные данные для одинаковых относительных высот турбулизаторов, но при разных относительных шагах между турбулизаторами.

Общий характер зависимости безразмерного единичного приведённого критерия Нуссельта от числа Прандтля для одинаковых шагов между турбулизаторами, но для различных относительных высот турбулизаторов показывает, что число Прандтля, как правило, больше всего влияет на него для больших турбулизаторов и для малых чисел Рейнольдса, меньше всего это влияние для низких турбулизаторов с большими относительными шагами между ними с большими числами Рейнольдса.

Для промежуточных определяющих значений имеют место промежуточные значения расчётных параметров. Вышеуказанный вывод можно сделать, перераспределив полученные расчётные данные для одинаковых относительных шагов между турбулизаторами, но для разных относительных высот турбулизаторов.

Таким образом, влияние повышенного числа Прандтля на относительную интенсификацию теплообмена является значительной и зависит как от геометрии канала (относительных высот и шагов выступов), так и от режима течения теплоносителя (числа Рейнольдса): он может как увеличиваться почти в два раза, так и уменьшаться более чем наполовину в рассматриваемом диапазоне.

Анализ результатов расчёта по предложенной модели безразмерного единичного приведённого критерия Нуссельта для различных чисел Рейнольдса $Re = 10^4 \div 5 \cdot 10^5$ для пониженных ($Pr < 1 \div 0,0038$) чисел Прандтля

Получены результаты расчёта по предложенной модели безразмерного единичного приведённого критерия Нуссельта для различных чисел Рейнольдса $Re = 10^4 \div 5 \cdot 10^5$ для пониженных ($0,0038 < Pr < 1$) чисел Прандтля для $d/D = 0,90 \div 0,98$; $t/D = 0,25 \div 1,00$, общий анализ которых показывает, что максимальное увеличение безразмерного единичного приведённого критерия Нуссельта наблюдается в районе $Pr \approx 0,05$ при высоких числах Рейнольдса ($Re = 5 \cdot 10^5$) для средних относительных шагов между турбулизаторами ($t/D = 0,50$): +17 % для высоких турбулизаторов ($d/D = 0,90$) и +22 % для турбулизаторами с $d/D = 0,93$; изменения значений относительных шагов приводит к снижению относительного теплообмена, к ещё большему снижению приводит уменьшение относительных высот турбулизаторов.

Минимальное снижение безразмерного единичного приведённого критерия Нуссельта наблюдается в районе $Pr \approx 0,0038$ при средних числах Рейнольдса ($Re = 5 \cdot 10^4 \div 10^5$):

–46 % для высоких турбулизаторов ($d/D = 0,90$) с большим шагом между ними ($t/D = 1,00$);

с уменьшением относительных высот турбулизаторов вплоть до $d/D = 0,90 \div 0,96$ уменьшение относительного теплообмена составляет примерно 40 %;

дальнейшее уменьшение относительной высоты турбулизатора приводит к меньшим уменьшениям относительного теплообмена.

Снижение порядка –30 % имеет место при $d/D = 0,90$ и $t/D = 1,00$; $d/D = 0,93$ и $t/D = 0,50$; $d/D = 0,96$ и $t/D = 0,25$ для чисел Прандтля $Pr \approx 0,05$.

Увеличение относительного теплообмена при пониженных числах Прандтля имеет место при больших числах Рейнольдса ($Re = 5 \cdot 10^4$) и чисел Прандтля ($Pr \approx 0,05$):

порядка +20% у турбулизаторов средних высот ($d/D = 0,93$) и средних шагов между ними ($t/D = 0,50$);

увеличение порядка +15 % происходит при $d/D = 0,93$ и $t/D = 1,00$;

увеличение порядка +10 % имеет место при $d/D = 0,93$ и $t/D = 0,25$, а также при $d/D = 0,96$ и $t/D = 0,50$.

Общий характер зависимости безразмерного единичного приведённого критерия Нуссельта от уменьшенных чисел Прандтля для одинаковых высот турбулизаторов, но для различных относительных шагов между турбулизаторами показывает, что число Прандтля больше всего влияет на него при небольших числах Рейнольдса и малых шагов между турбулизаторами; гораздо меньше это влияние на низких турбулизаторах с большими числами Рейнольдса.

Для промежуточных определяющих значений имеют место промежуточные значения расчётных параметров. Вышеуказанный вывод можно сделать, перераспределив полученные расчётные данные для одинаковых относительных высот турбулизаторов, но при разных относительных шагах между турбулизаторами. Общий характер зависимости безразмерного единичного приведённого критерия Нуссельта от уменьшенных чисел Прандтля для одинаковых шагов между турбулизаторами, но для различных относительных высот турбулизаторов показывает, что число Прандтля, как правило, больше всего влияет на него для небольших турбулизаторов ($d/D = 0,96$ и $d/D = 0,98$) и для средних чисел Рейнольдса, меньше всего это влияние при больших числах Рейнольдса.

Вышеуказанный вывод можно сделать, перераспределив полученные расчётные данные для одинаковых относительных шагов между турбулизаторами, но для разных относительных высот турбулизаторов.

**Обобщающий анализ результатов расчёта по предложенной модели
безразмерного единичного приведённого критерия Нуссельта
для всего рассматриваемого диапазона чисел Прандтля
 $Pr = 0,0038 \div 96432$ ($Pr = \sim 10^{-3} \div \sim 10^{+5}$)**

Вышеприведённый анализ показывает, что для увеличенных ($Pr > 1$) чисел Прандтля максимальное увеличение относительного теплообмена, которое

может быть довольно ощутимым, происходит при малых числах Рейнольдса, больших относительных высотах турбулизаторов, малых относительных шагах между турбулизаторами, а для уменьшенных ($Pr < 1$) числах Прандтля — для больших чисел Рейнольдса, больших относительных высот турбулизаторов, больших относительных шагов между турбулизаторами.

Минимальные значения относительного теплообмена для увеличенных чисел Прандтля наблюдаются при высоких числах Рейнольдса для высоких турбулизаторов с большим шагом между ними, а для уменьшенных чисел Прандтля — при средних числах Рейнольдса для высоких турбулизаторов с большим шагом между ними.

Общий характер зависимости относительной интенсификации от числа Рейнольдса заключается в том, что чаще всего увеличение относительного теплообмена при повышенных числах Прандтля происходит при малых шагах между турбулизаторами, а увеличение — при больших шагах между турбулизаторами.

Для пониженных чисел Прандтля повышение относительного теплообмена происходит чаще всего при больших шагах между турбулизаторами, а снижение — при малых.

Для увеличенных чисел Прандтля увеличение относительного теплообмена может быть довольно значительным — в несколько раз выше, чем для уменьшенных; а уменьшение — примерно то же самое.

Для габаритной наглядности на рис. 7 и рис. 8 приведены графики, построенные на основании расчётных данных для повышенных и пониженных критериев Прандтля соответственно.

На рис. 7 и рис. 8 отчётливо видны области увеличения и снижения относительного теплообмена в зависимости от чисел Прандтля, которые были проанализированы в настоящей статье. Вышеуказанные графики подтверждают вывод о том, что влияние числа Прандтля на относительную интенсифицированную теплоотдачу может быть довольно значительной.

Частичное (поскольку диапазон теоретических данных гораздо шире экспериментального диапазона) экспериментальное подтверждение приведённых теоретических данных было приведено в работах [1, 4, 9], где анализируются собственно эксперименты авторов, эксперименты [8], а также закономерности для предельного теплообмена [2, 3, 5, 7-9].

Ещё одним частичным подтверждением полученных расчётных численных зависимостей являются данные аналитических решений для интенсифицированного теплообмена, полученных по модифицированной четырёхслойной модели турбулентного пограничного слоя [2, 3—5]. Кроме того, в классических работах по интенсифицированному теплообмену [1, 4] указывается, что надёжных экспериментальных данных не имеется, но предполагается, что искусственная турбулизация жидкометаллических потоков должна, как правило, иметь низкую эффективность [1, 4], что подтверждается и данными аналитических решений для интенсифицированного теплообмена,

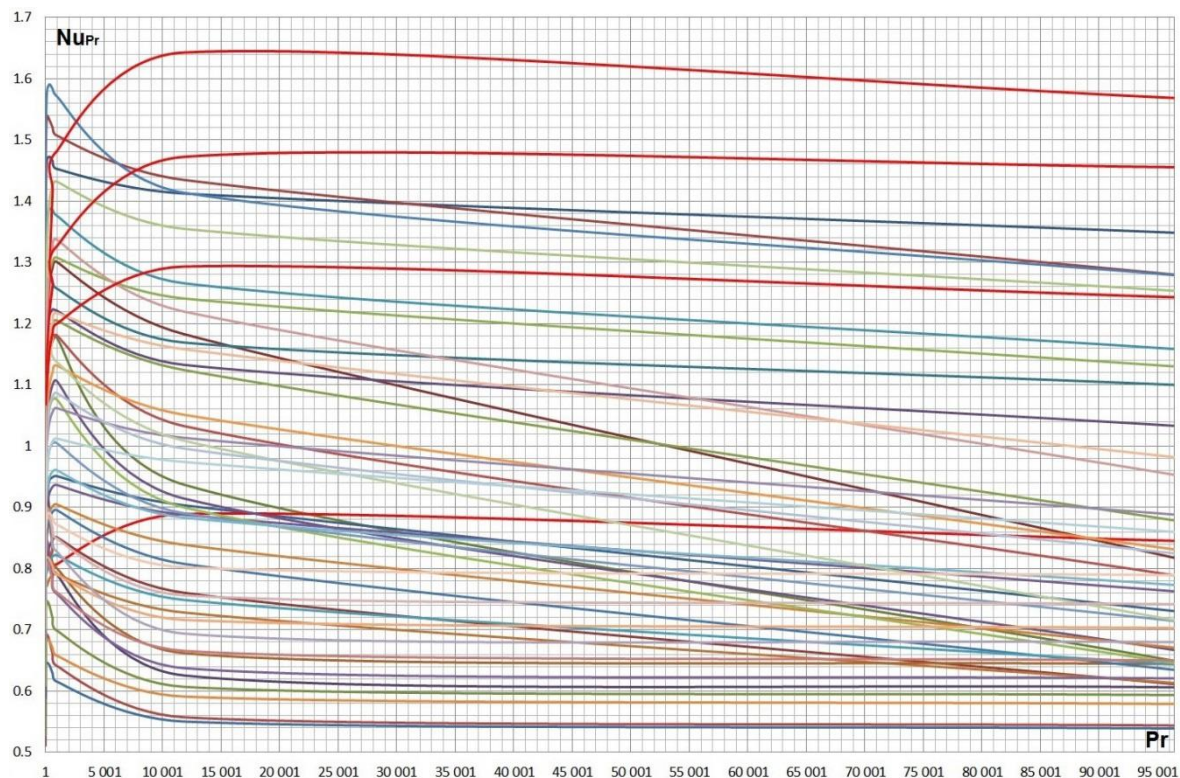


Рисунок 7 - Графики относительной теплоотдачи в зависимости от повышенных значений критериев Прандтля

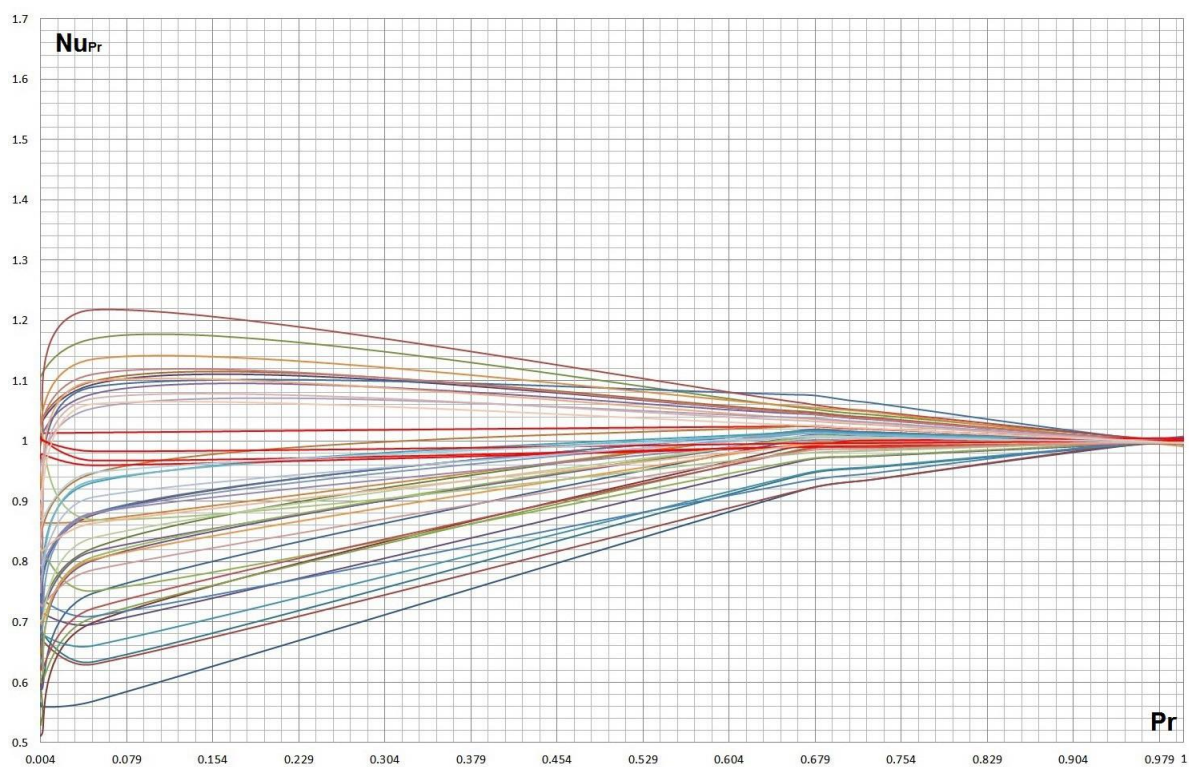


Рисунок 8 - Графики относительной теплоотдачи в зависимости от пониженных значений критериев Прандтля

полученных по модифицированной четырёхслойной модели турбулентного пограничного слоя [2, 3-5].

Выше представленный анализ указывает на то, что теоретические данные полностью соответствуют существующему экспериментальному материалу, значительно перекрывая диапазон определяющих параметров последнего.

Теоретические данные позволили выявить закономерности относительного теплообмена в зависимости от числа Прандтля в тех областях, где ещё нет надёжных экспериментальных данных, которые позволяют прогнозировать диапазоны увеличения и уменьшения интенсифицированного теплообмена.

Основные выводы

1. Разработанный и используемый в данном исследовании метод расчёта, основанный на решении конечно-объёмным методом уравнений Рейнольдса, замыкаемых с помощью моделью переноса сдвиговых напряжений Менгера и уравнения энергии на разномасштабных пересекающихся структурированных сетках позволил с приемлемой точностью провести расчёты относительного теплообмена в трубах с полукруглыми кольцевыми турбулизаторами для теплоносителей с различным числами Прандтля.

2. В исследовании был проведён анализ полученных расчётных зависимостей относительного теплообмена от числа Прандтля Pr при различных значениях относительной высоты турбулизатора h/D , относительного шага между турбулизаторами t/D , при различных значениях числа Рейнольдса Re , при прочих равных условиях, который показал качественные и количественные изменения рассчитываемых параметров.

3. Проведённые в работе расчёты показали, что с увеличением числа Прандтля при малых числах Рейнольдса сначала имеет место заметное увеличение относительного теплообмена, а потом относительный теплообмен изменяется меньше, причём для малых шагов имеет место его увеличение, для средних — почти стабилизация, для больших — незначительное снижение.

4. При больших числах Рейнольдса происходит снижение относительного теплообмена с увеличением числа Прандтля при дальнейшей его стабилизации.

5. Аналитическое обоснование полученных расчётных закономерностей заключается в том, что при малых числах Рейнольдса высота турбулизатора меньше, а при больших — больше, высоты пристенного слоя, следовательно, имеет место турбулизация только ядра потока, что приводит только к увеличению гидросопротивления и к неувеличению теплообмена.

6. Полученные в работе теоретические данные детерминировали закономерности относительного теплообмена в широком диапазоне чисел Прандтля, в том числе в тех областях, где ещё не существует экспериментального материала.

7. Для увеличенных ($Pr > 1$) чисел Прандтля максимальное увеличение относительного теплообмена, которое может быть довольно ощутимым и происходит, в основном, при малых числах Рейнольдса, средних относительных вы-

сотах турбулизаторов, малых относительных шагах между турбулизаторами; а для уменьшенных ($Pr < 1$) числах Прандтля — для больших чисел Рейнольдса, больших относительных высот турбулизаторов, больших относительных шагов между турбулизаторами. Минимальные значения относительного теплообмена для увеличенных чисел Прандтля наблюдаются при высоких числах Рейнольдса для высоких и средних турбулизаторов с большим и средним шагом между ними, а для уменьшенных чисел Прандтля — при средних числах Рейнольдса для высоких турбулизаторов с большим шагом между ними.

8. Для увеличенных чисел Прандтля увеличение относительного теплообмена может быть довольно значительным — в несколько раз выше, чем для уменьшенных; а уменьшение — примерно то же самое.

Литература

1. Бабкин В.И., Алексагин А.А., Яновский Л.С., Дунаев С.В., Хурумова А.Ф. Отечественные смазочные масла для авиационных газотурбинных двигателей: проблемы и перспективы // Двигатель. 2012. № 5 (83). С. 8-11.
2. Яновский Л.С. Основы химмотологии: учебник / Л.С. Яновский, А.А. Харин, В.И. Бабкин. М. – Берлин: Директ-Медиа, 2016. 482 с.
3. Трянов А.Е. Конструкция масляных систем авиационных двигателей. Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. 81 с.
4. Дрейцер Г.А., Лобанов И.Е. Моделирование изотермического теплообмена при турбулентном течении в каналах в условиях интенсификации теплообмена // Теплоэнергетика. 2003. № 1. С. 54-60.
5. Калинин Э.К., Дрейцер Г.А., Ярхо С.А. Интенсификация теплообмена в каналах. М.: Изд-во Машиностроение, 1990. 208 с.
6. Калинин Э.К., Лобанов И.Е. Проблемы исследования теплообменных процессов при течениях однофазных сред на этапе успешного развития численного моделирования // Тезисы докладов и сообщений VI Минского международного форума по тепломассообмену. Минск: Изд-во ИТМО НАНБ, 2008. Т. 1. С. 101-103.
7. Лобанов И.Е., Калинин Э.К. Теоретическое исследование, сопоставление с экспериментом линий тока и составляющих кинетической энергии турбулентных пульсаций в вихревых структурах в трубах с турбулизаторами // Отраслевые аспекты технических наук. 2011. № 12. С. 4-15.
8. Лобанов И.Е. Математическое моделирование интенсифицированного теплообмена при турбулентном течении в каналах: Диссертация на соискание учёной степени доктора технических наук. М.: Изд-во МАИ, 2005. 632 с.
9. Лобанов И.Е., Парамонов Н.В. Математическое моделирование интенсифицированного теплообмена при течении в каналах на основе сложных моделей турбулентного пограничного слоя. М.: Изд-во МАИ, 2011. 160 с.

10. Лобанов И.Е., Штейн Л.М. Перспективные теплообменные аппараты с интенсифицированным теплообменом для металлургического производства. (Общая теория интенсифицированного теплообмена для теплообменных аппаратов, применяемых в современном металлургическом производстве). В 4-х томах. Том III. Математическое моделирование интенсифицированного теплообмена при турбулентном течении в каналах с применением многослойных, супермногослойных и компаундных моделей турбулентного пограничного слоя. М.: Изд-во МГАКХиС, 2010. 288 с.
11. Мигай В.К. Моделирование теплообменного энергетического оборудования. Л.: Изд-во Энергоатомиздат. Ленинградское отделение, 1987. 263 с.
12. Menter F.R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications // AIAA J. 1994. V. 32. № 8. P. 1598.
13. Лобанов И.Е. Теоретическое исследование теплообмена в прямых круглых трубах с периодически расположенными поверхностными турбулизаторами потока полукруглого поперечного сечения в зависимости от числа Прандтля для различных геометрических и режимных параметров // Веб-портал профессионального сетевого педагогического сообщества "Ped-library.ru". 2019. Режим доступа: <https://ped-library.ru/1576364809>.
14. Лобанов И.Е. Моделирование теплообмена в трубах с полукруглыми турбулизаторами в зависимости от числа Прандтля для различных геометрических и режимных параметров // Вестник Дагестанского государственного технического университета. Технические науки. 2019. Том 46. № 4. С. 91-101.

УДК 629.78

eLIBRARY.RU:55.49.29; 55.49.31

М.И. Кислицкий

*Балтийский государственный технический университет
«ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург*

**МАЛЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ РАЗГОННЫЙ БЛОК
ДЛЯ ОПЕРАТИВНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ
ПОЛЕЗНЫХ НАГРУЗОК
SMALL SPACE TUG FOR QUICK MAINTENANCE OF PAYLOADS**

Аннотация: Космическим рынком востребованы малые космические разгонные блоки (МРБ) для довыведения с опорной на рабочие орбиты и расстановки на орбитах малых космических аппаратов (МКА). Эта потребность в настоящее время не удовлетворена. Значительная часть потребителей предъявляет требование максимально быстрого развертывания и восполнения орбитальных группировок МКА. Представлены результаты формирования технического облика коммерческого МРБ класса "микро", предназначенного для осуществления быстрых межорбитальных перелетов. По результатам исследований для МРБ выбран ракетный двигатель на газообразных кислороде и водороде тягой 100 Н. Рассматривается способ повышения эффективности МРБ путем его дальнейшего использования в качестве космического аппарата после завершения транспортной миссии. Для этого предлагается размещение на МРБ дополнительной целевой аппаратуры в пределах имеющейся в конкретной миссии недогрузки.

Ключевые слова: коммерческий малый космический разгонный блок, малый космический аппарат, ракетный двигатель, космический рынок, дополнительная целевая аппаратура.

Abstract: The space market is in demand for small space tugs (SST) for pre-launch from the reference to the working orbits and placement in the orbits of small spacecraft (SSC). This need is currently not met. A significant part of consumers demands the fastest possible deployment and replenishment of the SSC constellations. The results of the formation of the technical appearance of a commercial SST of the "micro" class designed for fast interorbital flights are presented. According to the research results, a rocket engine with gaseous oxygen and hydrogen with a thrust of 100 N. was selected for the SST. The method of increasing the efficiency of the SSC by its further use as a spacecraft after the completion of the transport mission is considered. To do this, it is proposed to place additional target equipment on the SSC within the limits of underloading available in a particular mission.

Keywords: commercial small space tug, small spacecraft, rocket engine, space market, additional target equipment.

Введение

В настоящее время на космическом рынке существует потребность в космических разгонных блоках (РБ), способных обеспечивать транспортировку МКА с опорных орбит, на которые их выводят ракеты-носители, на рабочие орбиты, а также расстановку МКА в заданные орбитальные позиции. Ныне существующие РБ рассчитаны на межорбитальную транспортировку больших космических аппаратов, поэтому имеют большую массу. Для транспортировки МКА необходимы малые РБ с массой, на один-два порядка меньшей, чем у существующих. На современном космическом рынке к таковым можно отнести только Kikstage, используемый в составе ракеты-носителя сверхлегкого класса (РН СЛК) «Электрон» (США). Необходимо оперативно создать отечественный МРБ.

В России группой "Аэронет" Национальной технологической инициативы проводится конкурс проектов создания коммерческого МРБ класса "микро" в рамках развития частной космонавтики. Требования к МРБ были сформулированы госкорпорацией "Роскосмос" в виде следующей модельной задачи: перевести два МКА общей массой 150 кг с опорной круговой орбиты высотой 500 км на рабочую круговую орбиту высотой 800 км. Исследования показали, что в обозримом будущем наиболее востребованным будут орбиты МКА высотой до 1500 км. Поэтому проведенные исследования МРБ охватывают диапазон высот орбит до 1500 км, также проработана возможность доставки полезных грузов (ПН) к Луне. Массогабаритные характеристики МРБ должны соответствовать возможностям ракеты-носителя сверхлегкого класса (РН СЛК), разрабатываемой в рамках этого же конкурса. В техническом задании указано, что масса МРБ должна быть не более 80 кг.

Итоги конкурса аванпроектов подведены в мае 2022 г. Они показали, что в России имеются команды специалистов, способные предложить проекты, удовлетворяющие предъявляемым требованиям и обосновать возможность их реализации на основе имеющегося отечественного научно-технического задела. В настоящей статье рассматривается проект МРБ, разработанный совместно ООО «ВНХ-Энерго» (Санкт-Петербург) и БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова и занявший первое место в вышеуказанном конкурсе.

Результаты формирования технического облика МРБ

На предыдущем этапе исследований был сделан вывод [1], что целесообразно создание вариантов МРБ как с электрическим ракетным двигателем (ЭРД) так и с жидкостным ракетным двигателем (ЖРД), так как каждый из них обладает своими достоинствами и недостатками.

Анализ потребностей совокупности потребителей услуг межорбитальной транспортировки МКА показал, что у части значимых потребителей существует острая потребность в быстром развертывании и восполнении орбитальных группировок (ОГ) МКА и, соответственно, в МРБ, способном обеспечить быструю доставку МКА с опорной орбиты на рабочую за время не более 1-2 часов.

Представляется, что МРБ, предназначенный для быстрой транспортировки МКА, необходимо создавать в первоочередном порядке. Он стал предметом настоящего исследования, выполненного в процессе разработки аванпроекта.

При определении технического облика МРБ основополагающее значение имеет выбор типа и параметров его двигательной установки (ДУ). Требование быстрой межорбитальной транспортировки МКА не может быть выполнено при использовании ракетных двигателей малой тяги, которые рассматривались на предыдущих этапах исследований МРБ: электрических ракетных двигателей (ЭРД) и однокомпонентных ракетных двигателей на гидразине.

Необходим МРБ с двигателем достаточно большой тяги. Исследования показали, что при заданных условиях (масса МРБ – до 80 кг, масса полезной нагрузки – до 150 кг, перелет за полвитка в диапазоне высот от 400-500 км до 1500 км) требуемый уровень тяги ракетного двигателя (РД) МРБ составляет порядка десятков - сотен ньютонов.

С учетом баллистических факторов и конструктивных параметров двигателя оптимальный уровень тяги для МРБ определен в 100 Н.

Проведен анализ возможных вариантов ракетных двигателей с такой тягой и компонентов топлива. Исследования привели к выводу, что в данной задаче при жестком ограничении по массе и высоких требованиях по баллистическим возможностям МРБ оптимальным является выбор ракетного двигателя (РД) на газообразных кислороде и водороде, т.е. двухкомпонентного газового ракетного двигателя (ДГРД).

Данная топливная пара обладает следующими достоинствами:

- обеспечивает наиболее высокий удельный импульс среди доступных химических топлив;
- использование газообразных кислорода и водорода, в отличие от использования этих компонентов в жидкой фазе, позволяет не включать в состав ДУ МРБ технические средства для поддержания криогенных температур на борту: применение таких средств значительно усложнило бы двигательную установку и увеличило ее массу;
- использование газообразных компонентов дает возможность в дальнейшем значительно увеличить запас топлива на борту без изменения размеров баков и компоновки изделия за счет применения перспективных усовершенствованных топливных баков с более высоким внутрибаковым давлением;
- экологическая чистота.

В настоящее время БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова ведет разработку такого РД для МРБ. Проведены испытания опытного образца двигателя (см. рис. 1).

Совокупность решаемых МРБ задач показывает, что по составу выполняемых функций, он аналогичен обычному космическому аппарату (КА), в связи с чем должен иметь типичный для КА набор бортовых систем.

По существу, МРБ представляет собой МКА с относительно большой двигательной установкой (ДУ).



Рисунок 1 - Испытания на стенде опытного образца ДГРД на кислороде и водороде

Компоновка МРБ выбиралась с учетом этого обстоятельства. МРБ разделен на модули (отсеки):

- отсек ДУ (ОДУ);
- приборный отсек (ПО).

В ОДУ на несущей конструкции размещены баки с компонентами топлива (три бака водорода и один бак кислорода), трубопроводы, арматура, ракетный двигатель. РД размещен на поворотной платформе (ПП), способной поворачиваться по каналам курса и тангажа на угол до 15^0 . Планируется использовать инновационную ПП на основе пьезоэлектрических приводов, разрабатываемую БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, которая обладает гораздо меньшей массой и габаритами в сравнении с традиционным кардановым подвесом с электроприводами [2]. Такое решение позволяет обнулить неблагоприятное влияние смещения в полете центра масс связки МРБ – ПН.

Последнее обусловлено выработкой топлива ДУ и отделением части ПН, например, при решении задачи разведения МКА в разные орбитальные позиции.

Общий вид МРБ приведен на рис. 2. На рис. 3 показано технологическое членение МРБ.

Несущая конструкция ОДУ выполняет роль силовой основы МРБ. Нижняя часть конструкции крепится к ракете-носителю и имеет ответные части средств отделения МРБ от РН. В нижней части ОДУ имеется днище, которое защищает элементы ДУ от воздействия истекающей струи продуктов сгорания. К верхней части ОДУ крепится ПО.

К боковой поверхности конструкции ОДУ крепятся также солнечные батареи (СБ): горизонтальная наверху и вертикальная внизу (при штатной ориентации МРБ). Общая площадь СБ менее $1,5 \text{ м}^2$. На участке выведения СБ сложены и находятся в пространстве между топливными баками.

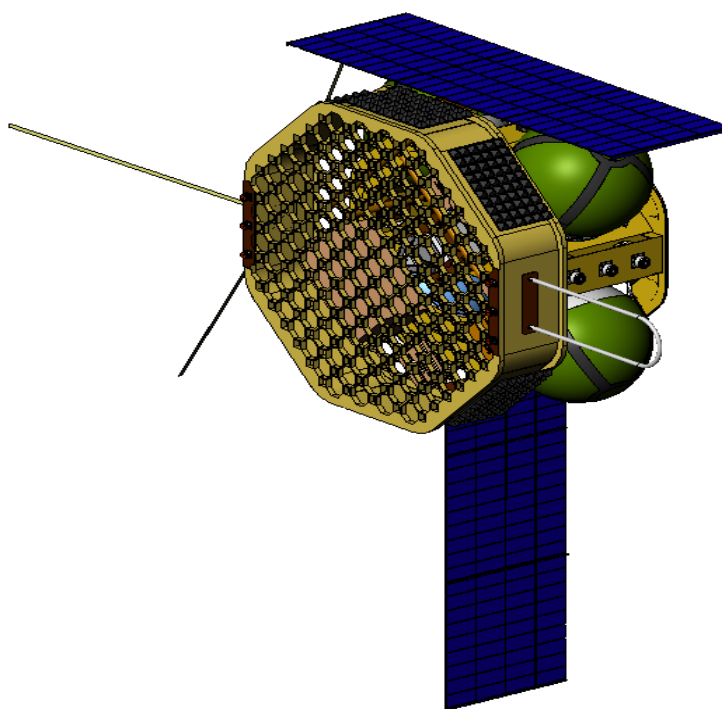


Рисунок 2 – Малый космический разгонный блок

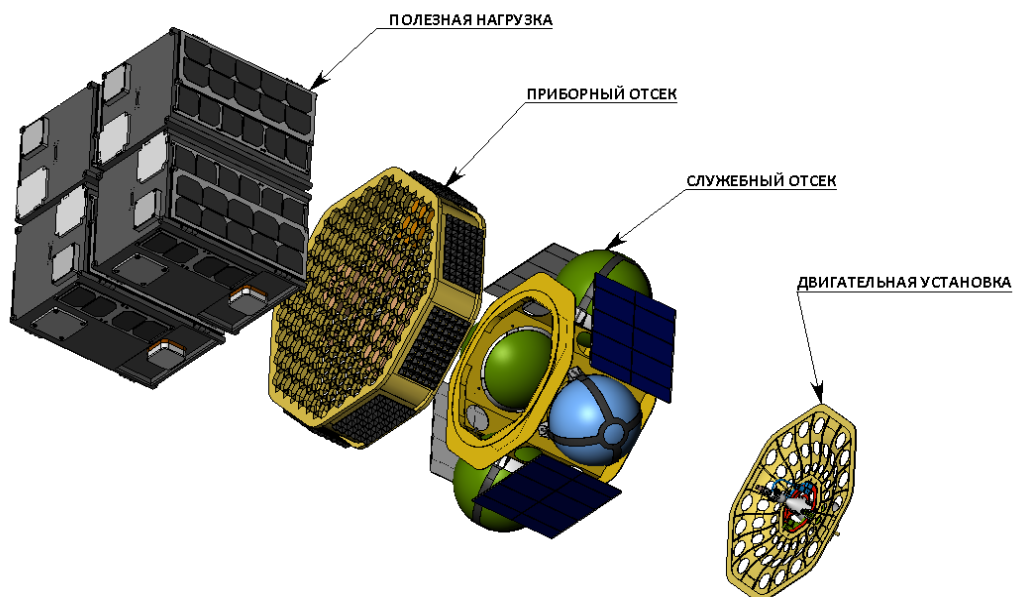


Рисунок 3 – Технологическое членение малого космического разгонного блока

Приборный отсек предназначен для размещения аппаратуры и оборудования МРБ. Он имеет цилиндрическую (дисковую) форму.

В ПО размещается аппаратура бортового комплекса управления и системы управления движением, аппаратура управления системы электроснабжения, а также командно-телеметрической радиолнии.

Нижнее днище ПО, которым он крепится к ОДУ, имеет сотовую конструкцию, внутри которой проложены тепловые трубы, которые отводят тепло от размещенных на ней приборов к радиатору.

В качестве радиатора используется боковая поверхность ПО.

На боковой поверхности ПО также размещены звездные датчики. Верхнее днище ПО используется как платформа для крепления и отделения транспортируемых полезных нагрузок. Оценка баллистических возможностей МРБ показала, что требования технического задания (ТЗ) по транспортировке ПН массой до 150 кг на орбиты высотой до 1500 км выполняются. Для выполнения высокоэнергетических миссий нами предложено применять ступенчатые конфигурации МРБ. Они будут работать по принципу ступенчатой ракеты, т.е. после исчерпания топлива отработавший МРБ отделяется от связки и начинает работать следующий.

Показано, что параметры разрабатываемой РН СЛК (энергетические возможности, габариты обтекателя) допускают использование до трех последовательно расположенных МРБ. При этом в целях эффективного использования массы управление всеми МРБ проводится аппаратурой последнего МРБ, а предыдущие используются в облегченной комплектации (практически с пустым приборным отсеком и без СБ). В ТЗ предложено оценить возможность доставки ПН к Луне. Для доставки ПН к Луне (имеется в виду вывод ПН на эллиптическую орбиту с апогеем, равным 384400 км) используется трехступенчатая конфигурация МРБ. При этом, по предварительной оценке, масса доставляемой ПН составит ~19 кг. При такой массе МКА есть возможность иметь в его составе ДУ, которая обеспечит перевод аппарата на селеноцентрическую орбиту.

Основные результаты оценки баллистических возможностей МРБ в разных конфигурациях приведены в табл. 1.

Таблица 1 – Баллистические возможности малого разгонного блока

| Масса полезной нагрузки, кг | Количество ступеней МРБ | Максимальная достижимая высота круговой орбиты, км |
|-----------------------------|-------------------------|--|
| 75 | 1 | 2500 |
| 150 | 1 | 1700 |
| 75 | 2 | 3638 |
| 150 | 2 | 2850 |
| 75 | 3 | 5151 |
| 150 | 3 | 3973 |

На рис. 4 приведен общий вид трехступенчатого МРБ с полезной нагрузкой.



Рисунок 4 – Трехступенчатый МРБ с полезной нагрузкой

Вопросы применения МРБ

Исследования показали, что применение МРБ характеризуется значительной спецификой в сравнении с традиционными большими разгонными блоками (РБ). Большой РБ обычно транспортирует 1-2 КА. Согласно результатам исследований современного космического рынка, среди выводимых на орбиты космических аппаратов доля МКА составляет до 80 %. При этом наибольшую часть выводимых МКА составляют наноспутники формата Cubesat 3U массой около 4 кг. Применительно к исследуемому МРБ это означает, что при максимальной полезной нагрузке, равной 150 кг, число транспортируемых МКА может достигать до нескольких десятков.

При большом количестве транспортируемых ПН возрастает потребность в сложных программах перелетов с доставкой разных ПН на разные орбиты и в разные орбитальные позиции. В целом, МРБ в значительно большей степени проявляет качества средства массового обслуживания, чем РБ.

Имеет место существенная разница в отношении массы полезной нагрузки (ПН) $M_{\text{ПН}}$ к массе РБ $M_{\text{РБ}}$.

Анализ показывает, что для больших РБ:

$$\frac{M_{\text{ПН}}}{M_{\text{РБ}}} = 0,1 - 0,2.$$

Для рассматриваемого МРБ:

$$\frac{M_{\text{ПН}}}{M_{\text{РБ}}} \leq 2.$$

Т.о., этот параметр для РБ и МРБ отличается примерно на порядок.

Значительную часть трафика МРБ могут составлять сложные миссии с выведением отдельных групп МКА на разные орбиты и с расстановкой МКА на орбите методом фазирования. Это потребует многочисленных маневров с переменной полезной нагрузкой.

По нашему мнению, максимальный срок миссии межорбитальной транспортировки «быстрого» МРБ должен быть ограничен и, по предварительной оценке, составлять не более 20 суток, учитывая все виды возможных маневров; при этом будет велика доля кратковременных миссий продолжительностью менее 1 суток. При более длительных сроках транспортной миссии МРБ данного типа выйдет за пределы области своего рационального применения, т.к. в этих случаях целесообразнее применять МРБ с ЭРД.

После завершения транспортной миссии и отделения ПН разрабатываемый МРБ остается полностью работоспособным и не имеет ярко выраженных ограничений по сроку активного функционирования.

В связи с этим целесообразно ставить задачу дополнительного использования МРБ в качестве космического аппарата, выполняющего те или иные целевые задачи после завершения транспортной миссии. МРБ представляет собой транспортное средство массового обслуживания. Практика показывает, что транспортное средство любого типа редко бывает загружено на 100 % в связи с тем, что поток заявок на транспортировку грузов (полезных нагрузок) является стохастическим, включая заявки различных независимых потребителей. Кроме того, как правило, имеется заданный срок выполнения транспортной операции (в нашем случае - запуска ПН), в связи с чем транспортные средства (РН СЛК, МРБ) не могут неопределенно долго ждать полной загрузки. Следовательно, на практике, как правило, будет иметь место некоторая недогрузка МРБ, иными словами, неполное использование его ресурсов. Очевидно, необходимо максимизировать выходной эффект, генерируемый МРБ. Для этого в пределах имеющегося резерва (недогрузки) предлагается размещать на борту МРБ дополнительную целевую аппаратуру (ДЦА) для решения тех или иных задач в космосе, например, дистанционное зондирование Земли, научно-технические эксперименты и др. При этом МРБ с ДЦА на новом этапе полета работает как обычный космический аппарат. Оказание подобных дополнительных услуг способно заметно повысить эффективность МРБ, в том числе как коммерческого изделия. Результаты маркетинговых исследований показали, что ежегодная потребность в МРБ для реализации отечественных программ может быть оценена на уровне: 2025 год - 5 шт, 2030 год – 12 шт., 2030 год - 20 шт., а с учетом внешнего рынка – значительно больше.

Выводы

1. На современном космическом рынке востребованы малые космические разгонные блоки для межорбитальной транспортировки малых космических аппаратов. Первоочередной задачей представляется создание такого МРБ, который способен обеспечить быструю (не более 1-2 часов) доставку МКА с опорной орбиты на рабочую.

2. Результаты исследований подтверждают возможность создания МРБ, отвечающего требованиям технического задания и обеспечивающего быструю транспортировку МКА.

3. Согласно результатам проведенных исследований, оптимальным выбором для двигательной установки МРБ рассматриваемого типа является двухкомпонентный газовый ракетный двигатель на газообразных кислороде и водороде.

4. Сформирован технический облик МРБ.

5. Разрабатываемый МРБ может применяться как одиночное изделие и как многоступенчатый разгонный блок. Параметры РН СЛК позволяют разместить в головном блоке до трех МРБ. Применение многоступенчатого МРБ дает возможность реализовывать высокоэнергетические миссии, в том числе доставку полезной нагрузки к Луне.

6. После завершения своей транспортной миссии МРБ остается работоспособным и его целесообразно использовать как космический аппарат для решения тех или иных целевых задач. Для этого на МРБ должна размещаться дополнительная целевая аппаратура (ДЦА).

7. Как показывает практика, полная загрузка любого транспортного средства, как правило, не достигается. Это дает возможность размещать на МРБ ДЦА в пределах имеющейся недогрузки по массе.

8. Применение МРБ имеет значительные отличия от применения больших РБ и является более разнoвариантным.

Литература

1. Кислицкий М.И. Коммерческий малый космический разгонный блок. Оценка вариантов и стратегия создания // Материалы 56-х Научных чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Часть 1. Калуга: Изд-во «Эйдос», 2021. С.233-235.
2. Горбунов А.В., Кислицкий М.И., Матвеев С.А., Слободзян Н.С. Перспективные области применения в космической технике электромеханических устройств на основе пьезоэлектрических приводов // Сборник тезисов XLIV академических чтений по космонавтике. М.: Изд-во МГТУ, 2020. – Т. 1. С. 86-88.

УДК 629.7
eLIBRARY.RU: 89.21.41

Е.В. Барина, Е.А. Лапшова

*ФГАОУ ВО Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королева, г. Самара*

**ОЦЕНКА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ НАНОСПУТНИКА SAMSAT-ION
ПРИ ВЫХОДЕ ИЗ ТРАНСПОРТНО-ПУСКОВОГО КОНТЕЙНЕРА
ESTIMATION OF THE SAMSAT-ION ANGULAR VELOCITY
AFTER SEPARATION FROM CUBESAT DEPLOYER**

Аннотация: Для оценки угловой скорости отделения смоделирован процесс выхода наноспутника (НС) SamSat-ION из транспортно-пускового контейнера (ТПК). В работе проведён анализ влияния параметров НС и параметров ТПК на угловую скорость отделения. Подобраны параметры ТПК, которые обеспечивают угловую скорость отделения НС SamSat-ION, не превышающую 1 °/с, с учётом ограничений на минимальную линейную скорость отделения.

Ключевые слова: наноспутник, транспортно-пусковой контейнер, SamSat-ION, угловая скорость, время отделения.

Abstract: To estimate the separation angular velocity, the process of the SamSat-ION deployment from the CubeSat deployer was simulated. This paper analyzes the influence of the nanosatellite parameters and the CubeSat deployer parameters on the separation angular velocity. We have chosen the CubeSat deployer parameters that provide the separation angular velocity of the SamSat-ION not exceeding 1 degree/sec, considering the restrictions on the minimum linear separation velocity.

Keywords: nanosatellite, CubeSat deployer, SamSat-ION, angular velocity, separation time.

Введение

В настоящее время всё больше возрастает интерес к наноспутникам (НС) – малым космическим аппаратам с массой менее 10 кг [1].

Это связано с простотой разработки и низкими затратами на их создание по сравнению с обычными космическими аппаратами.

Запуск НС происходит с помощью транспортно-пусковых контейнеров (ТПК) — систем, позволяющих доставить НС на космодром, снизить нагрузки, действующие на него, а также произвести отделение после доставки на орбиту [2].

Это самый простой способ выведения на орбиту НС формата CubeSat для университетов или небольших компаний, т.к. ТПК сравнительно недорогие, а также достаточно просты в применении.

При отделении НС от ТПК возникает проблема оценки начальных угловых скоростей, которые приобретает НС в процессе выхода.

НС обладают небольшим запасом энергии, следовательно, если угловые скорости при выходе из ТПК приобретают большие значения, то запаса энергии может не хватить на выполнение основных задач миссии, так как большая её часть будет потрачена на обеспечение ориентации и стабилизации НС.

Зная диапазон начальных угловых скоростей НС, можно быстрее обеспечить требуемую ориентацию и стабилизацию НС, а также более точно определить количество ресурсов, необходимых для демпфирования угловой скорости.

Моделирование процесса выхода НС SamSat-ION из ТПК P-POD

Запуск НС часто происходит с помощью ТПК типа P-POD (Poly-Picosatellite Orbital Deployer), основанных на пружинном толкателе.

Стандартное устройство разворачивания P-POD вмещает три CubeSat 1U, но конструкция также может быть удлинена, чтобы вместить большее количество CubeSat [3].

Во время разворачивания НС перемещается по направляющим, встроенным внутри ТПК. Такая конструкция обеспечивает отделение НС без значительного вращения.

Данный ТПК отличается тем, что в нем нет механизма для фиксации НС внутри трубы. Это снижает вероятность того, что НС заклинит внутри трубы и он не сможет отделиться.

В статье рассматривается плоское движение НС внутри ТПК с момента начала его движения до полного отделения.

При построении модели были приняты следующие допущения: НС и ТПК — это абсолютно твердые тела; НС движется только под действием силы пружинного толкателя; силы трения не учитываются; масса платформы толкателя мала по сравнению с массой НС; толщина платформы толкателя принимается равной нулю.

Движение НС происходит в системе координат Ox_0y_0 , которая жёстко связана с ТПК. С НС связаны две системы координат: базовая (Bx_by_b) и центральная (Cx_y). Начало базовой системы координат находится в точке пересечения продольной оси НС с его торцевой гранью.

Центральная система координат расположена в ЦМ НС. Её положение относительно базовой системы координат определяется координатами x_c и y_c [4]. Положение систем координат приведено на рис. 1.

Рассмотрим процесс выхода НС SamSat-ION из ТПК.

Длина НС $l = 0,34$ м, поперечный размер НС $w = 0,1$ м, масса $m = 3,54$ кг, момент инерции $I = 0,0339$ кг · м², смещение ЦМ НС по оси x относительно базовой системы координат $x_c = 0,2$ м, смещение ЦМ НС по оси y относительно базовой системы координат $y_c = 0,005$ м.

ТПК имеет следующие характеристики: жёсткость пружины $c_x = 33$ Н/м, длина ТПК $H = 0,36$ м, ход толкателя: $h_p = 0,34$ м, зазор между рёбрами НС и направляющими ТПК $\delta = 0,5$ мм (см. рис. 2).

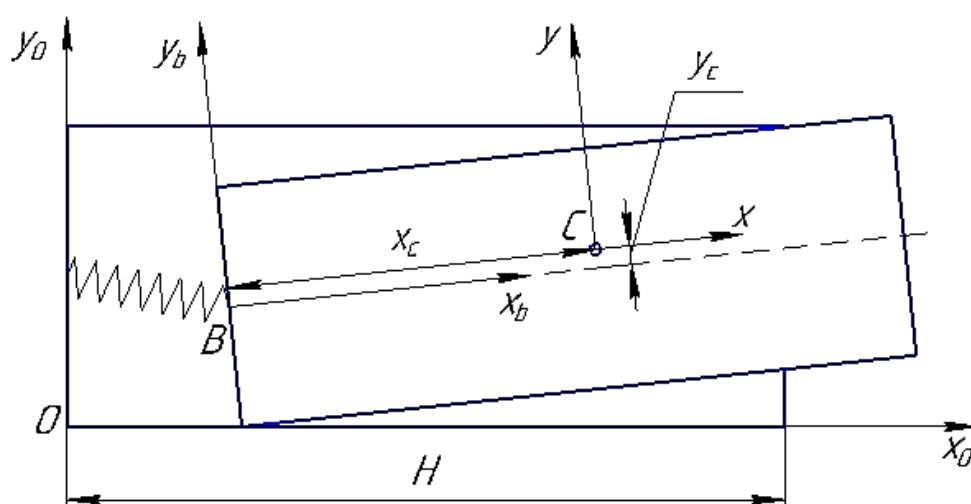


Рисунок 1 – Положение систем координат

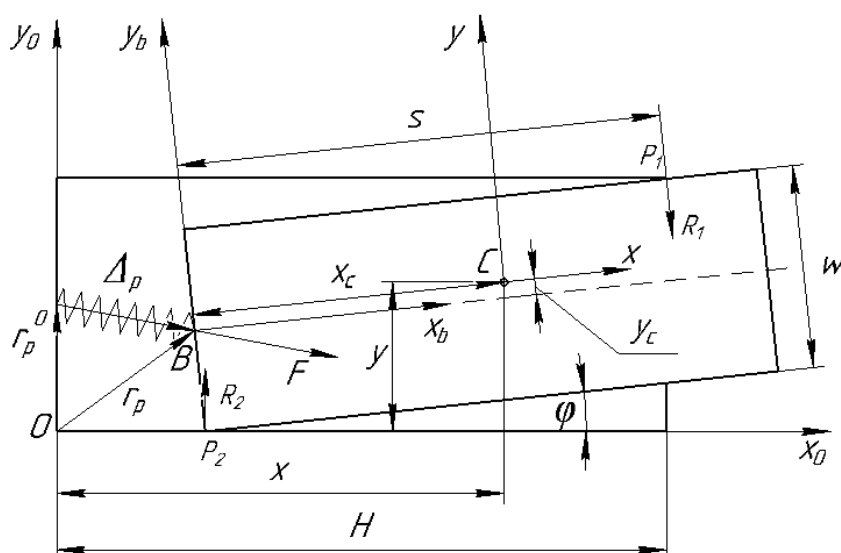


Рисунок 2 – Схематичный чертёж положения НС в ТПК

Уравнения плоского движения НС имеют следующий вид [4]:

$$\begin{cases} m\ddot{x} = F_x + R_1 \sin \varphi, \\ m\ddot{y} = F_y - R_1 \cos \varphi + R_2, \\ J\ddot{\varphi} = F_{xb}y_c - F_{yb}x_c - R_2 \left(x_c \cos \varphi - \left(\frac{w}{2} + y_c \right) \sin \varphi \right) - R_1 (s - x_c), \end{cases} \quad (1)$$

Длина НС $l = 0,34$ м, поперечный размер НС $w = 0,1$ м, масса $m = 3,54$ кг, момент инерции $I = 0,0339$ кг \cdot м², смещение ЦМ НС по оси x относительно базовой системы координат $x_c = 0,2$ м, смещение ЦМ НС по оси y относительно базовой системы координат $y_c = 0,005$ м,

где x, y — расстояния, определяющие положение ЦМ НС относительно СК Ox_0y_0 ;

φ — угол между продольной осью НС и направляющими ТПК;

F_x, F_y — проекции силы действия пружинного толкателя на оси СК Ox_0y_0 ;

R_1, R_2 — силы реакции, действующие на НС со стороны направляющих ТПК;

s — расстояние от точки контакта P_1 до оси y_b ;

F_{xb}, F_{yb} — проекции силы действия пружинного толкателя на оси СК Bx_by_b .

Чтобы учесть контакт НС с направляющими ТПК в точках P_1, P_2 , системе уравнений (1) необходимо дополнить уравнениями связей:

$$\begin{cases} x = H - (s - x_c) \cos \varphi + \left(\frac{w}{2} - y_c\right) \sin \varphi, \\ y = y_c \cos \varphi + x_c \sin \varphi + \frac{w}{2} \cos \varphi. \end{cases} \quad (2)$$

Расстояние s от точки контакта P_1 до оси y_b вычисляется по формуле:

$$s = \frac{H - x + \left(\frac{w}{2} - y_c\right) \sin \varphi + x_c \cos \varphi}{\cos \varphi}.$$

Если в процессе отделения потерян контакт НС с направляющими ТПК, соответствующая реакция становится равной нулю и из системы исключается соответствующее уравнение связи.

Системы (1) и (2) образуют систему дифференциально-алгебраических уравнений. Для ее решения необходимо дважды продифференцировать уравнения кинематических связей (2). Т.о., система (1) и дважды продифференцированные уравнения кинематических связей образуют систему линейных уравнений относительно ускорений и реакций, которая решается с помощью метода Крамера.

Начальные условия задаются следующим образом:

$$\begin{aligned} x_0 &= H - l \cos \varphi_0 + x_c \cos \varphi_0, \\ y_0 &= \left(\frac{w}{2} + y_c\right) \cos \varphi_0, \\ \varphi_0 &= \arcsin\left(\frac{\delta}{l}\right), \\ V_{x0} &= 0, \\ V_{y0} &= 0, \\ \omega_0 &= 0. \end{aligned}$$

Результаты моделирования приведены на рис. 3, 4. На рис. 3 представлены зависимости координат ЦМ НС от времени. Сплошная линия показывает

изменение координаты x , пунктирная – изменение координаты y . По изменению координаты x можно сделать вывод, что НС полностью покидает ТПК через 0,51 секунд после начала движения.

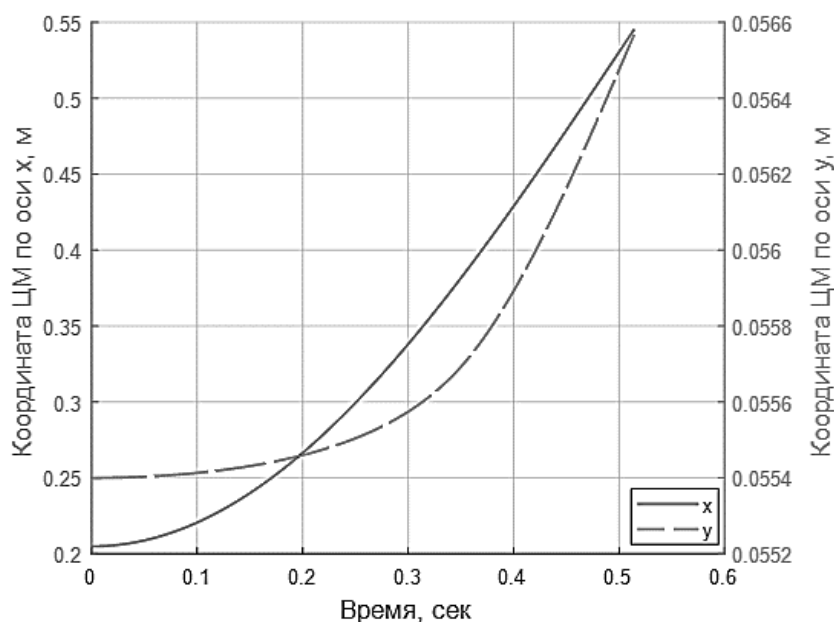


Рисунок 3 – Изменение координат ЦМ НС при выходе из ТПК

На рис. 4 приведены зависимости изменения угла отклонения и угловой скорости НС при движении внутри ТПК.

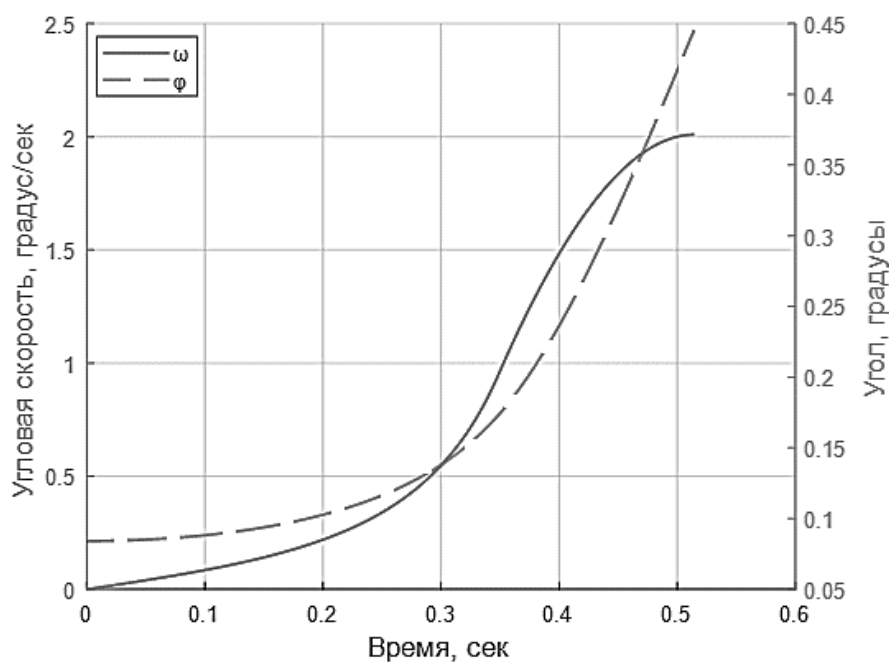


Рисунок 4 – Зависимости изменения угла φ и угловой скорости ω от времени

Сплошная линия показывает изменение угловой скорости, пунктирная – изменение угла отклонения.

Из рисунка видно, что при отделении от ТПК НС закручивается против часовой стрелки.

При отделении угол отклонения равен $0,44^\circ$.

В процессе движения внутри ТПК угловая скорость НС увеличивается. При отделении угловая скорость $\omega = 2^\circ/\text{с}$.

В процессе движения НС внутри ТПК возможна потеря контакта НС с направляющими ТПК, т.к. поперечный размер НС меньше расстояния между направляющими ТПК на величину зазора.

График на рис. 5 иллюстрирует изменение сил реакции опор при движении НС. Через 0,35 секунд после начала движения реакция R_1 становится равной нулю, но, т.к. угол отклонения продолжает увеличиваться (рис. 4), можно сделать вывод, что контакт в точке P_1 не потерян.

На НС продолжает действовать сила реакции опоры R_2 , а в точке P_1 НС только касается направляющей.

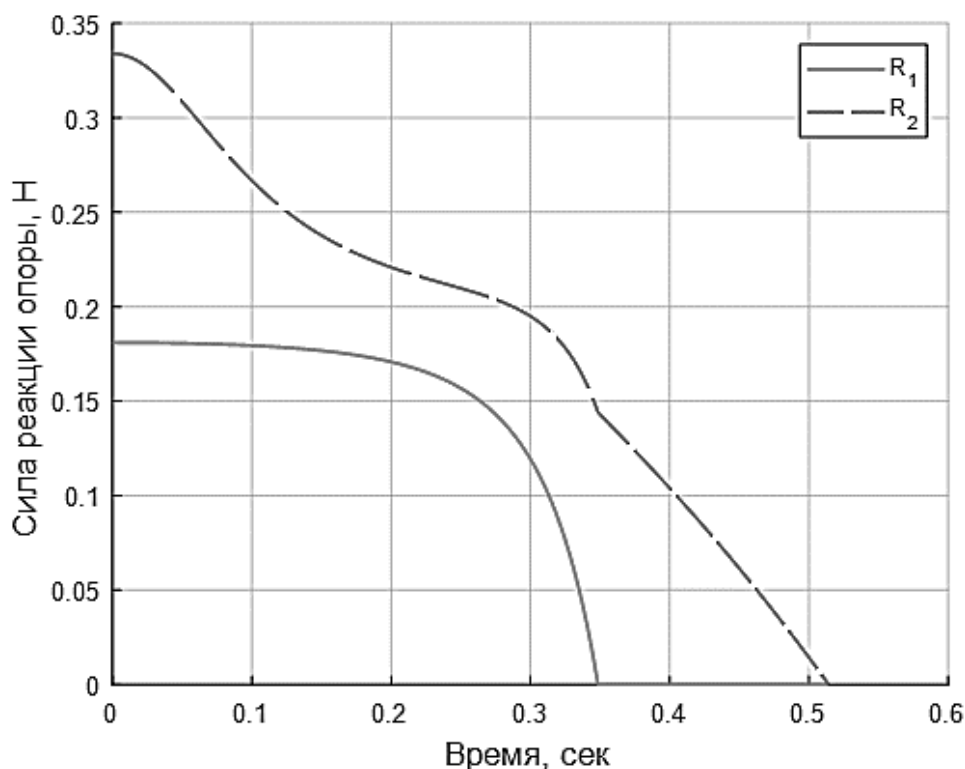


Рисунок 5 – Изменение сил реакции опор

Т.о., при параметрах ТПК $c_x = 33$ Н/м, $H = 0,36$ м, $h_p = 0,34$ м, $\delta = 0,5$ мм НС SamSat-ION отделяется через 0,51 секунд и на выходе из ТПК приобретает угловую скорость $\omega = 2^\circ/\text{с}$.

Анализ влияния параметров НС на угловую скорость отделения

Проведём оценку влияния смещения положения ЦМ НС по оси x относительно базовой системы координат при $y_c = 0,005$ м.

Результаты моделирования представлены на рис. 6.

Из графиков видно, что при смещении $x_c = 0,1$ м при отделении НС вращается с угловой скоростью $2,87$ °/с, а при $x_c = 0,25$ м – с угловой скоростью $1,52$ °/с.

Т.о., чтобы минимизировать угловую скорость отделения НС, его ЦМ следует смещать по оси x в направлении движения НС.

Также в результате моделирования получено, что во всех рассмотренных случаях НС отделяется через $0,51$ сек с момента начала движения, следовательно, смещение ЦМ по оси x не влияет на время отделения НС.

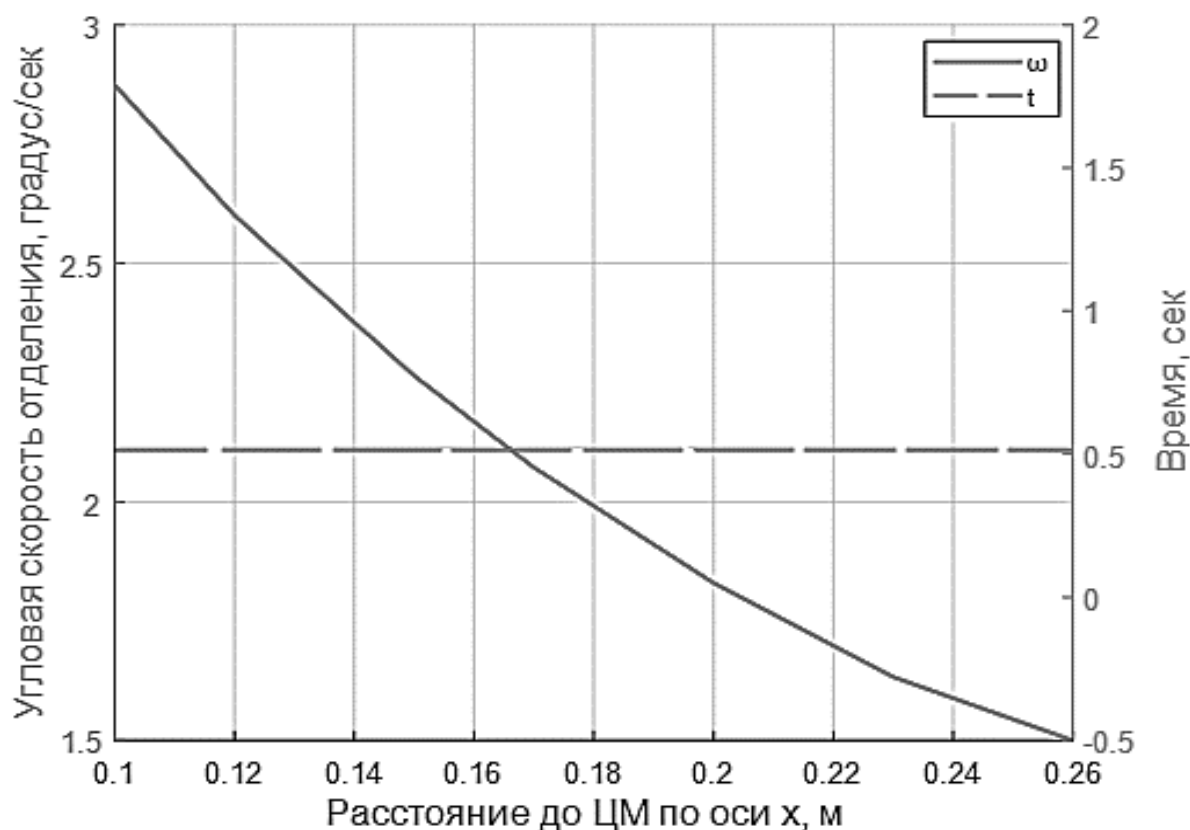


Рисунок 6 – Зависимость угловой скорости отделения ω и времени отделения t от расстояния до ЦМ по оси x

Проведём оценку влияния смещения положения ЦМ НС по оси y в диапазоне от 0 до $0,02$ м относительно базовой системы координат при $x_c = 0,2$ м.

В результате моделирования получено, что при отсутствии смещения по оси y ($y_c = 0$ м) при отделении НС вращается с угловой скоростью $0,43$ °/с, а при $y_c = 0,02$ м – с угловой скоростью $3,58$ °/с (см. рис. 7).

Во всех рассмотренных случаях НС отделяется через 0,51 сек с момента начала движения, следовательно, смещение ЦМ по оси y не влияет на время отделения НС.

Т.о., угловая скорость уменьшается при увеличении расстояния от торцевой части НС до ЦМ по оси x и увеличивается при увеличении расстояния положения ЦМ по оси y .

Поэтому для уменьшения угловой скорости на выходе из ТПК ЦМ следует сдвигать по оси x в направлении движения НС, а смещение положения ЦМ по оси y следует делать минимально возможным.

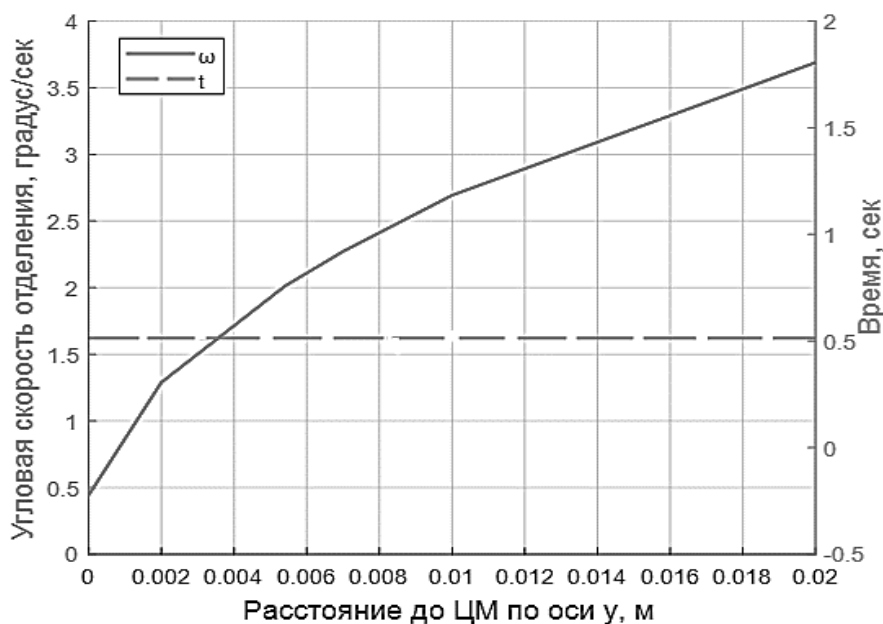


Рисунок 7 – Зависимость угловой скорости отделения ω и времени отделения t от расстояния до ЦМ по оси y

Анализ влияния параметров ТПК на угловую скорость отделения

При отделении НС следует учитывать, что на угловую скорость отделения влияют не только параметры НС, но и параметры ТПК, такие как жёсткость пружины, ход толкателя, зазор между НС и направляющими ТПК.

Посмотрим, как изменится движение НС SamSat-ION при изменении величины жёсткости пружины. Изменение угловой скорости показано на рис. 8.

В результате моделирования получено, что при жёсткости пружины $c_x = 25$ Н/м при отделении НС вращается с угловой скоростью 1,75 °/с, а при $c_x = 55$ Н/м – с угловой скоростью 2,6 °/с. Кроме того, при уменьшении жёсткости пружины с 55 Н/м до 25 Н/м время отделения увеличивается в 1,5 раза.

При изготовлении ТПК следует учитывать, что разница между поперечным размером ТПК и поперечным размером НС существенно влияет на движение НС при выходе из контейнера.

Посмотрим, как влияет изменение величины зазора между НС и

направляющими ТПК. Зависимость изменения угловой скорости при выходе НС из ТПК представлена на рис. 9.

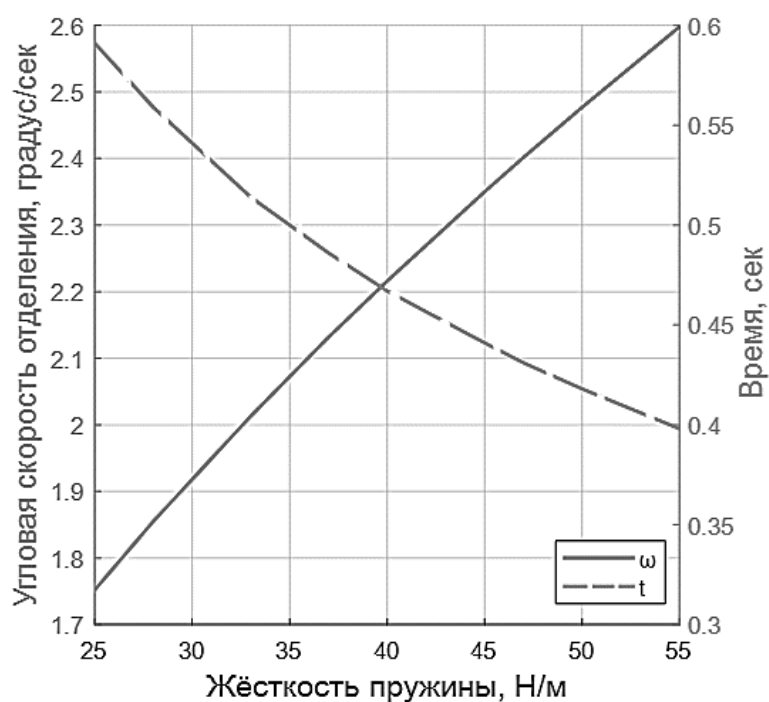


Рисунок 8 – Зависимость угловой скорости отделения ω и времени отделения t от жёсткости пружины

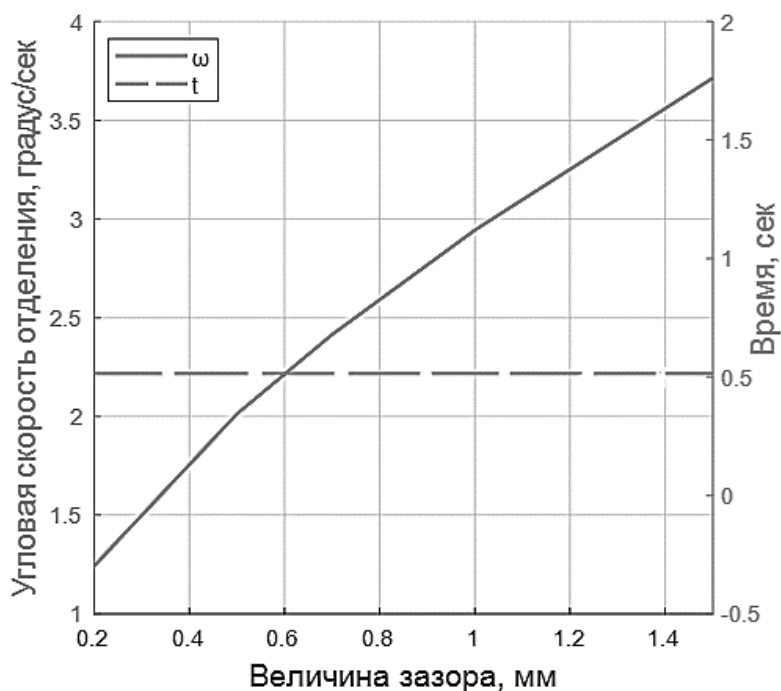


Рисунок 9 – Зависимость угловой скорости отделения ω и времени отделения t от величины зазора между НС и ТПК

В результате моделирования получено, что при зазоре $\delta = 0,2$ мм при отделении НС вращается с угловой скоростью $1,24$ °/с, а при $\delta = 2$ мм – с угловой скоростью $4,41$ °/с. Во всех рассмотренных случаях НС отделяется через $0,51$ сек с момента начала движения, следовательно, изменение величины зазора не влияет на время отделения НС.

Т.о., при увеличении зазора между НС и направляющими ТПК время отделения НС не изменяется, а угловая скорость отделения увеличивается в несколько раз.

Следовательно, для обеспечения минимальной угловой скорости НС при выходе из ТПК зазор следует делать минимально возможным. Однако, из-за слишком маленького зазора НС может заклинить в ТПК. Поэтому рекомендуется делать зазор не менее $0,2$ мм.

Расстояние, на которое перемещается платформа толкателя, называется ходом толкателя. Как только платформа перестает действовать на НС, его дальнейшее движение происходит по инерции. Посмотрим, как влияет изменение расстояния хода толкателя. Изменение угловой скорости отделения и времени отделения НС при разном значении хода толкателя между НС и направляющими ТПК представлено на рис. 10. В результате моделирования получено, что при ходе толкателя $h_p = 0,18$ м (т.е. когда платформа толкателя действует на НС до середины длины ТПК, а далее НС движется по инерции) при отделении НС вращается с угловой скоростью $0,37$ °/с, а при $h_p = 0,34$ м, когда платформа толкателя действует на НС по всей длине ТПК, – с угловой скоростью $1,79$ °/с. Кроме того, при увеличении хода толкателя время отделения НС уменьшается.

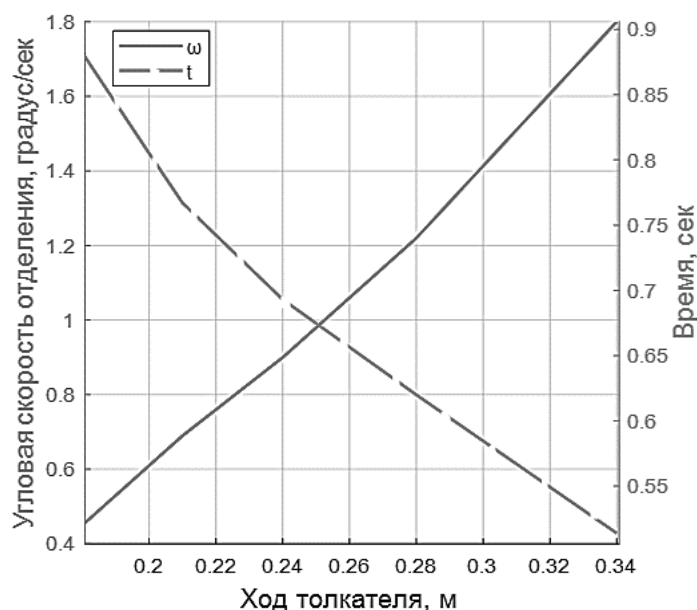


Рисунок 10 - Зависимость угловой скорости отделения ω и времени отделения t от хода толкателя

Т.о., при увеличении хода толкателя НС закручивается значительно сильнее. Уменьшив ход толкателя, можно добиться уменьшения угловой скорости отделения НС в несколько раз.

Подбор параметров ТПК для обеспечения заданной угловой скорости отделения

Рассмотрим задачу обеспечения определённой угловой скорости отделения НС SamSat-ION путём подбора параметров ТПК. Однако, прежде чем перейти к подбору параметров ТПК, необходимо учесть, что ТПК должен гарантировать полный выход НС, следовательно, на значения жёсткости пружины и хода толкателя накладываются ограничения. При их несоблюдении пружина не вытолкнет НС из ТПК полностью.

На рис. 11 приведены графики зависимостей хода толкателя от минимальной жёсткости пружины, обеспечивающей полный выход НС из ТПК с линейными скоростями отделения $V_{отд} = 0,5$ м/с (пунктирная линия) и $V_{отд} = 1$ м/с (сплошная линия).

По графику видно, что с увеличением хода толкателя минимальная жёсткость пружины должна уменьшаться, чтобы линейная скорость отделения не превышала заданного значения.

Т.о., чтобы НС SamSat-ION полностью покинул ТПК с линейной скоростью отделения 0,5 м/с при ходе толкателя 0,2 м, жёсткость пружины должна быть не менее 28 Н/м.

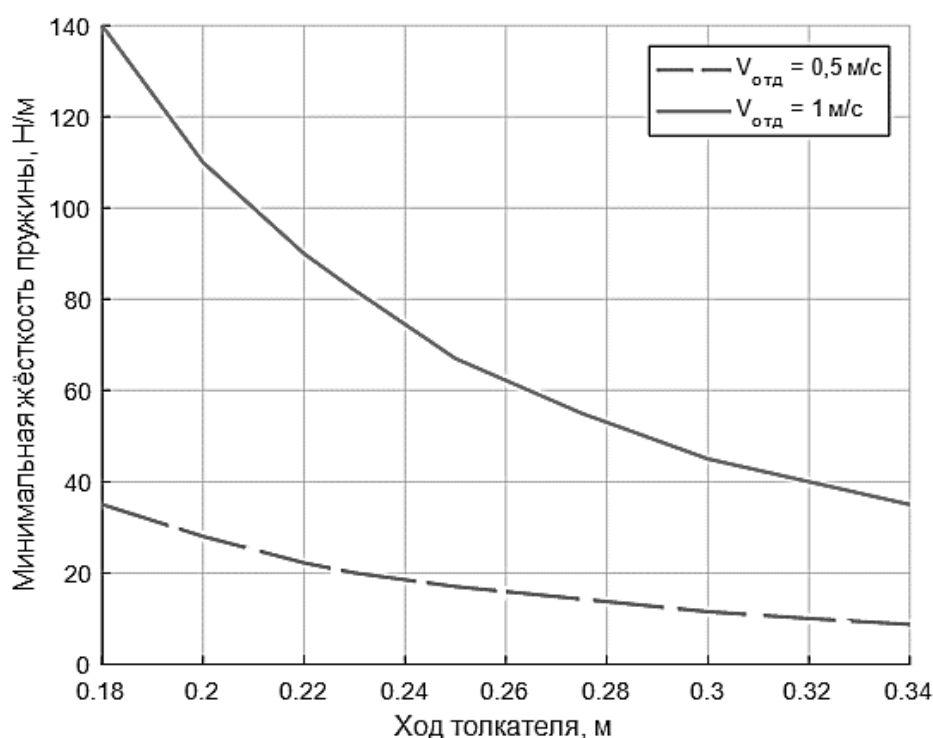


Рисунок 11 – Зависимости минимальной жёсткости пружины от хода толкателя при различных линейных скоростях отделения НС

На рис. 12 приведены графики зависимостей максимальной жёсткости пружины от максимального зазора при различных значениях хода толкателя, обеспечивающие угловую скорость отделения НС SamSat-ION не более $1^\circ/\text{с}$ и линейную скорость отделения не менее $0,5 \text{ м/с}$. Зависимости для других расстояний хода толкателя можно получить путём интерполяции данных графиков. По результатам моделирования можно сделать вывод: чем больше значение хода толкателя, тем величина зазора между НС и направляющими ТПК должна быть меньше, чтобы обеспечить угловую скорость отделения НС не более $1^\circ/\text{с}$. Однако, с уменьшением величины зазора увеличивается вероятность того, что НС заклинит в ТПК. Следовательно, нужно делать минимальным ход толкателя. При уменьшении хода толкателя важно следить за величиной жёсткости пружины, чтобы обеспечить полный выход НС из ТПК.

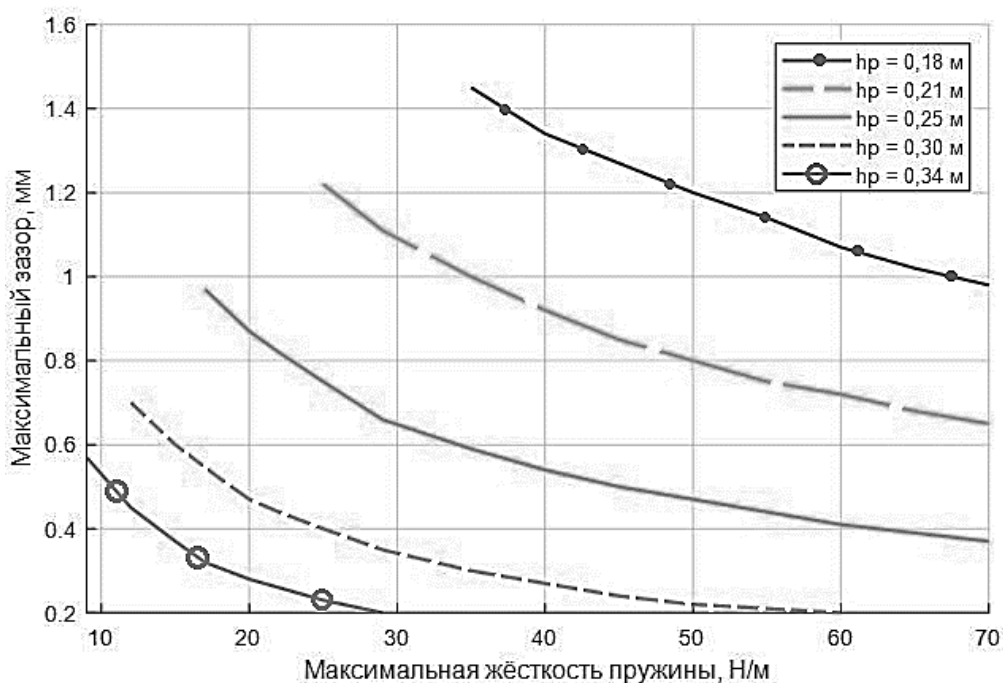


Рисунок 12 – Максимальные значения жёсткости пружины и величины зазора при различных значениях хода толкателя

Влияние вращения блока выведения на начальную угловую скорость

Рассмотрим влияние вращения блока выведения на движение НС при выходе из ТПК (плоский случай).

Предположим, что НС SamSat-ION установлен на блоке выведения, который имеет угловую скорость вращения $10^\circ/\text{с}$. ТПК можно закрепить на блоке выведения двумя способами: перпендикулярно и параллельно оси вращения блока. Рассмотрим оба случая.

1. Расположение ТПК перпендикулярно оси вращения блока выведения.

Пусть ТПК располагается на блоке выведения на расстоянии r_b от оси вращения блока, который вращается с угловой скоростью $w_e = 10^\circ/\text{с}$.

Тогда на НС будет действовать центробежная сила $\Phi_{цб}$, возникающая из-за вращения блока выведения и приложенная к ЦМ НС (см. рис. 13).

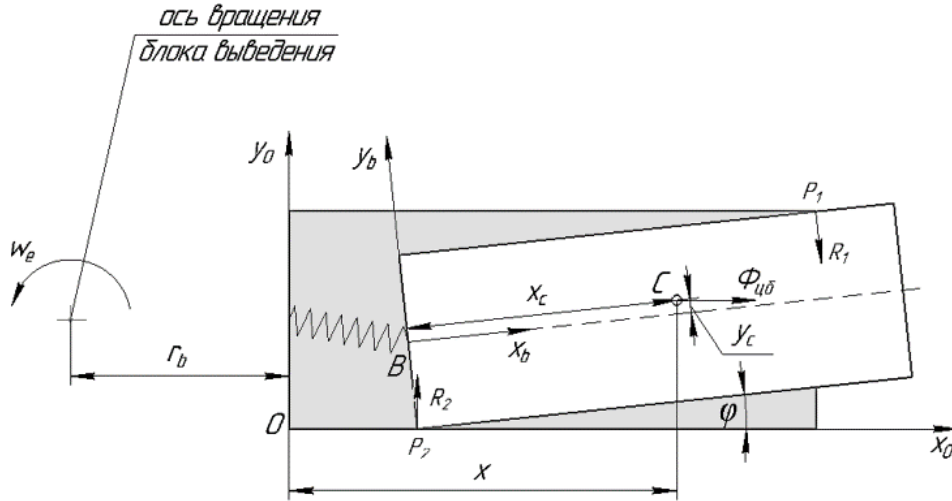


Рисунок 13 – Расположение ТПК перпендикулярно оси вращения блока выведения

С учётом влияния на НС блока выведения система (1) запишется следующим образом:

$$\begin{cases} m\ddot{x} = F_x + R_1 \sin \varphi + \Phi_{цб}, \\ m\ddot{y} = F_y - R_1 \cos \varphi + R_2, \\ J\ddot{\varphi} = F_{xb}y_c - F_{yb}x_c - R_2 \left(x_c \cos \varphi - \left(\frac{w}{2} + y_c \right) \sin \varphi \right) - R_1(s - x_c), \end{cases} \quad (3)$$

где центробежная сила $\Phi_{цб}$ вычисляется по следующей формуле:

$$\Phi_{цб} = mrw_e^2, \quad (4)$$

где r – расстояние от оси вращения блока выведения до ЦМ НС, т.е.

$$r = r_b + x.$$

Результаты моделирования приведены на рис. 14.

Пунктирные линии – результаты моделирования без учёта влияния блока выведения, сплошные – с учётом влияния блока выведения.

По результатам моделирования можно сделать вывод, что: время отделения уменьшилось на 0,01 сек; линейная скорость отделения увеличилась на 0,02 м/с;

угловая скорость отделения не изменилась.

Т.о., при расположении ТПК перпендикулярно оси вращения блока выведения влияние блока на движение НС незначительное и им можно пренебречь.

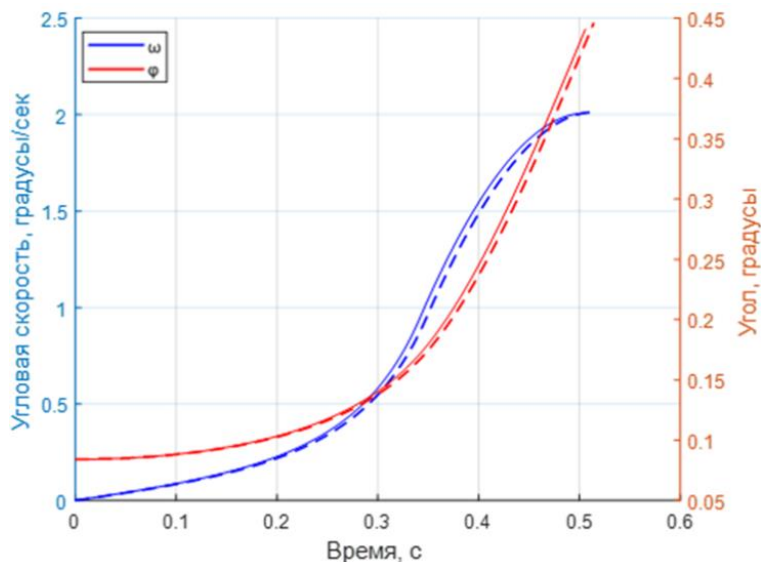


Рисунок 14 – Зависимости изменения угла φ и угловой скорости ω от времени

2. Расположение ТПК параллельно оси вращения блока выведения.

Пусть ТПК располагается параллельно на блоке выведения относительно оси его вращения на расстоянии r_b от оси вращения блока, который имеет угловую скорость w_e (см. рис. 15).

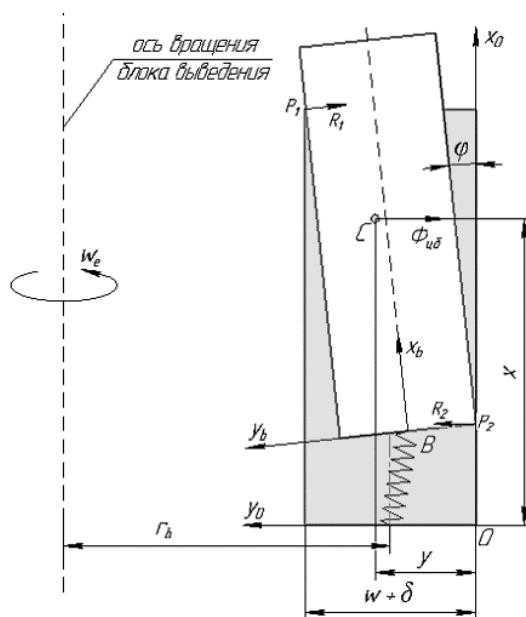


Рисунок 15 - Расположение ТПК параллельно оси вращения блока выведения (вид сбоку)

Тогда на НС будет действовать центробежная сила $\Phi_{цб}$, возникающая из-за вращения блока выведения и приложенная к ЦМ НС.

С учётом влияния на НС блока выведения система (1) запишется следующим образом:

$$\begin{cases} m\ddot{x} = F_x + R_1 \sin \varphi, \\ m\ddot{y} = F_y - R_1 \cos \varphi + R_2 - \Phi_{цб}, \\ J\ddot{\varphi} = F_{xb}y_c - F_{yb}x_c - R_2 \left(x_c \cos \varphi - \left(\frac{w}{2} + y_c \right) \sin \varphi \right) - R_1(s - x_c), \end{cases} \quad (5)$$

где центробежная сила $\Phi_{цб}$ вычисляется по формуле (4).

Расстояние от оси вращения блока выведения до центра масс наноспутника в данном случае вычисляется следующим образом:

$$r = r_b + \frac{w+\delta}{2} - y.$$

Результаты моделирования приведены на рис. 16. Пунктирные линии – результаты моделирования без учёта влияния блока выведения, сплошные – с учётом влияния блока выведения. Следовательно, влияние на движение НС при расположении ТПК параллельно относительно оси вращения блока выведения следующее: время отделения не изменилось; при $w_e = 10^\circ/\text{с}$ угловая скорость отделения увеличилась на $2,2^\circ/\text{с}$, при $w_e = 8^\circ/\text{с}$ – увеличилась на $0,52^\circ/\text{с}$, при $w_e < 5^\circ/\text{с}$ влияние на угловую скорость отделения незначительно.

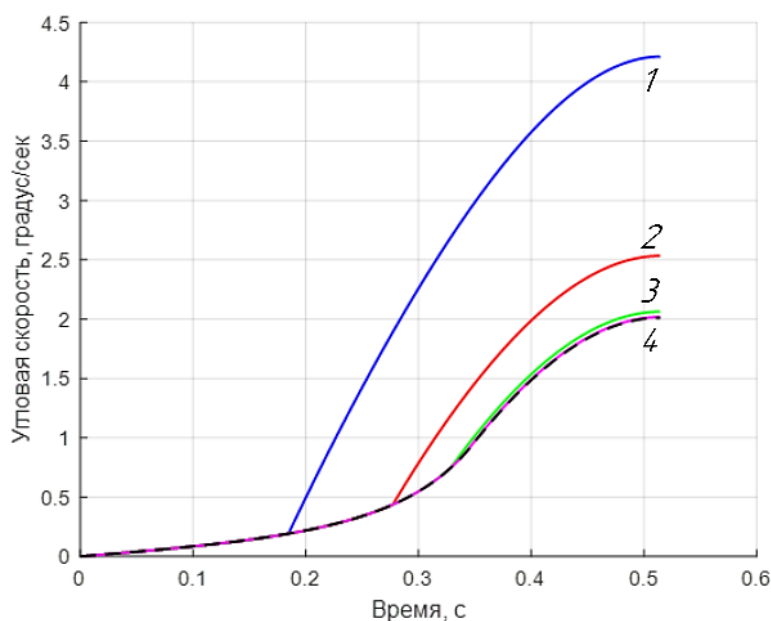


Рисунок 16 – Зависимости изменения угловой скорости отделения от времени при различных значениях угловой скорости вращения блока выведения w_e (1 – $10^\circ/\text{с}$, 2 – $8^\circ/\text{с}$, 3 – $5^\circ/\text{с}$, 4 – $3^\circ/\text{с}$)

Т.о., при расположении ТПК на блоке выведения параллельно его оси вращения, блок выведения оказывает существенное влияние на движение НС при скорости вращения блока выведения $\omega_e > 5$ °/с.

Однако, обычно блок выведения вращается со скоростью не более 3 °/с. Например, блок выведения «Икар» разработки ЦСКБ-Прогресс имеет угловую скорость 0,5 °/с.

Такая скорость вращения оказывает незначительное влияние на угловую скорость отделения НС, поэтому ей можно пренебречь.

Заключение

Т.о., можно сделать следующие выводы. Существенное влияние на угловую скорость отделения оказывают следующие параметры: смещение ЦМ по оси y , зазор между НС и направляющими ТПК, а также ход толкателя. Для уменьшения угловой скорости отделения данные параметры следует делать минимально возможными. Изменяя параметры ТПК, можно обеспечить определённую угловую скорость отделения НС. При этом следует учитывать ограничения, которые накладываются на значения жёсткости пружины и хода толкателя.

Расположение ТПК на блоке выведения перпендикулярно оси его вращения не оказывает существенного влияния на угловую скорость отделения НС. Расположение ТПК параллельно оси вращения блока выведения не оказывает влияния на угловую скорость отделения при скорости вращения блока выведения менее, чем 5 °/с. При скоростях выше данного значения влияние блока выведения на угловую скорость отделения НС существенно и им пренебрегать нельзя.

Полученные результаты могут быть использованы при предварительной оценке начальной угловой скорости отделения НС SamSat-ION и других НС. Кроме того, результаты можно использовать при проектировании ТПК для обеспечения минимальной угловой скорости отделения НС.

Литература

1. Munakata R. Cubesat design specification rev. 13 // The CubeSat Program. California Polytechnic State University, 2013.
2. Космодемьянский Е.В., Кириченко А.С. и др. Инновационный формат организации миссий по выведению малых космических аппаратов // Труды МАИ. 2013. № 74. С. 14.
3. Toorian A. Redesign of the Poly Picosatellite Orbital Deployer for the Dnepr Launch Vehicle // 2007. С. 180.
4. Юдинцев В.В. Динамика отделения наноспутника формата кубсат от транспортно-пускового контейнера // Полёт. № 8-9. 2015. С. 10-15.

УДК 629.78.02

eLIBRARY.RU: 55.49.29

О.Г. Деменко

АО «НПО Лавочкина», г. Химки, Моск. обл.

**К ВОПРОСУ ОБ ОПРЕДЕЛЕНИИ ПАРАМЕТРОВ
ЭКВИВАЛЕНТНОГО УДАРНОГО МЕХАНИЧЕСКОГО НАГРУЖЕНИЯ
TO THE QUESTION OF DETERMINING THE PARAMETERS
OF EQUIVALENT SHOCK MECHANICAL LOADING**

Аннотация: Рассматривается проблема имитации эксплуатационного ударного нагружения элементов космического аппарата (КА) при проведении его наземных испытаний на прочность. Предлагается использование одиночных механических ударов. Анализируется понятие эквивалентного механического удара. Обосновывается подход к определению величины и длительности эквивалентного удара.

Ключевые слова: ударная прочность КА, ударные испытания, ударный спектр нагрузки, имитация ударного нагружения.

Abstract: The problem of simulating operational shock loading of spacecraft elements during its ground strength tests is considered in this paper. It is proposed to use single mechanical shocks. The concept of equivalent mechanical impact is analyzed. Substantiates the approach to determining the magnitude and duration of an equivalent impact.

Keywords: shock strength of spacecraft, shock test, shock load spectrum, shock loading simulation.

При эксплуатации современных космических аппаратов (КА) их конструкция, оборудование и бортовая аппаратура подвергаются действию значительных ударно-импульсных нагрузок, которые возникают в результате срабатывания пиротехнических или детонационных устройств, используемых в системах отделения КА, а также в различных системах раскрытия солнечных батарей, антенн, посадочных опор и других трансформируемых частей КА. В связи с этим к самому КА и его составным частям предъявляется требование ударной прочности, - КА, и особенно его аппаратура, должны сохранять работоспособность с заданными характеристиками точности и надёжности после воздействия на них расчетных ударных нагрузок.

Расчетные ударные нагрузки для каждого объекта, входящего в состав КА (прибор, агрегат, составная часть КА и т.д.), задаются в узлах его крепления. Эти нагрузки зависят от конструкции и мощности соответствующих пиротехнических механизмов, создающих первичную ударную нагрузку, а также от места расположения каждого объекта на КА и от динамических свойств самой

конструкции КА, определяющих величину усиления или ослабления первичных ударных нагрузок при распространении ударной волны по конструкции КА. При реальной эксплуатации КА ударные нагрузки, действующие на каждую из его составных частей, строго индивидуальные, - они отличаются величиной нагрузки, временем нарастания нагрузки и количеством колебаний конструкции в результате действия ударного импульса. Наиболее точной характеристикой ударной нагрузки является ее ударный спектр ускорений отклика, который показывает зависимость величин максимальных ускорений отклика одностепенных осцилляторов (каждый из которых настроен на свою собственную частоту), возбуждаемых рассматриваемым ударным воздействием, от собственных частот этих осцилляторов [1].

В соответствии с принятым подходом к обеспечению прочности КА, все требования к расчетным нагрузкам (в том числе и к ударным нагрузкам), определяющим конструкцию КА, задаются еще на этапе проектирования КА, а затем проверяются на разработанных изделиях в ходе натурных испытаний на прочность.

Расчетные случаи нагружения определяются на основе нагрузок, которые, как предполагается, будут действовать при эксплуатации. Особенность ударных нагрузок состоит в том, что в настоящее время они не поддаются предварительному расчету, поэтому расчетные ударные нагрузки для проектирования всех частей КА задаются экспертно, с учетом установленных коэффициентов безопасности, на основе имеющихся прототипов или предварительных натурных ударных испытаний на специальных макетах, моделирующих реальную конструкцию. Причем они, как правило, задаются не для каждой отдельной части КА, а для больших групп таких частей (например, для всей бортовой аппаратуры КА чаще всего задаются единые требования по ударной прочности, независимо от места расположения на КА каждого отдельного блока). Неизбежные при таком подходе неточности задания расчетной ударной нагрузки идут в запас прочности проектируемых изделий.

Базовый ударный спектр (БУС), задаваемый в качестве критерия ударной прочности составных частей КА, строится, как правило, в виде схематически упрощенной огибающей по различным ударным спектрам ускорений, возникающих в различных элементах КА - прототипов при воздействии ударных импульсов. Примеры таких ударных спектров показаны на рис. 1 [2]. Здесь в логарифмическом масштабе по вертикальной оси отложены ускорения отклика A_s в g ($g = 9,81 \text{ м/с}^2$), по горизонтальной – частота f в Гц. Черным цветом показан базовый ударный спектр, задающий требования по ударной прочности для оборудования десантного модуля КА «Экзомарс-2020». В соответствии с указанным выше, он далек от формы реальных ударных спектров и имеет вид ломаной кривой, состоящей из отдельных прямых отрезков. Темно-зеленым, синим и красным цветами показаны огибающие реальных ударных спектров, полученных по результатам натурных ударных испытаний десантного модуля КА «Экзомарс-2020» для различных частей конструкции: темно-зеленый цвет –

вблизи системы отделения десантного модуля (на расстоянии до 20 см от ее детонационных механизмов), синий цвет – промежуточная зона конструкции десантного модуля от системы отделения до мест расположения приборных панелей (на расстоянии от 20 см до 100 см от ее детонационных механизмов), красный цвет – зона расположения приборов и агрегатов (на расстоянии более 100 см от ее детонационных механизмов). Светло-зеленым и желтым синим цветами показаны огибающие реальных ударных спектров в местах расположения оборудования, полученных по результатам натурных ударных КА «Спектр-УФ» и «Спектр-РГ» соответственно.

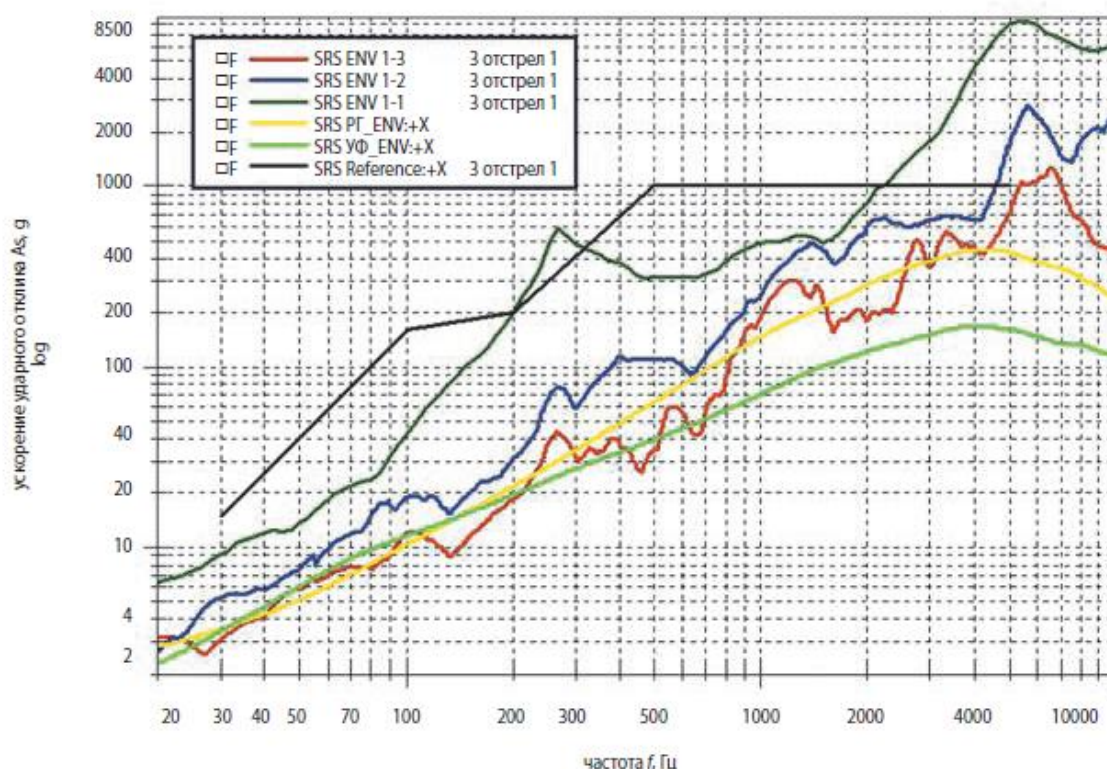


Рисунок 1 - Примеры ударных спектров, задающие требования к ударной прочности современных КА

Экспериментальное определение уровня ударной прочности проводится в ходе натурных испытаний КА в целом и в ходе автономных ударных испытаний отдельных систем, агрегатов, блоков аппаратуры. Натурные ударные испытания КА проводятся на натурном макете КА при штатном срабатывании средств отделения. При этих испытаниях проверяется правильность задания требований по ударной прочности к отдельным частям КА. В этом случае трудностей с воспроизведением ударной нагрузки, очевидно, не возникает. Автономные ударные испытания отдельных объектов в составе КА проводятся на их натурных экспериментальных образцах и преследуют целью проверку соответствия ударной прочности этих объектов заданным требованиям.

При этих автономных испытаниях зачастую приходится сталкиваться с проблемой воспроизведения требуемых условий ударного нагружения, а именно, - базового ударного спектра.

Эта проблема состоит в том, что при автономных испытаниях мы должны приложить ударный импульс к самым узлам крепления объекта. А в действительности этот импульс создается вдали от объекта и его узлов крепления и приходит к ним по конструкции КА, сильно искажаясь при этом в частотном плане – ударные спектры вблизи центра удара и вдали от него, как правило, сильно отличаются друг от друга из-за искажений первоначального ударного спектра в различных диапазонах частот – конструкция КА, передающая ударное воздействие от источника удара к объекту КА, выступает в роли своеобразного частотного фильтра, причем каждая часть конструкции КА – это фильтр с индивидуальной частотной характеристикой. Поэтому создаваемый при автономных испытаниях ударный импульс имеет ударный спектр, по объективным причинам сильно отличающийся по форме от заданного базового ударного спектра.

Указанная проблема значительно осложняется также отсутствием в настоящее время специализированных ударных стендов для проведения автономных ударных испытаний образцов космической техники, способных производить ударные воздействия, создающие в узлах крепления приборов требуемые ударные спектры отклика [3]. Следовательно, вопрос о замене требуемого гипотетического ударного импульса, создающего БУС, некоторыми реальными импульсами, создающими ударные спектры отклика, отличающиеся от требуемых, но эквивалентными им по повреждаемости, вполне правомерен.

В качестве источника таких эквивалентных импульсов наиболее удобно использовать, в силу их простоты и удобства реализации, ударные импульсы, создаваемые механическими средствами при столкновении движущегося ударного тела (бойка) с неподвижной преградой (объектом испытания) или вручную с использованием ударного молотка. Удары, возникающие при столкновении механических движущихся тел, будем в дальнейшем называть механическими. В пользу такого решения говорит то, что в настоящее время механические удары де-факто используются при проведении различных ударных испытаний, и практика создания КА подтверждает допустимость такого воспроизведения условий ударного нагружения. Однако, для грамотной и эффективной реализации такого подхода необходима методика определения параметров эквивалентных механических ударов под заданный БУС. Актуальность этого вопроса в настоящее время достаточно высока в силу постоянного усложнения БУС современных и перспективных КА.

Рассмотрим, в связи с этим, прежде всего, само понятие эквивалентного механического ударного импульса, и постараемся также определить подход к оценке его параметров. Очевидно, что эквивалентность здесь нами понимается с точки зрения ударной прочности объекта испытаний, т.е. значения показате-

лей его прочности при нагружении, соответствующем БУС, должны совпадать с такими значениями при эквивалентном механическом ударе.

Ударному разрушению подвергаются в основном хрупкие материалы, для которых показателем прочности является максимальное значение напряжения элемента конструкции в процессе нагружения, или связанная с ним максимальная деформация.

Для анализа напряженно-деформированного состояния конструкции (НДС) примем некоторые упрощающие допущения. Наибольший отклик на ударное воздействие происходит в направлении действия ударной нагрузки, поэтому напряжения в направлении удара наиболее важны, исходя из этого будем рассматривать НДС как одноосное, а элемент конструкции моделировать системой с одной степенью свободы – перемещением (деформацией) в направлении удара.

Этот элемент обладает массой, жесткостью и демпфированием. Объект испытаний представляет собой большое количество таких элементов, соединенных между собой параллельно или последовательно.

При последовательном соединении элементов динамическая характеристика системы, а значит и ее отклик на нестационарное воздействие, будет определяться главным образом параметрами самого первого элемента в цепочке соединения (он выступает в роли частотного фильтра с частотой фильтрации примерно равной собственной частоте колебаний) [4].

Поскольку нас интересует отклик конструкции в широком диапазоне частот, то для нашего исследования наибольшее значение будет иметь параллельное соединение упругих элементов, как показано на рис. 2.

В этом случае отдельные элементы не оказывают влияния друг на друга, их отклики на удар не зависят друг от друга. Такая модель будет нам также удобна и тем, что она по определению используется для построения ударного спектра.

На рис. 2 и далее обозначено: M_i – масса элемента; K_i – его жесткость; C_i – коэффициент демпфирования (рассматриваем общепринятый случай вязкого трения); f_i – собственная частота колебаний элемента (в Гц); $\omega_i = \sqrt{\frac{K_i}{M_i}}$ – круговая собственная частота колебаний элемента (в рад/с); x_i – перемещение массы относительно основания; X_i – абсолютное перемещение массы (в неподвижной системе координат); Y – абсолютное перемещение основания (общее для всех грузов); \ddot{X} и \ddot{Y} – абсолютные ускорения массы и основания, $Q_i = \frac{\omega_i}{2C_i}$ – добротность элемента как колебательной системы; τ – длительность действия одиночного ударного импульса; t – время; A_0 – максимальное ускорение ударного импульса; A_s – ускорение ударного спектра; $f_y = \frac{1}{2\tau}$ – частота ударного воздействия; f_u – частота излома БУС (частота ударного спектра, при которой стыкуются две его ветви – наклонная и горизонтальная, например, на рис. 1 БУС имеет два излома, первый $f_{u1} = 100$ Гц, второй – $f_{u2} = 500$ Гц).

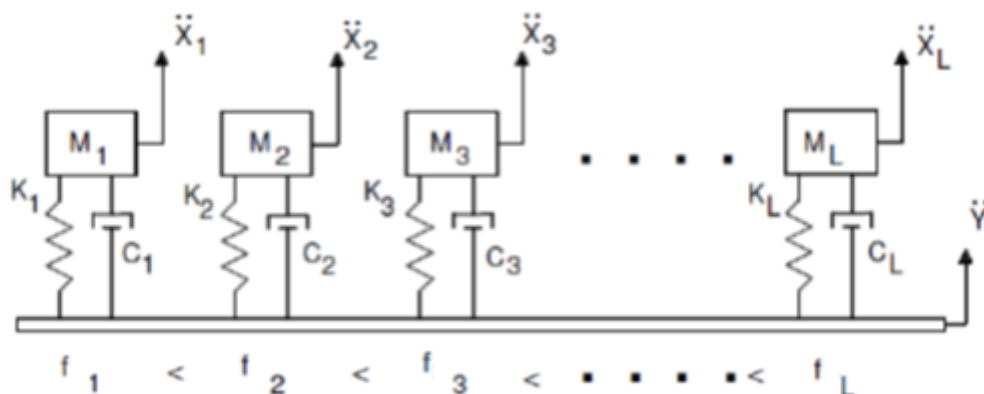


Рисунок 2 - Математическая модель объекта ударного испытания

Движение массы M_i необходимо рассматривать в абсолютных X_i и относительных x_i координатах.

Абсолютная система координат связана с землей, относительная – с подвижным основанием.

Величина x – деформация элемента, характеризует его НДС, величина \ddot{X} – измеряется акселерометрами при испытаниях и позволяет построить ударный спектр процесса.

Уравнения движения каждого груза M_i имеют вид [5]:

$$\ddot{x} + 2C_i\dot{x} + \omega_i^2 x_i = -\ddot{Y}, \quad (1)$$

где \ddot{Y} – известная функция от t , определяемая видом ударного импульса, а \ddot{x} определяется из уравнения:

$$\ddot{X} = \ddot{x} + \ddot{Y}, \quad (2)$$

Уравнение (1) не имеет аналитического решения при произвольном ударном воздействии $\ddot{Y}(t)$. Для определения отклика системы на ударное воздействие будем использовать метод численного интегрирования, например широко применяемый метод Рунге-Кутты.

При проведении расчетов будем принимать M_i и K_i такими, чтобы обеспечить требуемую величину ω_i (для определенности примем $K_i = \omega_i$, $M_i = 1/\omega_i$), а C_i – исходя из добротности Q_i при каждой частоте ω_i . В соответствии с общепринятыми допущениями для конструкций КА, величину Q_i будем считать одинаковой для всех элементов и равной $Q = 10$.

При расчетах для удобства будем оценивать деформации и ускорения в относительных единицах: $\bar{x}_i = \frac{x_i}{x_{i \text{ стат}}} = \frac{x_i \omega_i^2}{A_0}$ и $\bar{\ddot{X}}_i = \frac{\ddot{X}_i}{A_0}$, здесь $x_{i \text{ стат}} = \frac{M_i A_0}{K_i}$ – деформация элемента под действием статически приложенной силы, создающей при ударе ускорение A_0 . Для оценки частоты будем использовать относитель-

ные частоты $\bar{f}_l = \frac{f_i}{f_y} = 2f_i\tau$ и $\tilde{f}_l = \frac{f_i}{f_{и}}$, а время будем выражать относительной величиной $\bar{t} = \frac{t}{\tau}$.

Таким образом, сформулируем задачу настоящего исследования в следующем виде: определить пиковую величину ускорения A_0 и длительность τ одиночного механического ударного импульса, при котором максимальное перемещение в процессе удара в каждом элементе объекта испытания $x_{i \text{ макс}}^{\text{мех}}$ будет равняться $x_{i \text{ макс}}^{\text{БУС}}$ при ударном нагружении, соответствующем БУС.

Рассмотрим действие одиночного механического удара. Различия в ударных спектрах, создаваемых ударными импульсами разной формы – в частности, треугольной и полусинусоидальной, весьма незначительны, как показано на рис. 3, однако математическое описание полусинусоидальной формы более удобно, поэтому в дальнейшем будем использовать полусинусоидальную модель формы ударного импульса.

На рис. 3 слева показаны временные функции ускорений импульсов (в данном случае $\tau = 0,001\text{с}$ и $A_0 = 400\text{г}$), а справа – соответствующие им ударные спектры отклика.

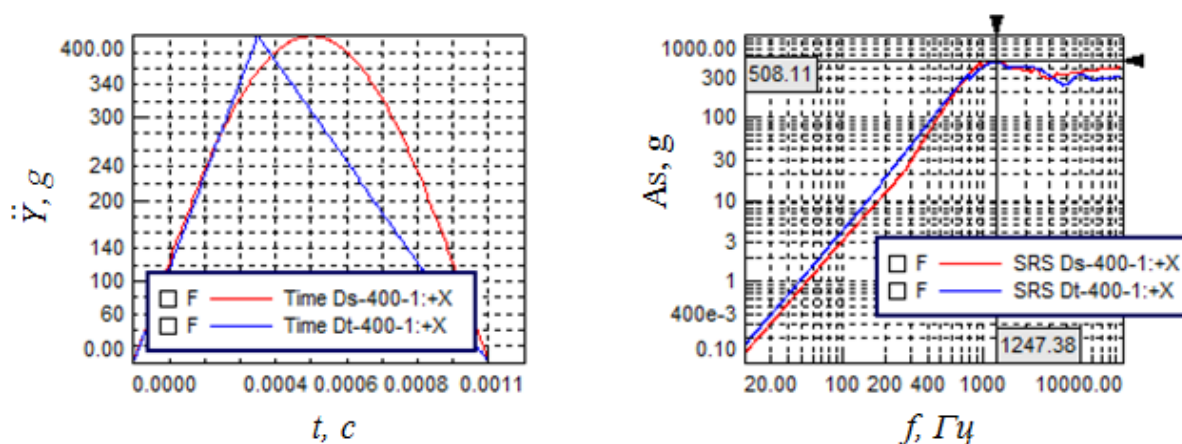


Рисунок 3 - Сравнение ударных спектров, создаваемых треугольным и полусинусоидальным ударными импульсами

На рис. 4 для различных элементов конструкции приведены зависимости ударного отклика (от времени) при действии одного и того же полусинусоидального импульса (в расчетах использованы значения $\tau = 0,01\text{ с}$ и $A_0 = 10\text{ г}$). На каждой части а), б), в), г) рис. 4 показаны зеленым, желтым и коричневым цветами относительные величины деформации \bar{x}_i , ускорения отклика \bar{X}_l и ускорения ударного импульса \bar{Y} .

По горизонтальной оси отложена величина \bar{t} . Часть а) рис. 4 относится к элементу с собственной частотой $\bar{f}_l = 0,1$ ($f_i = 5\text{ Гц}$), часть б) – с $\bar{f}_l = 1,5$ ($f_i = 75\text{ Гц}$), часть в) – $\bar{f}_l = 4$ ($f_i = 200\text{ Гц}$), часть г) – $\bar{f}_l = 10$ ($f_i = 500\text{ Гц}$).

Анализ результатов расчета показывает, что зависимость максимальной величины ускорения отклика от собственной частоты колебаний элемента имеет неравномерный характер.

Наибольший отклик происходит при $\bar{f}_i = 1 \dots 2$, при этом максимальная деформация и ускорение отклика достигаются примерно к моменту окончания действия импульса ($\bar{t} \approx 1$).

При уменьшении $\bar{f}_i < 1$ отклик уменьшается до нуля, при этом максимальные параметры отклика достигаются значительно позже момента окончания действия импульса ($\bar{t} \gg 1$).

При увеличении $\bar{f}_i > 2$ отклик тоже уменьшается, но не до нуля, а стремится к форме ударного импульса при $\bar{f}_i \gg 1$.

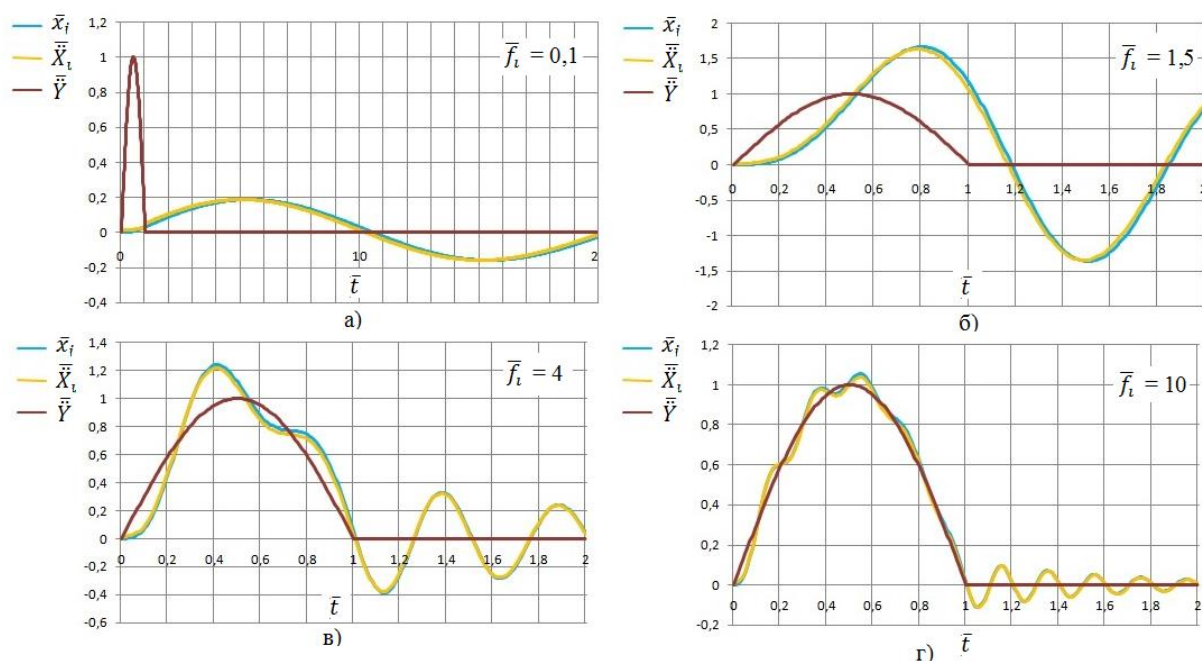


Рисунок 4 - Отклик упругой системы на полусинусоидальный импульс

Важно отметить, что для всех элементов графики \bar{x}_i и $\bar{\ddot{X}}_i$ практически совпадают друг с другом: $\bar{x}_i \approx \bar{\ddot{X}}_i$ и $t(\bar{x}_{\max i}) \approx t(\bar{\ddot{X}}_{\max i})$.

Это говорит о том, что при использовавшейся в расчетах величине $Q = 10$ (и, очевидно, при всех $Q > 10$) влияние демпфирования на отклик упругой системы невелико.

Действительно, если это так, то $\ddot{X} \approx \frac{K_i x_i}{M_i} = \frac{K_i \bar{x}_i A_0}{M_i \omega_i^2} = \bar{x}_i A_0$, откуда следует, что $\bar{\ddot{X}}_i \approx \bar{x}_i$.

Тогда из уравнений (1) и (2) следует, что безразмерные решения этих уравнений, выраженные через относительные величины, подобны и не зависят от конкретных величин A_0 , τ и f_i .

Заменяя в уравнениях (1) и (2) $t = \bar{t}\tau$, $x_i = \bar{x}_i \frac{A_0}{\omega_i^2}$, $C_i = \frac{\omega_i}{2Q_i}$, $\ddot{Y} = A_0 \sin\left(\frac{\pi}{\tau}t\right) = A_0 \sin(\pi\bar{t})$, $2f_i\tau = \bar{f}_i$, получаем:

$$A_0 \left(\frac{1}{\omega_i\tau}\right)^2 \frac{d^2}{d\bar{t}^2} \bar{x}_i + \frac{2C_i}{\omega_i} \cdot \frac{A_0}{\omega_i\tau} \frac{d}{d\bar{t}} \bar{x}_i + A_0 \bar{x}_i = -A_0 \sin(\pi\bar{t}),$$

Или

$$\left(\frac{1}{\pi\bar{f}_i}\right)^2 \ddot{\bar{x}}_i + \frac{1}{\pi Q_i \bar{f}_i} \dot{\bar{x}}_i + \bar{x}_i = -\sin(\pi\bar{t}), \quad \ddot{\bar{X}}_i = \ddot{\bar{x}}_i + \sin(\pi\bar{t}).$$

Следовательно, при $\bar{f}_i = \text{const}$, в одинаковые моменты времени \bar{t} мы будем иметь одинаковые величины $\ddot{\bar{X}}_i$ и \bar{x}_i .

Обобщением этих результатов является ударный спектр, приведенный в логарифмическом масштабе на рис. 5.

Здесь по вертикальной оси отложены максимальные ускорения отклика для каждого i элемента $\overline{A}_S = \overline{X_{i \text{ макс}}}$, а по горизонтальной оси – относительная частота \bar{f}_i . В силу подобия откликов отдельных элементов на ударное воздействие, этот ударный спектр, построенный в относительных единицах, справедлив для любых полусинусоидальных одиночных механических ударов при выполнении критериев подобия.

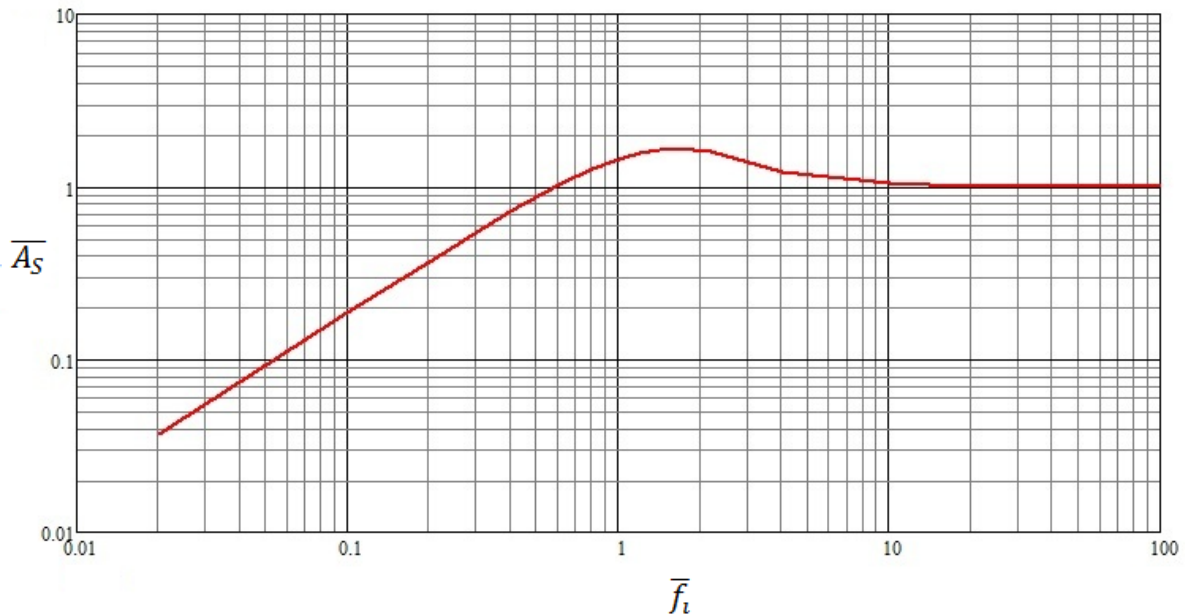


Рисунок 5 - Ударный спектр отклика на одиночный механический удар

Наибольшее значение УС приходится на частоту $\bar{f}_i \approx 1,5$ и составляет $\overline{A}_{S \text{ макс}} \approx 1,7$.

При уменьшении частоты \bar{f}_i от 1,5 до 0 величина \bar{A}_S уменьшается линейно в логарифмическом масштабе с тангенсом угла наклона $\approx 0,95$. При увеличении частоты $\bar{f}_i > 1,5$ спектр асимптотически снижается до $\bar{A}_S = 1,0$.

Полученные результаты позволяют сделать вывод об эквивалентности, при сделанных выше допущениях, одиночных механических ударов рассматриваемому БУС.

Исходя из принятого выше условия эквивалентности $x_{i \text{ макс}}^{\text{мех}} = x_{i \text{ макс}}^{\text{БУС}}$, или $\overline{x_{\text{ макс}}^{\text{мех}}} \cdot \frac{A_0^{\text{мех}}}{\omega_i^2} = \overline{x_{\text{ макс}}^{\text{БУС}}} \cdot \frac{A_0^{\text{БУС}}}{\omega_i^2}$, а также полученных при настоящем исследовании результатов: $\overline{x_{i \text{ макс}}^{\text{мех}}} = \overline{\dot{x}_{i \text{ макс}}^{\text{мех}}} = \overline{A_S^{\text{мех}}}$ и $\overline{x_{i \text{ макс}}^{\text{БУС}}} = \overline{\dot{x}_{i \text{ макс}}^{\text{БУС}}} = \overline{A_S^{\text{БУС}}}$ следует, что должно выполняться следующее условие $\overline{A_S^{\text{мех}}} \cdot A_0^{\text{мех}} = \overline{A_S^{\text{БУС}}} \cdot A_0^{\text{БУС}}$ или $A_S^{\text{мех}} = A_S^{\text{БУС}}$.

С учетом допустимых отклонений по [1], таким образом, одиночный механический удар можно считать эквивалентным БУС по условию ударной прочности в диапазоне частот, при которых $\frac{|A_S^{\text{БУС}} - A_S^{\text{мех}}|}{A_S^{\text{БУС}}} \leq 1,5 \text{ dB}$.

Следовательно, основным механическим ударом, имитирующим БУС, следует признать удар, максимум ударного спектра которого приходится на частоту излома БУС, т.е. $\bar{f}_i = 1,5$, откуда получаем $2f_i\tau = 1,5$ или $\tau = \frac{0,75}{f_i}$, а $A_S^{\text{мех}} = A_S^{\text{БУС}}$.

Если в области частот $f < f_i$ наклон БУС в логарифмическом масштабе больше, чем наклон УС механического удара (0,95), то дополнительных ударов в этой области частот не требуется. При $\bar{f} > 4$ в силу особенностей ударного спектра механического удара, $A_S^{\text{мех}}$ становится меньше $0,75A_{S \text{ макс}}^{\text{мех}} = 0,75A_{S \text{ макс}}^{\text{БУС}}$, а значит мы выходим за границы допустимой погрешности и если БУС задан в широком диапазоне частот, то становится необходим дополнительный удар с амплитудой $A_S^{\text{мех}} = A_S^{\text{БУС}}$ и длительностью, соответствующей условию $2(4f_i)\tau = 1,5$ или $\tau = \frac{0,75}{4f_i}$.

Аналогично рассчитываются параметры всех остальных дополнительных ударов. Если БУС содержит несколько изломов, то, соответственно, каждому излому должен определяться свой основной механический удар, как показано выше.

Для приведенного выше БУС с частотами излома 100 Гц и 500 Гц, наклон возрастающей части ударного спектра 1,4, а диапазон частот 30-5000 Гц.

Поэтому, на основании изложенной выше методики, их можно имитировать при испытаниях одиночными механическими ударами с длительностью 0,003 с, 0,0015 с, 0,00075 с и 0,0003 с.

Выводы

1. Имитация ударного нагружения составных частей КА при автономных ударных испытаниях может производиться с использованием одиночных механических ударных импульсов.

2. Основные механические ударные импульсы, имитирующие БУС, соответствуют по длительности частотам изломов БУС, при этом длительность каждого удара связана с соответствующей частотой излома соотношением $\tau = \frac{0.75}{f_{и}}$.
3. Одиночный механический ударный импульс может быть эквивалентен БУС только в некоторой области частот, в которой выполняется условие $\frac{|A_S^{БУС} - A_S^{мех}|}{A_S^{БУС}} \leq 1,5 \text{ dB}$.
4. В зависимости от величины частотного диапазона БУС и величин наклона участков нарастания нагрузки, для имитации БУС может потребоваться несколько дополнительных ударных импульсов при $f < f_{и}$ и $f > f_{и}$.

Литература

5. ГОСТ Р 53190-2008. Методы испытаний на стойкость к механическим внешним воздействующим факторам машин, приборов и других технических изделий. Испытания на удар с воспроизведением ударного спектра. М.: Изд-во ФГУП «Стандартинформ», 2009. 23 с.
6. Деменко О.Г., Бирюков А.С. Особенности отработки ударной прочности десантного модуля космического аппарата (межпланетной станции) «Экзомарс-2020» // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 2. С. 71-77.
7. Деменко О.Г., Михаленков Н.А. О некоторых подходах к выбору ударного стенда для автономных испытаний объектов оборудования космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 1. С. 28-33.
8. Бирюков А.С., Деменко О.Г., Михаленков Н.А. Влияние жёсткости соединительной связи на передачу продольной ударной нагрузки через болтовое соединение тел // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 1. С. 28-33.
9. Иориш Ю.И. Измерение вибрации. Общая теория, методы и приборы. М.: Изд-во ГНТИ, 1956. 403 с.

СОДЕРЖАНИЕ

| | |
|---|-----|
| <i>Беляев М.Ю.</i> Определение динамических характеристик МКС и изучение физических условий и явлений, возникающих на её борту в полёте | 5 |
| <i>Воронков В.Н.</i> Космос – сельскому хозяйству | 62 |
| <i>Бронников С.В.</i> Разработка информационной модели автоматизированной системы контроля пилотируемого космического аппарата | 82 |
| <i>Бронников С.В.</i> Психологический анализ деятельности операторов автоматизированной системы контроля пилотируемого космического аппарата | 92 |
| <i>Бронников С.В., Рожков А.С.</i> Проектирование комплекса средств поддержки деятельности экипажа космического аппарата | 101 |
| <i>Волков О.Н., Монахов М.И.</i> Исследование колебаний малоинерционных элементов конструкции МКС по видеоинформации на основе метода трекинга тестовых точек изображения | 112 |
| <i>Лапишинова О.В., Фролов А.В.</i> Исследование электрических полей вблизи поверхности РС МКС | 123 |
| <i>Пичугин С.Б.</i> Исследования горения жидких, газообразных и твёрдых тел на борту Международной космической станции | 138 |
| <i>Кузьмин А.В.</i> Развитие исследований в космическом эксперименте «Ураган» на Российском сегменте Международной космической станции ... | 157 |
| <i>Носов Д.С., Автайкин С.В., Рулёв Д.Н., Калери А.Ю.</i> Исследование управления автономным летающим роботом внутри обитаемой космической станции | 163 |
| <i>Рулёв Д.Н., Ашманов С.И.</i> Подход к разработке программного обеспечения виртуального ассистента космонавта | 182 |
| <i>Пичугин С.Б.</i> Абонентская связь в низкоорбитальной спутниковой системе с использованием технологии пространственного кодирования «ММО» | 191 |

| | |
|---|-----|
| <i>Алтунин В.А., Львов М.В., Щиголев А.А., Юсупов А.А., Кореев Е.П., Яновская М.Л.</i> Экспериментальное исследование тепловых процессов при вынужденной конвекции авиационных моторных масел | 204 |
| <i>Алтунин В.А., Алтунин К.В., Абдуллин М.Р., Щиголев А.А., Жиликова А.Е., Баданов Н.С., Кореев Е.П.</i> Анализ возможностей применения лунных энергоносителей для двигателей летательных аппаратов и энергоустановок различного назначения | 219 |
| <i>Алтунин В.А., Давлатов Н.Б., Зарипова М.А., Кореев Е.П., Яновская М.Л.</i> Разработка способа увеличения дальности полёта воздушных, аэрокосмических, гиперзвуковых и космических летательных аппаратов | 223 |
| <i>Гусев А.В., Менг Ж., Пинг З.</i> Геологическое освоение луны IV: вода и загадка теплового бюджета ранней Луны | 233 |
| <i>Саттаров А.Г., Бикмучев А.Р., Сочнев А.В., Зиганшин Б.Р.</i> Физическая модель распространения множественных импульсных приповерхностных оптических разрядов в цилиндрической камере импульсного лазерного ракетного двигателя | 249 |
| <i>Лобанов И.Е.</i> Теория теплообмена в трубах с диафрагмами как функция критерия Прандтля в широком диапазоне его изменения ($Pr \sim 10^{-3} \div \sim 10^{+5}$) | 260 |
| <i>Кислицкий М.И.</i> Малый космический разгонный блок для оперативного обслуживания полезных нагрузок | 275 |
| <i>Барина Е.В., Лапинова Е.А.</i> Оценка угловой скорости наноспутника SamSat-ION при выходе из транспортно-пускового контейнера | 284 |
| <i>Деменко О.Г.</i> К вопросу об определении параметров эквивалентного ударного механического нагружения | 300 |

В подготовке и проведении чтений принимали участие:

Администрация Калужской области.
Академия наук авиации и воздухоплавания им. проф. Н.Е. Жуковского.
АО «Геомир», г. Мытищи, Моск. обл.
АО «НПО ИТ», г. Королев, Моск. обл.
Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ»
им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург.
Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина.
ВЦМК «Защита» Министерства здравоохранения РФ.
ГНЦ РФ Институт медико-биологических проблем.
Государственный музей истории космонавтики им. К.Э. Циолковского
(ГМИК), г. Калуга.
Институт истории естествознания и техники им. С.И. Вавилова.
Казанский (Поволжский) федеральный университет, г. Казань.
Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева – КАИ.
Казанское региональное отделение Российской академии космонавтики
им. К.Э. Циолковского (КазРО РАКЦ).
Калужский филиал МГТУ им. Н.Э. Баумана.
Калужский государственный университет им. К.Э. Циолковского.
Калужское ОКБ НПО им. С.А. Лавочкина.
Комиссия РАН по разработке научного наследия К.Э. Циолковского.
Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского (РАКЦ),
г. Москва.
Институт философии Российской академии наук, г. Москва.
Московский авиационный институт (национальный исследовательский
университет)», г. Москва.
Московский государственный университет им. Н.Э. Баумана, г. Москва.
Московский физико-технический институт, г. Долгопрудный, Моск. обл.
Национальная астрономическая обсерватория Академии наук Китая,
г. Пекин (Китай).
ООО «Лаборатория Наносемантика», г. Москва.
ПАО РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв, Моск. обл.
Самарский национальный исследовательский университет им. академика
С.П. Королева, г. Самара.
Таджикский технический университет им. академика Осими, Республика
Таджикистан, г. Душанбе.
Центральный научно-исследовательский институт машиностроения.
ФГБУ НИИ ЦПК им. Ю.А. Гагарина.
Федерация космонавтики России, г. Москва..
Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова.

Настоящий сборник подготовлен и выпущен в свет при неоценимом содействии президента Казанского Регионального отделения Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского (КазРО РАКЦ) при КНИТУ им. А.Н. Туполева – КАИ, академика РАКЦ, Заслуженного изобретателя Республики Татарстан, доктора технических наук, профессора Алтунина Виталия Алексеевича

Для заметок

СОВРЕМЕННЫЕ ПРОБЛЕМЫ РАКЕТНОЙ И КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Сборник статей - 2023

Подписано к печати 31.08.2023.

Формат 60x84^{1/16} Бумага офсетная.

Гарнитура «Таймс». Печать цифровая.

Усл. печ. 18,37 л. Печ. 19,75 л. Тираж 100 экз. Заказ № 168.

420111, Казань, Дзержинского, 9/1. Тел. 8 917-264-8483.

Отпечатано в редакционно-издательском центре «Школа».

E-mail: ric-school@yandex.ru

ISBN 978-5-00162-875-0



9 785001 628750 >

