

УДК 62-932.2

Алексєєнко О.А.\* , Перепечкін А.С .\*, Петренко О.М.\*\* , Сербін В.В.\*

\* *Space Electric Thrusters Systems (SETS), м. Дніпро, Україна*

\*\* *Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара*

## РЕГУЛЯТОРИ ВИТРАТ РОБОЧОЇ РЕЧОВИНИ ЛАБОРАТОРНОЇ СИСТЕМИ ПОДАЧІ ДЛЯ ВИПРОБУВАНЬ ХОЛОВСЬКИХ ДВИГУНІВ

Представлені результати розробки і тарировки блоків регулювання величини витрат газових робочих речовин (аргону, ксенону та ін.) для проведення лабораторних випробувань холловських двигунів. Розроблені блоки дозволяють забезпечити незалежну подачу газових робочих речовин в анодний блок та полий катод. В основі блоків регулювання витрат використовуються промислові блоки фірми Bronkhorst, які забезпечують регулювання величини витрат від 0,06 до 2,7 мг/сек по аргону. Індикатори блоків регулювання витрат забезпечують індикацію: робочу речовину, яка використовується, поточну величину витрат в мг/сек, еквівалентну витратам величину струму в А, сумарну величину витрат протягом заданого часу. Точність підтримання витрат складає 1,5 %. Розроблені блоки дозволяють проводити лабораторні випробування і відпрацювання анодних блоків холловських двигунів різних типорозмірів, а також полі катоди різних конструкцій.

**Ключові слова:** *регулятор витрат робочої речовини, лабораторні випробування, холловський двигун, анодний блок, полий катод, газова робоча речовина.*

Представлены результаты разработки и тарирования блоков регулирования величины расхода газообразных рабочих веществ (аргона, ксенона и др.) для проведения лабораторных испытаний холловских двигателей. Разработанные блоки позволяют обеспечить независимую подачу газообразных рабочих веществ в анодный блок и полый катод. В основу блоков регулирования расхода положены промышленные блоки фирмы Bronkhorst, обеспечивающие регулирование величины расхода от 0,06 до 2,7 мг/сек по аргону. Индикаторы блоков регулирования расхода обеспечивают индикацию: применяемое рабочее вещество, текущую величину расхода в мг/сек, эквивалентную расходу величину тока в А, суммарную величину расхода в течение заданного времени. Точность поддержания расхода составляет 1,5%. Разработанные блоки позволяют проводить лабораторные испытания и отработку анодных блоков холловских двигателей различных типоразмеров, а также полые катоды различных конструкций.

**Ключевые слова:** *регулятор расхода рабочего вещества, лабораторные испытания, холловский двигатель, анодный блок, полый катод, газообразное рабочее вещество.*

The results of development and calibration of gaseous Propellant Flow Regulators (argon, xenon, etc.) which can be used for the laboratory testing the performance of Hall Effect Thruster are presented. The developed units enable to provide the independent supply of gaseous propellants into an Anode Unit and a Hollow Cathode. Industrial units of Bronkhorst High-Tech B.V., which provide mass flow rate regulation and measurement in range 0.06 - 2.7 mg/s for argon, were used as the basis for Propellant Flow Regulators. The indicators of mass flow rate regulators indicate the following: propellant what is used, instantaneous mass flow rate (in mg/s), the current level equivalent to the instantaneous mass flow rate (in A) and the

summary mass flow rate at the reference of time. The mass flow rate accuracy keeping is not less to 1.5 %. The developed units enable to carry out laboratory tests and adjustments of Hall Effect Thruster Anode Units of different dimensions models, as well as Hollow Cathodes of various designs.

**Keywords:** *Mass flow rate controller, laboratory tests, Hall Effect Thruster, Anode Unit, Hollow Cathode, gaseous working substance.*

**Актуальність проблеми.** Під час проведення лабораторних випробувань та відпрацювання вузлів та підсистем електричних ракетних двигунних установок (ЕРДУ) необхідна лабораторна система збереження та подачі робочої речовини, яка має забезпечити подачу заданого рівня витрат робочої речовини в анодний блок холовського двигуна і полий катод. Протягом випробувань та відпрацювання анодного блоку та полого катода величину витрат робочої речовини потрібно змінювати в широкому діапазоні.

Класичні схеми газових систем збереження і подачі робочої речовини для електричних ракетних двигунів (ЕРД) містять такі елементи: бак для зберігання робочої речовини високого тиску, редуктор, систему клапанів та жиклерів, які забезпечують потрібну величину витрат робочої речовини в анодний блок і полий катод. Недоліком традиційних систем збереження та подачі робочої речовини для випробувань та відпрацювання вузлів та підсистем ЕРДУ є відсутність можливості незалежної подачі та зміни в широкому діапазоні і підтримання на заданому рівні величини витрат в анодний блок і полий катод.

Зазначений недолік може бути виправлений шляхом створення лабораторних регуляторів витрат газу, як робочої речовини з функцією регулювання та стабілізації рівня витрат.

**Постановка задачі.** Необхідно розробити пристрій для незалежної подачі газової робочої речовини в анодний блок і полий катод холовського двигуна з можливістю регулювання витрат і забезпечення стабілізації величини витрат. Протягом лабораторних досліджень холовських двигунів використовуються різні гази (ксенон, аргон, криптон та ін.), тому лабораторний регулятор витрат повинен забезпечити переналаштування його для роботи з конкретним газом.

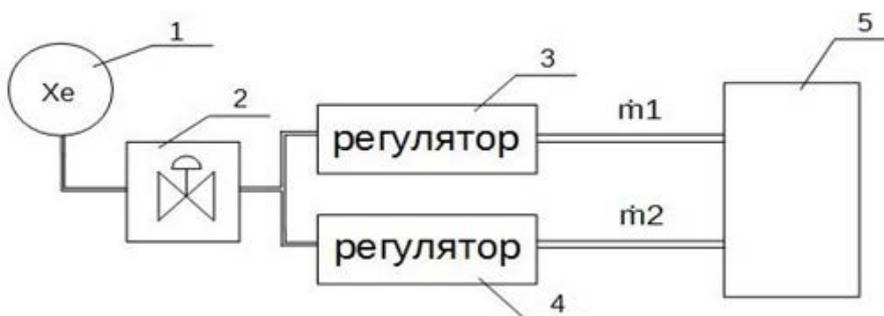
Пристрій повинен забезпечити можливість дистанційного управління та зйому інформації щодо робочого стану пристрою.

Вимоги до технічних характеристик пристрою наступні:

- діапазон регулювання витрат робочої речовини – 0,1 ... 5,0 мг/сек (для ксенону);
- кількість каналів подачі газу – один;
- можливість включення/відключення подачі газу;
- наявність шини даних, яка дозволяє здійснювати дистанційне управління та реєстрацію;
- робочі гази – ксенон, аргон, криптон;
- забезпечення стабілізації витрат робочого газу та можливість регулювання витрат протягом лабораторних досліджень в заданому діапазоні;

- наявність індикації газу, який використовується, поточного рівня витрат в мг/сек, еквівалентного витратам рівня струму в А, сумарної величини витрат газу протягом заданого часу.

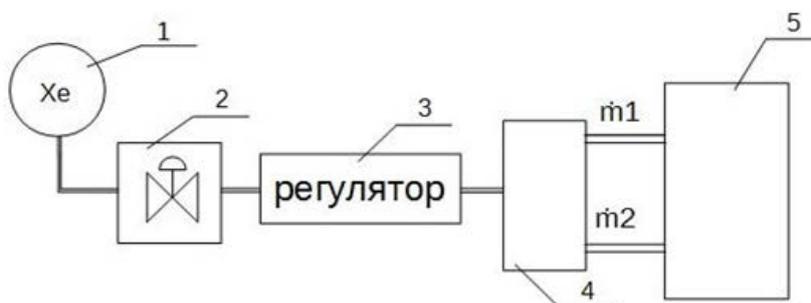
**Вирішення поставленої задачі.** Традиційна схема лабораторної системи подачі робочого газу в експериментальну двигунну установку має два канали витрат, як показано на рис. 1. Така схема забезпечує можливість незалежної подачі і регулювання витрат газу в анодний блок і полий катод. Це дозволяє підібрати оптимальні режими роботи анодного блоку і полого катоду холловського двигуна.



**Рис. 1. Схема регулювання витрат робочої речовини**

1 – балон з робочим газом високого тиску (5 – 6 МПа); 2 – газований редуктор, який знижує тиск газу до робочого значення тиску на вході регулятора; 3, 4 – регулятори витрат газу, які забезпечують подачу робочого газу в анодний блок ( $\dot{m}_1$ ) і полий катод ( $\dot{m}_2$ ); 5 – електричний ракетний двигун.

Після оптимізації анодного блоку і полого катоду холловського двигуна проводиться розробка та відпрацювання вузлів та елементів бортової системи подачі робочого газу, для чого здійснюється перехід до структурної схеми системи подачі з одним регулятором витрат робочої речовини, як показано на рис. 2.



**Рис. 2. Схема одноканального регулювання витрат робочої речовини:**

1 – балон з робочим газом високого тиску (5 – 6 МПа); 2 – газований редуктор, який знижує тиск газу до робочого значення тиску на вході регулятора; 3 – регулятор витрат робочої речовини; 4 – пристрій пропорційного розподілу газу між анодним блоком і полим катодом; 5 – електричний ракетний двигун.

Під час розробки лабораторного регулятора витрат робочої речовини, для зменшення строків і витрат на розробку, доцільно використовувати вузли і

блоки регуляторів, які випускаються промисловістю серійно. Серед виробників таких пристроїв слід виділити фірми Sierra, Alicat, Artisan, Bronkhorst та ін.

В якості основи для побудування регуляторів витрат для лабораторної системи подачі вибрано пристрій фірми Bronkhorst, модель F-201CV-100-AAD-22-V (рис. 3), параметри якого найбільш повно відповідають поставленій задачі. Вибраний пристрій має наступні параметри:

- основний газ — Ar;
- мінімальний рівень витрат —  $0,019 \text{ см}^3/\text{сек}$ ;
- максимальний рівень витрат —  $1,39 \text{ см}^3/\text{сек}$ ;
- точність вимірювань — 1 % для діапазону витрат 20...100 %;
- вхідний тиск —  $1.2 \pm 10\% \text{ Bar}$ ;
- можливість перерахунку величини витрат для других газів (Xe, Kr).



Рис. 3. Блок регулятора витрат газу фірми Bronkhorst

Для роботи блоку потрібне зовнішнє живлення напругою 15 В. Управління здійснюється почесою напруги 0 ... 5 В, де 0 В – повністю виключена подача робочої речовини, а напруга 5 В відповідає рівню максимальних витрат. Виміряне значення витрат газу пристрій видає у вигляді аналогової напруги у діапазоні 0 ... 5 В.

Структурну схему розробленого регулятора витрат робочої речовини можна представити у виді, як показано на рис. 4.

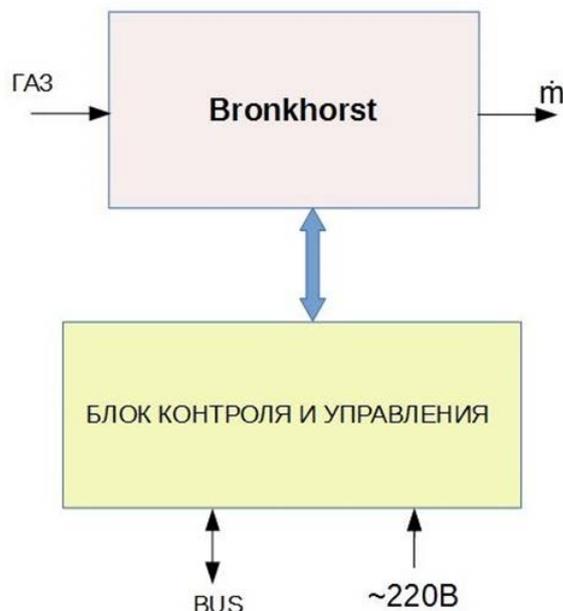


Рис. 4. Блок-схема регулятора витрат газу

На рис. 4 наведено:

**Bronkhorst** – вимірювальний та виконавчий пристрій регулятора витрат робочого газу;

**блок контролю та управління** – містить в собі блок живлення, обчислювач та інші системи для роботи з Bronkhorst.

На функціональній схемі (рис. 5) регулятор наведено більш детально.

Bronkhorst (блок A1) підключається до схеми за допомогою роз'єма, через який отримує електричне живлення і управління, а повертає сигнал, який є пропорційним виміряним витратам робочої речовини. Блоки A5, A8, A9, A13 формують напруги живлення та службові ( $V_{ref}$ ) напруги, які необхідні для роботи регулятора витрат робочої речовини.

В якості мікроконтролера використовується мікросхема фірми Atmel серії AVR. Мікроконтролер має 8-розрядну архітектуру та, оскільки у нього відсутній блок обчислень з плаваючою комою, використовується цілочислена арифметика. Ця обставина дозволяє виконувати достатньо швидкі обчислення величини витрат робочої речовини, яка подається або у анодний блок, або у полий катод холовського двигуна.

Використання цілочислої арифметики вимагає використання 12-розрядних АЦП (блок A2) и ЦАП (A4). Висока розрядність дозволила суттєво знизити втрати точності під час вимірів до рівня нижче точності вимірювача Bronkhorst.

Для завдання параметрів та управління роботою вимірювача витрат робочої речовини використані механічні кнопки та декодер (блок A6).

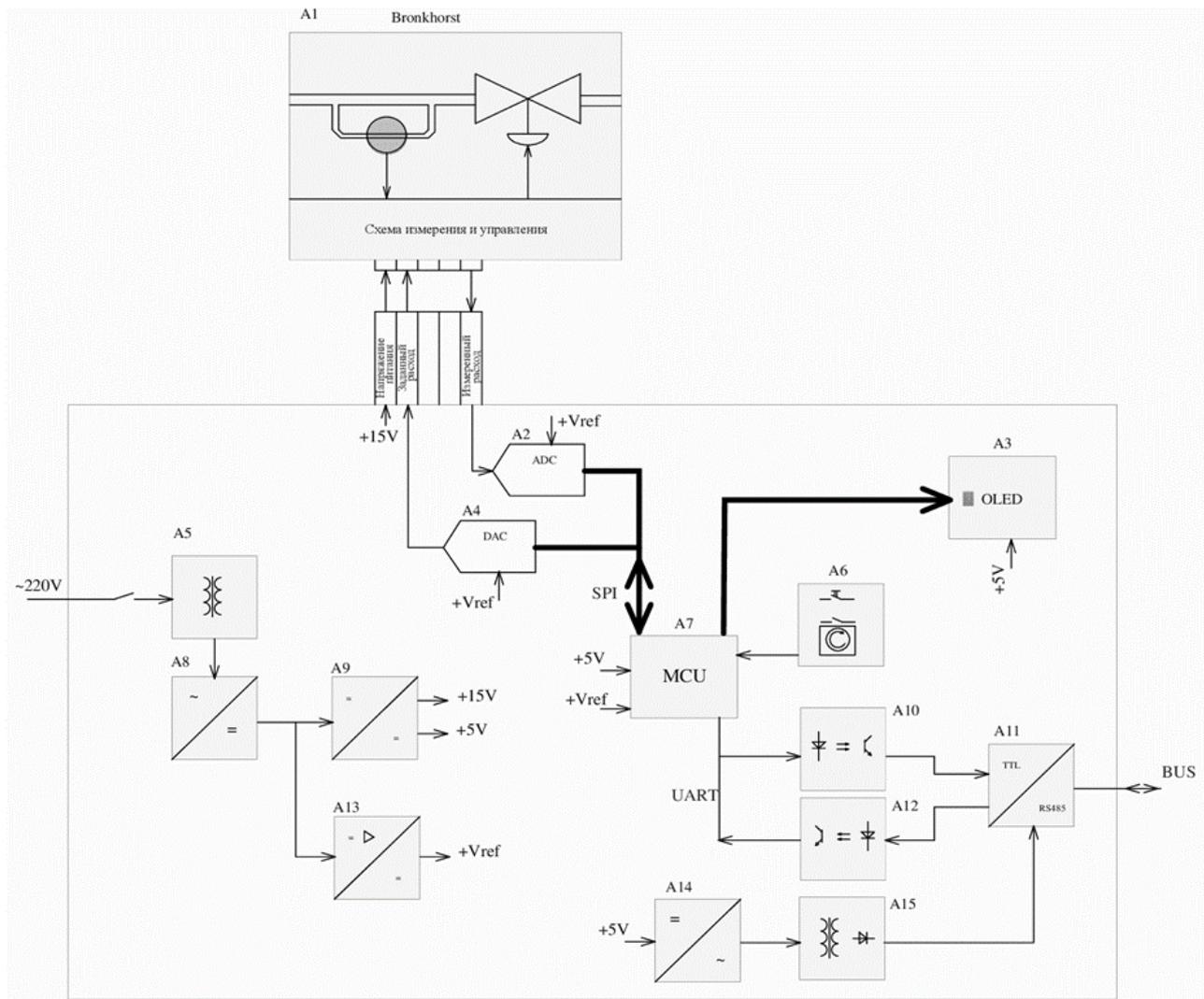


Рис. 5. Функціональна схема регулятора витрат газу

Для зручного зчитування інформації використаний дисплей OLED-типу (блок A3). Він має високу яскравість і високу контрастність, що характерно для дисплеїв зазначеного типу.

Шина для дистанційного управління та зйому інформації реалізована у вигляді інтерфейсу RS-485. Блоки A10, A11, A12, A14, A15 забезпечують перетворення логічних рівнів та гальванічну розв'язку між шиною RS-485 та мікроконтролером (UART).

**Висновки:** Після розробки та виготовлення декількох екземплярів регулятора витрат робочого газу було виявлено розбіжність підтримання витрат між деякими екземплярами. Розбіжність досягала 10% від номінального значення. Це призвело до необхідності калібровки регуляторів витрат робочого газу. В якості робочого газу під час калібровки використовувався аргон. Калібровка здійснювалась шляхом витиснення газу. В результаті калібровки кожного регулятора витрат робочого газу отримана точність підтримання витрат не гірше 1,5%.

Використання блоків, які виготовляються серійно, дозволило суттєво зменшити строки та витрати на розробку та виготовлення лабораторних регуляторів витрат робочого газу, призначених для лабораторних випробувань електричних ракетних двигунів.

Калібровка регуляторів дозволила забезпечити точність підтримання витрат робочого газу, необхідну для проведення лабораторних досліджень електричних ракетних двигунів, зокрема двигунів холовського типу.

Розроблений регулятор дозволяє легко переходити від одного робочого газу до іншого шляхом програмного переключення констант, визначених для кожного робочого газу.

Лабораторний регулятор витрат робочого газу дозволяє визначити та оптимізувати робочі процеси подачі робочого газу в електричні ракетні двигуни з метою отримання рекомендацій щодо проектування бортових систем подачі, а також відпрацювання алгоритмів роботи бортової системи управління електричної ракетної двигунної установки.

### **Бібліографічні посилання**

1. Datasheet F-201CV Mass Flow Controller for Gases. <http://www.bronkhorst.com/files/downloads/datasheets/el-flow/f-201cv.pdf> .

2. Thompson R., Gray H. “The Xenon Regulator and Feed System for Electric Propulsion Systems”, ІЕРС-2005-066, November, 2005

3. Bushway III, Edward D.; Perini, Richard; “Proportional Flow Control Valve (PFVC) for Electric Propulsion Systems”, AIAA 2000-3745, July 2000.

4. Bushway III, Edward D.; King, Paul T.; Engelbrecht, Carl; Werthman, Lance; “A Xenon Flow rate Controller for Hall Current Thruster Applications”, ІЕРС-01-315.

5. Barbarits, Joseph K.; Bushway III, Edward D.; “Xenon Feed System Development”, AIAA 2003-4879, July 2003.

*Надійшла до редакції 20.06.2017*

УДК 621.7

П. А. Желябов, А. М. Кулабухов

*Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара*

## **МЕТОДИКА ВЫБОРА ДВИГАТЕЛЕЙ-МАХОВИКОВ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

**Пропонується методика вибору двигунів-маховиків для систем кутової орієнтації і стабілізації космічних апаратів, що дозволяє оцінити можливості програмних розворотів при забезпеченні необхідних ресурсних характеристик.**

**Ключові слова:** *космічний апарат, система кутової орієнтації і стабілізації, двигун маховик.*

**Предлагается методика выбора двигателей-маховиков для систем угловой ориентации и стабилизации космических аппаратов, позволяющая оценить возможности программных разворотов при обеспечении необходимых ресурсных характеристик.**

**Ключевые слова:** *космический аппарат, система угловой ориентации и стабилизации, двигатель маховик.*

**The method is proposed to choose reaction wheels for attitude determination and control system for space vehicles, it makes possible to evaluate the time of program reversals while ensuring the necessary characteristics.**

**Key words:** *space vehicle, attitude determination and control system, reaction wheel.*

### **Введение**

Практически все космические аппараты (КА) для выполнения своего целевого назначения требуют своей угловой ориентации в космическом пространстве. Эту функцию как правило выполняет система угловой ориентации и стабилизации (СУОС) [1, 2]. Основными исполнительными органами для углового управления космических аппаратов (КА) как правило, служат двигатели-маховики (ДМ). Они обеспечивают достаточно эффективное управление угловым положением КА по сравнению с другими исполнительными органами.

Технические требования к КА, оговоренные в техническом задании (ТЗ), как правило, включают точность ориентации и стабилизации и время программных разворотов КА для выполнения целевых функций (например, программных разворотов КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) для съемки заданных участков земной поверхности).

### **Постановка задачи**

Технические требования к КА, оговоренные в техническом задании (ТЗ), как правило включают точность ориентации и стабилизации и время программных

разворотов КА для выполнения целевых функций (например, программных разворотов КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) для съемки заданных участков земной поверхности). Одной из важных задач проектирования КА является выбор исполнительных органов для управления угловым положением КА. Что касается точности ориентации, то эта задача в основном решается выбором алгоритмов управления и моделированием процесса углового движения КА. Для КА ДЗЗ важным показателем является время программных разворотов. Рассмотрим выбор ДМ КА с этой точки зрения.

Проведем оценку выбора ДМ для КА. Для проведения упрощенных расчетов предположим, что КА в начальный момент времени обладает нулевой угловой скоростью, т.е. его угловое положение стабилизировано в инерциальном пространстве.

Выбор ДМ для углового движения (программных разворотов) как правило проводится по таким его основным характеристикам как управляющий момент ( $M_{упр}$ ), кинетический момент ( $H_{дм}$ ) (по английской терминологии угловой момент) и моменты инерции космического аппарата. Остальные характеристики (масса, напряжение питания, потребляемая мощность) используются для энергетических и массогабаритных расчетов.

### Решение задачи

Угловое движение КА в инерциальной системе координат описывается уравнением

$$J_i \dot{\omega}_i = M_{упрi} + \sum_{j=1}^n M_{возji} \quad (1)$$

где  $J_i$  – момент инерции КА по  $i$ -той координате (тангаж, рыскание, крен);

$\dot{\omega}_i$  – угловая скорость КА по  $i$ -той координате;

$M_{упрi}$  – управляющий момент относительно  $i$ -той координаты;

$M_{возji}$  – возмущающие моменты относительно  $i$ -той координаты;

$n$  – количество возмущающих моментов.

Проведем оценку выбора ДМ для КА. Для обеспечения хорошей управляемости необходимо, чтобы управляющий момент, создаваемый ДМ намного превышал все возмущающие моменты. Для этого случая справедливо выражение

$$J_i \dot{\omega}_i = M_{упрi} \quad (2)$$

Учитывая вышеизложенное основными исходными данными для проведения оценочных расчетов являются:

- момент инерции КА;
- время программного разворота;
- угол программного разворота.

Кинетический момент ДМ определяется выражением

$$H_{дм} = J_{дм} \omega_{дм} \quad (3)$$

где  $J_{дм}$  – момент инерции ДМ;

$\omega_{\text{дм}}$  – угловая скорость ДМ (как правило задается максимальная угловая скорость).

Проинтегрировав выражение (2) и произведя незначительные преобразования с учетом постоянного момента управления получим

$$\sum_{i=0}^n J_i \omega_i = \text{const} \quad (4)$$

где  $J_i$  – момент инерции  $i$ -того устройства, обладающего угловой скоростью;

$\omega_i$  – угловая скорость  $i$ -того устройства;

$\text{const}$  – постоянная величина, определяемая начальными условиями.

Выражение (4) напоминает закон сохранения количества движения для прямолинейного движения (в данном случае закон сохранения кинетического (углового) момента).

Учитывая, что начальные условия для нашего случая нулевые (исходное угловое положение стабилизировано) выражение (4) преобразовывается к виду

$$J_{\text{ка}} \omega_{\text{ка}} + J_{\text{дм}} \omega_{\text{дм}} = 0.$$

Откуда

$$J_{\text{ка}} \omega_{\text{ка}} = -J_{\text{дм}} \omega_{\text{дм}}, \quad (5)$$

где  $J_{\text{ка}}$  – момент инерции КА;

$\omega_{\text{ка}}$  – угловая скорость КА.

Выражение (5) означает, что при вращении ДМ в одну сторону, КА получает вращение в другую сторону. Из выражения (5) получаем максимальную скорость, которую ДМ может придать КА.

$$\omega_{\text{каmax}} = \frac{H_{\text{дм}}}{J_{\text{ка}}}. \quad (6)$$

Учитывая, что на каждую из управляющих координат устанавливается отдельный ДМ, из выражения (2) имеем

$$\dot{\omega}_{\text{ка}i} = \frac{M_{\text{уп}i}}{J_{\text{ка}i}}. \quad (7)$$

Управляющий момент ДМ может меняться от 0 до  $M_{\text{уп}i}$  (задается характеристикой ДМ). Для упрощения расчетов (оценки параметров движения) на участке управления момент управления можно считать постоянным со средним значением

$$M_{\text{уп}i} = \frac{M_{\text{уп}i}}{2} \quad (8)$$

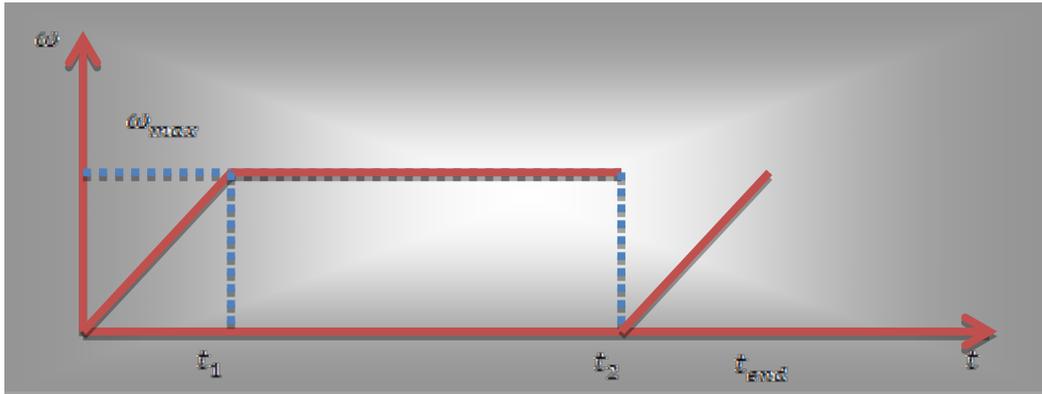
Интегрируя выражение (7) для нулевых начальных условий получаем выражение для угловой скорости КА

$$\omega_{\text{ка}} = \dot{\omega}t = \frac{M_{\text{уп}i}t}{2 J_{\text{ка}}} \quad (9)$$

Откуда время достижения угловой скорости  $\omega_{\text{ка}}$

$$t = \frac{\omega_{\text{ка}} 2 J_{\text{ка}}}{M_{\text{уп}i}}. \quad (10)$$

При программных разворотах, по достижению максимальной допустимой угловой скорости, угловое движение КА будет осуществляться с постоянной угловой скоростью  $\omega_{\text{каmax}}$ . После чего движение КА будет равнозамедленное до полной остановки углового движения. При этом угловая скорость будет иметь вид, представленный на рис. 1.



**Рис. 1.** Изменение угловой скорости при программных разворотах

Время достижения КА максимальной угловой скорости определяется выражением

$$t_1 = \frac{\omega_{\text{каmax}} 2J_{\text{ка}}}{M_{\text{упр}}}. \quad (11)$$

Подставляя в выражение (11) значение максимальной угловой скорости КА из выражения (6), имеем

$$t_1 = \frac{2H_{\text{дм}}}{M_{\text{упр}}}. \quad (12)$$

На участке равноускоренного движения (от 0 до  $t_1$ ) выражение для изменения угла поворота КА во времени при нулевых начальных условиях может быть получено путем интегрирования выражения (9)

$$\varphi = \frac{M_{\text{упр}} t^2}{4J_{\text{ка}}}. \quad (13)$$

Подставляя (12) в (13) получим значение угла поворота для равноускоренного движения

$$\varphi_1 = \frac{H_{\text{дм}}^2}{J_{\text{ка}} M_{\text{упр}}}. \quad (14)$$

Изменение угла на участке линейного углового движения будет определяться выражением

$$\varphi = \varphi_1 + \omega_{\text{каmax}} t. \quad (15)$$

Учитывая, что изменение скорости на участке разворота носит симметричный характер, расчеты можно проводить для половинного угла программного разворота, т.е.

$$\varphi_{\text{рас}} = \frac{\varphi_{\text{пр}}}{2}, \quad (16)$$

где  $\varphi_{\text{рас}}$  – расчетное значение угла разворота;

$\varphi_{\text{пр}}$  – программное значение угла разворота.

Алгоритм расчета следующий. Определяется вид траектории программного разворота для расчетного угла используя выражения (14) и (16).

Если

$$\varphi_1 < \varphi_{\text{рас}}, \quad (17)$$

то траектория расчетного участка будет включать равноускоренное и равномерное движение, параметры которого (время) будут определяться из

приведенных выше формул. Если выражение (17) не выполняется, то движение будет только равноускоренное на расчетном участке, а на всем участке программного разворота равноускоренное, а затем равнозамедленное.

Алгоритм расчета:

$$\omega_{\text{каmax}} = \frac{H_{\text{ДМ}}}{J_{\text{ка}}}, \quad (18)$$

$$t_1 = \frac{2H_{\text{ДМ}}}{M_{\text{упр}}}, \quad (19)$$

$$\varphi_1 = \frac{H_{\text{ДМ}}^2}{J_{\text{ка}}M_{\text{упр}}}, \quad (20)$$

$$t_{11} = 2 \sqrt{\frac{(\varphi_{\text{пр}}/2)J_{\text{ка}}}{M_{\text{упр}}}} \text{ для участка только с ускорением;}$$

$$t_{11} = 2 \sqrt{\frac{(\varphi_1/2)J_{\text{ка}}}{M_{\text{упр}}}} \text{ если 2 участка;} \quad (21)$$

$$\omega_{\text{ка}} = \dot{\omega}t = \frac{M_{\text{упр}}t}{2J_{\text{ка}}}, \quad (22)$$

$$t_2 = \frac{(\frac{\varphi_{\text{пр}}}{2} - \frac{\varphi_1}{2})}{\omega_{\text{ка}}}. \quad (23)$$

Время программного разворота:

- в первом случае

$$t_{\text{пр}} = 2t_{11}; \quad (24)$$

- во втором случае

$$t_{\text{пр}} = 2(t_{11} + t_2); \quad (25)$$

Оценка параметров углового движения проводилась для КА типа микроспутник с заданными моментами инерции для оси с наибольшим моментом инерции (для остальных осей время программного разворота будет меньшим) с учетом того, что на три оси КА устанавливаются одинаковые ДМ.

В качестве ДМ рассматривались модели RW 90 [2] и Sinclair RW3-0.06 [3], основные характеристики которых приведены в табл.1.

Таблица 1 – Основные характеристики ДМ

Наименование параметра	RW 90	Sinclair RW3-0.06
Кинетический момент ( $Nms$ )	0.34	0.18
Номинальная скорость вращения ( $rpm$ )	6000	9800
Номинальный момент ( $Nm$ )	0.015	0.02
Масса (kg)	$\leq 0.9$	0.225

Результаты расчета показали, что при использовании на данном КА ДМ RW 90 при развороте на  $90^\circ$  время программного разворота составляет 59,32 с, а участок поворота включает участок разгона и участок торможения. При этом ДМ набирает угловую скорость не превышающую половину максимально допустимой скорости.

При использовании ДМ RW3-0.06 при развороте на  $90^\circ$  время программного разворота составляет 64,56 с, а участок поворота включает

участок разгона, участок движения с постоянной скоростью, не превышающей половину максимально допустимой угловой скорости ДМ, и участок торможения.

В данном случае оба случая использования ДМ соответствовали требованиям ТЗ. Как видно из приведенной расчетов может быть осуществлен выбор любого из этих двигателей, а критериями выбора становятся дополнительные характеристики: стоимость, потребление энергии, интерфейс, габариты.

Результаты расчетов для различных ДМ показали, что использование ДМ с большим кинетическим моментом позволяет ускорить процесс разворота и снизить вероятность выхода ДМ на свои предельные обороты, а также увеличивает срок эксплуатации и снижает периодичность их разгрузки. Использование ДМ с меньшим кинетическим моментом отвечающим требованиям ТЗ, позволяет уменьшить массу КА и его стоимость.

### **Выводы**

1. Предлагается методика выбора двигателей-маховиков для систем угловой ориентации и стабилизации космических аппаратов, позволяющая оценить возможности программных разворотов при обеспечении необходимых ресурсных характеристик двигателей маховиков.

2. Разработан алгоритм расчета времени программных разворотов КА с использованием основных характеристик ДМ и обеспечивающий достаточный ресурсный запас по угловой скорости ДМ как минимум в два раза.

3. Результаты расчетов с использованием предлагаемой методики близки к результатам, полученным с использованием других методик, однако обеспечивают больший ресурсный запас и соответственно требуют меньшей периодичности разгрузки ДМ.

### **Библиографические ссылки**

1. Алексеев, Ю. С. Проектирование систем управления космических аппаратов и модулей орбитальных станций [Текст]: учебник / Ю.С. Алексеев, Е.В. Белоус, Г.В. Беляев и др./ под общ. ред. Ю.С. Алексеева, Ю.М. Златкина, В.С. Кривцова, А.С. Кулика, В.И. Чумаченко. — Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», НПП Хартрон-Аркос, 2012 — 680 с.

2. Eickhoff, J. The FLP Microsatellite Platform // Flight Operations Manual // Jens Eickhoff. — Springer International Publishing. — Switzerland. — 2016. — Paragraph 7.8. — p. 204.

3. Datasheet for Astround Feinwerktechnik Adlershof GmbH RW 90 [Электронный ресурс] // astrofein.com: портал по предоставлению услуг разработки и продажи оборудования для космических аппаратов. Доступен с <http://www.astrofein.com>.

4. Datasheet for Sinclair RW3-0.060 reaction wheel [Электронный ресурс] // [sinclairinterplanetary.com](http://sinclairinterplanetary.com): портал по предоставлению услуг разработки и продажи оборудования для космических аппаратов. Доступен с <https://78462f86>.

*Надійшла до редакції 06.07.2017*

УДК 669.14.44

О.В. Калінін, З.В. Щурко

*Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара*

## **ОСОБЛИВОСТІ ВПЛИВУ МОДИФІКУВАННЯ НА СТРУКТУРУ ТА ВЛАСТИВОСТІ ЛИВАРНИХ АЛЮМІНІЄВИХ СПЛАВІВ**

Наразі актуальним стає вивчення особливостей структури та властивостей ливарних алюмінієвих сплавів, оброблених нанодисперсними модифікаторами. Проведено аналіз існуючих модифікаторів алюмінієвих сплавів системи Al-Si. На основі класичної теорії модифікування обрано тип тугоплавкого модифікатора - порошок карбиду кремнію SiC розміром частинок 50 ... 100 нм. Розроблено технологію введення модифікатора в розплав. Проведено дослідно-промислові плавки алюмінієвих сплавів АЛ4, АЛ4С. Встановлено критерії вибору нанодисперсного модифікатора SiC. Наведено термічно-часові параметри модифікування. Отримано ефект подрібнення дендритних структури модифікованих сплавів. Досягнуто однорідну дрібнозернисту структуру виливків та модифікованого сплаву АЛ4. Підвищено технологічні і механічні властивості промислових алюмінієвих сплавів, знижена газонасиченість.

**Ключові слова:** *алюмінієві сплави, нанодисперсний модифікатор, виливок, властивості, структура.*

Сегодня актуальным становится изучение особенностей структуры и свойств литейных алюминиевых сплавов, обработанных нанодисперсными модификаторами. Проведен анализ существующих модификаторов алюминиевых сплавов системы Al-Si. На основе классической теории модифицирования выбран тип тугоплавкого модификатора - порошок карбида кремния SiC размером частиц 50 ... 100 нм. Разработана технология введения модификатора в расплав. Проведены опытно-промышленные плавки алюминиевых сплавов АЛ4, АЛ4С. Установлены критерии выбора нанодисперсного модификатора SiC. Приведены термически-временные параметры модификации. Получен эффект измельчения дендритных структуры модифицированных сплавов. Достигнута однородная мелкозернистость структуры отливок и модифицированного сплава АЛ4. Повышены технологические и механические свойства промышленных алюминиевых сплавов, снижена газонасыщенность.

**Ключевые слова:** *алюминиевые сплавы, нанодисперсний модифікатор, отливка, свойства, структура.*

The purpose of this work is studying of features of structure and properties of the foundry aluminum alloys processed by nanodisperse modifiers. The analysis of the existing modifiers of aluminum alloys of Al-Si system is carried out. On the basis of the classical theory of modifying the type of the refractory modifier – carbide silicon as SiC of particles in size 50...100 nanometers it was offered. The technology of input of the modifier in fusion is developed. It is carried out industrial experiences of melting of an aluminum alloy AL4, AL4S. Criteria of a choice of the nanodispersive SiC modifier are established. Thermotemporary parameters of modifying are laid. The effect of crushing of dendrit's structure of the modified alloys is received. The uniform fine-grained structure of castings from the modified AL4 alloy is reached. Technological properties the industrial aluminum alloys are increased, mechanical properties is reduced.

**Keywords:** *aluminum alloys, nanodispersion modifier, casting, properties, structure.*

**Постановка проблеми.** Підвищення якості і властивостей виробів відповідального призначення не може бути вирішено без розробки нових і вдосконалених існуючих технологічних процесів виробництва сплавів на основі алюмінію. До відливок з алюмінієвих сплавів, що входять до складу турбонасосних агрегатів, насосів палива пред'являють вимоги, що поєднують герметичність, низьку пористість, високий комплекс механічних властивостей [1-3]. При отриманні ливарних алюмінієвих сплавів важливим етапом є процес плавки і обробки розплавів. Саме на цих стадіях ефективно використовуються операції модифікування та рафінування розплавів [2, 5, 6].

Однак відсутність адаптації виливків до механічної обробки стримує широке застосування алюмінієвих сплавів як конструкційних матеріалів. Низька технологічність пояснюється наявністю в сплавах крихких і важкорозчинних фаз:  $FeAl_3$ ,  $Mg_2Si$ ,  $MgZn_2$ , що виникають у вигляді великих кластерів і формують безперервну сітку [1]. Ці крихкі фази є причиною утворення тріщин при литті злитків і фасонних виливків. Крім того, вони сприяють уповільненню дифузійних процесів розчинення інтерметалідів при гомогенізації виливків [3]. Великим недоліком є висока газонасиченість ливарних сплавів.

Розвиток сучасних технологій вимагає створення нових матеріалів і удосконалення існуючих сплавів. Одним з ефективних способів підвищення якості виливків, подрібнення зерна і отримання однорідної структури є модифікування [5].

Промислові підприємства застосовують модифікування ливарних алюмінієвих сплавів солями натрію, що сприяє диференціації евтектики Al-Si. Однак легкоплавкі солі натрію не екологічні і не застосовні для обробки великих мас розплавів.

Перспективним напрямком при модифікуванні є використання дисперсних тугоплавких модифікаторів: карбідів, нітридів, боридів, чистих металів з розміром частинок 0,1 ... 1 мкм [9-11]. При модифікуванні ливарних алюмінієвих сплавів дисперсними частками карбиду кремнію розміром до 1 мкм відзначено підвищення технологічних і механічних властивостей сплавів і корозійної стійкості [3, 7].

Теоретичні основи модифікування викладені в основоположних роботах М.В. Мальцева [2]. В даний час існує декілька теорій модифікування, вони пояснюють певні сторони процесу модифікування алюмінієвих сплавів, але не характеризують його повністю. Це обумовлено складністю процесу і його залежністю від умов плавки і лиття, а також впливом неконтрольованих домішок і взаємодією компонентів які вводяться і які можуть як посилювати, так і послаблювати дію модифікаторів.

Всі речовини, що мають меншу електронегативність і менший ефективний іонізаційний потенціал ( $U_{me}$ ), ніж металева основа сплаву, матимуть модифікуючий вплив на процес кристалізації [7, 9, 11].

Матеріали, що мають більше значення  $U_{me}$  - металевої основи сплаву, матимуть негативний вплив. Це відбувається тому, що чим нижче значення іонізаційного потенціалу, тим легше елемент віддає свої валентні електрони матриці і навпаки. Фактор, який характеризує здатність речовини впливати на процес кристалізації, слід розглядати як фактор розчинності домішок в матриці. Модифікатор повинен розташовуватися на межі кристалів і кластерів, але не входити до складу матричного сплаву.

Модифікатор не повинен утворювати свої власні кластери. Елемент, що має властивості модифікатора, повинен мати низьку розчинність в твердому стані і обмежену в рідкому. На основі коефіцієнтів зміни активності різних елементів найбільш потужними модифікаторами алюмінію і його сплавів є: Ge, La, Sr, Ti, Sc і їх з'єднання. Вивчено вплив перехідних металів: Hf, Ta, Ti, V, Nb, Zr на властивості алюмінієвих сплавів [4]. Встановлено що елемент є ефективним модифікатором, якщо на діаграмі стану він має найбільше значення інтервалу кристалізації.

В даний час опубліковано достатню кількість якісних робіт, присвячених модифікації дисперсними частками тугоплавких сполук. У дисперсних системах відображаються особливості стану поверхні, оскільки частка поверхневих атомів в дисперсних частинках є переважаючою. У зв'язку з викладеним, тематика представленої роботи є актуальною для отримання якісних виливків в машинобудуванні.

**Результати дослідження та їх обговорення.** З метою підвищення якості виливків з алюмінієвих сплавів системи Al-Si в даній роботі проведені дослідно-промислові плавки сплавів АЛ4 (АК9ч), АЛ4С, АЛ4Д. Хімічний склад досліджуваних алюмінієвих сплавів наведено в таблиці 1.

Як показано в роботах [10-12, 13], найбільш ефективним модифікатором алюмінієвих сплавів є порошкові тугоплавкі композиції на основі карбиду SiC розміром менше 1 мкм.

Таблиця 1 Хімічний склад ливарних алюмінієвих сплавів

Сплави	Вміст елементів, % мас							
	Al	Si	Zn	Mg	Sb	Mn	Cu	Fe
АЛ4	основа	10,5	0,3	0,35	-	0,50	0,3	0,4
АЛ4С	основа	10,0	0,3	0,25	0,25	0,35	0,3	0,8
АЛ4Д	основа	7,5	0,3	0,45	-	-	1,2	1,0

У промислових умовах були випробувані порошки титану, нітриду, титану, карбіду кремнію для модифікування сплавів АЛ4 (АК9ч), АЛ4С, АЛ4Д. З метою підвищення якості та технологічності багатокомпонентних сплавів системи Al-Si, поліпшення механічних властивостей проведено модифікування розплавів тонкодисперсними порошками карбіду кремнію модифікації  $\beta$ -SiC розмірами до 100 нм.

Досліджувані сплави є багатокомпонентними, що призводить до можливості зміцнення твердого розчину алюмінію розчиненими легуючими елементами, а також виділенню з пересиченого твердого розчину інтерметалідних фаз, що створює ефект зміцнення при подальшому старінні. Одержуваний модифікатор є тугоплавкий карбід кремнію, який не розчиняється в розплаві, а служить додатковим центром кристалізації. Оптимальну кількість введеного модифікатора визначено експериментально на лабораторних плавках і коливається від 0,07 до 0,1% від маси розплаву.

У таблиці 2 наведені дані впливу якості модифікатора на розмір зерна і пористість виливків.

Таблиця 2

Вплив дисперсних добавок модифікатора SiC на зеренну структуру сплаву АЛ4

Кількість добавок в % від маси розплаву	Розмір зерна сплаву, мкм	
	До модифікування	Після модифікування
0,03	160	95
0,07	130	72
0,10	150	90

Мікроструктура сплаву АК9ч являє собою  $\alpha$ -твердий розчин, невелика кількість евтектики і різні інтерметалідні фази: AlSb, MgZn<sub>2</sub>, AlFeSi, CuAl<sub>2</sub>, які виділяються з пересиченого твердого розчину при подальшому старінні.

Оскільки розчинність водню в рідкому розплаві алюмінію вище, ніж в твердому стані. Це - основна причина газової пористості при затвердінні вилівка. Для зменшення пористості проводили рафінування розплаву

гексахлоретаном. Для усунення вторинної пористості при термічній обробці відливання захищали титановою стружкою.

В роботі запропонований технологічний процес модифікування алюмінієвих сплавів АЛ4 і АЛ4С нанодисперсним порошком карбиду кремнію. Дисперсний порошок  $\beta$ -SiC був вибраний виходячи з відповідності кристалічних решіток Al і SiC (ГПУ решітка) і малої різниці атомних радіусів Al і SiC. Порошок модифікації  $\beta$ -SiC отримано методом плазмохімічного синтезу. Середній гранулометричний склад модифікатора склав 100 нм. Для зручності подачі в розплав використаний таблетований модифікатор.

Були визначені технологічні властивості виливків до і після модифікування. Рідиннотекучість визначали методом пруткової проби. В результаті модифікування підвищена текучість сплавів АЛ4С і АЛ4 на 5 ... 11%. Зміст газів в сплавах визначали за допомогою технологічних проб. При зниженні температури рідкого металу в формі знижується розчинність газів і тим самим збільшується кількість бульбашок газу. Сплави АЛ4 і АЛ4С доевтектичного і евтектичного складу мають гарну рідиннотекучість, що зменшує ймовірність утворення в виливках газових раковин.

Сплави виплавляли в електричній печі опору САТ - 0,15 ємністю 150 кг. Після розплавлення лігатури Al-Mg, Al-Mn сплави перегрівали до температури 720 ... 760°C і піддавали модифікації. Навішування модифікатора вводили в нижню частину тигля і механічно перемішували. Результати оцінки газовмісту зразків (табл. 3) показали, що модифікування сплавів забезпечує низький газовміст, відповідний 1 балу пористості виливків з алюмінієвих сплавів по ДСТУ 2839-94.

Роботи, проведені в промислових умовах, показали підвищення механічних властивостей модифікованих ливарних алюмінієвих сплавів АЛ4-М і АЛ4С до 270 МПа, що на 25% вище міцності властивостей немодифікованих сплавів.

*Таблиця 3*  
*Результати визначення газовмісту і рідиннотекучесті сплавів*

Досліджені сплави	Пористість, бал	Рідиннотекучість, мм
АЛ4	3	385
АЛ4-М	1	377
АЛ4С	1	225
АЛ4Д	1	250

## **Висновки**

1. Обґрунтовано вибір типу модифікатора ливарних алюмінієвих сплавів - порошкової композиції карбиду кремнію модифікації  $\beta$ -SiC середнім розміром частинок 50 ... 100 нм. Проведено промислові плавки сплавів АЛ4 (АК9ч), АЛ4С, АЛ4Д із застосуванням таблетованого модифікатора.

2. Вивчено технологічні властивості сплавів. В модифікованих сплавах знижена пористість з 3-го до 1-го бала і підвищена рідиннотекучість на 5 ... 11%.

3. В результаті модифікування отримана однорідна дисперсна структура виливків і досягнуто підвищення міцності властивостей на 25% в порівнянні з не модифікованим станом.

### Бібліографічні посилання

1. Фридляндер И.Н. Алюминиевые деформируемые конструкционные сплавы. – М.: Металлургия, 1979. – 365с.

2. Мальцев М.В. Модифицирование структуры металлов и сплавов / М. В. Мальцев. – Москва: Металлургия, 1964. – 214 с.

3. Елагин В.И. Легирование деформируемых алюминиевых сплавов переходными металлами. – М.: Металлургия, 1975. -125с.

4. Куцова В.З. Вплив легування комплексом GeP на структуру та властивості сплавів системи Si-Ge / В. З. Куцова, О.А. Носко, О. В. Олійник //Вісник ДНУ. – 2010. - Вип. 74. – С. 120-126.

5. Іщенко А.Я. Зварювання сучасних конструкцій із алюмінієвих сплавів / А.Я. Іщенко, Т.М. Лабур. – Київ: Наукова думка, 2013. – 405с.

6.Калинина Н.Е. Особенности модифицирования алюминиевых сплавов Al-Mg / Н.Е. Калинина, З.В. Вилищук // Авиационно-космические материалы и технологии. – 2011. - №7(84). – С.80-84.

7. Немененок Б. М. Теория и практика комплексного модифицирования силуминов / Б.М. Неменюк. – Ленинград : Технопринт, 1999. – 272 с.

8. Богуслаев В. О., Качан О. Я., Калініна Н. Є. Авіаційно-космічні матеріали та технології : підручник для вузів. – Запоріжжя : Мотор Січ, 2010. – 385с.

9. Андриевский Р. А. Наноматериалы : концепция и современные проблемы / Р. А. Андриевский //Рос. хим. журнал. – 2002. - №5. – С. 50-56.

10. Калинина Н. Е. Дисперсное модифицирование литейных алюминиевых сплавов / Н. Е. Калинина, О. А. Ковац //Вісник ДНУ. -2007. - №9/2. – С.27-31

11. Патент 28570 України, МПК С22С//00. Склад для модифікування алюмінієвих сплавів / Кавац О. А., Калініна Н. Е., Кавац Д. А., Федючук О. К. : Заявка ДПВО Південний машинобудівний завод ім. О. М. Макарова. № 200709846; заявл. 03.09.07; опубл. 10.12.07; Бюл. №20, 8с.

12. Вилищук З. В. Влияние модифицирования на фазовый состав высокопрочных алюминиевых сплавов / З. В. Вилищук, Н. Е. Калинина / Строительство, материаловедение, машиностроение. – Днепропетровск : ПГАСА, 2010. – С. 39-44.

13. Гусев А. И. Наноматериалы, наноструктуры, нанотехнологии / А. И. Гусев. – Москва : Физматлит, 2005. – 426 с.

*Надійшла до редакції 25.07.2017*

УДК 536.24:622.233

Мамчур С.И., Цокур Н.И., Ваганов Р.Д., Мамчур И.А.

*Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара*

## **ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ФАЗООБРАЗОВАНИЯ В ДИФФУЗИОННОЙ ЗОНЕ СВАРНЫХ СОЕДИНЕНИЙ NI-NB**

Проведено дослідження процесів, що відбуваються при дифузійному зварюванні у вакуумі нікелю і ніобію. Проаналізовано диффузійну рухливість компонентів і зв'язок фазообразования в перехідній зоні з параметрами зварювання.

Проведено мікроструктурні дослідження, рентгенофазового і мікрорентгеноспектрального аналізу, встановлені розміри інтерметалідних шарів і фазовий склад дифузійної зони.

**Ключові слова:** *інтерметаліди, дифузійне зварювання, фазовий склад, зварене з'єднання, параметри зварювання.*

Проведено исследование процессов, происходящих при диффузионной сварке в вакууме никеля и ниобия. Проанализирована диффузионная подвижность компонентов и связь фазообразования в переходной зоне с параметрами сварки.

Проведены микроструктурные исследования, рентгенофазовый и микро-рентгеноспектральный анализ, установлены размеры интерметаллидных слоев и фазовый состав диффузионной зоны.

**Ключевые слова:** *интерметаллиды, диффузионная сварка, фазовый состав, сварное соединение, параметры сварки.*

The investigation of the processes occurring during diffusion welding in vacuum of nickel and niobium is carried out. The diffusion mobility of the components and the relationship of the phase formation in the transition zone with the welding parameters are analyzed.

Microstructural studies, X-ray and micro-X-ray spectroscopy were carried out, the dimensions of the intermetallic layers and the phase composition of the diffusion zone were determined.

**Keywords:** *intermetallics, diffusion welding, phase composition, welded joint, welding parameters.*

**Актуальность проблемы.** Получение сварных соединений из разнородных материалов, имеющих различные физико-химические и механические свойства является важной задачей для изделий ракетно-космической техники. Соединение никель-ниобий применяется при производстве жидкостных ракетных двигателей.

Практический интерес представляют исследования свариваемости разнородных соединений, выявления микроструктуры в сварных соединениях и установления протяженности фазовых полей для определения связи с параметрами и качеством соединения.

Для решения поставленных задач изготавливались специальные образцы соединений Ni-Nb.

На рис. 1 представлена микроструктура диффузионной зоны сварного соединения Ni-Nb. Трудность выявления микроструктуры диффузионного слоя сварных соединений состоит в подборе травителя одновременно протравливающего с достаточной четкостью все слои зоны диффузионного взаимодействия. Как правило, один или несколько слоев сильно затравливаются, что мешает исследованию микроструктуры и определению протяженности слоев.

Как видно, на представленной микроструктуре сварного соединения Ni-Nb происходит достаточно большое растравливание диффузионной зоны, поэтому выявить фазовые подслои и определить ширину диффузионной зоны можно только приблизительно.

Получение сварного соединения из разнородных материалов диффузионной сваркой в вакууме предполагает связь фазообразования в переходной зоне с параметрами сварки. Выяснение этой связи возможно через измерение зон фазовых полей.

Микроструктура переходной зоны соединения никеля с ниобием в зависимости от температуры нагрева и времени выдержки.

Формирование свойств сварного соединения Ni-Nb определяется, в конечном счете, состоянием и размером интерметаллидных слоев. Микроструктурный метод используется как дополняющий другие методы исследования, дающий информацию о расположении диффузионной зоны и её микроструктурном строении. При наличии этих данных появляется возможность наметить маршрут снятия слоев для послойного рентгенофазного анализа или выбрать направление сканирования электронным зондом при использовании микрорентгеноспектрального анализа.

В связи с недостаточной информацией о фазовом строении переходных слоев применялся рентгенофазовый анализ сварных соединений.

Методика рентгенофазного исследования заключалась в следующем.

Для определения наличия фаз, возникающих в результате диффузионных процессов, съемка проводилась с поверхности микрошлифов сварных соединений в районе диффузионной зоны. На дифрактограммах по рефлексам интенсивности идентифицировались фазы, имеющие место в конкретной системе согласно её диаграмме состояния.

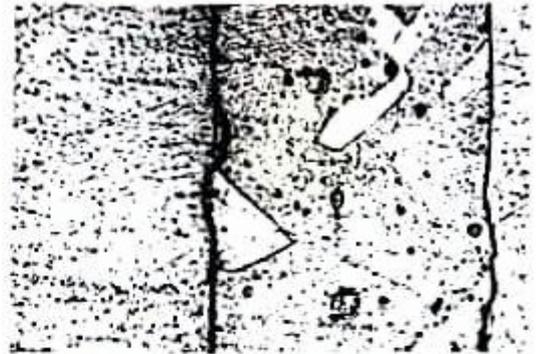
Для систем Ni-Nb определялось наличие интерметаллидов NbNi и NbNi<sub>3</sub>, а также твердые растворы.

Рентгенофазовый анализ сварных соединений Ni-Nb в переходной зоне осуществляется на дифрактомере ДРОН-1 в монохроматическом излучении молибденового, медного и железного анодов. Объектом исследования служила поверхность образцов никель-ниобий, расколотых по плоскостям соединений.

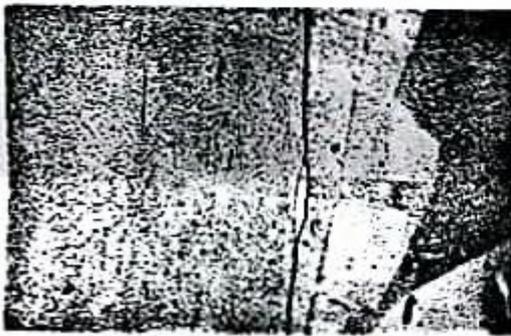
Для полного представления о фазовом строении переходной зоны исследуемая поверхность последовательно сполировывалась с последующей записью на дифрактомере и расшифровкой.



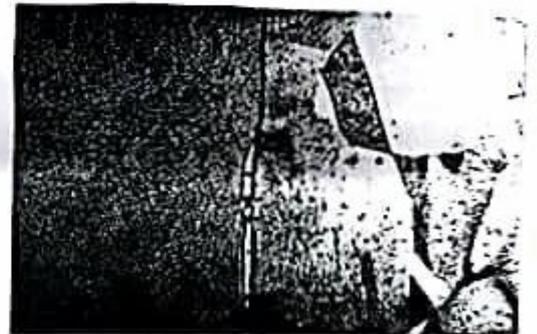
а



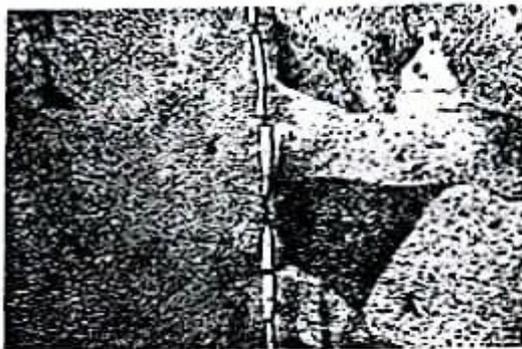
б



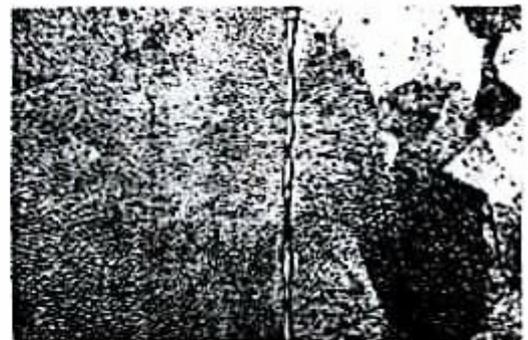
в



г



д



е

Рис.1 Зародыши-фазы с последующим их ростом по поверхности с образованием сплошного слоя:  $P=10$  МПа-const,  $x500$   
а)  $T=1070$  К,  $\tau = 1200$  с; б, в, г)  $T=1120$  К,  $\tau = 1800$  с;  
д, е)  $T=1220$  К,  $\tau = 1800$  с.

После сравнения полученных дифрактограмм с соответствующими табличными данными и с дифрактограммами исходных образцов устанавливался фазовый состав переходной зоны соединения. В качестве эталона сравнения проводился рентгенофазовый анализ порошков интерметаллида NiNb в камере РКД в отфильтрованных хромовом и медном излучениях.

Микроструктурно было установлено, что в начальный период сварки на поверхности физического контакта возникают зародыши-фазы с последующим их ростом по поверхности с образованием сплошного слоя (рис.1).

По значениям межплоскостных расстояний, первая фаза на поверхности идентифицируется как интерметаллид  $NbNi_3$ . Дифрактограмма переходной зоны показывает, что вторая фаза, возникшая после завершения роста первого слоя, идентифицируется как интерметаллид NbNi.

В связи с тем, что при сварке разнородных металлов выявление микроструктуры производится, в основном, только за счет травящего полирования, некоторые объемы (слои) зоны могут не обнаружиться и будут установлены только по величине отпечатков микротвердости. Точность определения ширины диффузионной зоны сварного соединения может быть повышена применением микрорентгеноспектрального анализа.

На рис. 2 представлены концентрационные кривые никеля и ниобия в диффузионной зоне. Как видно, они не имеют ярко выраженных рефлексов, обозначающих фазовые образования, и в случае совмещения их с диаграммой состояния Ni-Nb никаких сведений о фазовых полях в диффузионной зоне получить не удастся. После нанесения на кривые концентраций, соответствующих интерметаллидам NbNi и  $NbNi_3$  по никелю и ниобию, взятых из диаграммы состояния, на этих участках нет характерных признаков (рефлексов) интерметаллидов, и изменение концентрации происходит плавно. Единственная информация, которую можно судить только о своей ширине диффузионной зоны, измерив протяженность участка с учетом масштаба записи.

Концентрационный участок интерметаллида  $NbNi_3$ , нанесенный на концентрационные кривые, вообще не имеет признаков фазовых рефлексов. Следовательно, по материалам количественного микрорентгеноспектрального анализа определение расположения фазовых полей, их размеров и очередности в диффузионной зоне не представляется возможным.

Более существенную информацию дают концентрационные кривые качественного микрорентгеноспектрального анализа по составляющим компонентам через диффузионную зону. Концентрационные кривые распределения никеля и ниобия в диффузионной зоне сварного соединения были получены сканированием электронным зондом. Каждая концентрационная кривая записана со значительным запасом фона 100% и 0% каждого компонента. Такая запись необходима для полной уверенности захвата всей диффузионной зоны.

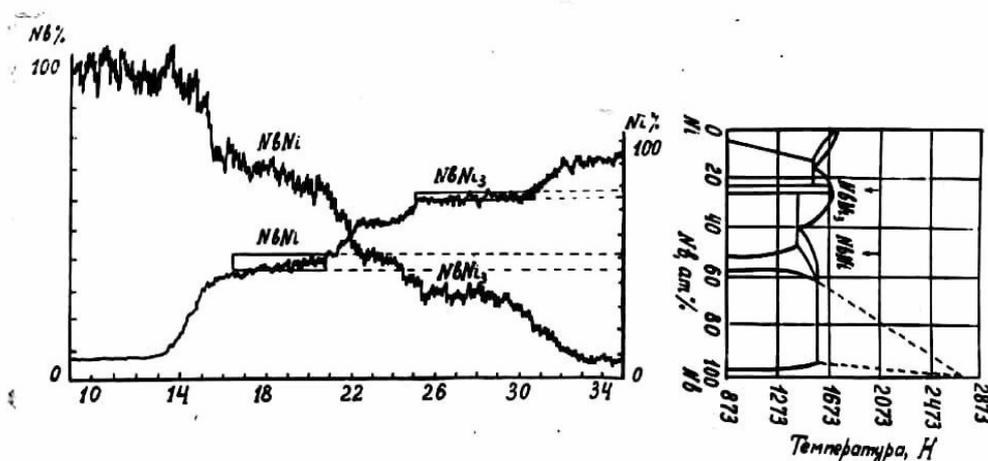


Рис.2 Концентрационные кривые сканирования Ni-Nb, совмещенные с диаграммой состояния :  $P=10$  МПа,  $T=1370$  К,  $\tau = 1800$  с

Точки перегибов обозначающие начало и конец фазового слоя твердого раствора, его смеси с интерметаллидом, а также начало и конец интерметаллида, хорошо различаются для каждого поля на обеих концентрационных кривых, что позволяет определить протяженность фазового поля довольно точно.

Анализируя полученные данные для системы, можно констатировать, что применение микрорентгеноспектрального анализа в сочетании с микроструктурным, а также использование совмещенных диаграмм состояния дают возможность более детально изучать фазовый состав отдельных слоев диффузионной зоны, размеры диффузионных слоев, изменение их протяженности с изменением сварочных параметров и измерять общую протяженность диффузионной зоны.

**Выводы:** В работе проведены исследования процессов фазообразования. Устанавливаю, что наиболее предпочтительным для изучения диффузионных зон сварных соединений, полученных в твердой фазе, является качественный метод, проводимый сканированием электронным зондом через диффузионную зону, позволяющий фиксировать рефлекс фаз на непрерывных концентрационных кривых и довольно точно измерять их протяженность с изменением сварочных параметров.

### Библиографические ссылки

1. Дятлова, С. И. Исследование влияния фазового состава диффузионных зон на надежность катодных устройств, полученных ДСВ / С.И. Дятлова // Диссертационная работа, 1992. – 240 с.
2. Кресанов, В. С. Высокоэффективный эмиттер электронов на основе гексаборида лантана / В. С. Кресанов, Н. П. Малахов. – М.: Энергоиздат, 1987. – 151 с.
3. Морозов, В. В. Анизотропия работы выхода электронов зонноплавленного гексаборида лантана / В. В. Морозов, И. П. Лобода // Тез. доклад. XVIII Всесоюзной конференции по эмиссионной электронике. – М., 1981. – С. – 183 – 185.
4. Нечушкин, В. В. Исследование диффузионных соединений никелевых сплавов с ниобием/ В. В. Нечушкин, А. Г. Фесенко // Тез. доклад VIII Всесоюзной конференции по диффузионной сварке. – М., 1977. – С. 53 - 54.
5. Потехин, Б. А., Измайлов Д. К. Особенности диффузионной сварки в вакууме без приложения внешнего давления // Сварочное производство. – 2008. – №2. – С. 8-13.
6. Способ диффузионной сварки в вакууме без приложения внешнего давления : патент №2548786 RU, МПК В23К20/20/14 Потехин Б. А., Христолюбов А.С., Измайлов Д. К. (RU). – 2013137957/02; Заявл. 13.08.2013; опубл. 27.04.2015.

*Надійшла до редколегії 03.08.2017*

УДК 669.715

Н. Е. Калинина, Е. А. Джур, С. И. Мамчур, А. А. Шахов

*Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара*

## **ВЛИЯНИЕ ЛЕГИРОВАНИЯ И МОДИФИЦИРОВАНИЯ НА СВОЙСТВА ЖАРОПРОЧНЫХ СПЛАВОВ**

Запропоновано модифікувати складнолегований нікелевий сплав. Вивчено вплив легуючих елементів на структуроутворення і властивості досліджуваного сплаву. Доведено засвою-ваність модифікатора. Вивчено структурні зміни у сплаві після модифікування, внаслідок чого підвищено рівень механічних властивостей.

**Ключові слова:** *нікелевий сплав, легуючі елементи, модифікування, зерно, структуроутворення, механічні властивості.*

Предложено модифицировать сложнолегированный никелевый сплав. Изучено влияние легирующих элементов на структурообразование и свойства исследуемого сплава. Доказана усвояемость модификатора. Изучены структурные изменения в сплаве после модифицирования, в следствии чего повышен уровень механических свойств.

**Ключевые слова:** *никелевый сплав, легирующие элементы, модифицирование, зерно, структурообразование, механические свойства.*

**Proposed to modify the complex-nickel alloy. The effect of alloying elements on structure and properties of the alloy. Proved digestibility modifier. The structural changes in the alloy after the modification, whereby elevated levels of mechanical properties.**

**Keywords:** *nickel alloy, alloy elements, modifying, grain, structure, mechanical properties.*

**Введение.** Научно-технический прогресс является объективной постоянно действующей закономерностью развития производства авиационных двигателей, что невозможно без опережающего развития всех отраслей науки и прежде всего материаловедения[1]. Основной тенденцией развития авиадвигателестроения является непрерывное увеличение температуры газов перед турбиной, обуславливающей повышение требований к конструкции, надежности и ресурсов работы лопаток турбины, что невозможно без применения качественно новых материалов.

**Постановка задачи.** Задача материаловедов заключается в создании современных высокожаропрочных сплавов со стабильной структурой, способных работать при высоких температурах и напряжениях. Целью данной работы является разработка способа модифицирования и изучение структурных изменений в жаропрочных никелевых сплавах. Эти сплавы по своему химическому составу являются наиболее сложными из всех существующих сплавов конструкционного назначения. Они содержат не менее 6 основных легирующих элементов, не считая многих полезных микродобавок(табл.1). Поэтому изучение влияния легирующих элементов на структурообразование в многокомпонентных никелевых сплавах является также целью данной работы.

В табл.1 приведён химический составляющих сплавов.

Таблица 1  
Химический состав исследуемых сплавов

Марка сплава	Содержание элементов, % мас.								
	Al	Ti	Cr	Mo	W	Co	C	Fe	Ni
ЖС6У-ВИ	5,1-6,0	2,0-2,9	8,0-9,5	1,2-2,4	9,5-11,0	9,0-10,5	0,13-0,2	1,0	Осн.
ЖС6К	5,0-6,0	2,5-3,2	9,5-12,0	3,5-4,8	4,5-5,5	4,0-5,5	0,13-0,2	2,0	
ЖС3ДК	4,0-4,8	2,5-3,2	11,0-12,0	3,8-4,5	3,8-4,5	8,0-10,0	0,09-0,12	≤ 2,0	

**Методы и способы исследования.** Материалом исследования служил жаропрочный никелевый сплав ЖС6У, применяемый для изготовления рабочих лопаток газотурбинного двигателя [2]. Изучение структурных изменений в много-компонентном никелевом сплаве после модифицирования проводили при помощи металлографического анализа на микроскопе Neophot-2. Для подтверждения эффективности модифицирования был проведён микрорентгеноспектральный анализ образцов сплава ЖС6У до и после модифицирования. Распределение содержания легирующих и модифицирующих элементов в структурных составляющих сплава ЖС6У определяли на многоцелевом растровом микроскопе JSM-6360LA, оснащённым системой рентгено спектрального энерго-дисперсионного микроанализа JED2200.

**Результаты и их обсуждения.** Структура многокомпонентного никелевого сплава ЖС6У – гетерофазная, представляющая собой высокодисперсные частицы  $\gamma'$ -фазы (формирующийся на основе интерметаллического соединения  $Ni_3Al$ ), равномерно рассеянные в матрице из твёрдого  $\gamma$ -раствора легирующих элементов в Ni. В никелевом сплаве ЖС6У, по сравнению со сплавами ЖС6У-ВИ и ЖС6К, содержится меньше углерода, который снижает температуру солидуса. Все тугоплавкие легирующие элементы: W, Mo, Cr – увеличивают область существования  $\gamma'$ -фазы.

Вследствие обеднения  $\gamma'$ -фазы тугоплавкими элементами эффективность твёрдорастворного упрочнения уменьшается, и, как следствие, снижается сопротивление скольжению дислокаций, что в конечном счёте приводит к понижению жаропрочности. Al и Ti являются  $\gamma'$ -образующими элементами, входят в  $\gamma'$  твёрдый раствор и являются основными упрочнителями. Co, Mo, Cr входят в  $\gamma$  твёрдый раствор. Наличие W одинаково и в  $\gamma$ , и в  $\gamma'$ -твёрдый раствор.

Таким образом, упрочнение рассматриваемых сложно-легируемого сплава ЖС6У происходит за счёт: упрочнения  $\gamma'$ -твёрдого раствора; наличия дисперсных фаз; увеличения процента  $\gamma'$ -фазы; высокой температуры солидуса; уменьшения скорости укрупнения  $\gamma'$ -фазы при рабочих температурах.

Изучение влияния легирующих элементов на структуру и свойства жаропрочного никелевого сплава ЖС6У имеет большое практическое значение. Так, оптимальную температуру модифицирования определяли исходя из диаграммы состояния Ni-Cr и Ti-Ni (рис.1)[3].

В данной работе предложено модифицировать исследуемый сплав ЖС6У. Согласно классической теории, существует 3 вида модифицирования: измельчение первичных зёрен при кристаллизации матричной фазы; изменение внутреннего строения зерен-дендритов; измельчения эвтектик. Был рассмотрен вид модифицирования за счёт измельчения зерен никелевого твердого раствора, что является результатом зародышевого действия тугоплавких частиц модификатора, специально введённых в расплав. В качестве модификатора был выбран дисперсный порошок карбонитрида титана Ti(CN), полученный методом плазмохимического синтеза [4].

Механизм действия модификатора в расплаве заключается в том, что на поверхностях частиц Ti(CN) происходит зарождения первичных кристаллов аустенитной  $\gamma$ -фазы. Модификатор диспергирует дендриты первичного аустенита в сплаве ЖС6У [5,6].

Для подтверждения эффективности действия Ti(CN) как модификатора проведён микрорентгеноспектральный анализ образцов сплава ЖС6У до и после модифицирования. В немодифицированном образце количество титана и углерода соответствует их содержанию в сплаве, содержание азота не обнаружено. Сравнительный анализ полученных данных показал наличие в модифицированном образце всплеска интенсивностей Ti, C и N, что подтверждает модифицирующий эффект Ti(CN) (табл.2).

Таблица 2

Химический состав исследуемых зон никелевого сплава ЖС6У

Состояние сплава	Содержание элементов, % мас.						
	C	N	Ti	Ni	Mo	W	Cr
Модифицированный	4,43	0,87	52,52	4,64	14,55	20,28	1,69
Не модифицированный	3,81	0	37,16	14,36	16,85	17,44	5,19

Наличие повышенного содержания титана и углерода и отсутствие азота в некоторых участках структуры свидетельствует, очевидно, о диссоциации

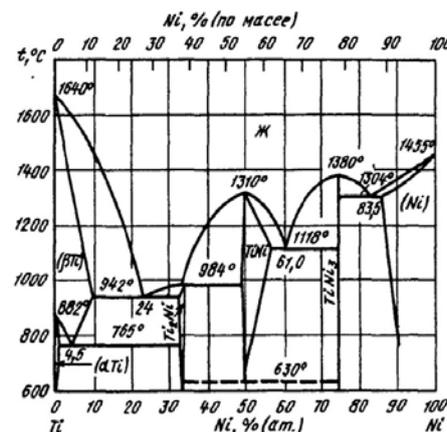


Рис.1 Диаграмма состояния Ti-Ni

частиц  $Ti(CN) \rightarrow TiC + N_{ат}$ . При этом прибор регистрирует только TiC. Таким образом, микрорентгеноспектральным анализом доказано эффективность модифицирования карбонитридом титана никелевого сплава ЖС6У.

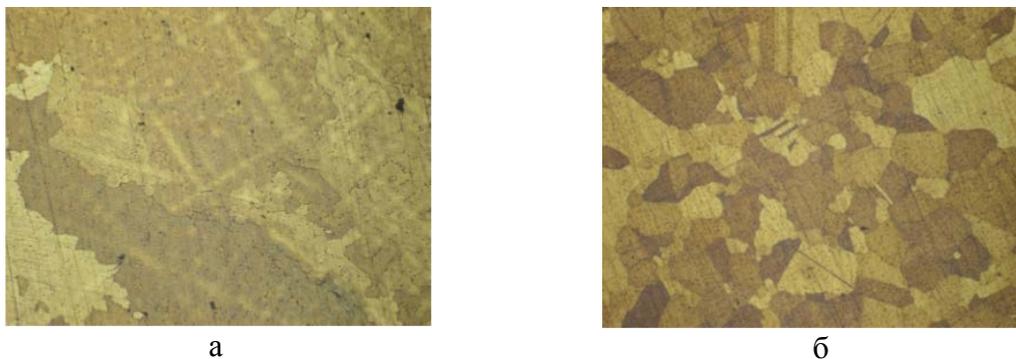


Рис.2 Макроструктура никелевого сплава ЖС6У, х50: а - до модифицирования, б – после модифицирования

Исследование микроструктуры сплава в исходном состоянии показало, что структура сплава крайне неоднородна по сечению. Исходные образцы имели крупнокристаллическую структуру с размером зёрен от 5 до 8 мм. Модифицированные образцы имели более однородную, мелкозернистую структуру с размером зёрен до 1 мм. Таким образом вследствие модифицирования средний размер зерна уменьшился в 5...8 раз (рис.2).

Исследования микроструктуры показало, что в немодифицированном образце заметны достаточно крупные включения, которые располагаются по границам зёрен. В модифицированном образце включения действительно дисперснее и располагаются как по границам зёрен, так и внутри зеренно (рис.3).

Формирование при модифицировании упрочнённого никелевого твёрдого раствора и более развитой зернограничной структуры привело к повышению комплекса механических свойств модифицированного сплава ЖС6У (предела прочности  $\sigma_B$ , предела текучести  $\sigma_T$  и пластичности  $\delta$ ) по сравнению с немодифицированным его состоянием. Механические свойства определяли на пальчиковых образцах после стандартной термоупрочняющей обработки. Достигнуто значительное повышение прочностных и пластических свойств:  $\sigma_B$  повышено на 9,3%;  $\sigma_T$  – на 12,9%;  $\delta$  – на 21,2%.

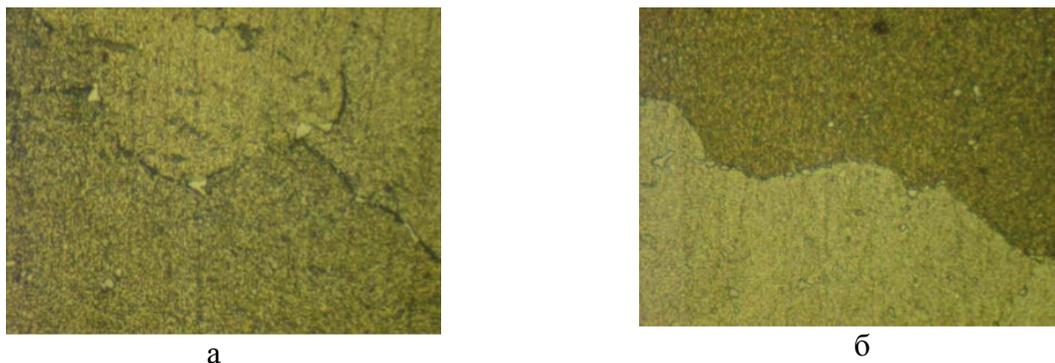


Рис.3 Микроструктура сплава ЖС6У, x1000: а-до модифіцирования; б – после модифіцирования

**Выводы.** В данной работе рассмотрено влияние легирующих элементов на структуру и свойства никелевых сплавов. Предложена модифицировать жаропрочный никелевый сплав ЖС6У, применяемый для изготовления рабочих лопаток газотурбинного двигателя. На основе классической теории модифицирование для жаропрочных никелевых сплавов выбран дисперсный модификатор-карбонитрид титана (TiCN), получаемый методом плазмохимического синтеза. Исследовали влияние модифицирования на структуру и свойства сплава ЖС6У; макроструктура сплава после модифицирования более однородная и мелкодисперсная. Достигнуто измельчение зерна после модифицирования в 5...8 раз, вследствие чего значительно повысились механические свойства. Усвояемость модификатора доказана методом микрорентгеноспектрального анализа.

### Библиографические ссылки

1. Богуслаев В. А. Технология производства авиационных двигателей. – Изд. 2-е / В. А. Богуслаев, А. Я. Качан, В. Ф. Мозговой, Е. Я. Корневский. – Запорожье: Изд-во ОАО «Моторсич», 2004 г. – 945 с.
2. Каблов Е. Н. Литые лопатки газотурбинных двигателей / Е.Н. Каблов. – М.: МИСИС, 2001. – 631с.
3. Калинина Н. Е. Технологические особенности наномодифицирования литейных жаропрочных никелевых сплавов / Н. Е. Калинина, А. Е. Калиновская, В.Т. Калинин // Компрессорное и энергетическое машиностроение. – 2013. - № 1(31). – С.54-56.
4. Наноматериалы и нанотехнологии: получение, строение, применение: монография / Н. Е. Калинина, В.Т. Калинин, З. В. Вилищук и др. – Днепропетровск: Изд-во Маковесцкий, 2012. – 192 с.
5. Мальцев, М. В. Металлография промышленных цветных металлов и сплавов [Текст] / М.В. Мальцев. – М. : Металлургия, 1970. – 368 с.
6. Патент РФ 2069702, МКИ6С21С 1/00. Модификатор [Текст] / Калинин В. Т., Шатов В. В, Комляков В. И. – № 93030977 ; Заявл. 01.03.93 ; Оpubл. 27.11.96. –Бюл. №33. – 8с

Надійшла до редколегії 10.08.2017

УДК 621.454

Ю.А. Митиков, Е.Ю. Любарский

*Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара*

## **АНАЛИЗ ПУТЕЙ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ СИСТЕМ НАДДУВА ТОПЛИВНЫХ БАКОВ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК РАКЕТ НА ВЫСОКОКИПЯЩИХ КОМПОНЕНТАХ ТОПЛИВА**

Проведено аналіз шляхів вдосконалення конструкцій реалізованих систем наддування паливних баків рушійних установок ракет на висококиплячих компонентах палива. Показано, що тип систем наддування багато в чому формує як конструктивну складність ракети (а, значить, і її надійність і вартість), так і структуру стартової позиції, стендової випробувальної бази, багато в чому і виробничих потужностей. Виявлено основні тенденції розвитку систем наддування. Знайдено прогресивні рішення, які можуть з успіхом використовуватися в сучасних рушійних установках. Сформульовані проблеми і невирішені питання, що перешкоджають їх подальшому застосуванню в ракетно-космічній техніці.

**Ключові слова:** *системи наддування, висококиплячі компоненти палива, ракети дальньої дії.*

Проведен анализ путей совершенствования конструкций реализованных систем наддува топливных баков двигательных установок ракет на высококипящих компонентах топлива. Показано, что тип систем наддува во многом формирует как конструктивную сложность ракеты (а, значит, и ее надёжность и стоимость), так и структуру стартовой позиции, стендовой испытательной базы, во многом и производственных мощностей. Выявлены основные тенденции развития систем наддува. Найдены прогрессивные решения, которые могут с успехом использоваться в современных двигательных установках. Сформулированы проблемы и нерешенные вопросы, препятствующие их дальнейшему применению в ракетно-космической технике.

**Ключевые слова:** *системы наддува, высококипящие компоненты топлива, ракеты дальнего действия.*

The ways to enhance the constructions of the embodied systems of fuel-tank pressurization within the missile propulsion system based on high-boiling fuel components have been analyzed. The type of supercharging systems has been shown to largely shape the constructive complexity of the missile (and, therefore, its reliability and worth), and the structure of the leading position, bench test basis, in many ways, and the production output. The main tendencies of the pressurization systems' development have been revealed. Progressive solutions that can be successfully used in modern propulsion systems have been found. Problems and unsettled issues that prevent their further application in rocket and space technology have been formulated.

**Keywords:** *pressurization systems, high-boiling fuel components, long-range missiles.*

**Введение.** В настоящее время в качестве топлива жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) ракет-носителей (РН) наибольшее распространение нашли жидкий кислород и керосин (РГ-1). Эта топливная пара имеет ряд преимуществ – высокая энергетическая способность, дешевизна, нетоксичность, большой положительный опыт эксплуатации. Однако ей присущи и недостатки. Криогенный компонент существенно усложняет и удорожает инфраструктуру космодрома.

На самой РН появляются сложные, дополнительные системы (захолаживания, компенсирования линейных удлинений, например). Керосин имеет низкую теплоемкость, что приводит при охлаждении камеры сгорания к ряду существенных усложнений – пояса завес, заградительное охлаждение. Гелиевые системы наддува (СН) ЖРД, работающих по схеме с дожиганием окислительного газа, крайне неэффективны в силу слабого подогрева гелия.

Неудивителен интерес проектантов ракетно-космической техники к высококипящим и экологически чистым компонентам (например, перекись водорода). Для стимуляции этого интереса Европейское космическое агентство даже объявило тендер на разработку двигателей на перекиси водорода [1].

**Цель исследований.** В силу своей специфики (связи со стартовой позицией) СН занимают особое место среди других систем ракетного комплекса. Значимость СН определяется не только тем, что их масса может достигать до 7% конечной массы ступени [2]. Тип СН во многом формирует как конструктивную сложность ракеты (а, значит, и ее надёжность и стоимость), так и структуру стартовой позиции, стендовой испытательной базы, во многом и производственных мощностей. Это происходит из-за того, что рассматриваемые системы, в общем случае, потребляют из указанных мест значительные уникальные ресурсы – различные рабочие тела наддува с жесткими требованиями подавлению, расходу, температуре и чистоте. Естественно, такая ситуация (ряд дополнительных систем) находит свое отражение и в показателях надежности, стоимости, сроках разработки всего ракетно-космического комплекса [3]. Особо следует подчеркнуть, что современная ПГСР, включающая в себя такие основные составляющие как системы предпускового и полетного наддувов, является самой дорогостоящей частью ракеты, после современного ЖРД.

Целью проведенных исследования является выявление прогрессивных тенденций, технических решений, отвечающих требованиям сегодняшнего дня в проблематике наддува на основании анализа мирового опыта совершенствования СН баков ракет на высококипящих компонентах топлива.

**Изложение основного материала.** На своей первой ракете Р-11 (горючее Т-1, окислитель АК-20И, пусковое горючее ТГ-02), разрабатываемой по постановлению Совета Министров СССР от 4.12.1950 г., М.К. Янгель реализовал ряд перспективных решений [4]. В первую очередь, это касалось СН топливных баков, которые впоследствии его КБ планомерно доводило до идеала. Если на прототипе данной ракеты (Wasserfal, Германия, 1943г)

использовалась азотная газобаллонная вытеснительная система (дополнительный компонент азот), то на Р-11 была применена автономная (не связанная со стартом) горячая твёрдотопливная, таящая и сегодня ряд технических проблем. Но этот шаг позволял существенно упростить и удешевить РК путём исключения из его состава азотодобывающую станцию с обслуживающим её боевым расчетом, облегчить ракету, убрав из её конструкции баллоны высокого давления.



Рис.1. Ракета Р-11 на старте

В итоге ракета Р-11 получилась легче аналога Р-1 (Фау-2) в 2,5 раза при той же дальности, надёжнее, проще в обслуживании, технологичнее и существенно дешевле. При проектировании и отработке ракеты Р-11 была прочувствована проблематика горячих СН топливных баков. Это дало возможность последовательно развивать данное направление в последующих разработках.

В чём заключалась эта проблематика применительно к внутрибаковым процессам? Первое, далеко не чистые продукты сгорания ПАДов ( $C(s)$ , Pb,  $MgO$ ,  $TiO_2$ ) [5]. Далее, в горячих пороховых газах содержалось до 20% паров воды, часть которых при остывании внутри бака могла конденсироваться, уменьшая количество газа наддува в баке. При этом увеличиваются прогревы топлива и конструкции бака (для стальных баков Р-11 последнее не так важно).

Сложнейшие вопросы нестационарных тепловых и массообменных процессов в баках ракет при их горячем наддуве, которые в достаточном объёме и на требуемом уровне не изучены и к сегодняшнему дню, были решены конструктивным путём. Например, загрязнение конденсированными продуктами сгорания верхнего слоя топлива и его повышенный прогрев были выведены из рассмотрения путем незначительного увеличения остатков незабора топлива. Это в свою очередь, позволило отказаться от заборных устройств, требующих длительной отработки.

Сугубо положительный результат разработки ракеты Р-11 позволил Правительству Советского Союза выпустить постановление о проектировании очередной БРДД Р-12 на высококипящих компонентах топлива (горючее ТМ-185, окислитель АК-27, пусковое горючее ТГ-02) на дальность 2000 км [6]. В нее были привнесены уже апробированные на Р-11 прогрессивные технические решения, в том числе и по СН. Так, из состава двигателя РД-214 был исключён жидкий азот для СН (а со стартовой позиции - добывающая и сжижающая азотная станция с личным составом). Такая азотная СН уже была апробирована в ДУ РД-103 БРДД Р-5. Впоследствии она была реализована в ДУ РД-107 и РД-108 МБР Р-7. В дальнейшем она не использовалась в силу неэффективности.

Для БРДД Р-12 рассматривался ряд СН. Но лучшие результаты показала СН бака окислителя продуктами разложения перекиси водорода (~780К), которая использовалась в ДУ для привода турбины [2]. Проблемные вопросы перегрева несущего верхнего днища бака (из-за конденсации паров воды) были решены конструктивным путем (экидистантной установкой фальшднища) [7].

В 1959г началось проектирование II ступени Р-12 (последующее название РН «Космос») под готовый, но временно не востребуемый ЖРД РД-119. Впервые в практике КБ «Южное» было использовано топливо жидкий кислород (переохлажденный) и НДМГ. ДУ этой ступени выполнена по схеме без дожигания восстановительного генераторного газа [6], получаемого путем термического разложения НДМГ. Баки II ступени наддували автономными системами – испарённым кислородом и генераторным газом, балластированным горючим, что не требовало доработок существующего шахтного старта.

В дальнейших разработках днепровских ракет применялись автономные системы полётного наддува [21]: скоростным напором воздуха, газогенераторные, смесевые, высокотемпературные газогенераторные (главный конструктор – М.И. Галась, разработчики – М.Л. Волошин, В.А. Антонов, В.Н. Кудерский, В.А. Мосейко). При использовании генераторного газа с температурой ~ 1300К на входе в баки горючего возникли проблемы с перегревом верхних днищ баков. В настоящее время известны и более простые решения данного вопроса.

Также в практику двигателестроения были внедрены и автономные системы предпускового наддува, так называемые химические (специальным образом организованный впрыск самовоспламеняющихся компонентов топлива в свободные объёмы баков, ведущий исполнитель – Кудерский В.Н.). Для работы СН массово использовалась пиро- и гидроавтоматика.

Новаторские решения потребовали значительной концентрации усилий разработчиков СН, привлечения ведущих научных организаций страны, большого объёма комплексных уникальных экспериментальных исследований. Внедрение эффективных автономных СН дало возможность существенно упростить стартовую позицию, свести к минимуму обслуживающий персонал за счёт размещения всех ресурсов для старта и полёта ракеты на борту МБР.



Рис.2 ЖРД РД-119 второй ступени РН 11К63 (РН «Космос»)

Рассмотрим БРДД для подводных лодок. На первой ракете, разработанной и сданной на вооружение КБ им. академика В.П. Макеева, была использована турбонасосная система подачи компонентов в ДУ. Она состояла из двух блоков - основного и рулевого; оба выполнялись по схеме «без дожигания». Наддув бака окислителя осуществлялся выхлопными газами турбины основного блока (окислительный газ). Наддув бака горючего — выхлопными газами от турбины рулевого блока (восстановительный газ). Турбонасосная система подачи позволила создать очень экономичную систему наддува баков и по сравнению с вытеснительной системой подачи, использованной на первой отечественной морской ракете Р-11ФМ, обеспечила малые массовые затраты на пневмогидравлическую систему подачи в целом.

Предложенная принципиальная схема СН оказалась настолько эффективной, что с рядом усовершенствований, учитывающих особенности ЖРД и ракеты в целом, подобного типа системы были внедрены на маршевых ступенях ракет РСМ-25, РСМ-40, РСМ-54 (рис.3).

Предложенная принципиальная схема СН оказалась настолько эффективной, что с рядом усовершенствований, учитывающих особенности ЖРД и ракеты в целом, подобного типа системы были внедрены на маршевых ступенях ракет РСМ-25, РСМ-40, РСМ-54 (рис.3).

Предложенная принципиальная схема СН оказалась настолько эффективной, что с рядом усовершенствований, учитывающих особенности ЖРД и ракеты в целом, подобного типа системы были внедрены на маршевых ступенях ракет РСМ-25, РСМ-40, РСМ-54 (рис.3).

Для решения задачи наддува бака потребовалось внедрить принципиально новый способ наддува с предварительным охлаждением генераторного газа. Для реализации такого способа наддува были разработаны и внедрены оригинальные, высокоэффективные теплообменники,

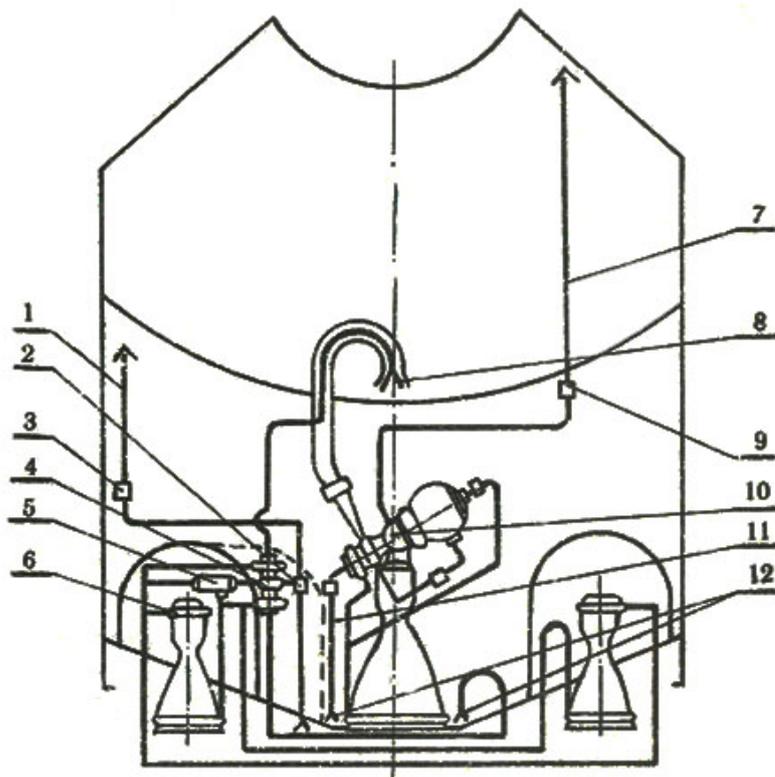


Рис.3 Типовая пневмогидравлическая схема ДУ морской ракеты

- 1 - Труба наддува бака горючего; 2 - теплообменник; 3 - клапан наддува бака горючего; 4 - газовая турбина ТНА рулевых двигателей; 5 - газогенератор ТНА рулевого двигателя; 6 - рулевые двигатели; 7 - турбина наддува бака окислителя; 8 - заборные устройства бака окислителя; 9 - регулятор наддува бака окислителя; 10 - газовод ТНА основного двигателя; 11 - выхлопная труба ТНА рулевого двигателя; 12 - заборные устройства горючего основного и рулевых сепараторы-фазоразделители, работающие в широком диапазоне изменения расхода газа, и устройства для подачи конденсата на вход двигателя.

сепараторы-фазоразделители, работающие в широком диапазоне изменения расхода газа, и устройства для подачи конденсата на вход двигателя.

Рассмотрим СН американских и европейских МБР и РН на высококипящих компонентах топлива. Для наддува топливных баков ДУ I ступени РН "Титан-2" используется теплообменник, в который поступает отработанный турбинный газ и, отдавая свою теплоту четырехокси азота (она отбирается за насосом ТНА), охлаждается и поступает в бак горючего (аэрозин-50). В свою очередь, образовавшиеся газообразные продукты четырехокси азота идут на наддув бака окислителя ( $N_2O_4$ ).

Для наддува керосинового бака БРДД "Блю Стрик" применяли газообразный азот, полученный путем испарения жидкого азота в теплообменнике, расположенном в выхлопном патрубке ТНА одного из двух ЖРД ДУ.

Баки первой ступени РН "Ариан" наддувались продуктами сгорания, отобранными из ЖГГ всех четырех ЖРД ступени; температура продуктов сгорания, поступающих в баки, равна 675К, а их давление - 0,4 МПа.

**Выводы.** Проведенный анализ совершенствования СН топливных баков ДУ на высококипящих компонентах топлива отечественных и зарубежных БРДД, МБР и РН (наземных и морских) показал следующую одинаковую картину. Практически с первых разработок во всех странах, разрабатывающих

БРДД и МБР, стали внедряться автономные СН, не потребляющие ресурсов со старта, исключая человеческий фактор при обслуживании в экстремальных условиях. Внедрены такие эффективные СН как паровые, смесевые, генераторные, химические, высокотемпературные. Их отличительной чертой является минимальный вес, простота конструкции, минимальное количество регулировок. СН использовали пиро- и гидроавтоматику. Последние поколения жидкостных МБР Советского Союза имели на борту все ресурсы для запуска и последующей работы ДУ.

В связи с выходом частных фирм США, Китая и других стран на рынок пусковых услуг, возрастания конкуренции в этом сегменте рынка, следует ожидать переход от тяжелых и ненадежных гелиевых СН [9] на конструктивно простые, легкие, не усложняющие стартовую позицию паровые, генераторные, химические СН и их комбинации. Последние имеют большой положительный опыт проектирования, отработки и эксплуатации.

#### Библиографические ссылки:

1. SSTL Developing Non-toxic Thruster ahead of Possible European Hydrazine Van Peter B. de Selding — January 8, 2016.
2. Беляев Н.М. Системы наддува топливных баков ракет.— М.: Машиностроение, 1976. – 335 с.
3. Nieroski J.S., Friedland E.I. Analysis of the Cost of Production of Liquid Rocket Engines. AIAA Paper № 65-533. – 1965. – p.26 – 29.
4. Баллистическая ракета малой дальности Р-11, Р-11М (8К11) SS-1B "Scud A" [Электронный ресурс] /режим доступа: [www.kap-yar.ru/index.php?pg=224](http://www.kap-yar.ru/index.php?pg=224)
5. Ваулин С.Д., Валеева О.В., Ковин С.Г. Низкотемпературные твердотопливные газогенераторы. Уч. пособ. Миасс: ГРЦ КБ им. академика В.П. Макеева. – 1997. – 268 с.
6. Призваны временем. Ракеты и космические аппараты конструкторского бюро «Южное», под общей ред. С.Н.Конюхова.— Д.: Арт-пресс.—2004. – 230с.
7. Митиков Ю.А., В.А. Антонов, М.Л. Волошин, А.И. Логвиненко. Пути повышения надежности и безопасности эксплуатации ракетных комплексов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – № 3 (90). – С.30 – 36.
8. Алексеев В.Д., Гладков Б.А., Телицын Ю.С., Феофилактов В.И. Основные тенденции развития и совершенствования двигательных установок и их систем для морских ракет на жидком топливе //Ракетно-космическая техника: сб. науч.-техн. ст. ФГУП «ГРЦ им. академика В.П. Макеева», Миасс. – 2004. – сер. XIV, вып. 1(50), ч.1. – С.35 – 64.
9. Митиков Ю.А., Масляный Н.В., Гонтарев Ю.К., Андриевский М.В. Проектирование газобаллонных систем наддува баков двигательных установок ракет-носителей. Проблемы и пути их решения// Проблемы высокотемпературной техники. – 2014. – №1. – С.120 –129.

*Надійшла до редколегії 10.06.2017*

УДК 621.454

Кабат О. С. \*, Ситар В. І. \*, Єрмаченко Д. В. \*, Давидов С. О. \*\*, Геті К. В.\*\*

\* *Український державний хіміко-технологічний університет*

\*\* *Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара*

## **ПОЛІМЕРНІ КОМПОЗИЦІЙНІ МАТЕРІАЛИ ДЛЯ ВУЗЛІВ ТЕРТЯ КОСМІЧНОЇ ТА АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ**

Проведено аналіз полімерів та полімерних композиційних матеріалів (ПКМ) на їх основі, які в залежності від полімерної основи, наповнювачів, модифікаторів та інших компонентів забезпечують необхідний рівень показників властивостей. Розроблено ПКМ на основі фенольного зв'язуючого і графіту. Встановлено вплив концентрації та марки наповнювача на триботехнічні властивості розроблених ПКМ. Представлено рекомендації щодо використання розроблених ПКМ в якості матеріалу для виготовлення деталей, що працюють у вузлах тертя машин і механізмів у космічній техніці, літакобудуванні та інших високотехнологічних галузях промисловості.

**Ключові слова:** *полімер, полімерний композиційний матеріал, концентрація, наповнювач, високотехнологічна галузь промисловості.*

Проведен анализ полимеров и полимерных композиционных материалов (ПКМ) на их основе, которые в зависимости от полимерной основы, наполнителей, модификаторов и других компонентов обеспечивают необходимый уровень показателей свойств. Разработан ПКМ на основе фенольного связующего и графита. Установлено влияние концентрации и марки наполнителя на триботехнические свойства разработанных ПКМ. Представлены рекомендации по использованию разработанных ПКМ в качестве материала для изготовления деталей, работающих в узлах трения машин и механизмов в космической технике, самолетостроении и других высокотехнологических отраслях промышленности.

**Ключевые слова:** *полимер, полимерный композиционный материал, концентрация, наполнитель, высокотехнологическая отрасль промышленности.*

The analysis of polymers and polymer composite materials (PCM) on their basis, which, depending on the polymer base, fillers, modifiers and other components, provide the necessary level of properties of properties. PCM is developed on the basis of phenolic binder and graphite. The influence of concentration and grade of filler on the tribotechnical properties of the PCM have been developed. Recommendations on the use of PCM developed as material for the manufacture of parts working at the nodes of friction machines and mechanisms in space technology, aircraft engineering and other high-tech industries are presented.

**Keywords:** *polymer, polymer composite material, concentration, filler, high-tech industry.*

**Вступ.** Сучасні космічна, авіаційна та машинобудівні галузі промисловості відчувають нестачу матеріалів триботехнічного призначення з яких виготовляють деталі машин і механізмів, здатні працювати при високих рівнях навантажень, швидкостей ковзання та температур у режимах тертя без змащування [1-3]. Ці матеріали повинні виготовлятися за дешевими технологіями з недефіцитної сировини, бути безпечними для людини та навколишнього середовища, мати високий рівень фізико-механічних та теплофізичних властивостей. Тому актуальним є їх створення з урахуванням усіх вищезазначених вимог.

Одним із таких матеріалів є полімери та полімерні композиційні матеріали (ПКМ) на їх основі, які в залежності від полімерної основи, наповнювачів, модифікаторів та інших компонентів здатні забезпечувати необхідний рівень показників властивостей. Так для створення матеріалів триботехнічного призначення з високим рівнем фізико-механічних та теплофізичних властивостей в якості полімерних основ використовують фторполімери, поліаміди, фенольні та епоксидні смоли та інш [4-6]. У вихідному вигляді вони практично не використовуються тому їх наповнюють та модифікують дисперсними, волокнистими наповнювачами, рідкими мастилами та інш. До найбільш розповсюджених наповнювачів відносяться графіт, дисульфід молібдену, нітрид бору, слюда, бентоніт, тальк, вуглецеві волокна, полісилоксанові рідини.

Одними з найбільш дешевих та недефіцитних полімерних матеріалів, які мають досить високий рівень фізико-механічних та теплофізичних властивостей є фенольні полімери [7]. Вони бувають резольного та новолачного типів. Більш технологічними при отриманні виробів триботехнічного призначення є фенольні полімери новолачного типу. Прес-порошки з яких, на відміну від резольних, можна використовувати у якості сировини для створення ПКМ та виробів з них впродовж декількох місяців без втрати їх рівня властивостей.

ПКМ на основі фенольних полімерів новолачного типу використовують в якості корпусних деталей, тіл обертання, підшипників ковзання і кочення у космічній, авіаційній та машинобудівній галузях промисловості[8].

**Об'єкти та методи досліджень.** В якості полімерної матриці було вибрано новолачне фенольне зв'язуюче, у вигляді прес-порошку марки СФП – 011Л (ТУ 2257-111-05015227-2006) виробництва ОАО “Уралхимпласт”. Яке являє собою суміш твердої феноло-формальдегідної смоли і уротропіну, отриману в процесі їх одночасного механічного подрібнення. За зовнішнім виглядом – це дрібнодисперсний порошок від білого до темно-коричневого кольору. Основні його характеристики приведені у таблиці 1.

Таблиця 1  
Характеристики прес-порошку СФП – 011Л

Найменування показника	Значення
Масова частка уротропіну, %	6 - 10
Рухливість розплаву, мм	40 - 90
Залишок на ситі з сіткою № 0,1 К, %, не більше	2,0

В якості наповнювачів були обрані графіти різних модифікацій наступних марок: графіт ГЛ–1(ГОСТ 5279-74) та С–1(ТУ У26.8-05394618-018-2003) виробництва ОАО "Мариупольский графитовый комбинат" та марки GRMC-2 виробництва "Glorious resources CO., Limited". Ці наповнювачі являють собою дрібнодисперсні порошки темно-сірого, близького до металевому кольору. Основні їх характеристики приведені у таблиці 2.

Таблиця 2  
Характеристики графітів марок ГЛ-1, С-1 та GRMC-2

Найменування показника	Марка графіту		
	ГЛ–1	С–1	GRMC – 2
Зольність, %, не більше	13	0,5	13
Вагова доля вологи, %, не більше	1,0	0,5	1,0
Масова доля залишку, %, не більше, на ситі с сіткою, №:			
016	40	не нормується	-
100	-	не нормується	20

**Методика приготування композитів.** Для проведення досліджень зразки отримували за наступною схемою: змішування полімеру з графітом; брикетування; гаряче пресування.

Суміщення полімеру з графітом відбувалося за допомогою операції змішування на лабораторній мішалці лопатевого типу. Отримані полімерні композиції брикетували до отримання суцільного препрегу із щільністю не менше 0,7 г/см<sup>3</sup>. Виготовлення зразків здійснювалося методом гарячого пресування у прес-формах з підігрівом при температурі 353 К і питомому тиску 25 МПа.

В даній роботі використовували форми для прямого пресування з комбінованим нагріванням від плит преса та боковим омічним нагрівачем. Її схематичне зображення приведено на рисунку 1.

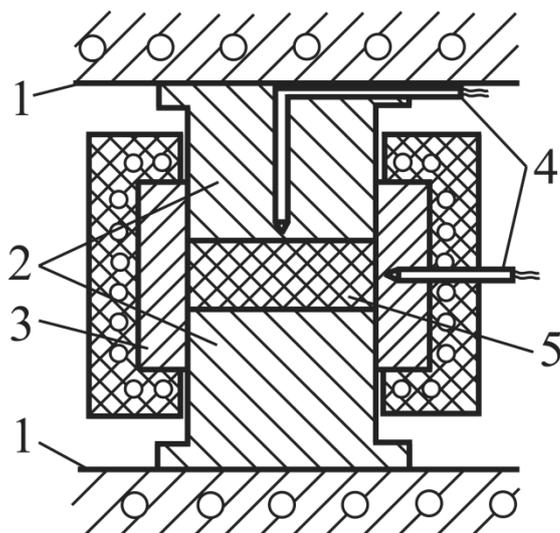


Рис.1. Схематичне зображення прес-форми з комбінованим нагріванням від плит преса та боковим омичним нагрівачем: 1 – нагрівальні плити преса; 2 – пуансон верхній та нижній; 3 – матриця; 4 – термопара; 5 – брикет, що переробляється

**Методи досліджень.** Мікрофотографії отримували за допомогою оптичного мікроскопу “МБР-1Е”, який оснащено цифровою камерою SCORPETEK DEM-130.

Щільність  $\rho$  композитів визначали відповідно до ISO 1183-1(method A. Immersion Method), використовуючи аналітичні ваги “ВЛР-200”. Напруження при стисканні при межі текучості  $\sigma_y$  та модуль пружності  $E$  визначали відповідно до ISO 604 на універсальній розривній машині “Heckert FP 100/1”. Твердість композитів  $H$  визначали відповідно до методу вдавлювання шарика за ISO 1183-1 на машині “2013 ТШСП”.

Коефіцієнт тертя та інтенсивність лінійного зношування при фрикційній взаємодії розроблених полімерних композиційних матеріалів із сталлю визначали на машині “2070 СМТ-1” при режимі тертя без змащування по схемі диск-колодочка. Сталевий зразок виготовляли із сталі 45 з шорсткістю поверхні  $Ra = 0,32$  мкм та твердістю 45-50 HRC.

**Результати досліджень.** Відповідно до попередніх досліджень [9,10] вміст дисперсних наповнювачів у ПКМ конструкційного та триботехнічного призначення не перевищує 30%. Тому для подальших досліджень були вибрані саме такі концентрації компонентів у ПКМ.

Вихідний фенольний прес-порошок та наповнювачі є дрібнодисперсними матеріалами, які суміщаються один з одним за допомогою операції змішування. Вибір правильної методики та обладнання для проведення цієї операції є досить важливим тому, що якість отриманого виробу залежить від рівномірності розподілення дисперсного наповнювача в об’ємі полімеру. Для змішування складових полімерної композиції використовували швидкохідну механічну мішалку зі складною формою лопатей, яка дозволяє інтенсивно та якісно проводити процес суміщення її вихідних компонентів. Безпосередньо процес

переміщування проводили у дві стадії. На першій стадії суміщення компонентів відбувалося впродовж 5 хвилин в сталому режимі роботи мішалки. На другій стадії впродовж 2 хвилин при режимі короткочасного її “ввімкнення-вимикнення”.

Рівномірність розподілення наповнювачів у полімерній матриці визначали за допомогою мікрофотографій поверхонь отриманих ПКМ, проводячи їх математичну оцінку за допомогою знаходження коефіцієнтів неоднорідності. Коефіцієнт неоднорідності ( $V_c$ ) ПКМ визначали за формулою:

$$V_c = \frac{100}{H} \cdot \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (c_i - H)^2}{n - 1}},$$

де  $c_i$  – концентрація одного з компонентів;

$H$  – концентрація того ж компонента при ідеальному розподілі;

$n$  – кількість дослідів.

Вважається [11,12] що коефіцієнт неоднорідності двокомпонентних систем з високим рівнем рівномірності розподілення наповнювача у полімерній матриці лежить в інтервалі від 0 до 4, причому чим менші він має значення тим суміш більш однорідна.

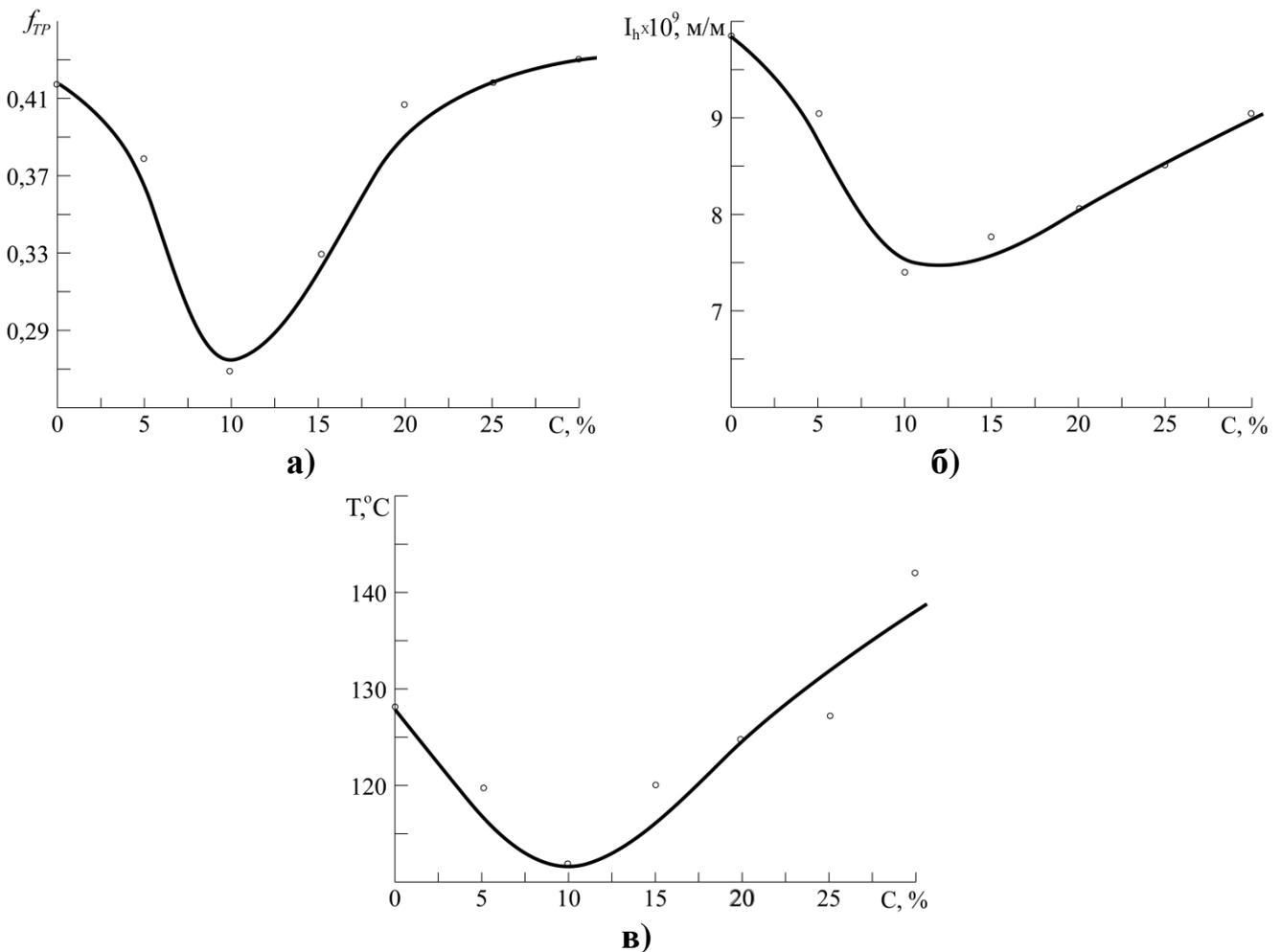
Результати оцінки рівномірності розподілення наповнювача у полімерній матриці за допомогою коефіцієнта неоднорідності приведені в таблиці 3

*Таблиця 3*  
Значення коефіцієнтів неоднорідності розроблених ПКМ

ПКМ	Концентрація наповнювача, ваг%	Коефіцієнт неоднорідності
Фенольна смола + графіт (ГЛ-1)	5	3,79
	10	3,78
	15	3,75
	20	3,99
	25	3,9
	30	3,86
Фенольна смола + графіт (ГС-1)	5	2,86
	10	2,98
	15	2,95
	20	3,2
	25	3,31
	30	3,28
Фенольна смола + графіт (GRMC-2)	5	3,10
	10	3,23
	15	3,67
	20	3,64
	25	3,78
	30	3,92

З отриманих результатів видно, що для всіх ПКМ, що досліджувалися, коефіцієнти неоднорідності не перевищували значення 3,99, що відповідає досить високому рівню рівномірності розподілення наповнювачів у полімерній матриці. Тобто методика та обладнання, що були використані для суміщення вихідних компонентів ПКМ дозволяють отримати досить однорідний якісний матеріал.

Для встановлення оптимального вмісту наповнювачів в об'ємі полімеру були проведені дослідження тертя та зношування розроблених ПКМ при їх фрикційній взаємодії із сталлю (рисунок 1).



**Рис. 2.** Концентраційні залежності (а) коефіцієнту тертя, (б) температури на поверхні тертя та (в) інтенсивності лінійного зношування ПКМ на основі фенольного зв'язуючого та графіту ГЛ-1

З результатів досліджень видно, що введення графіту призведе до покращення антифрикційних властивостей розроблених ПКМ. Так коефіцієнт тертя, температура на поверхні тертя та інтенсивність лінійного зношування у розроблених ПКМ у 1,2-2 рази кращі ніж у вихідного полімеру.

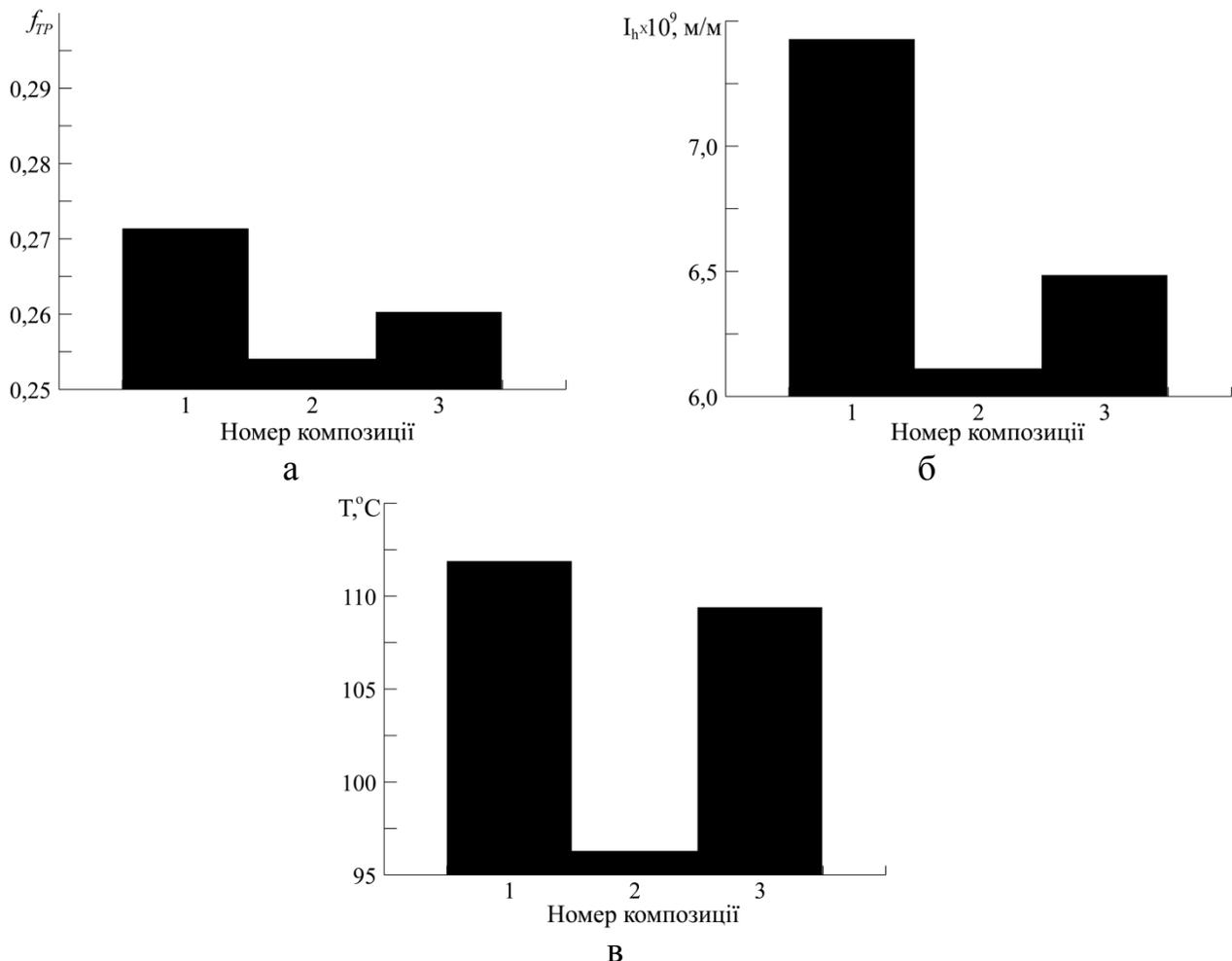
Слід відмітити, що отримані концентраційні залежності мають екстремальний характер, який спостерігається в області значень концентрацій

10% ваг. Коефіцієнт тертя та інтенсивність лінійного зношування ПКМ з такою концентрацією наповнювача складають відповідно 0,27 та  $6 \times 10^{-9}$  м/м. Температура на поверхні тертя цього композиту не перевищувала 112°C, що є допустимим для полімерної матриці на основі фенольного зв'язуючого [10].

Покращення показників триботехнічних властивостей розроблених ПКМ при терті по сталі пояснюється створенням антифрикційної плівки на сталій поверхні, яка сприяє покращенню умов тертя матеріалів, що досліджуються.

Відповідно до проведених досліджень можна зробити висновок, що оптимальним вмістом графіту у розроблених ПКМ є 10% ваг. Композити з таким вмістом наповнювача мають найкращий рівень триботехнічних властивостей при фрикційній взаємодії із сталлю і деталі з них можуть використовуватися у антифрикційних вузлах машин і механізмів.

Для встановлення впливу марки графіту на рівень триботехнічних властивостей композиту з оптимальним вмістом наповнювача (10% ваг.) були проведені дослідження їх тертя та зношування при фрикційній взаємодії із сталлю (рисунок 2).



**Рис. 2. Значення (а) коефіцієнту тертя, (б) температури на поверхні тертя, (в) інтенсивності лінійного зношування композиту 90% фенольне зв'язуюче + 10% графіт: 1 - ГЛ – 1; 2 - GRMC – 2; 3 - графіт С – 1**

Як можна побачити з результатів досліджень найкращий рівень триботехнічних властивостей мають композити із графітом марок GRMC та С-1. Так значення їх коефіцієнту тертя та інтенсивності лінійного зношування на 5-15% кращі ніж у композиту з графітом ГЛ – 1. Це пов'язано із кращою змащувальною властивістю цих графітів, яка обумовлена їх меншими розмірами частинок, особливостями структури та морфології.

На деталі що працюють у вузлах тертя машин і механізмів діють стискаючі, розтягуючі, згинаючі та інші види навантажень, які можуть призводити до їх незворотної деформації та руйнування. Тому являє зацікавленість дослідити фізико-механічні властивості розроблених ПКМ з оптимальним вмістом графіту марок GRMC та С-1. Результати цих досліджень представлені в таблиці 4

Таблиця 4

Показники фізико-механічних властивостей композиту 90% фенольне зв'язуюче + 10% графіт

Показник властивостей	Марка графіту	
	GRMC	ГС-1
Густина $\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	1315	1310
Твердість НВ, МПа	228	228
Напруження при межі текучесті при стисканні $\sigma_y$ , МПа	150	155
Модуль пружності $E$ , МПа	2900	3050

Відповідно до результатів досліджень розроблені ПКМ мають досить високий рівень фізико-механічних властивостей. Так їх твердість та напруження при межі текучості при стисканні досягають 228 та 155 МПа. Значення цих параметрів знаходяться на рівні та перевищують аналогічні для крупнотонажних полімерних композитів триботехнічного призначення. Модуль пружності розроблених композитів наближається до 3050 МПа, що дозволяє отримати матеріал, деталі з якого будуть зберігати свою форму у допустимих межах навіть при суттєвих навантаженнях. Слід відмітити, що поряд із такими високими значеннями міцнісних характеристик густина розроблених ПКМ складає 1315 кг/м<sup>3</sup>. Що дозволяє рекомендувати до застосування такі матеріали у космічній техніці, літакобудуванні та у машинах і механізмах для яких зменшення загальної ваги є одним із визначальних факторів.

**Висновки.** В результаті проведення роботи розробили ПКМ на основі фенольного зв'язуючого і графіту. Встановили вплив концентрації та марки наповнювача на триботехнічні властивості розроблених ПКМ. Відповідно до проведених досліджень, визначили ПКМ з оптимальним вмістом вихідних компонентів і провели дослідження його фізико-механічних характеристик. компонентів і провели дослідження його фізико-механічних характеристик.

Надали рекомендації щодо використання розроблених ПКМ в якості матеріалу для виготовлення деталей, що працюють у вузлах тертя машин і механізмів у космічній техніці, літакобудуванні та інших високотехнологічних галузях промисловості.

### Бібліографічні посилання

1. Полімерні композиційні матеріали в ракетно-космічній техніці [Текст] / [Джур Є.О., Кучма Л.Д., Манько Т.А., и др]. – К.: Вища освіта, 2003.– 399 с.
2. Солнцев, Ю.П. Специальные материалы в машиностроении [Текст] / Ю.П. Солнцев, Е.И. Пряхин, В.Ю. Пирайнен. – СПб: ХИМИЗДАТ, 2004. – 640 с.
3. Михайлин, Ю.А. Волокнистые полимерные композиционные материалы в технике [Текст] / Ю.А. Михайлин. – СПб: Научные основы и технологии, 2013. – 720 с.
4. Polymer composites in tribology [Text] / Myshkin N.K., Pesetskii S.S., Grigoriev A.Ya. // VIII International scientific conference "BALTRIB 2015". – Kaunas. – 2015. – P.152-156.
5. Кабат, О.С. Исследование свойств триботехнических композитов на основе фенолона и фторопласта [Text] // О.С. Кабат, В.И. Сытар, А.Н. Дудка // Вопросы химии и химической технологии. – 2010. – №2. – С. 57-60.
6. Кабат, О.С. Триботехнические композиты на основе фенолона и кремнеземистых материалов [Текст] / О.С. Кабат, В.И. Сытар // Тезисы докладов международной научно-технической конференции "Полимерные композиты и трибология". – Гомель. - 2011. – С. 108-109.
7. Kabat, O. S. Heat-resistant compositional materials based on difenilolsulfonformaldehyde oligomer and silicon oxide [Text] / O. S. Kabat, Y. M. Kobelchuk, O. V. Chervakov // International research and practice conference "Nanotechnology and nanomaterials" (NANO-2016) : abstracts of the International research and practice conference "Nanotechnology and nanomaterials" (Lviv, Ukraine, 24-27 August 2016). - Lviv (Ukraine), 2016. - P. 95-96.
8. Кноп, А. Фенольные смолы и материалы на их основе [Текст] / А. Кноп, В. Шейб. – М.: Химия, 1983. – 280с.
9. Дослідження триботехнічних характеристик полімерних композитів для термонавантажених вузлів тертя машин і апаратів хімічного обладнання [Текст] / А.М. Дудка, В.І. Ситар, І.І. Начовний, О.С. Кабат // Вопросы химии и химической технологии. – 2010. – №6. – С. 148-151
10. Конструкционные фенопласты с высоким уровнем термической стабильности [Текст] / О.С. Кабат, О.В. Черваков, Ю. М. Кобельчук [и др.] // Технологические системы. – 2017. – Т. 2 (79) – С. 33-39.
11. Стрелов, К.К. Технология огнеупоров [Текст] / К.К. Стрелов, И.Д. Кащеев, П.С. Мамыкин – М.: Металлургия, 1988. – 528 с.
12. Богданов, В.В. Методы исследования технологических свойств пластмасс [Текст] / В.В. Богданов – Л.: Из-во Ленинградского ун-та, 1978. – 176 с.

Надійшла до редколегії 30.07.2017

УДК 519.683

В. И. Усиченко, А. В. Крюков

ГП «КБ «Южное» имени М.К.Янгеля

## АНАЛИЗ ОСОБЕННОСТЕЙ НЕКОТОРЫХ АЛГОРИТМОВ ВЫЧИСЛЕНИЯ ЛЕЖАНДРОВЫХ ПОЛИНОМОВ ВЫСОКИХ ПОРЯДКОВ

**Розглянуті особливості різних алгоритмів обчислення поліномів Лежандра високих порядків з точки зору зручності їх програмної реалізації та швидкодії.**

**Ключові слова:** *алгоритм, поліноми Лежандра, рекурентне співвідношення, формула Лапласа, квадратурна формула, залишковий член, факторіал, гіпергеометрична функція.*

**Рассмотрены особенности различных алгоритмов вычисления полиномов Лежандра высоких порядков с точки зрения удобства их программной реализации и быстродействия .**

**Ключевые слова:** *алгоритм, полиномы Лежандра, рекуррентное соотношение, формула Лапласа, квадратурная формула, остаточный член, факториал, гипергеометрическая функция.*

**Efficacy of various algorithms for calculation of Legendre polynomials of high orders is investigated. Convenience of their programming is estimated.**

**Keywords:** *algorithm, Legendre polynomial, recurrent relationship, Laplace formula, quadrature formula, residual member, factorial, hypergeometric function.*

### Цель работы

При высокоточных расчетах компонент вектора гравитационного ускорения важен выбор быстродействующих алгоритмов вычисления полиномов и присоединенных функций Лежандра высоких (в идеале произвольных) порядков. Несложно убедиться, что, например, расчет движения КА с высокой точностью на длительных временных интервалах может потребовать значительного машинного времени. Поэтому программный код такой задачи нуждается в многоуровневой оптимизации в целом, включая и оптимизацию кода расчета вектора гравитационного ускорения в текущей точке орбиты. В свою очередь, алгоритмы расчета главных и присоединенных лежандровых полиномов и их производных имеют высокую степень вложенности в алгоритм расчета компонент гравитационного ускорения и являются его важной составной частью. Отсюда следует, что оптимизация алгоритмов для лежандровых полиномов и их производных оказывает значительное влияние на эффективность алгоритма расчета вектора гравитационного ускорения.

В связи с этим представляет практический интерес сравнительный анализ эффективности ряда алгоритмов для вычисления лежандровых полиномов высоких порядков в плане их быстродействия и удобства программной реализации. Ниже приводятся основные результаты такого анализа.

Различные формы представления лежандровых полиномов как источник алгоритмов для их вычисления

Полиномы и присоединенные функции Лежандра, как известно, получили свое название в честь французского математика XVIII-XIX веков Лежандра Андриена Мари (18.09.1752-10.01.1833). Характерно, что указанные полиномы впервые появились в решаемой Лежандром задаче об определении направленной вдоль радиус-вектора компоненты силы притяжения эллипсоида (1783, опубликовано в 1785). Полиномы Лежандра явились исторически первой системой ортогональных многочленов и за истекшие почти два с половиной столетия были хорошо изучены. Многообразие свойств и методов представления полиномов Лежандра дают возможность построения целого спектра алгоритмов их вычисления. Рассмотрим некоторые из этих алгоритмов с точки зрения удобства их программирования.

Если учесть, что наиболее распространенная форма представления лежандровых полиномов в виде формулы Родрига заведомо не пригодна для машинной реализации, то невольно обращает на себя внимание ее разновидность в виде суммы [1]

$$P_n(z) = \frac{1}{2^n} \cdot \sum_{k=0}^{E\left(\frac{n}{2}\right)} \frac{(2n-2k)!}{k!(n-k)!(n-2k)!} \cdot z^{n-2k} \quad (1),$$

называемой еще явным выражением для многочленов Лежандра. Приведенная только что сумма пригодна для машинного вычисления полиномов Лежандра не высоких порядков. Однако для полиномов Лежандра достаточно высоких порядков (~20 и более) ее пригодность сомнительна. Во-первых, в ней содержится пять циклов, что при высоких порядках полиномов будет способствовать снижению быстродействия кода, а, во-вторых, мы сталкиваемся с проблемой вычисления факториалов больших чисел, о которой будет сказано ниже. Поэтому (1) вряд ли может быть источником высокопроизводительного алгоритма при высоких порядках лежандровых полиномов.

Имеют место также ряд интегральных представлений полиномов Лежандра. Для наших целей представляют интерес следующие [1,2]:

-интегральное представление Лапласа

$$P_n(z) = \frac{1}{\pi} \cdot \int_0^\pi \left( z + \sqrt{z^2 - 1} \cdot \cos \varphi \right)^n d\varphi; \quad (2)$$

-интегральное представление Мейера:

$$\left. \begin{aligned} P_n(\cos\theta) &= \frac{2}{\pi} \cdot \int_0^\theta \frac{\cos[(n+0.5)\varphi]}{\sqrt{2 \cdot (\cos\varphi - \cos\theta)}} d\varphi \\ P_n(\cos\theta) &= \frac{2}{\pi} \cdot \int_\theta^\pi \frac{\sin[(n+0.5)\varphi]}{\sqrt{2 \cdot (\cos\theta - \cos\varphi)}} d\varphi \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

Оба соотношения в (3) следует использовать совместно, так как первое из них при  $\theta=0$ , а второе при  $\theta=\pi$  тождественно равно нулю. Так, например, при  $n=4$  и  $\theta=0$  первое соотношение даст  $P_4(1)=0$ , а второе соответственно  $P_4(1)=1$ . Если учесть, что

$$P_4(z) = \frac{1}{8} \cdot (35z^4 - 30z^2 + 3),$$

то становится очевидным, что верный результат дает второе соотношение из (3). При  $\theta=\pi$  и  $n=4$  картина получается прямо противоположная, то есть теперь уже второе соотношение в (3) даст не верный результат, а первое – верный. Следовательно, при использовании интегрального представления Мейера первое равенство в (3) следует использовать для вычисления полиномов Лежандра на левом конце интервала  $[-1;1]$ , а второе – на правом. Во внутренних точках отрезка  $[-1;1]$  применимы оба соотношения из (3). Впрочем, при построении алгоритмов на концах отрезка  $[-1;1]$  мы будем использовать известное соотношение

$$P_n(\pm 1) = (\pm 1)^n, \quad (4)$$

что дает возможность для внутренних точек из  $[-1;1]$  ограничиться одним из соотношений (3). Понятно, что соотношения (2) и (3) лишены недостатков (1) и могут в принципе быть использованы для эффективного, то есть точного и быстрого, вычисления полиномов Лежандра в заданной точке отрезка  $[-1;1]$ .

Известно также, что лежандровы полиномы более высоких порядков и их производные связаны с полиномами более низких порядков рядом рекуррентных соотношений:

$$(n+1) \cdot P_{n+1}(z) - (2n+1) \cdot z \cdot P_n(z) + n \cdot P_{n-1}(z) = 0 \quad (5),$$

$$(1-z^2) \cdot \frac{dP_n(z)}{dz} = n \cdot P_{n-1}(z) - n \cdot z \cdot P_n(z) \quad (6),$$

и 
$$\frac{dP_{n+1}(z)}{dz} - \frac{dP_{n-1}(z)}{dz} = (2 \cdot n + 1) \cdot P_n(z) \quad (7).$$

Наконец многочлены Лежандра удовлетворяют дифференциальному уравнению Лежандра, являющимся важным аналитическим инструментом изучения сферических функций. Уравнение Лежандра имеет следующий вид

$$(1-z^2) \frac{d^2 P_n(z)}{dz^2} - 2z \frac{dP_n(z)}{dz} + n \cdot (n+1) \cdot P_n(z) = 0 \quad (8).$$

Существуют также другие представления полиномов Лежандра. В частности нам известны их представления на основе использования аппарата цепных дробей и с использованием гипергеометрической функции. Гипергеометрическая функция, как основа для построения алгоритма вычисления главных и присоединенных полиномов Лежандра, будет рассмотрена ниже; цепные же дроби для лежандровых полиномов, на наш взгляд, требуют отдельного рассмотрения и в данной работе не затрагиваются.

Перейдем к анализу эффективности алгоритмов, следующих из (2)-(8) и свойств гипергеометрической функции.

### Особенности алгоритма вычисления полиномов Лежандра на основе их представления интегральными соотношениями Мейера

Выше уже упоминалось о возможности вычисления лежандровых полиномов на основе совместного использования интегральных соотношений Мейера (3). Простота программной реализации этого метода не вызывает сомнений. Алгоритм вычисления интеграла одним из численных методов легко поддается двухуровневой оптимизации, а его простота и, в силу этого, эффективность кажутся весьма привлекательными. Однако при этом следует учитывать тот факт, что любой численный метод вычисления интеграла является приближенным. Поэтому при выборе метода нахождения интегралов (3) следует оценить точность метода, то есть его остаточный член. В процессе анализа нами было рассмотрено два метода для реализации алгоритмов вычисления интегралов в (3): метод вычисления интегралов по формуле Симпсона и формуле Ньютона-Котеса. Известно, что для интегрируемой на отрезке  $[a,b]$  функции  $f(x)$  величина остаточного члена  $R_s$  в случае вычисления ее интеграла на  $[a,b]$  по формуле Симпсона задается соотношением

$$R_s = -\frac{h^5}{90} \cdot f^{IV}(\xi) \quad (9)$$

где  $h$ -шаг интегрирования,  $\xi$ -некоторое число из отрезка  $[a,b]$ . Для остаточного члена  $R_{NK}$  в случае вычисления того же интеграла по формуле Ньютона-Котеса справедлива оценка

$$R_{NK} = -\frac{3 \cdot h^5}{80} \cdot f^{IV}(\xi) \quad (10)$$

Из сравнения (9) и (10) видим, что остаточный член для формулы Симпсона почти в три с половиной раза (3,375) меньше. Следовательно, при использовании соотношений (3) для вычисления интегралов целесообразно использовать усложненную квадратурную формулу Симпсона для интервала  $[0,\theta]$  в случае использования первого из соотношений (3) и интервала  $[\theta,\pi]$  – при использовании второго. В обоих случаях квадратурная формула Симпсона для (3) будет иметь вид

$$P_n(\cos \theta) = \frac{2h}{3\pi} \left[ f(a) + f(a + 2Nh) + 4 \sum_{k=1}^N f(a + (2k-1)h) + 2 \sum_{k=1}^N f(a + 2kh) \right] \quad (11)$$

где:

$N$  – число содержащихся в интервале интегрирования подинтервалов;

$h = \frac{b-a}{2N}$  - шаг интегрирования;

$a, b$  – соответственно верхний и нижний пределы интегрирования, значения которых зависят от того, какой из двух интегралов в (3) используется;

$\theta = \arccos(z)$ , где, в свою очередь,  $z \in [-1; 1]$  и является точкой, в которой необходимо вычислить полином Лежандра.

Оценим порядок погрешности в случае вычисления по (11) первого интеграла из (3). Тогда в (11) следует положить  $a=0$ ,  $b=\theta$  и ( $n=\text{const}$ )

$$f(\varphi) = \frac{\cos[(n+0.5)\varphi]}{\sqrt{2 \cdot (\cos\varphi - \cos\theta)}} \quad (12)$$

Из (9) видим, что на величину остаточного члена влияет значение четвертой производной подынтегральной функции. В свою очередь из рисунка 1, содержащего графики функции (12) при  $n=0,1,2,3,4,5,18$  и  $100$ , и  $\theta=\pi/2$  видим, что первые производные функций (12) по мере приближения их аргумента к  $\pi/2$  резко возрастают независимо от порядка полинома Лежандра. Анализ свидетельствует, что и модули четвертых производных функций (12) имеют тенденцию к резкому возрастанию при приближении аргумента  $\varphi$  к верхнему пределу интегрирования. Так при  $n=100$  и  $z=0,3$ , что соответствует  $\theta=1,266$  в точке  $\varphi=0,14$  имеем

$$\left| \frac{d^4}{d\varphi^4} \frac{\cos[(n+0.5)\varphi]}{\sqrt{2 \cdot (\cos\varphi - \cos\theta)}} \Big|_{\varphi=0.14} \right| \approx 6,2 \cdot 10^6,$$

а при  $z=0,99$  в той же точке и при том же  $n$  получаем уже

$$\left| \frac{d^4}{d\varphi^4} \frac{\cos[(n+0.5)\varphi]}{\sqrt{2 \cdot (\cos\varphi - \cos\theta)}} \Big|_{\varphi=0.14} \right| \approx 6 \cdot 10^{12}$$

Таким образом, при шаге  $h=0,01$  на концах интервала остаточный член (9) может достигать недопустимой величины

$$R_S = -\frac{10^{-10} \cdot 6 \cdot 10^{12}}{90} \approx 6,7$$

При шаге  $h=0,001$  эта величина будет уже равна  $0,00007$ .

Отсюда следует, что при вычислении полиномов Лежандра на основе интегральных соотношений (3) решающее значение для точности алгоритма имеет выбранный шаг интегрирования. Значение  $h$  шага должно быть оптимизировано с точки зрения соотношения точность/быстродействие алгоритма.

Уменьшение шага интегрирования, однако, приводит к некоторому снижению быстродействия основанного на (3) алгоритма.

В целом же можно считать, что интегральные соотношения Мейера (3) представляют практический интерес, поскольку уменьшение шага интегрирования с целью обеспечения необходимой точности на краях отрезка  $[-1;1]$ , при правильной организации программного кода для (11) и (12), компенсируется простотой последнего.

### **Вычисление лежандровых полиномов с использованием формулы Лапласа**

Алгоритм вычисления полиномов Лежандра в заданной точке  $z \in [-1;1]$  можно также построить на основе формулы Лапласа (2). Ее применение, как и в случае с интегральными представлениями Мейера, связано с вычислением интеграла. Из (2) получаем:

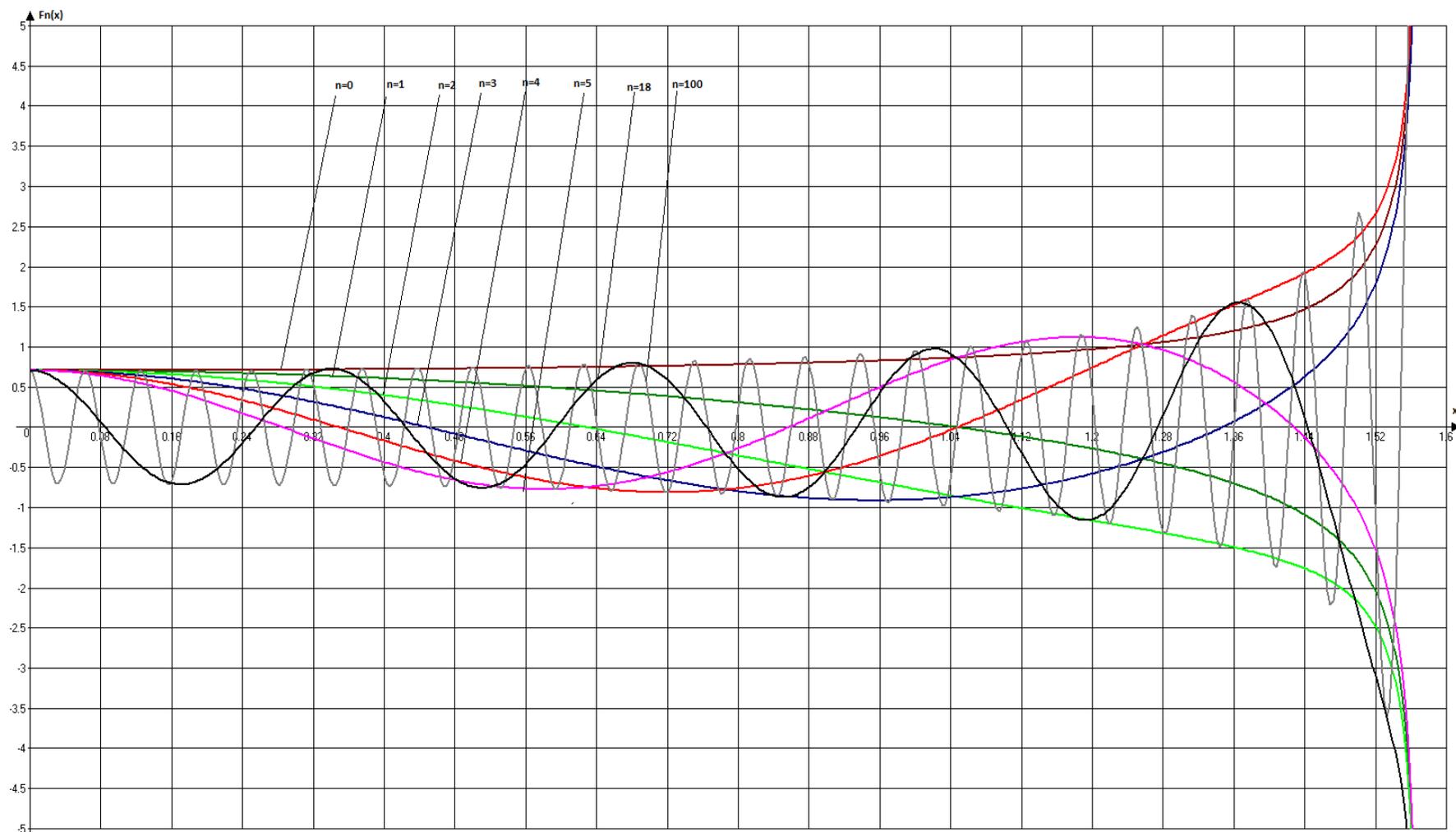


Рис. 1 Вычисление лежандровых полиномов с использованием формулы Лапласа

$$P_n(z) = \frac{1}{\pi} \cdot \int_0^{\pi} \left( z + \sqrt{z^2 - 1} \cdot \cos \varphi \right)^n d\varphi = \frac{1}{\pi} \cdot \int_0^{\pi} \left( z + \sqrt{i^2(1 - z^2)} \cdot \cos \varphi \right)^n d\varphi,$$

ТО ЕСТЬ

$$P_n(z) = \frac{1}{\pi} \cdot \int_0^{\pi} \left( z + i\sqrt{1 - z^2} \cdot \cos \varphi \right)^n d\varphi \quad (13)$$

Последнее выражение, как известно, приводится к виду

$$P_n(z) = \sum_{k=0}^n (-1)^k C_n^k \cdot \frac{(2k-1)!!}{(2k)!!} \cdot (1 - x^2)^k \cdot x^{(n-2k)} \quad (14)$$

где  $C_n^k$  - биномиальные коэффициенты. Отсюда следует, что вместо нахождения (13) одним из численных методов можно прибегнуть к точному выражению (14).

Составление и реализация алгоритма нахождения интеграла (13) с применением формулы Симпсона представляет собой типовую задачу вычислительной математики. При этом для работы с комплексными числами в C++ целесообразно использовать функции *imag(val)* и *real(val)* класса *complex< >*, т.к. они позволяют напрямую обращаться к вещественной и мнимой части комплексного числа.

Что касается аналога выражения (13) в виде конечной суммы (14), то она в большинстве современных компиляторов может быть вычислена с упором на стандартные типы данных лишь для весьма умеренных значений  $n$ . В случае же очень высоких порядков лежандровых полиномов стандартные типы данных в (14) быстро переполняются. Устранение этого явления требует принятия специальных мер, которые не всегда могут быть оправданы в первую очередь с точки зрения трудозатрат на их реализацию.

### Полиномы Лежандра и гипергеометрическая функция

При построении алгоритмов вычисления полиномов Лежандра следует обратить внимание на их выражение через гипергеометрическую функцию  $F(\alpha, \beta, \gamma; z)$ , которая является аналитическим продолжением гипергеометрического ряда и удовлетворяет линейному дифференциальному уравнению

$$z \cdot (1 - z) \cdot \frac{d^2 w(z)}{dz^2} + [\gamma - (\alpha + \beta + 1) \cdot z] \cdot \frac{dw(z)}{dz} - \alpha \cdot \beta \cdot w(z) = 0 \quad (15)$$

Уравнение (15) называется гипергеометрическим уравнением или дифференциальным уравнением Гаусса. Гипергеометрическое уравнение рассматривается в комплексной плоскости, а его решение в символах Аппеля имеет вид

$$F(\alpha, \beta, \gamma; z) = \sum_{n=0}^{\infty} \frac{(\alpha, n) \cdot (\beta, n)}{(\gamma, n) \cdot (1, n)} \cdot z^n \quad (16)$$

Учитывая, что для натуральных  $a$  и  $b$  символ Аппеля  $(a,b)$  выражается через  $\Gamma$ -функцию как

$$(a,b) = \frac{\Gamma(a+b)}{\Gamma(a)}, \quad (17)$$

из (16), учитывая, что  $\Gamma(k+1)=k \cdot \Gamma(k)$  несложно получить

$$F(\alpha, \beta, \gamma; z) = \sum_{n=0}^{\infty} \frac{\Gamma(\alpha+n) \cdot \Gamma(\beta+n) \cdot \Gamma(\gamma)}{\Gamma(\alpha) \cdot \Gamma(\beta) \cdot \Gamma(\gamma+n) \cdot n!} \cdot z^n, \quad (18)$$

Расходимость (18) внутри единичного круга  $|z| < 1$  будет иметь место в случае, когда  $\gamma$  есть нуль или целое отрицательное число, а также когда  $\gamma$  и  $\alpha$  или  $\gamma$  и  $\beta$  оба нули или целые отрицательные числа. В остальных случаях ряд (18) сходится.

Из теории обыкновенных дифференциальных уравнений известно, что одно из решений уравнения (15), называемое функцией Лежандра первого рода, как раз и дает выражение главных полиномов Лежандра и имеет вид

$$P_n(z) = F\left(-n, n+1, 1; \frac{1-z}{2}\right) \quad (19)$$

где  $z=x+iy$  есть комплексное число. Так как полиномы Лежандра при расчете вектора гравитационного ускорения берутся на отрезке  $[-1;1]$ , то в нашем случае следует положить  $\text{Im } z = 0$ . Тогда (19) приобретает вид

$$P_n(x) = F\left(-n, n+1, 1; \frac{1-x}{2}\right) \quad (20)$$

и выражается в виде ряда

$$F(\alpha, \beta, \gamma; x) = 1 + \frac{\alpha\beta}{\gamma} \cdot \frac{x}{1!} + \frac{\alpha \cdot (\alpha+1) \cdot \beta \cdot (\beta+1)}{\gamma \cdot (\gamma+1)} \cdot \frac{x^2}{2!} + \frac{\alpha \cdot (\alpha+1) \cdot (\alpha+2) \cdot \beta \cdot (\beta+1) \cdot (\beta+2)}{\gamma \cdot (\gamma+1) \cdot (\gamma+2)} \cdot \frac{x^3}{3!} + \dots \quad (21)$$

Иными словами получается, что (21) дает выражение гипергеометрического ряда (19) в области действительных чисел. А ведь именно этот случай нас и интересует, если учесть структуру сферических функций в формулах разложения в ряд потенциала земного поля тяготения.

В итоге получаем важный вывод о том, что для вычисления лежандровых полиномов на  $[-1;1]$  достаточно воспользоваться соотношениями (20) и (21). Принципиальный характер последнее утверждение приобретает в силу того, что (21) может лежать не только в основе алгоритма вычисления главных, но и присоединенных полиномов Лежандра. Так для присоединенной функции Лежандра произвольного порядка  $n$  и степени  $m$  имеет место соотношение:

$$P_{n,m}(x) = \frac{(-1)^m \cdot (2n)!}{2^n \cdot n! \cdot (n-m)!} \cdot \sqrt{(1-x^2)^m} \cdot x^{n-m} \cdot F\left(\frac{m-n}{2}, \frac{m-n+1}{2}, \frac{1}{2}-n; \frac{1}{x^2}\right) \quad (22)$$

Как видим гипергеометрическая функция (21) действительно является в некотором смысле универсальным инструментом, пригодным как для

вычисления основных полиномов Лежандра, так и лежандровых присоединенных функций. Данная ситуация позволяет создать на основе (21) некий многократно используемый код, пригодный для вычисления  $F(\alpha, \beta, \gamma; z)$  как в (20) так и в (22). Использование единой функции  $F(\alpha, \beta, \gamma; z)$  как для главных, так и присоединенных полиномов Лежандра обеспечивает уменьшение общего объема кода и упрощает программирование.

Если в (21)  $\alpha=1$ ,  $\beta=\gamma$  то гипергеометрическая функция дает геометрическую прогрессию:

$$F(\alpha, \beta, \gamma; x) = 1 + x + x^2 + x^3 + \dots \quad (23)$$

Именно этим фактом обусловлено название «гипергеометрическая» для функции (21). При  $|x| < 1$  ряд (21), как известно, сходится (бесконечно убывающая геометрическая прогрессия), при  $|x| > 1$  - расходится. При  $|x|=1$  сходимость гипергеометрического ряда (21) зависит от значения  $\gamma - \alpha - \beta$ , а именно:

- при  $x=1$  ряд сходится абсолютно если  $\gamma - \alpha - \beta > 0$  и расходится если  $\gamma - \alpha - \beta \leq 0$ ;
- при  $x=-1$  абсолютно сходится если  $\gamma - \alpha - \beta > 0$ , сходится условно если  $-1 < \gamma - \alpha - \beta \leq 0$  и расходится, если  $\gamma - \alpha - \beta \leq -1$ .

Если  $\alpha$  или  $\beta$  равно отрицательному целому или нулю, то гипергеометрический ряд (21) становится *конечным*, то есть превращается в многочлен. Из (20) видим, что именно этот случай имеет место ( $\alpha < 0$ ) при вычислении значений полиномов Лежандра на  $(-1; 1)$ . Это сильно упрощает применение гипергеометрической функции. Так, например, при  $n=2$  из (20) получаем всего четыре слагаемых

$$P_2(x) = F\left(-2, 3, 1, \frac{1-x}{2}\right) = 1 - 6 \cdot \frac{1-x}{2} + \frac{(-2) \cdot (-1) \cdot 3 \cdot 4}{1 \cdot 2} \cdot \frac{(1-x)^2}{4 \cdot 2!} + \frac{(-2) \cdot (-1) \cdot 0 \cdot 3 \cdot 4 \cdot 5}{1 \cdot 2 \cdot 2} \cdot \frac{(1-x)^3}{8 \cdot 3!} = \frac{1}{2} \cdot (3 \cdot x^2 - 1) \quad (24)$$

Наконец если  $\gamma$  равно отрицательному целому или нулю, то гипергеометрический ряд (21) не определен, при условии, что ни  $\alpha$ , ни  $\beta$  не равны отрицательному целому ( $\alpha \neq -m$ ,  $\beta \neq -n$  причем  $|m| < |n|$ ).

### Структура и «минусы» алгоритмов на основе гипергеометрического ряда

Алгоритм построения ряда (21) для главных полиномов Лежандра изображен на рисунке 2. Здесь  $n$  – порядок полинома, а  $z$  точка, в которой требуется вычислить значение полинома. Алгоритм предусматривает также использование массива  $N [ ]$  вещественных чисел, элементами которого являются члены ряда (21), а размерность  $N [ ]$  равна наивысшему порядку вычисляемых полиномов.

Как уже отмечалось, код вычисления суммы (21) может использоваться при вычислении главных и присоединенных полиномов Лежандра, а также их

производных, что способствует уменьшению объема общего кода приложения. Однако, не смотря на эту его привлекательную черту, при очень высоких порядках полиномов алгоритм на базе гипергеометрического ряда (21) отягощен проблемой вычисления факториалов больших чисел.

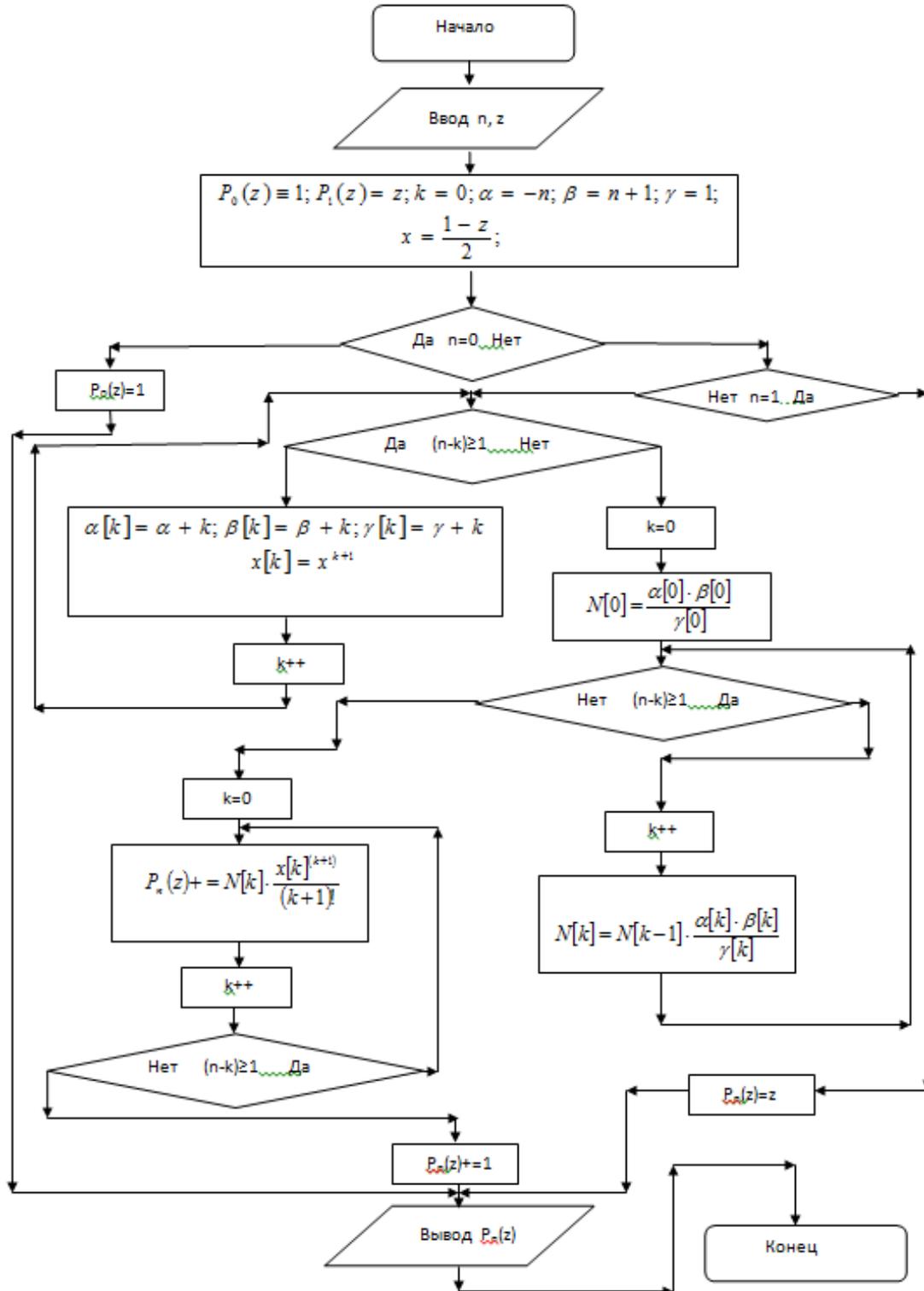


Рис. 2 Структура алгоритмов на основе гипергеометрического ряда

Сама процедура нахождения факториала в большинстве языков, как известно, реализуется предельно просто. Более того, отдельные из них имеют даже встроенную функцию для факториала. Проблема кроется в возможности представления полученных факториалов стандартными типами данных, когда порядки полиномов достигают трех и даже четырехзначных чисел. У большинства современных компиляторов стандартные целые типы переполняются значениями факториалов уже на третьем десятке порядков лежандровых полиномов. Так, например, двадцать шестой член в (21) в знаменателе будет содержать  $25! = 15511210043330985984000000$ . Что же говорить о более высоких порядках? Ведь в некоторых современных гравитационных моделях Земли количество коэффициентов разложения потенциала в ряд по сферическим функциям превышает 2000, а это предусматривает вычисление присоединенных функций Лежандра соответствующих порядков и степеней, а также их производных.

Число цифр  $s(N)$  в факториале натурального числа  $N$  очень быстро растет с ростом самого  $N$ . Приведем лишь в качестве иллюстрации некоторые примеры:  $s(0)=s(1)=1$ ,  $s(5)=3$ ,  $s(10)=7$ ,  $s(25)=26$ ,  $s(50)=65$ ,  $s(86)=132$ ,  $s(150)=264$ , и далее  $s(500)=1122$ ,  $s(1000)=2565$ . Рост числа разрядов наглядно можно проиллюстрировать на примере факториала тысячи. Для указанной величины получаем (нами вычислено в среде UBASIC 8.30):

1000!=40238726007709377354370243392300398571937486421071463  
 25437999104299385123986290205920442084869694048004799886101  
 97196058631666872994808558901323829669944590997424504087073  
 75991882362772718873251977950595099527612087497546249704360  
 14182780946464962910563938874378864873371191810458257836478  
 49977012476632889835955735432513185323958463075557409114262  
 41747434934755342864657661166779739666882029120737914385371  
 95882498081268678383745597317461360853795345242215865932019  
 28090878297308431392844403281231558611036976801357304216168  
 74760967587134831202547858932076716913244842623613141250878  
 02080002616831510273418279777047846358681701643650241536913  
 98281264810213092761244896359928705114964975419909342221566  
 83257208082133318611681155361583654698404670897560290095053  
 76164758477284218896796462449451607653534081989013854424879  
 84959953319101723355556602139450399736280750137837615307127  
 76192684903435262520001588853514733161170210396817592151090  
 77880193931781141945452572238655414610628921879602238389714  
 76088506276862967146674697562911234082439208160153780889893  
 96451826324367161676217916890977991190375403127462228998800  
 51954444142820121873617459926429565817466283029555702990243  
 24153181617210465832036786906117260158783520751516284225540  
 26517048330422614397428693306169089796848259012545832716822



арифметики заключается в том, что сложность кодирования арифметических операций над такими числами растет пропорционально количеству отведенных под них слов. Особенно это касается операций деления и умножения, которые являются актуальными при построении гипергеометрического ряда. Для операций сложения и вычитания ситуация несколько проще, так как ассемблерные команды ADC (сложение со сдвигом) и SBB (вычитание с учетом займа) были специально введены для целочисленной арифметики повышенной точности.

Из сказанного следует, что реализация алгоритмов для вычисления лежандровых полиномов очень высоких порядков на основе гипергеометрического ряда может оказаться *весьма* трудоемкой. Ее кодирование на ассемблере по трудозатратам может оказаться соизмеримым с трудозатратами на кодирование основной задачи, в которой используются полиномы Лежандра высоких порядков.

*Второй способ* обеспечения использования гипергеометрического ряда при вычислении полиномов Лежандра высоких порядков может заключаться в написании соответствующих программных модулей на одном из специализированных языков *высокого уровня*. Другими словами модуль реализации алгоритма, блок-схема которого приведена на рисунке 2, целесообразно написать на языке, заведомо поддерживающем целочисленную арифметику высокой точности. Из известных нам языков программирования таковым является, например, UBASIC 8.30. Данный язык программирования высокого уровня был создан профессором Юджи Кида на математическом отделении университета в Риккио (Япония) и предназначен в первую очередь для теоретико-числовых исследований. Он сочетает простоту синтаксиса языков семейства Basic с уникальными вычислительными возможностями. В интересующем нас аспекте он вполне подходит для вычисления полиномов Лежандра высоких порядков. Достаточно сказать, что диапазон поддерживаемых в UBASIC по умолчанию целых чисел равняется  $\pm 65536 \cdot 10^{542}$ . Это означает, что данный язык программирования может легко работать с целыми числами, содержащими более чем 2600 цифр в десятичном представлении. Именно в среде программирования UBASIC нами были получены приведенные выше значения числа цифр в факториалах и значение  $1000!$ . Под вещественные числа в UBASIC 8.30 отводится 542 машинных слова.

Однако, несмотря на эффективную поддержку арифметики повышенной точности языком программирования UBASIC, включение написанных на нем программных модулей в основной проект при сборке не представляется возможным, поскольку UBASIC является транслятором и не создает объектные и исполняемые модули. Компиляторы же других версий BASICа модули UBASIC не обрабатывают. Использование вычислительных возможностей UBASIC 8.30 возможно, таким образом, только в случае написания *всей задачи* в среде UBASIC 8.30, что представляется далеко не всегда рациональным из-за его незначительного распространения и некоторых других специфических черт.

Проведенный анализ приводит к выводу, что вычисление полиномов Лежандра по алгоритму, использующему соотношения (20) и (21) в любом случае ведет к снижению объема кода всего приложения и вполне оправдано при умеренных порядках полиномов, когда для представления результатов достаточно стандартных типов данных компилятора. При высоких порядках полиномов к гипергеометрическому ряду (21) и целочисленной арифметике повышенной точности следует прибегать лишь в тех случаях, когда трудозатраты на это оправдывают себя по тем или иным соображениям.

### Алгоритмы на основе рекуррентных соотношений

Из указанных в начале способов представления многочленов Лежандра остались не рассмотренными алгоритмы, следующие из соотношений (5) - (7). Понятно, что ввиду отсутствия производных интерес для программной реализации может вызывать соотношение (5), откуда легко получаем

$$P_{n+1}(z) = \frac{1}{n+1} \cdot [(2n+1)zP_n(z) - nP_{n-1}(z)] \quad (25)$$

В точке  $z=0$  (25) принимает вид

$$P_{n+1}(0) = \frac{-nP_{n-1}(0)}{n+1} \quad (26),$$

а с учетом некоторых свойств Лежандровых полиномов и того, что  $P_0(z) \equiv 1$ ,  $P_1(z) = z$  легко построить алгоритм для полиномов Лежандра второго и выше порядка с использованием (25) и (26). Причем, как показывает анализ применение обилия свойств полиномов Лежандра в алгоритме *вредно*. В этом случае множество условных переходов в сочетании с циклами и высокими порядками полиномов отнюдь не способствует быстрдействию. Отсюда следует вывод, что алгоритм должен быть по возможности универсальным и «не разминиваться» на всякие частные случаи.

В соответствии с этим требованием получаем простую, с одним условным переходом блок-схему непосредственного вычисления по (25) лежандровых многочленов любого порядка. Эта блок-схема приведена на рисунке 3. Как видим алгоритм на основе рекуррентного соотношения (5) простой, компактный, точный и к тому же не требует выхода за пределы стандартных типов данных. Поэтому его эффективность для вычисления главных лежандровых полиномов высоких порядков вне сомнения. Это подтверждают результаты его тестирования и хронометража средствами ОС для полиномов вплоть до сотысячного порядка.

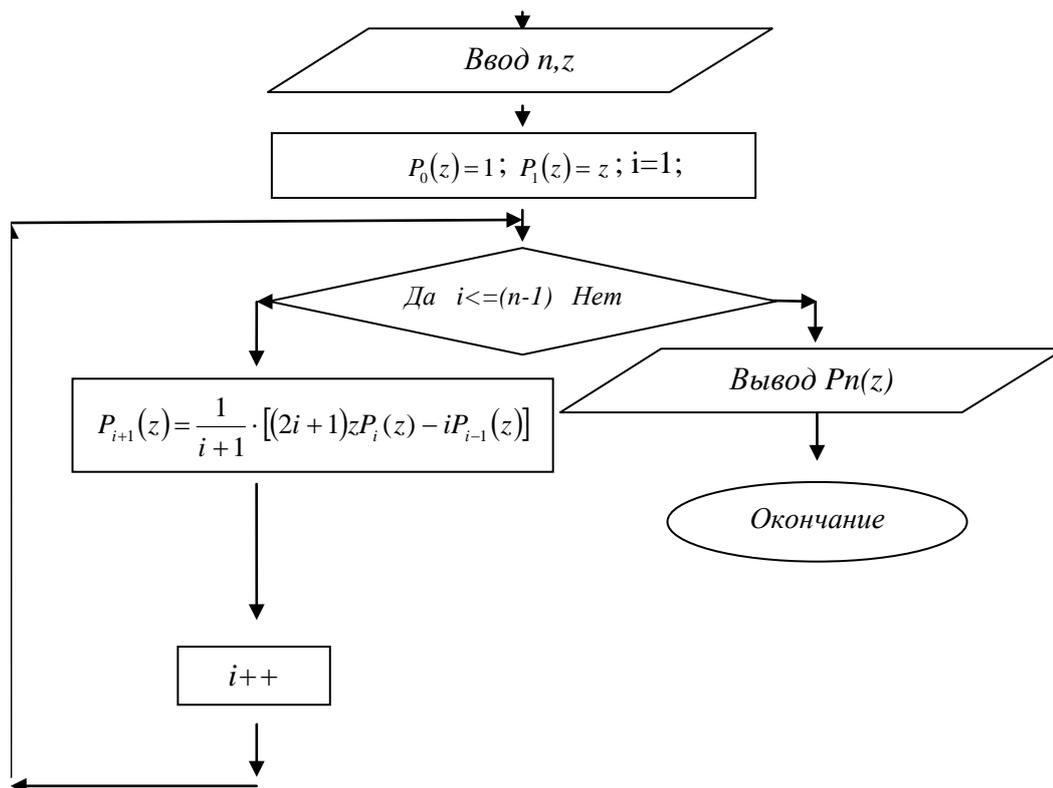


Рис. 3 Алгоритмы на основе рекуррентных соотношений

Применение соотношения (25) возможно только для главных полиномов Лежандра. Для присоединенных надо писать уже новый код. Здесь нет той инвариантной составляющей программного кода, которая присуща алгоритму на основе гипергеометрической функции и это, пожалуй, единственный, хотя и не существенный недостаток рекуррентного алгоритма. Легкость работы с любыми порядками чаще всего оправдывает реализацию в коде именно этого алгоритма.

## Выводы

1. Если в расчете вектора гравитационного поля Земли используется 15-18 гармоник, когда максимальный порядок главного полинома Лежандра  $n_{max}$  позволяет вычислить  $n_{max}!$  не выходя за пределы стандартных целых типов компилятора, то целесообразно использовать алгоритм вычисления главных лежандровых полиномов на основе гипергеометрической функции (21), так как в этом случае она может быть использована вторично при вычислении присоединенных полиномов Лежандра.

2. Если приоритетом является высокая точность вычислений и, следовательно, возникает необходимость вычисления главных лежандровых полиномов высоких порядков, то наиболее целесообразно применение рекуррентного соотношения (25). Впрочем, его применение оправдано

практически всегда, когда не стоит остро задача минимизации исходного кода программы. Это обусловлено простотой рекуррентного алгоритма.

3. Применение формулы Лапласа (2) для достаточно высоких порядков дает хорошую точность при правильно выбранном (достаточно малом) шаге интегрирования. Но достаточно малый шаг может несколько снизить быстродействие кода по сравнению с применением рекуррентных соотношений. Однако сам код алгоритма получается компактным и простым. Для интегральных представлений Мейера (3) приходим примерно к тем же выводам, хотя шаг интегрирования в этом случае должен, как правило, быть несколько меньше чем этого требует формула Лапласа для обеспечения такой же точности на концах интервала  $[-1;1]$ .

### Библиографические ссылки

1. Дубошин Г. Н. Небесная механика. Основные задачи и методы [Текст]/Г. Н. Дубошин.- Москва: Наука, 1968. - 799с.
2. Справочное руководство по небесной механике и астродинамике. [Текст]/Под ред. Г. Н. Дубошина.- Москва: Наука, 1968. - 584с.
3. Бордовицына Т. В. Теория движения искусственных спутников Земли. Аналитические и численные методы[Текст]/Т. В. Бородовицына, В. А. Авдюшев. – Томск: Издательство Томского университета, 2007. – 175с.
4. Двайт Г. Б. Таблицы интегралов и другие математические формулы. [Текст]/Г. Б. Двайт-Москва: Наука, 1973. - 286с.
5. Хортрон Айвор. Visual C++ 2010. Полный курс. [Текст]/Айвор Хортон- Москва-Санкт-Петербург-Киев: Диалектика, 2011. - 1206с.
6. Джосаттис Николаи М. Стандартная библиотека C++. Справочное руководство. [Текст]/Николаи М. Джосаттис- Москва-Санкт-Петербург-Киев: Диалектика, 2014. - 1129с.
7. Шилдт Герберт.Справочник программиста по C/C++.[Текст]/Герберт Шилдт.- Москва-Санкт-Петербург-Киев:Вильямс, 2003. - 344с.
8. Пирогов Владислав. Ассемблер для Windows. [Текст]/Владислав Пирогов.- Санкт-Петербург: БХВ-Петербург, 2007. - 895с.

*Надійшла до редколегії 12.08.2017*

УДК 629.783:681.3

Т. В. Лабуткина<sup>1</sup>, А. В. Бабанина<sup>1</sup>, Н. М. Сотничек<sup>1,2</sup>,  
И. А. Саенко<sup>1</sup>, А. В. Дымченко<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара,

<sup>2</sup> ПАО Укртелеком

## КОНЦЕПЦИЯ СПУТНИКОВОЙ СЕТИ КОММУТАЦИИ ПАКЕТОВ С НАЗЕМНЫМ, АВИАЦИОННЫМ И КОСМИЧЕСКИМ ПОЛЬЗОВАТЕЛЬСКИМИ СЕГМЕНТАМИ

Представлена концепция спутниковой сети коммутации пакетов с наземными, авиационными и космическими абонентами, построенной на разновысотных орбитальных группировках. основополагающие решения концепции направлены на преодоление проблем, обусловленных следующими причинами: 1) динамическая топология сети; 2) динамический состав узлов, доступных абонентам сети; 3) контроль текущего места нахождения абонентов для адресации данных.

**Ключевые слова:** спутниковая сеть коммутации пакетов, спутниковая сеть с разновысотными орбитальными группировками, спутниковая сеть связи с наземным, авиационным и космическим пользовательскими сегментами, потоки сетевой нагрузки.

Запропонована концепція супутникової мережі комутації пакетів з наземними, авіаційними і космічними абонентами, яка побудована на різновисоких орбітальних угрупованнях. основоположні рішення концепції спрямовані на подолання проблем, які обумовлені такими причинами: 1) динамічна топологія мережі; 2) динамічний склад вузлів, доступних абонентам мережі; 3) контроль поточного міста знаходження абонентів для адресації даних.

**Ключові слова:** супутникова мережа комутації пакетів, супутникова мережа з різновисокими орбітальними угрупованнями, супутникова мережа з наземними, авіаційними і космічними сегментами користувачів, потоки мережного навантаження.

The concept of a satellite packet switching network with ground, aeronautical and space users, constructed in different orbital orbits, is presented. The fundamental solutions of the concept are aimed at overcoming the problems caused by the following reasons: 1) dynamic network topology; 2) the dynamic composition of nodes available to network subscribers; 3) monitoring the current location of subscribers for addressing data.

**Keywords:** satellite packet switching network, satellite network with various altitude orbital groups, satellite communication network with ground, aviation and space user segments, network loads.

**Введение.** В настоящее время активно рассматриваются различные технические решения в области развития возможностей спутниковых систем связи. В том числе все большее внимание привлекает создание спутниковых систем, в которых реализованы технологии Internet [3,4,6,7,14-18]. Перспективны технические решения по реализации этих систем на основе

использования межспутниковых связей (сеть, узлами которой являются космические аппараты, поднимается в космос [6-9]).

При этом все чаще выдвигаются концепции спутниковых сетей, использующих космические аппараты, находящиеся в разновысотных орбитальных группировках (концепции спутниковых сетей с несколькими разновысотными сегментами) [8,9]. Аргументы использования разновысотных орбитальных сегментов спутниковой сети можно подразделить на две группы. Аргументы первой группы напрямую связаны с оптимизацией путей следования передаваемой информации и управлением сетевой нагрузкой. К аргументам этой группы можно отнести следующие: 1) через низкоорбитальные группировки земные пользователи сети с низкой энергетикой получают доступ к более высоким сегментам; 2) использование разновысотных сегментов даст возможность оптимизировать потоки нагрузки, отправляя пакеты через узлы низких сегментов к близким пользователям, а через узлы высоких сегментов – к дальним; 3) применение разновысотных сегментов позволит быстрее сглаживать как локальные флуктуации нагрузки, так и крупные неравномерности («перекосы») ее распределения в сети; 4) некоторые из сегментов могут быть адаптированы для взаимодействия с одним из классов абонентов сети и использоваться с приоритетами для этих пользователей, а увязка всех сегментов в единую сеть будет служить для балансирования нагрузки в целом по сети с пользой для всех абонентов [11]. Вторая группа аргументов касается повышения эффективности процессов управления спутниковой сетью, которые влияют на качество решения ее целевых задач. В частности, в ряде работ, например, [7,8] предлагается возложить на узлы высоких сегментов некоторые функции контроля сети и управления сетью, а также оптимизировать сетевые процессы за счет разбиения функций транспортировки данных и передачи служебной информации между разновысотными сегментами сети.

Разобьем потребителей услуг спутниковой сети связи на три класса [12,13]. К первому классу отнесем наземных пользователей и медленных воздушных (например, аэростаты). Ко второму классу отнесем объекты авиации (управляемые летательные аппараты – самолеты и вертолеты, а также беспилотники) и назовем их авиационными или быстрыми воздушными. Пользователей первого и второго класса, находящихся в пределах земной атмосферы, будем называть земным. К третьему классу отнесем космические аппараты, которые используют ресурсы спутниковой сети связи для обмена информацией с наземными станциями или между собой (используют ее как средство транспортировки данных). Будем называть пользователей третьего класса космическим пользовательским сегментом спутниковой сети связи. В составе космического пользовательского сегмента могут быть космические аппараты дистанционного зондирования Земли, метеорологические и исследовательские спутники. Сеть связи, которую используют перечисленные

выше абоненты, будем называть сетью транспортировки информации (или транспортной сетью связи).

Пользователи каждого класса могут создавать свои сети, реализуя связи вне спутниковой сети транспортировки информации. К таким сетям относятся следующие: 1) сети наземных абонентов; 2) радиосети авиационных пользователей; 3) в ходе решения целевой задачи спутники дистанционного зондирования Земли или исследовательские спутники могут поддерживать непосредственные связи внутри относительно компактной группировки (кластера спутников). Принципы функционирования перечисленных сетей в общем случае будут отличаться от принципов функционирования спутниковой сети транспортировки данных. Отметим также, что транспортную сеть связи и космические аппараты ее космического пользовательского сегмента можно рассматривать как гибридную спутниковую систему, объединяющую в себе спутниковые системы разного назначения.

Данная статья посвящена разработке концепции спутниковой сети связи с абонентами трех перечисленных выше классов, в которой реализована техника коммутации пакетов. Концепция разработана на основе синергии результатов анализа проблем создания таких сетей и подходов к их решению, представленных в работах различных авторов (в том числе, в работах [1-3,6-9, 15-18]).

**Анализ литературы, формулировка проблем.** Выделим три основных проблемы реализации спутниковой сети коммутации пакетов. *Первая проблема* – динамическая топология сети [6,14]. Устройство межспутниковой связи космического аппарата необходимо переключать с одного космического аппарата на другой, если тот космический аппарат, с которым велась связь, выходит из зоны, доступной для реализации связи. Изменение топологии сети и перерывы связи, которые могут возникать при переключении устройств связи с одного космического аппарата на другой, приводят к сложности задачи маршрутизации данных и к появлению ситуаций возможного торможения нагрузки в окрестности узлов, переключающих связи.

*Вторая проблема* – динамический состав узлов сети, доступных абоненту [6]. Вследствие орбитального движения космических аппаратов транспортной сети множество космических аппаратов, доступных для связи с участка территории, на котором (или над которым в области атмосферы) находится объект, являющийся адресатом. Если потребитель услуги транспортной сети – космический аппарат, то вследствие движения космического аппарата-абонента и космических аппаратов транспортной спутниковой сети, состав узлов транспортной спутниковой сети, с которыми он может реализовывать связь, также изменяется.

*Третья проблема* – необходимый для адресации информации контроль текущего положения абонента сети (положение абонента в общем случае изменяется в пределах совокупной зоны обслуживания системы). При адресации положение абонента первого или второго класса может определяться, например, номером зоны территории (соты), на которой (или над

которой) он находится. Для адресации информации к абоненту космического сегмента (космическому аппарату) необходима информация о составе узлов сети, транспортирующей информацию, с которыми этот абонент может реализовывать связь непосредственно при приеме получаемых им блоков данных. Предполагается, что в системе тысячи абонентов, но контроль их текущего положения при маршрутизации не должен приводить к такому увеличению числа служебных пакетов в сети, которое сделает нерациональным ее использование. Пути решения этой проблемы предлагаются, например, в работе [7].

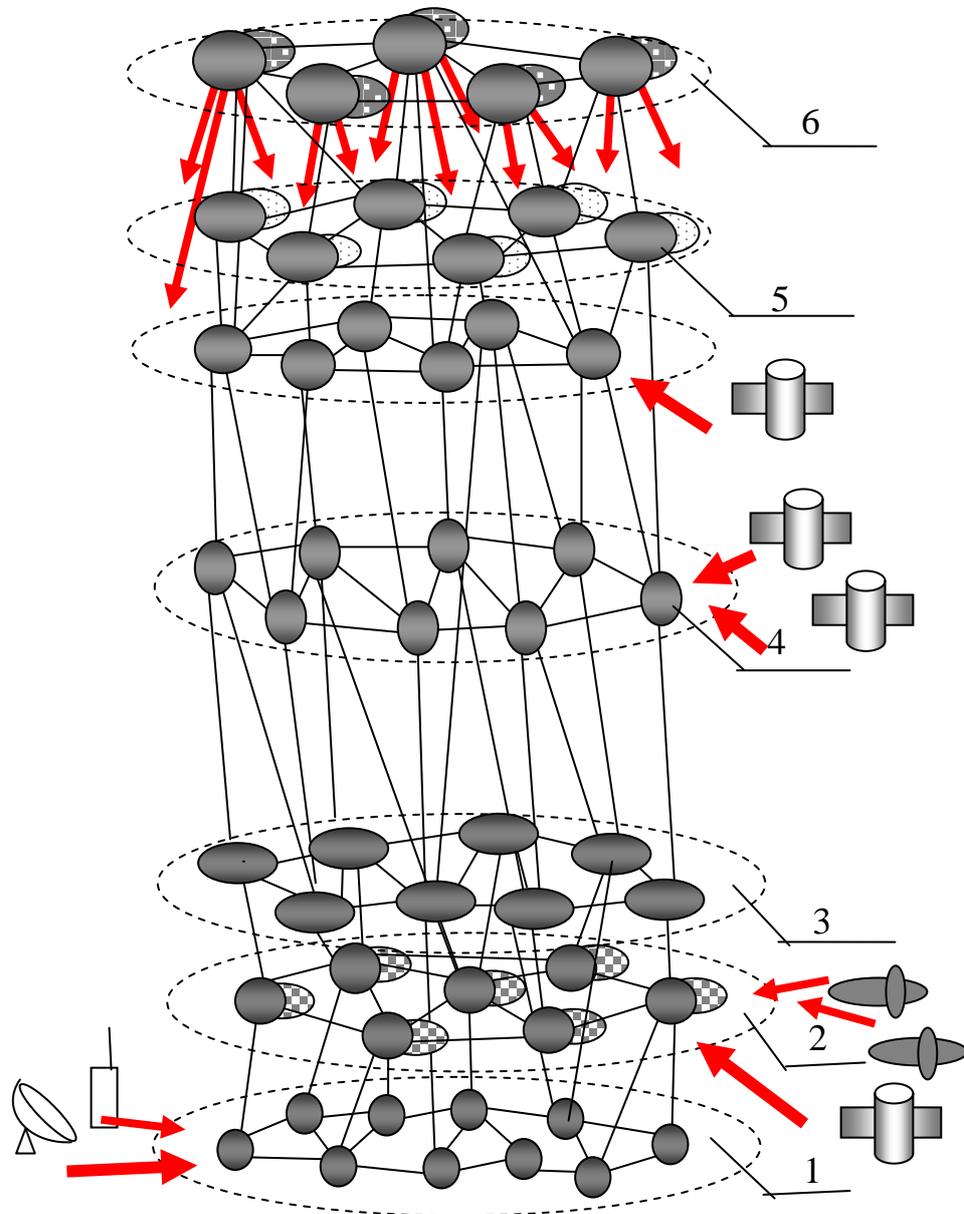
**Цель статьи.** Разработать концепцию спутниковой сети коммутации пакетов, построенную на разновысотных орбитальных группировках, используемую наземными, авиационными и космическими абонентами. Основопологающие решения концепции должны быть направлены на преодоление сложностей реализации функционирования сети, обусловленных тремя основными проблемами: 1) динамическая топология сети; 2) динамический состав узлов, доступных абонентам сети; 3) контроль текущего положения абонентов для адресации данных.

#### **Материалы исследований. Концепция многосегментной спутниковой сети связи, в которой реализована техника коммутации пакетов.**

Представим описание наиболее общего варианта орбитальной группировки (полигруппировки), на которой построена спутниковая сеть. В составе сети  $N$  узлов (космических аппаратов). В полигруппировке можно выделить  $n_{gr}$  подгруппировок, которые будем рассматривать как сегменты сети. В каждой  $k$ -й подгруппировке  $N_k$  космических аппаратов. Каждый космический аппарат по своей принадлежности закреплен за подгруппировкой и при функционировании подгруппировку не изменяет. Примем, что зоны высот, в которых находятся орбиты двух подгруппировок (два сегмента сети), не пересекаются. Подгруппировки спутниковой сети можно подразделить по зонам высот, в которых находятся орбиты их космических аппаратов, на три класса: низкоорбитальные, средневысотные и высокоорбитальные. В системе может быть несколько подгруппировок каждого класса. Орбитальная структура подгруппировки обеспечивает глобальное покрытие Земли или покрытие заданной области широт (покрытие может быть однократным или большей кратности). Космические аппараты подгруппировки связаны в единую сеть, которая является сегментом всей сети. Между всеми сегментами сети существуют связи – непосредственные или через другие сегменты. Все сегменты сети могут выполнять функции транспортировки данных (рис. 1).

Каждый космический аппарат спутниковой сети стабилизирован в неизменной угловой ориентации относительно осей барицентрической орбитальной системы координат и постоянно включен в состав спутниковой сети, устанавливая межспутниковые линии связи – программно управляемые

лучи фазированных антенных решеток или оптические линии связи. Базовый метод наведения устройств приема и передачи информации – программный.



**Рис. 1. К пояснению концепции сети: а) типы связей; б) уровни заполнения накопителя; в) схематическое изображение примера реализации сети транспортировки информации: 1 – низкоорбитальный сегмент, адаптированный для входа низкоэнергетических наземных пользователей; 2 – низкоорбитальный сегмент, предназначенный для авиационных пользователей; 3 – низкоорбитальный сегмент с дополнительной функцией контроля изменения текущего положения абонентов; 4 – средневысотный сегмент, используемый для транспортировки данных и обмена информацией с космическим пользовательским сегментом; 5 – высокий сегмент транспортировки данных; 6 – высокий сегмент ведения абонентов; 7 – высокий сегмент, транслирующий служебную информацию,**

Однако точность его может быть повышена за счет использования автоматически управляемой «поднастройки» по уровню принимаемого сигнала (то есть за счет реализации комбинированного наведения).

Космический аппарат может реализовывать связи шести типов. Разобьем эти типы на три группы [4,10,11]. Связи первой группы (назовем их связями узлов на разновысотных орбитах или просто разновысотными) космический аппарат устанавливает с теми космическими аппаратами, которые находятся над или под плоскостью его мгновенного местного горизонта (типы 1 и 2 соответственно). Принимается, что межсегментные связи могут быть только типов 1 или 2 (с космическими аппаратами более высоких или более низких сегментов соответственно). Связи второй группы (назовем их боковыми) – с космическими аппаратами в одном орбитальном сегменте в боковых орбитальных плоскостях слева и справа от орбитальной плоскости космического аппарата, который реализует связи (типы 3 и 4 соответственно). Связи третьей группы (назовем их связями в орбитальной плоскости) – с космическими аппаратами, находящимися в той же номинальной орбитальной плоскости, что и связываемый с ними космический аппарат (типы 5 и 6 соответственно).

Устройство связи, которое реализует связь  $q$ -го типа ( $q = \overline{1,6}$ ), не может быть использовано для реализации связей другого типа. В общем случае космический аппарат для реализации связи  $q$ -го типа может использовать  $n_{cq}$  устройств. Более строго основные условия использования устройства связи  $q$ -го типа можно сформулировать так: космический аппарат, с которым устанавливается связь  $q$ -го типа должен находиться в секторе реализации связи этого типа.

Для определения условия нахождения  $i$ -го космического аппарата в секторе реализации связи  $q$ -го типа  $j$ -м космическим аппаратом могут быть использованы базовая плоскость и базовая ось связанной с ним барицентрической орбитальной системы координат  $X_{brj} Y_{brj} Z_{brj}$  [10,11]. Для связей типов 1 и 2 базовая плоскость – плоскость мгновенного местного горизонта  $j$ -го космического аппарата, а базовая ось –  $OZ_{brj}$ . Для связей типов 3 и 4 базовая плоскость – бинормальная, а базовая ось –  $OY_{brj}$ . Для связей типов 5 и 6 базовая плоскость – трансверсальная, а базовая ось –  $OX_{brj}$ . Полагается, что сектор реализации связи симметричен относительно базовой оси. Положение сектора связи относительно базовой плоскости (в какую сторону от нее он направлен) определяет знак координаты базовой оси. Размер сектора можно определять граничным значением возможного угла  $u_{gr}$  отклонения линии связи от базовой оси (большим этого угла отклонение быть не может) или максимальным значением угла  $\gamma_{gr}$  между базовой плоскостью и линией связи (меньше этого значения угол высоты  $i$ -го космического аппарата над базовой плоскостью  $j$ -го космического аппарата быть не может).

Как и большинство односегментных спутниковых сетей связи подгруппировка космических аппаратов сегмента спутниковой сети может быть построена на однородных орбитах, – для  $k$ -й подгруппировки на однородных орбитах номинальные значения эксцентриситета  $e_k$ , большой полуоси  $a_k$ , наклона орбиты  $i_k$  и аргумента перигея  $\omega_k$  одинаковы для всех космических аппаратов, а различаются только значения долготы восходящего узла  $\Omega_k$  (это значение одинаково лишь для космических аппаратов в одной номинальной орбитальной плоскости) и момента времени прохождения перигея  $\tau_k$ .

В более общем случае сегмент сети может быть построен на неоднородных орбитах. Например, неоднородные орбиты в сегменте сети могут быть использованы для решения проблемы реализации боковых связей в окрестности узловых точек (точек пересечения траекторий космических аппаратов с линией пересечения их орбитальных плоскостей). Суть проблемы в том, что если космический аппарат поддерживает связь с помощью бокового устройства (например, типа 3 или 4) с другим космическим аппаратом, то после прохождения узловых точек необходимо использовать боковое устройства другого типа (4 или 3 соответственно для приведенного примера). Поэтому пару узловых точек, находящихся с одной стороны от центра Земли, будем называть узлом переключения. На участках орбит в окрестности узловых точек связь не реализуема (космические аппараты проходят «мертвую зону»). При прохождении участков мертвой зоны будет «торможение нагрузки», для избегания которого необходимо учитывать в алгоритме маршрутизации то, что некоторые исходящие линии узла временно не будут использованы.

К числу подходов к решению этой проблемы можно отнести выбор такой орбитальной структуры подгруппировки на неоднородных орбитах, которая позволит сгладить проявление негативного эффекта «мертвых зон» в окрестности узлов переключений. Можно привести следующие примеры возможных решений по выбору орбитальных структур: 1) узлы переключений разнесены в пространстве путем выбора различных значений наклонов орбитальных плоскостей (одно и то же значение наклона повторяется с принятой кратностью для последовательно пронумерованных орбитальных плоскостей), 2) продолжительность участков орбит, на которых существует «мертвая зона» может быть уменьшена при использовании боковых связей космических аппаратов на орбитах, которые несколько различаются по высоте (одно и то же значение высоты повторяется с принятой кратностью для последовательно пронумерованных орбитальных плоскостей); 3) эффект «мертвой зоны» может быть практически исключен, если орбитальные плоскости одного сегмента сети разнести по высоте и для связи между космическими аппаратами в различных плоскостях сегмента вместо боковых связей (типа 3 и 4) использовать устройства типа 1 и 2, как и для межсегментных связей.

В данной статье не будем останавливаться на подробном анализе реализации описанных технических решений по выбору структуры

орбитальной подгруппировки, на которой строится сегмент сети. Отметим лишь, что возможны варианты, в которых накапливающиеся изменения разности значений долготы восходящего узла для орбит с различными наклонениями или отставание одного космического аппарата от другого вследствие разности высот их орбит не корректируются. Для этого вся группировка должна быть симметричной, а изменения в относительном расположении космических аппаратов будут учитываться в расчетной модели при программном управлении линиями связи. При достижении изменениями порогового значения и ухода космического аппарата из зоны реализации связи при симметричной структуре орбитальной группировки произойдет переключение связи на другой космический аппарат, который вследствие текущих изменений займет его место в этой зоне.

Выше изложенное приводит к более общему пониманию подгруппировки космических аппаратов, на которой построен сегмент спутниковой сети. В подгруппировке космических аппаратов сегмента сети можно выделить несколько субподгруппировок, построенных на однородных орбитах ( $n_{sk}$  субподгруппировок в каждой  $k$ -й подгруппировке). Разделение полигруппировки (космического сегмента, на котором построена вся сеть) на подгруппировки (включая с некоторым запасом по составу включаемых в нее узлов щие в себя субподгруппировки) определено спецификой использования каждой подгруппировки в комплексной реализации сети. В частности, если в системе предусмотрено несколько низкоорбитальных сегментов, то один из них может быть адаптирован для связи с низкоэнергетическими земными пользователями, а другой – для передачи данных авиационных абонентов. Это означает, что блоки данных близких авиационных пользователей будут в основном передаваться с использованием предназначенного для них низкого сегмента. При связи удаленных друг от друга авиационных объектов или объектов авиации с удаленными наземными центрами управления полетами – их пакеты будут переводиться в высокие сегменты. При этом для выравнивания потоков нагрузки данные авиационного сегмента пользователей могут передаваться в любом сегменте с сохранением высшей приоритетности при отправке.

В данной работе рассматривается один из возможных вариантов топологии сети, реализованной по описанному ниже принципу (оптимизация топологии сети, в том числе с точки зрения показателей качества функционирования сети, требует серьезного исследования и не входит в задачи представленного исследования). Каждый узел сегмента сети реализует один и тот же состав линий связей. У космического аппарата  $k$ -го сегмента сети  $n_{c5k}$  и  $n_{c6k}$  связей с ближайшими к нему космическими аппаратами в его номинальной орбитальной плоскости спереди и сзади соответственно. Космический аппарат может реализовывать  $n_{c3k}$  и  $n_{c4k}$  боковые связи с космическими аппаратами в ближайших от его орбитальной плоскости орбитальных плоскостях слева и справа соответственно. В общем случае  $n_{c3k}$

(или  $n_{c4k}$ ) боковых связей космического аппарата распределены между ближайшими боковыми плоскостями слева (справа) таким образом, что в одной боковой плоскости может быть несколько космических аппаратов (в частном случае – один), с которыми реализуется связь (это ближайшие к нему космические аппараты в этой плоскости). Космический аппарат реализует  $n_{c1k}$  и  $n_{c2k}$  межсегментных связей с верхними и нижними сегментами соответственно. В общем случае  $n_{c1k}$  (или  $n_{c2k}$ ) связей космического аппарата распределены таким образом, что в каждом верхнем (или в каждом нижнем) сегменте сети есть несколько (в частном случае – один или ни одного) космических аппаратов, с которыми он реализуется связь. Принцип выбора в верхнем (нижнем) сегменте того космического аппарата, с которым реализуется связь, может, например, основываться на выборе для связи ближайшего космического аппарата или на стремлении к минимизации числа переключений линии связи. Связи  $n_{c5k}$  и  $n_{c6k}$  в топологии сети стабильны – пара узлов, которые они соединяют, неизменна во времени. Связи  $n_{c1k}$ ,  $n_{c2k}$ ,  $n_{c3k}$  и  $n_{c4k}$  – динамически изменяются при переключении линии связи с одного узла сети на другой.

Все линии связи, которые предусмотрено реализовывать космическому аппарату, постоянно поддерживаются. Даже если по линии не осуществляется передача данных, обеспечивающие эту линию устройства передачи и приема информации космических аппаратов постоянно программно нацеливаются в текущую точку передачи или приема информации соответственно. Таким образом, сеть постоянно существует (аналогично проводной сети), имея «активированные» передачи данных линии и «неактивированные», по которым передаются только кратковременные контрольные сигналы (хотя при рациональном управлении нагрузкой в сети и экономически обоснованной загрузке сети «пустых» линий практически не должно быть). Отсутствие линий связи возможно при перерывах, вызванных переключением создающих ее устройств с одного космического аппарата на другой (эти перерывы достаточно кратковременны и могут полагаться мгновенными), или при прохождении космическими аппаратами описанных выше участков нереализуемости боковых связей. Топология сети – динамическая, ее прогнозируемые изменения происходят в дискретные моменты времени.

Связь дуплексная, линии на прием и передачу информации организованы независимо. Каждый узел является маршрутизатором. Предлагается дейтаграммный метод маршрутизации (он обеспечивается лучшую адаптацию алгоритма к текущему состоянию сети) и более высокую живучесть сети.

Каждый узел сети (космический аппарат) поддерживает на борту текущую глобальную информацию о сети (о ее топологии и загруженности узлов передаваемой информацией) – «видит» сеть. Для решения задачи поддержания текущей информации о сети предложен описанный далее подход, направленный на снижение необходимого объема оперативной памяти узла и сокращение времени на выполнение им необходимых вычислительных

операций, а также на уменьшение объема передаваемой по сети управляющей информации.

На борту космического аппарата моделируется движение других космических аппаратов с использованием моделей двух уровней точности. Движение всех космических аппаратов сети узел моделирует с использованием достаточно простых математических моделей движения (отличающихся от Кеплеровой только учетом вековых составляющих изменения орбиты на основе упрощенных выражений). Для программного управления ориентацией линий связи космическому аппарату необходимо моделировать свое движение и движение тех космических аппаратов, с которыми реализуется связь, с использованием математической модели, в которой более подробно учтены возмущающие силы. Отметим, что точность модели, используемой при управлении линиями связи, должна обеспечивать, как можно более полный учет не только вековых, но и периодических отклонений значений орбитальных параметров.

Погрешность исходных данных для моделирования движения космических аппаратов уменьшается за счет уточнения значений их орбитальных параметров через относительно короткие интервалы времени. Уточнение реализуется путем передачи из наземных центров служебных пакетов глобальной адресации, содержащих навигационные баллистические данные. На основе моделирования движения космических аппаратов определяется текущая структура связей сети. Затраты времени на прогнозирование изменений топологии сети могут быть снижены, если использовать методы быстрого прогноза переключения связей. Это методы, которые основаны не на моделировании движения космических аппаратов и анализе их текущего относительного расположения, а на моделировании более медленного изменения орбит, определения на них текущих точек переключения связи и моментов времени прохождения этих точек с учетом квазипериодичности движения.

Для представления информации о состоянии загруженности узлов сети предлагается оценивать общее состояние загруженности объема накопителя узла, отведенного для пакетов, ожидающих отправки из узла. Обосновать это решение можно следующим образом. Чем больше пакетов ожидает отправки по каждому исходящему направлению узла, тем больше общая загруженность накопителя и тем выше вероятность, что адаптивный к нагрузке алгоритм маршрутизации будет обеспечивать обход этого узла.

Общий объем накопителя узла  $V_n$  (измеряемый, например, в единицах информации), отведенный для пакетов, которые ожидают в узле передачу по пути следования или выхода из сети, разбивается на уровни заполнения. Для этого вводится значение  $\Delta_{vn}$  в единицах измерения объема накопителя, эквивалентное одному уровню его заполнения. Объемы накопителей узлов сети выбраны такими, чтобы быть кратными значению  $\Delta_{vn}$ . В частном случае объемы накопителей всех узлов сети равны (тогда можно вводить общее число уровней разбиения  $n_L$  и через него определять значение  $\Delta_{vn}$ ). В общем случае

объемы накопителей узлов различных сегментов сети могут различаться. Введем понятие состояния узла, которое определяется уровнем заполнения накопителя. Если у узла  $j$  полностью заполнено  $f_j$  уровней и реализуется заполнение уровня, номер которого на единицу больше, то узел находится в состоянии  $f_j$ .

В узлах сети имеется информация о текущем состоянии  $f_j$  заполнения каждого узла сети  $j$ . Как только происходит изменение состояния загруженности узла в большую или меньшую сторону (переход порогового значения заполнения накопителя узла между уровнями заполнения), то информация об этом распространяется с помощью служебных пакетов по всей сети. Кроме того, узел сообщает другим узлам сети о своем состоянии и в том случае, если оно в течение заданного граничного времени не меняется. Альтернативный подход к обновлению информации о загруженности узлов сети – периодическое широковещательное оповещение узлами о состоянии своей загруженности, разнесенное во времени для различных узлов.

В состав данных служебного пакета, сообщающего о состоянии загруженности узла, может входить информация о разделении общего объема накопителя на направления ожидания отправки по сходящим из узла линиям. При этом объем информации, ожидающей по исходящему направлению, измеряется в заполненных уровнях накопителя, но не дискретным их числом, как состояние узла, а с учетом дробной части (для дискретизации в алгоритме маршрутизации может быть введено разбиение уровня на подуровни).

Таким образом, для поддержания глобальной информации о сети используются два вида служебных пакетов: пакеты с балистико-навигационной информацией и пакеты с информацией о состоянии загруженности узла сети. Оба вида пакетов многоадресной (в данном случае глобальной) адресации. По отношению к информационным пакетам, передаваемым в сети, служебные информационные пакеты имеют высший уровень приоритетности.

Для обеспечения экономии сетевых ресурсов передачу служебного информационного пакета предлагается реализовать не методом заливки (лавинным методом), а на основе многоадресной рассылки по дереву кратчайших путей. Согласно этому методу до всех узлов одной неразветвленной ветви дерева передаваемую информацию доставляет один и тот же пакет. Каждый узел по ходу движения пакета по ветви дерева считывает из него необходимую информацию, и пакет следует далее. Генерирование копий пакета происходит только при разветвлении ветви дерева. В случае передачи в сеть служебного пакета с балистико-навигационными данными корень дерева – в узле, который получил от наземного центра пакет с обновленной информацией, при передаче узлом пакета с информацией о загруженности его накопителя корень – в этом узле.

С учетом высшей приоритетности информационных пакетов при определении дерева кратчайших путей для доставки служебной информации задержка в узлах, обусловленная их загруженностью, не учитывается.

Учитывается только время передачи информации и затраты времени на обработку информации при прохождении служебным пакетом узла сети. В таком дереве кратчайший путь, в основном, определяется числом отрезков пути и временем передачи по ним. Время передачи можно учесть, используя для каждого сегмента среднее время передачи информации по элементарным отрезкам пути, связывающим два смежных узла этого сегмента, а для двух сегментов сети с заданными номерами – среднее время передачи информации по элементарным отрезкам пути, соединяющих узлы этих сегментов (для межсегментных связей). Средние значения времени передачи по элементарным отрезкам пути можно получить предварительно на основе статистической обработки результатов моделирования сети.

К приведенным выше аргументам, обосновывающим использование разновысотных сегментов сети, можно добавить снижение затрат пропускной способности сети на распространение служебных пакетов. При описанном подходе к определению дерева путей наименьшей стоимости для пакетов с управляющей информацией большинство путей будут сводиться к переводу этих пакетов в высокий сегмент, распространению по этому сегменту и дальнейшей передаче всем узлам сети.

Выше описано распространение служебных информационных пакетов по той же сети, что и транспортируемых сетью информационных пакетов. Однако возможно и другое, вытекающее из него техническое решение. Топология сети, динамически изменяющаяся через дискретные интервалы времени, поддерживается постоянно на основе описанного выше принципа. Информационные пакеты поступают от наземных центров управления или от сгенерировавшего их узла в самый высокий сегмент, который целесообразно сделать высокоорбитальным. Служебная информация распространяется по принявшему ее сегменту и от них передается спутникам сети в блоках данных, транслируемых на основе излучаемых радиосигналов по принципу, который реализован в навигационных системах.

Таким образом, трансляция служебной информации из принявшего ее сегмента реализована «вне топологии сети». Сегмент транслирующих эту информацию спутников может быть автономным от решения глобальной задачи транспортной сети и реализовывать межспутниковые связи только для распространения между своими узлами пакетов с предназначенной для трансляции служебной информации. При реализации такого подхода используется своеобразное «комбинированное дерево» распространения служебной информации. Одна часть дерева обеспечивает на основе базовых технологий используемой транспортной сети перевод широкоэвещательной служебной информации в верхний сегмент (в частном случае каждый узел транспортной сети постоянно имеет межсегментную связь с узлом сегмента, используемого для трансляции служебной информации) и распространение по этому сегменту. Вторая часть дерева – радиолинии, соединяющие спутники верхнего сегмента с воспринимающими их трансляцию спутниками нижних сегментов.

Описанный принцип поддержания глобальной информации о сети приводит к выводу о возможной целесообразности совместного использования транспортной спутниковой сети связи и навигационных систем, добавив в навигационные системы дополнительные функции.

Далее описан подход к решению задач ведения абонентов. Начнем с рассмотрения поддержания актуальной информации о земных пользователях (наземных, медленных воздушных и авиационных). Для определения положения этих абонентов поверхность Земли разделена на участки (соты), которым дана сквозная нумерация. Для связи с наземными и медленными воздушными абонентами используется успешно реализованный в различных спутниковых системах связи подход – многолучевая антенная система. При движении космического аппарата по орбите обеспечивается управление позиционированием его лучей, каждый из которых в течение дискретных интервалов времени (для низких сегментов сети не превышающих 1-2 минут) удерживается неподвижным над сотой. Таким образом, в течение этого интервала времени космический аппарат (узел сети) доступен для абонентов находящихся в зонах текущего положения лучей – сотах текущего обслуживания. Множество текущих сот обслуживания космического аппарата объединяются в текущий сотовый кластер его обслуживания. Параметры реализации связи, например, область рабочих частот «привязаны» не к лучам космического аппарата, а к соте, с которой взаимодействует луч (подход, аналогичный предлагавшемуся в системе Teledesic). Переход луча от соты к соте ведет к смене его параметров связи.

Ведение земных абонентов основано на привязке их местоположений к сотам. При этом база данных о текущем местоположении активных для сети абонентов (абонентов с включенными терминалами, готовыми к взаимодействию с сетью) поддерживается как в наземных станциях управления, так и в космических аппаратах одного из сегментов сети, построенного на высоких орбитах (назовем его сегментом базы данных о местоположении абонентов или сегментом ведения абонентов). Этот сегмент содержит от одного до нескольких десятков космических аппаратов. Они связаны между собой и с узлами других сегментов сети так же, как все узлы описываемой сети транспортировки данных.

Кроме хранения информации о местонахождениях активных для сети абонентов узлы этого сегмента, как и другие узлы сети, реализуют функцию транспортировки всех видов информации. В частности, они полноценно используют эту функцию для обмена данными внутри своего сегмента. Участие узлов этого сегмента сети в общесетевой транспортировке данных существенно ограничено или исключено (в частности – повышением стоимостей линий связи, ведущих к ним). Полная база данных об абонентах поддерживается в каждом из узлов сегмента ведения абонентов. База данных о текущих местоположениях активных абонентов также содержится в наземных станциях, но хранение ее на Земле выполняет в основном контрольную и резервную функции.

Посотовый контроль местоположения абонентов (в частности, выявление факта перехода абонента из соты в соту) осуществляется с использованием предназначенных для этого космических аппаратов низкого сегмента, который можно назвать сегментом космических аппаратов, выполняющих функцию «датчиков» текущего положения абонентов (сегмент контроля изменения положения земных абонентов). Переход из соты в соту определяет сам абонент на основе смены параметров контрольных сигналов, принимаемых от космических аппаратов, которые соответствующим образом меняют их от соты к соте (привязка параметров связи реализуется по сотам). Кроме того, возможно техническое решение, согласно которому абонент определяет текущую соту своего местоположения, используя навигационную систему. О своем переходе из соты в соту абонент посылает служебное информационное сообщение космическому аппарату низкоорбитального сегмента контроля текущего положения земных абонентов, а тот, в свою очередь, отправляет многоадресное информационное сообщение узлам сегмента сети, которые хранят базу данных о текущих местоположениях земных пользователей.

Для более быстрого обновления этой базы данных (что актуально, например, в случае авиационных пользователей) сообщение о новом местонахождении абонента может дополнительно распространиться по сегменту ведения абонентов волновым методом от каждого получившего его узла. Так как узлов в этом сегменте немного, и связи между ними используются в основном лишь для передачи достаточно коротких пакетов служебной информации, а также вследствие того, что число авиационных пользователей по сравнению с наземными сравнительно невелико, волновое распространение пакетов по сети не приведет к замедлению работы сети, сделав это решение нерациональным.

При отправлении пользователем сети блока пакетов, на который разбито его сообщение к адресату, он также посылает служебный пакет групповой адресации ко всем узлам сегмента ведения абонентов, и в этом сегменте абонент-отправитель и абонент-адресат помечаются как реализующие связь. Каждый отправляемый адресату информационный пакет содержит поле с указанием адресата и соты, в которой адресат находится. Как отмечалось выше, маршрутизация в сети – дейтаграммная (каждый узел сети самостоятельно принимает решение о дальнейшей отправке пакета на основе полной информации о сети, включающей в себя данные о текущей топологии сети и прогноз последующей ее динамики, а также о состоянии каждого из узлов сети, которое определяет число уровней загрузки накопителя). Таковую же информацию о состоянии загрузки сети имеют и узлы сегмента ведения адресата.

При поступлении в базу данных информации об изменении местоположения абонента, помеченного в сегменте ведения абонентов как адресат отправленной информации, узлы сегмента ведения абонентов посылают об этом информацию к тем узлам сети, в которых могут находиться или будут находиться пакеты сообщения на их возможных путях к адресату.

Группа узлов возможного нахождения пакетов сообщения (определяемая с некоторым запасом по составу включаемых в нее узлов), находится на основе используемого для этого алгоритма, который выполняет расчет на базе глобальной информации о сети и с учетом правил, на основе которых каждый узел реализует действия по маршрутизации поступающих в него пакетов. Когда пакет находится в узле, содержащем для него информацию о смене местоположения абонента, то в соответствующее поле пакета записываются новые данные, которые учитываются на дальнейшем пути его следования. По истечении контрольного времени информация о новом местоположении адресата удаляется из узлов описанной выше группы.

Поддержание информации о текущем положении абонентов космического пользовательского сегмента реализуется на основе следующего подхода. В состав глобальной информации о сети входит расчет расписания доступности космических аппаратов-абонентов сети для реализации связи с ними каждым из устройств космического аппарата, транспортирующего сетевые данные (интервалы времени, в течение которых соответствующие устройства могут реализовывать связь). При этом учитывается не только возможность реализации связи космическим аппаратом сети транспортировки данных, но и наличие такой возможности у космического аппарата-абонента сети (у космического аппарата-абонента могут быть устройства связи лишь нескольких типов, перечисленных для сети транспортировки данных, в частном случае – одно устройство).

Полагается, что линия связи между космическим аппаратом сети связи и космическим аппаратом пользовательского сегмента реализована так же, как линии между космическими аппаратами сети, транспортирующей данные. Для выполнения расчетов расписаний доступности используется та же модель орбитального движения космических аппаратов, что и при расчете текущей топологии сети. Значения орбитальные параметров космических аппаратов пользовательского сегмента уточняются аналогично параметрам космических аппаратов сети, транспортирующей данные. Пакет данных может быть направлен только к тем узлам транспортной сети, у которых есть устройство (устройства) связи, для которого (для которых) после получения передаваемого пакета связь с космическим аппаратом-абонентом будет доступна от начала передачи пакета до окончания передачи.

Выше были вкратце описаны подходы к реализации маршрутизации служебной информации. Далее приведем краткое описание подхода к маршрутизации основных данных, транспортируемых сетью связи. В реализации маршрутизации информационных пакетов (транспортируемой сетью информации) выделим две составляющие (будем говорить, что алгоритм реализации имеет два уровня). Опишем первый, базовый уровень алгоритма. Сеть спутников рассматривается как замкнутая сеть, в которой каждый узел определяет пути наименьшей стоимости до всех отличных от него узлов сети независимо от того, над какой территорией Земли находится этот узел, или от того, каким космическим аппаратам доступна с ним связь (строит глобальное

сетевое дерево с корнем в себе самом). Для этого предлагается с использованием текущей информации о топологии сети и состоянии загруженности узлов сети рассчитывать на борту космического аппарата текущие значения маршрутных таблиц каждого из узлов.

В общем случае уравнение стоимости элементарной линии связи (отрезка пути между смежными узлами  $i$  и  $j$ ), используемое при определении пути наименьшей стоимости, запишем таким образом

$$S_{ij} = k_{0ij} \cdot 1 + k_{1ij} S_{1ij} + k_{2ij} S_{2ij} + k_{3ij} S_{3ij}. \quad (1)$$

В уравнении (1) первое слагаемое – единица, соответствующая наличию линии связи между узлами  $i$  и  $j$ , которая учитывается с введенным положительным не равным нулю коэффициентом  $k_{0ij}$ , который в частном случае равен 1. В остальных слагаемых уравнения (1) значения  $S_{1ij}$ ,  $S_{2ij}$ ,  $S_{3ij}$  – три добавочные составляющие стоимости, которые будут описаны ниже, а  $k_{1ij}$ ,  $k_{2ij}$ ,  $k_{3ij}$  – их весовые коэффициенты в суммарной добавочной стоимости, которые выбираются в зависимости от принятой стратегии маршрутизации и в частном случае могут быть равны нулю.

Составляющая  $S_{1ij}$  учитывает то, в каком сегменте сети находится узел, к которому ведет линия связи (например, стоимости линий, ведущих к более высоким сегментам можно повысить, чтобы препятствовать использованию для передачи транзитной нагрузкой спутников этих сегментов, если в нижних сегментах есть пути, эквивалентные по числу элементарных отрезков верхним).

Составляющая  $S_{2ij}$  учитывает нагрузку в узле сети, к которому она ведет, или долю использования исходящей линии при маршрутизации по встречному пути. Также при назначении  $S_{2ij}$  может быть введена корректирующая добавка для ускорения процесса сглаживания неравномерности («перекоса») нагрузки в различных частях сети. Например, корректирующая добавка возможна при появлении флуктуаций нагрузки в компактных группах узлов топологии сети. Для ускорения процесса «сглаживания» флуктуации к стоимостям линий связи, ведущим к узлам на границе флуктуации, может быть сделана соответствующая корректирующая добавка. Добавка, корректирующая неравномерность средней нагрузки в сегментах сети, может быть введена для межсегментных линий связи.

Составляющая  $S_{3ij}$  основана на учете комплекса показателей, связанных с кинематическими параметрами линии связи, для дискретизации учтенных не непрерывными значениями, а номером диапазона значений, в которое это непрерывное значение попадает. К кинематическим параметрам относятся длина линии связи, скорость изменения длины линии связи, значения и скорость изменения углов, задающих ее направление линии, и прочее. Составляющая  $S_{3ij}$  позволяет оценить время передачи по линии связи между

узлами  $i$  и  $j$  (зависит от длины линии связи) и качество реализации связи (зависит от других кинематических параметров). Очевидно, при назначении  $S_{3ij}$  составляющая, обеспечивающая учет качества связи, имеет незначительный вес в значении  $S_{3ij}$  и, тем более, в общей стоимости  $S_{ij}$ .

Второй уровень алгоритма маршрутизации касается операций, которые выполняются с пакетом при его попадании в  $j$ -й узел [10]. Как отмечалось, пакет содержит информацию относительно его адресата (номер участка территории, на которой или над которой находится наземный или воздушный объект, или номер космического аппарата в пользовательском сегменте).

В соответствии с информацией о топологии сети и о нагрузке в узлах сети для каждого узла определено дерево кратчайших путей от него до всех узлов сети. Используя дерево кратчайших путей  $j$ -ого узла и данные о загруженности узлов сети, рассчитывается интервал времени  $[t_{pb}, t_{pe}]$ , в течение которого пакет, отправляемый из  $j$ -ого узла и достигнувший  $i$ -того будет гарантировано передан из  $i$ -того узла адресату. В данном случае

$$t_{pb} = t_u + \sum_{k=1}^K (T_p - \Delta_{Tp} + T_o - \Delta_{To}),$$

$$\text{а } t_{pe} = t_u + \sum_{k=1}^K (T_p + \Delta_{Tp} + T_o + \Delta_{To}) + T_{es},$$

где  $t_u$  – момент времени отправки пакета из  $j$ -ого узла,  $K$  – число отрезков пути до  $i$ -того узла в дереве кратчайших путей. При этом  $T_p$  – среднее время передачи пакета по линии связи в сети,  $T_o$  – среднее время ожидания в узле сети.

Значения  $\Delta_{Tp}$  и  $\Delta_{To}$  – максимально возможные отклонения от  $T_p$  и  $T_o$  соответственно. Возможно также, что время передачи пакета по линиям связи  $T_p$  может быть определено не как среднее значение по сети, а с учетом длительности пакета, аналогично время ожидания пакетом отправки из узла  $T_o$  – не как среднее по сети, а с учетом загруженности узла сети, в котором будет ожидание отправки дальнейшей передачи. Такой подход позволит использовать меньшие значения  $\Delta_{Tp}$  и  $\Delta_{To}$  или не учитывать их вовсе. Если интервал времени выхода пакета из сети через  $i$ -тый узел принадлежит интервалу времени  $[t_{rb}, t_{re}]$  пребывания этого узла в зоне доступности получателя ( $[t_{pb}, t_{pe}] \in [t_{rb}, t_{re}]$ ), то  $i$ -ты узел рассматривается как возможный для дальнейшей отправки информации из  $j$ -того узла. Из всех узлов, включенных в список тех, в которые информация может быть отправлена, для выхода информации из сети, выбирается тот, путь до которого имеет наименьшую стоимость в дереве кратчайших путей.

**Выводы.** В данной статье представлено лишь общее описание концептуального решения по созданию спутниковой сети коммутации пакетов с наземными, авиационными и космическими абонентами. Концепция

разработана на основе обобщенного анализа работ ряда авторов и внесенных авторами данной статьи предложений, увязывающих комплекс перспективных технических решений в единое целое. Данная концепция требует дальнейшего исследования (как в целом, так с выделением отдельных аспектов рассмотрения). Авторы понимают, что предложенная концепция сети – один из альтернативных вариантов возможных технических решений. Проекты подобных систем рассматриваются все более активно, но они по-прежнему кажутся проектами будущего. Однако разработка и обсуждение концепции таких сложных космических систем остро необходимы человечеству: с одной стороны, за такими системами – будущее; с другой стороны, эффективное и безопасное использование космического пространства требует рациональных, оптимальных, наилучших решений.

### Библиографические ссылки

1. Аганесов А.В. Модель воздушно-космической сети связи с иерархическим принципом ретрансляции информационных потоков/ А.В. Аганесов // Радиотехнические и телекоммуникационные системы. – 2015, № 4. – С. 43-51.

2. Аганесов А.В. Модель сети спутниковой связи на основе протокола случайного множественного доступа S-Aloha. / А.В. Аганесов // Системы управления, связи и безопасности. – 2015, №2. – С. 99-134.

3. Албул А.С. Обоснование модели маршрутизации для многоспутниковых LEO систем высокоскоростной передачи данных. / А.Албул, М.Ф. Бабаков // Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – 2016, № 6 (80). – С. 181-187.

4. Борщёва А.В. Моделирование кинематики составной линии связи между космическими аппаратами спутниковой сети с разновысотными орбитальными группировками. / О.В. Борщёва, Т.В. Лабуткина // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. Збірник наукових праць. Том XVII 2015. – С. 9-25.

5. Борщова А.В. Экологические аспекты использования спутниковых сетей связи с разновысотными орбитальными группировками, глобализация спутниковых систем./ О.В. Борщова, Т.В. Лабуткина, А.А. Тихонова // Наукові читання «Дніпровська орбіта – 2015»: Збірник доповідей. – Дніпропетровськ, НЦАОМ, 2015. – С. 104-107.

6. Иванов В.И. Исследование протоколов маршрутизации в негеостационарных спутниковых системах. / В.И. Иванов // Т-Comm#6-2012. Технологии. – С. 19-21.

7. Иванов В.И. Метод распределенного управления информацией о местоположении абонентов низкоорбитальной спутниковой системы. / В.И. Иванов // Т-Comm#6-2014. Технологии. – С. 33-37.

8. Ковалев А.М. Глобальная инфокоммуникационная сеть с использованием пикоспутников/ А.М. Ковалев, Т.Ю. Лямичева, Д.Ю.

Пономарев // Современные проблемы радиоэлектроники: сб. науч. тр. – Красноярск: Сиб. федер. ун-т, 2014. – С. 546-548.

9. Королев Б.В. Технология работы космической оптической линии связи для повышения оперативности управления и получения информации потребителем в процессе функционирования космических средств. / Б.В. Королев. / Космическая техника и технологии № 1 (4), 2014. – С. 39-47.

10. Лабуткина Т.В. Имитационные модели спутниковой сети коммутации пакетов на основе комбинирования моделей разной точности. / Т.В. Лабуткина, А.А. Тихонова, А.В. Борщёва, Р.С. Косий, А.И. Лукашевич // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. Збірник наукових праць. Том XIX 2015 С. 98-113.

11. Лабуткина Т.В. Имитационная модель спутниковой сети коммутации пакетов с разновысотными орбитальными сегментами / Т.В. Лабуткина, В.А. Ларин, В.В. Беликов, А.В. Борщева, А.А. Тихонова, Д.И. Деревяшкин. // Научно-технический журнал «Радиоэлектронные и компьютерные системы». № 1 (75), 2016. С. 66-83.

12. Лабуткина Т.В. Информация в космосе: передача, обработка и хранение информации на основе спутниковых сетей./ Т.В. Лабуткина, А.В. Бабанина, И.А. Саенко, Я.А. Скородень // Цифрова-революція в соціально-економічній сфері: історія і перспективи. Матеріали 6-ої Всеукр. наук.-практ. конф. «Глушковські читання», Київ ТОВ НВП. – 13 грудня 2017. – С. 94-96.

13. Лабуткина Т. Спутниковая сеть коммутации пакетов с наземными, авиационными и космическими абонентами: концепции и моделирование. / Т. Лабуткина, А. Бабанина, И. Саенко, А. Дымченко, А. Эржанов, Д. Лыщиков // Тези доповідей на II Всеукраїнській науково-практичній конференції MEICS-2017, м. Дніпро, 22-24 листопада, – С. 173-174.

14. Мальцев Г.Н. Сетевые информационные технологии в современных спутниковых системах связи // Информационно-управляющие системы. – 2007. – № 1. – С. 33 – 39.

15. Низкоорбитальная космическая система персональной спутниковой связи и передачи данных / Под ред. А.И.Галькевича. – Тамбов: ООО «Издательство Юлис», 2011. – 169 с.

16. Labutkina T.V. A Simulation Model of a Satellite Data Transmission Network. / T.V. Labutkina, V.O. Larin, V.V. Belikov, S.Y. Kondous, Y.V. Bezruchko // 55th International Astronautical Congress, Vancouver, October 2003. Article IAC-04-U.3.b.04.

17. Sun Zhili. Satellite networking: principles and protocols/ Zhili Sun// The Atrium, Southern Gate, Chichester, West Sussex: John Wiley & Sons Ltd., 2014. – 508 p.

18. Combes S. Satellite and next generation networks / S. Combes, O. Alphand, P. Berthou, T. Gayraud // QoS issues, – Journal of space communications, 20, 3-4 (2005) p.101-119.

*Надійшла до редколегії 10.08.2017*

## ДО УВАГИ АВТОРІВ

1. Стаття повинна містити результати нових досліджень автора з повним їхнім доведенням. Посилання на неопубліковані праці неприпустиме. Приймаються статті, запропоновані українською, російською та англійською мовами.

2. Рукопис статті повинен мати таку структуру (згідно з вимогами Постанови ВАК України № 7-05/1 від 15 січня 2003 року):

- постановка проблеми у загальному вигляді та її зв'язок із важливими науковими чи практичними завданнями;
- аналіз останніх досліджень і публікацій, в яких започатковано розв'язання даної проблеми і на які спирається автор, виділення не вирішених раніше частин загальної проблеми, котрим присвячується означена стаття;
- формулювання цілей статті (постановка завдання);
- виклад основного матеріалу дослідження з повним обґрунтуванням отриманих наукових результатів;
- висновки з даного дослідження і перспективи подальших розвідок у даному напрямку.

3. Вимоги до набору.

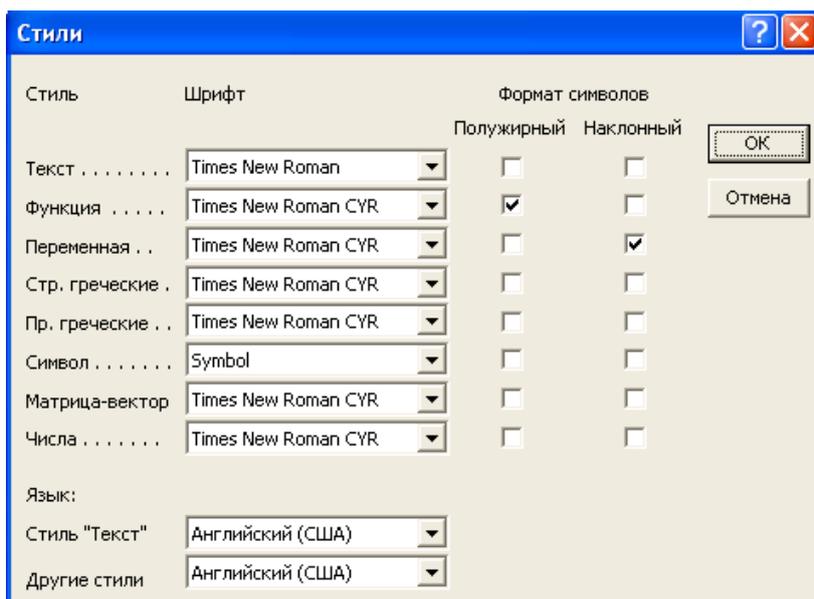
- Текст набирають у Microsoft Word.
- Формат паперу А4 (210×297).
- Параметри сторінки (поля): верхнє – 20 мм; нижнє – 20 мм; ліве – 20 мм; праве – 20 мм.
- Стил і форматування для елементів статті.

Міжрядковий інтервал для усіх елементів статті одинарний.

УДК	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 14 pt, прямий, усі літери великі; <i>вирівнювання:</i> за лівим краєм; <i>інтервал після:</i> один рядок
Ініціали і прізвища авторів	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 14 pt, прямий; <i>вирівнювання:</i> за серединою; <i>інтервал після:</i> один рядок. Спочатку набирають ініціали, потім – прізвище
Місце роботи	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 14 pt, курсив; <i>вирівнювання:</i> за серединою; <i>інтервал після:</i> один рядок
Назва статті	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 14 pt, напівжирний, прямий, усі літери великі; <i>вирівнювання:</i> за серединою; <i>інтервал після:</i> один рядок
Анотації	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 12 pt, напівжирний, прямий; <i>вирівнювання:</i> за шириною; <i>абзац:</i> 1,25 см
«Ключові слова»	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 12 pt, напівжирний, курсив; <i>вирівнювання:</i> за шириною; <i>абзац:</i> 1,25 см; <i>інтервал після:</i> один рядок

Основний текст статті	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 14 pt, прямий; <i>вирівнювання:</i> за шириною; <i>абзац:</i> 1,25 см; <i>інтервал після:</i> один рядок
Назва рисунка	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 12 pt, напівжирний, прямий; <i>вирівнювання:</i> за серединою, але не ширше за рисунок
Підрисункові підписи	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 12 pt, прямий; <i>вирівнювання:</i> за шириною, але не ширше за рисунок
«Таблиця»	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 14 pt, курсив; <i>вирівнювання:</i> за правим краєм
Назва таблиці	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 14 pt, напівжирний, прямий; <i>вирівнювання:</i> за серединою
Заголовок «Бібліографічні посилання»	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 16 pt, напівжирний, прямий, <i>вирівнювання:</i> за серединою; <i>інтервал після:</i> один рядок
Бібліографічні посилання	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 14 pt, прямий; нумерований список; <i>вирівнювання:</i> за шириною; <i>абзац:</i> 1,25 см; <i>інтервал після:</i> один рядок
Дата надходження до редколегії	<i>Шрифт:</i> Times New Roman, 12 pt, курсив; <i>абзац:</i> 1,25 см

- Анотацію до статті та ключові слова слід подавати українською, російською та англійською мовами.
- Під час набору статті обов'язково розрізняти «дефіс» і «тире».
- Формули слід набирати **тільки** в редакторі **Microsoft Equation 3.0** з такими установками: *інтервал до:* один рядок, *інтервал після:* один рядок; *табуляція:* 8,5 см – за серединою, 17 см – праворуч:



- Рисунки слід виконувати в будь-якому форматі, що імпортується графічними фільтрами Microsoft Word. Рисунки вставляють у текст статті як окремий незалежний об'єкт (положення – у тексті), при цьому можливе пересування тексту відносно нього. Під

рисунком обов'язковим є розміщення його назви із номером; якщо необхідно – пояснювальний підпис.

- Бібліографічні посилання оформлюють відповідно до ГОСТ 7.1:2006 і вони повинні бути розташовані у тому ж порядку, що і посилання на них у тексті.
- В кінці статті наводяться прізвища, ініціали авторів та назва статті англійською, українською та російською мовами.

4. До редакційної колегії потрібно подавати:

- один примірник статті з підписом автора (співавторів) на останній сторінці;
- експертний висновок про можливість публікації статті;
- рецензію провідного фахівця відносно наукового рівня статті;
- електронний варіант статті на CD або електронною поштою;
- в окремих файлах рисунки до статті;
- на окремому аркуші довідку про автора (співавторів), у якій слід зазначити: ім'я, по батькові та прізвище автора, місце роботи, посаду, наукові інтереси, телефон та електронну адресу.

5. Статті, виконані з порушенням правил, до збірника не будуть включені.

6. Адреса редколегії: Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара, фізико-технічний факультет, кафедра проектування та конструкцій ЛА, вул. Наукова, 10, м. Дніпропетровськ, 49050, Україна (тел.: (056)375-05-29, 066-179-70-83, e-mail: hetikris@gmail.com).

ЗМІСТ

**Алексєєнко О.А., Перепечкін А.С., Петренко О.М., Сербін В.В.**

Регулятори витрат робочої речовини лабораторної системи подачі для випробувань  
холовських двигунів.....3

**Желябов П. А., Кулабухов А. М.**

Методика выбора двигателей-маховиков для космических аппаратов .....10

**Калінін О.В., Щурко З.В.**

Особенности влияния модифицирования на структуру та властивості ливарних  
алюмінієвих сплавів .....16

**Мамчур С.И., Цокур Н.И., Ваганов Р.Д., Мамчур И.А.**

Исследование процессов фазообразования в диффузионной зоне сварных  
соединений NI-NB .....22

**Калинина Н. Е., Джур Е. А., Мамчур С. И., Шахов А. А.**

Влияние легирования и модифицирования на свойства жаропрочных сплавов.....28

**Митиков Ю.А., Любарский Е.Ю.**

Анализ путей совершенствования систем наддува топливных баков двигательных  
установок ракет на высококипящих компонентах топлива .....33

**Кабат О. С., Ситар В. І., Єрмаченок Д. В., Давидов С. О. , Геті К. В**

Полімерні композиційні матеріали для вузлів тертя космічної та  
авіаційної техніки .....40

**В. И. Усиченко, А. В. Крюков**

Анализ особенностей некоторых алгоритмов вычисления лежандровых полиномов  
высоких порядков .....49

**Лабуткина Т. В., Бабанина А. В., Сотничек Н. М., Саенко И. А., Дымченко А. В.**

Концепция спутниковой сети коммутации пакетов с наземным, авиационным и  
космическим пользовательскими сегментами .....66