



ОАО  
«РОССИЙСКИЕ КОСМИЧЕСКИЕ  
СИСТЕМЫ»

научно-технический журнал

**РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ  
ПРИБОРОСТРОЕНИЕ  
И ИНФОРМАЦИОННЫЕ  
СИСТЕМЫ**

**Том 1. Выпуск 2**

**2014**



# Содержание

---

---

Том 1, Вып. 2, 2014

---

---

К вопросу решения обобщенных некорректных задач определения движения сложных динамических объектов  
*Г. Г. Райкунов, Н. П. Колесников, В. В. Бетанов* 3

---

## Космические навигационные системы

Технологический процесс использования первичных навигационных измерений бортовой автономной системы радионавигации ГЛОНАСС при определении орбит КА  
*А. Г. Квашнин, А. Г. Янчик* 15

Методика определения аппаратурных задержек сигнала для двухчастотного приемника СРНС ГЛОНАСС  
*В. Е. Вовасов, Н. Б. Ипкаев* 25

---

## Космические системы связи и ретрансляции

Методика расчета параметров адаптивной антенной решетки ретрансляционных станций спутниковой связи  
*А. Н. Новиков, С. В. Стрельников* 33

---

## Системы и технологии спутникового мониторинга и ДЗЗ

Вероятность детектирования судов с передатчиком АИС с борта космического аппарата. Теоретическая модель, сравнение с реальными результатами  
*А. М. Кузнецов, А. А. Романов* 40

---

## Информационные системы космической техники

Теоретические вопросы измерения количества информации непрерывных сигналов на конечных интервалах  
*В. А. Победоносцев* 47

Обеспечение достоверности исходных данных телеконтроля на основе аппарата теории ультрасистем  
*А. А. Янченко* 59

---

## Комплексы и системы управления космическими аппаратами

Бортовая аппаратура командно-измерительной системы для космических аппаратов ГЛОНАСС: результаты эксплуатации и перспективы развития  
*Н. Н. Булгаков, В. Г. Алыбин, А. А. Кривошеин, А. С. Сёмочкин* 65

Особенности построения двухконтурной бортовой аппаратуры командно-измерительной системы для управления космическим аппаратом на этапе его вывода на ГСО  
*Н. Н. Булгаков, В. Г. Алыбин, А. А. Кривошеин* 74

---

## Проблемы обеспечения качества ЭКБ и готовых изделий

Проблемы ускоренных испытаний электронной компонентной базы на надежность  
*А. Я. Кулибаба, С. П. Прищепова, А. Ю. Штукарёв* 81

Испытания электронной компонентной базы на сохраняемость  
*И. Ю. Булаев, А. С. Чистов, А. Ю. Штукарёв* 86

# Contents

---

Vol. 1, Iss. 2, 2014

---

- On the Question of Solving Generalized Ill-Posed Problems of Determining the Motion of Complex Dynamic Objects  
*G. G. Raykunov, N. P. Kolesnikov, V. V. Betanov* 3
- 

## Space Navigation Systems

- Technology of Primary Navigation Measurements of Onboard Autonomous Radio Navigation GLONASS System Processing for Spacecraft Orbit Determination  
*A. G. Kvashnin, A. G. Yantchik* 15
- Technique of Definition of Hardware Delays of a Signal for Two-Frequency Receiver SRNS GLONASS  
*V. E. Vovasov, N. B. Ipkaev* 25
- 

## Space Communications and Relay Systems

- The Method for Parameter Calculation of the Adaptive Array Relay Stations Satellite Communications  
*A. N. Novikov, S. V. Strelnikov* 33
- 

## Space Monitoring and Earth Remote Sensing Systems and Technologies

- The Probability of Detecting Vessels Equipped with AIS Transmitters with the Use of Spacecraft. A Theoretical Model, Comparison with Actual Results  
*A. M. Kuznetsov, A. A. Romanov* 40
- 

## Space Technology Information Systems

- Theoretical Questions in Measuring the Amount of Information in Continuous Signals on Finite Intervals  
*V. A. Pobedonostsev* 47
- Ensuring Telecontrol Source Data Reliability on the Basis of the Theory of Ultrasystem  
*A. A. Yanchenko* 59
- 

## Complexes and Systems of Spacecraft Control

- On-Board Equipment of a Command-Measuring System for GLONASS Spacecrafts: Operation Results and Prospects for Development  
*N. N. Bulgakov, V. G. Alybin, A. A. Krivoschein, A. S. Semochkin* 65
- Building Peculiarities of Two-Channel On-Board Equipment of a Command-Measuring System for a Spacecraft Control During Its Placing into GEO  
*N. N. Bulgakov, V. G. Alybin, A. A. Krivoschein* 74
- 

## Issues of Electronic Component Base and End Product Quality Assurance

- Problems of Accelerated Life Tests of Electronic Components  
*A. Ya. Koulibaba, S. P. Prischepova, A. Yu. Shtukarev* 81
- Storageability Test of Electronic Components  
*I. Yu. Bulaev, A. S. Chistov, A. Yu. Shtukarev* 86

УДК 621.3;629

## К вопросу решения обобщенных некорректных задач определения движения сложных динамических объектов

Г. Г. Райкунов<sup>1</sup>, Н. П. Колесников<sup>2</sup>, В. В. Бетанов<sup>3</sup>

<sup>1</sup>д. т. н., проф., генеральный директор ОАО «Российские космические системы»

<sup>2</sup>д. т. н., проф., заместитель генерального директора ОАО «Российские космические системы»

<sup>3</sup>д. т. н., проф.

*e-mail: contact@spacecorp.ru*

**Аннотация.** В статье рассматривается решение так называемых некорректных задач определения движения сложных динамических объектов. Под сложными динамическими объектами понимаются ракеты космического назначения. Исследуются области некорректности определения движения указанных объектов. Вводится понятие обобщенной некорректности задач с учетом влияния инструментария и внешней среды на процесс их решения. Анализируются структурные характеристики обобщенно некорректных задач.

**Ключевые слова:** объект-система, сложный динамический объект, космический объект, вектор состояния

## On the Question of Solving Generalized Ill-Posed Problems of Determining the Motion of Complex Dynamic Objects

G. G. Raykunov<sup>1</sup>, N. P. Kolesnikov<sup>2</sup>, V. V. Betanov<sup>3</sup>

<sup>1</sup>doctor of engineering science, professor,

director general of Joint Stock Company "Russian Space Systems"

<sup>2</sup>doctor of engineering science, professor,

deputy director general of Joint Stock Company "Russian Space Systems"

<sup>3</sup>doctor of engineering science, professor

*e-mail: contact@spacecorp.ru*

**Abstract.** The article focuses on solving, so-called, ill-posed problems of determining the motion of complex dynamic objects. Such complex dynamic objects are understood to be launch vehicles. The domains of ill-posedness of determining the motion of the aforementioned objects are studied. The notion of generalized ill-posedness is introduced with allowance for the influence of tools and the ambient on the process of solving such problems. The structural characteristics of generalized ill-posed problems are analyzed.

**Key words:** object system, complex dynamic object, spacecraft, and state vector



Рис. 1. Объект-система «задача–инструмент решения НБО»

При решении задач управления сложными динамическими объектами (СДО) могут возникать ситуации, связанные с невозможностью определения данных управления за счет деформации исходной информации и процесса решения соответствующим инструментарием. В качестве сложного инструментария при управлении космическими объектами обычно выступают автоматизированные системы информационно-расчетного обеспечения (АС ИРО) [1] с различными подсистемами: математического, программного, информационного, технического, организационного, метрологического, правового, лингвистического обеспечения. Так, для определения параметров движения космических аппаратов (КА) инструментарием служит автоматизированная система навигационно-баллистических расчетов (АС НБО) с соответствующими подсистемами — видами обеспечения.

С совершенствованием инструмента решения задач ИРО **появляется возможность решать усложняющиеся задачи** определения параметров движения, осуществлять стандартизацию и унификацию, производить идентификацию и адаптацию [1, 3, 7]. Вместе с тем усложнение инструмен-

тария, требующее «человеко-машинной» реализации методов, моделей и алгоритмов навигационно-баллистических задач (НБЗ) в виде программных средств на комплексах средств автоматизации с соответствующими видами обеспечения, **создает, как правило, и дополнительные трудности их решения.**

Указанное противоречие может быть частично разрешено рассмотрением связи **«ЗАДАЧА–ИНСТРУМЕНТ РЕШЕНИЯ»** как **ОБЪЕКТ-СИСТЕМЫ** (рис. 1).

Обычно подобные случаи возникают в так называемых нештатных ситуациях, чаще всего не описанных в документации человека-оператора. Некоторые (часто встречающиеся) виды нештатных ситуаций при навигационно-баллистическом обеспечении управления космическими аппаратами (КА) с кратким анализом причин приведены в табл. 1.

В условиях плохой наблюдаемости [2, 7] на выборке измерений задача определения вектора состояния КА принадлежит к классу некорректных (неустойчивых) задач, решения которых не обладают условием единственности и устойчивости

Таблица 1. Виды нештатных ситуаций и их причины

Виды нештатных ситуаций	Причины
Ограниченный объем выборки ИТНП при оперативном определении параметров движения КА, обусловленный срывом штатной схемы реализации циклограммы проведения радиоконтроля (РКО)	<ul style="list-style-type: none"> <li>– выход из строя измерительных средств, запланированных для проведения штатной схемы РКО;</li> <li>– неполадки на борту КА, которые не позволили провести сеанс связи, включающий проведение РКО;</li> <li>– определение координат точки падения КА по ИТНП в случае ошибок при выведении на орбиту или при сходе с орбиты;</li> <li>– геофизические факторы и атмосферные явления, влияющие на возможность проведения сеансов РКО с использованием квантово-оптических средств;</li> <li>– террористические атаки, которые могут привести к срыву сеансов РКО</li> </ul>
Ограничение выборки ИТНП, обусловленное нештатными ситуациями, в рамках которых имела место реализация штатной схемы РКО, но выборка содержит сеансы ИТНП, которые не могут быть использованы для решения задачи оперативного определения параметров движения	<ul style="list-style-type: none"> <li>– искажение при передаче сеансов РКО с измерительной станции в центр сбора ИТНП;</li> <li>– влияние радиотехнических и геофизических помех;</li> <li>– отклонение технологических параметров измерительных средств от номинала (бортовые фазовые задержки, калибровочные дальности и пр.);</li> <li>– радиоэлектронное противодействие</li> </ul>
Несоответствие расчетного пространственно-временного перемещения центра масс КА реальному. Значение начального вектора состояния $q_0$ не обеспечивает требуемые результаты с использованием штатных процедур определения параметров движения КА по ИТНП	<ul style="list-style-type: none"> <li>– отклонения параметров орбиты выведения от номинальных после выведения КА с помощью ракеты-носителя на орбиту;</li> <li>– отклонения параметров орбиты от номинальных при проведении динамических операций, связанных с коррекцией орбиты КА;</li> <li>– ошибки прогнозирования движения КА, обусловленные неадекватностью математической модели движения</li> </ul>

Экспликация: ИТНП — измерения текущих навигационных параметров;

РКО — радиоконтроль орбиты;

КА — космический аппарат.

по отношению к погрешностям исходных данных. В условиях функционирования наземного комплекса управления при высокой загрузке траекторных измерительных средств, а также при возникновении нештатных ситуаций при управлении КА получение выборки сеансов измерений в требуемом объеме оказывается не всегда возможным. Следует отметить, что и в штатных ситуациях решение задач, связанных с установлением факта выведения КА на орбиту, определением координат точек падения возвращаемых элементов по измерениям текущих навигационных параметров (ИТНП) на участке спуска производится, как правило, с использованием выборки ограниченного объема, состоящей из одного–трех сеансов.

**Для определения усредненных характеристик области некорректных задач [2, 3],** при решении которых не выполняются требования по точности при оперативном определении движения КА, были проведены экспериментальные решения на ЭВМ с применением реальных ИТНП. В процессе проведения экспериментальных определений вектора состояния (ВС) КА использовались выборки, полученные по штатной схеме ИТНП и при неполной реализации штатной схемы ИТНП.

В процессе экспериментальных расчетов определялись оценки математического ожидания (МО)  $M_z$  и среднеквадратическое отклонение (СКО)  $\sigma_z$  числа обусловленности, вычислявшегося в виде отношения максимального и минимального



собственных чисел  $z_\lambda = \lambda_{\max}/\lambda_{\min}$  матрицы Грама, при котором не выполнялись требования по точности при оперативном определении ВС КА.

При отсутствии аномальных сеансов ИТНП требования по точности в 90% решений были не выполнены в следующих случаях.

**Для штатных схем выведения КА с высотами орбит 165 км–500 км:**

ИТНП — наклонная дальность, мерный интервал менее 10–13 минут, число ИП менее 3-х,  $M_z = 2,0 \cdot 10^{18}$ ,  $\sigma_z = 1,3 \cdot 10^5$ ;

ИТНП — наклонная дальность, радиальная скорость, мерный интервал менее 2–9 минут, число ИП менее 3-х,  $M_z = 3,1 \cdot 10^{17}$ ,  $\sigma_z = 2,9 \cdot 10^4$ ;

ИТНП — радиальная скорость, мерный интервал менее 10 минут, число ИП менее 3-х,  $M_z = 1,3 \cdot 10^{18}$ ,  $\sigma_z = 3,5 \cdot 10^6$ .

**Для штатных схем выведения КА с высотами орбит 500 км–1000 км:**

ИТНП — наклонная дальность, мерный интервал менее 10–15 минут, число ИП менее 3-х,  $M_z = 7,0 \cdot 10^{16}$ ,  $\sigma_z = 3,1 \cdot 10^3$ ;

ИТНП — наклонная дальность или радиальная скорость, мерный интервал менее 4–12 минут, число ИП менее 3-х,  $M_z = 1,6 \cdot 10^{13}$ ,  $\sigma_z = 8,1 \cdot 10^3$ .

**На этапе орбитального полета:**

– для КА с высотами орбит 160 км–500 км: ИТНП — наклонная дальность или радиальная скорость при проведении измерений движения КА с одного ИП на 3-х и менее последовательных витках или с 2-х ИП на одном витке,  $M_z = 5,2 \cdot 10^{15}$ ,  $\sigma_z = 3,4 \cdot 10^4$ ;

– для КА с высотами орбит 450 км–1300 км: ИТНП — наклонная дальность или радиальная скорость при проведении измерений движения КА с одного ИП на менее чем на 3-х витках или с 3-х ИП на одном витке,  $M_z = 2,9 \cdot 10^{14}$ ,  $\sigma_z = 7,1 \cdot 10^3$ ;

– для КА на высокоэллиптических орбитах с высотами от 600 км–1500 км до 20000 км–42000 км: ИТНП — наклонная дальность, радиальная скорость при проведении ИТНП с одного ИП на одном витке или с 2-х ИП на мерном интервале менее 3–4 часов или с 3-х различных ИП на мерном интервале менее 3 часов,  $M_z = 1,1 \cdot 10^{16}$ ,  $\sigma_z = 9,1 \cdot 10^3$ ;

– для геостационарных КА: ИТНП — наклонная дальность, радиальная скорость при проведе-

нии ИТНП с одного ИП или 2-х ИП на мерном интервале менее 5–6 часов,  $M_z = 1,7 \cdot 10^{15}$ ,  $\sigma_z = 3,9 \cdot 10^3$ .

Как следует из приведенных данных, вычислить некоторую граничную величину максимального элемента нормированного спектра матрицы Грама (числа обусловленности) для однозначного разделения решаемых задач определения ВС КА на корректные и некорректные довольно трудно. И дело здесь не только в том, что **число обусловленности** зависит от конкретной программы получения ИТНП и динамических характеристик относительного движения координат центра масс КА и траекторных измерительных средств. В процессе проведения экспериментальных расчетов неоднократно вследствие различия в величине и характере погрешностей ИТНП решение «более плохо обусловленной задачи» определения вектора состояния (порой на 2–3 порядка больше  $M_z$ ) было более близким к решению по полной выборке ИТНП, чем решение системы нормальных уравнений (СНУ) с числом обусловленности на уровне  $M_z$ . Особенно ярко этот эффект проявлялся при определении ВС КА на этапе выведения [3].

Таким образом, наряду с анализом **чисел обусловленности**, методы оперативного определения ВС КА по выборкам ИТНП ограниченного объема **должны содержать процедуру анализа влияния погрешностей ИТНП на точность получаемого решения, а также процедуру анализа элементов вектора правой части СНУ, куда аддитивно входит вектор погрешностей ИТНП.**

Качество решения задач НБО (в т. ч. и некорректных), как было отмечено ранее, предопределено объективными свойствами, прежде всего, методов, моделей и реализующих их алгоритмов, но вместе с тем не исчерпывается ими [2, 3].

Возмущения, обусловленные средой (автоматизированной системой НБО, «системными» комбинациями в том числе свойствами среды) и дефектами внутренней структуры (плохой наблюдаемостью, неидентифицируемостью и т. д.), являются факторами, которые должны быть учтены при дальнейшем совершенствовании элементов и свойств связки «задача НБО–инструментарий ее решения» как объект-системы.

В соответствии с причинами, вызывающими некорректность обсуждаемых задач, целесообразно рассмотреть концептуальную модель типов «воздействий» на задачу (З) со стороны математической постановки (формулировки) и решения (методов, моделей и алгоритмов — ММА), программных средств (ПС), информационного обеспечения (И), организационного построения (человека — Ч), комплекса средств автоматизации (техника — Т), лингвистических (языковых) средств (Я), метрологического (Мт) и правового обеспечения (П)

$$\langle \text{ММА} \rightarrow \text{З}; \text{ПС} \rightarrow \text{З}; \text{И} \rightarrow \text{З}; \text{Ч} \rightarrow \text{З}; \text{Т} \rightarrow \text{З}; \text{Я} \rightarrow \text{З}; \text{Мт} \rightarrow \text{З}; \text{П} \rightarrow \text{З} \rangle, \quad (1)$$

позволяющую выделить следующие некорректности решения задач определения параметров движения (ОПД КА):

- математическую (ММА  $\rightarrow$  З) — характеризующуюся проявлением некорректно выбранных (разработанных) математических методов, моделей и алгоритмов решения задачи ОПД;

- программную (ПС  $\rightarrow$  З) — возникающую в результате некорректности программных средств. Отсутствие ошибок в программе характеризует ее корректность. Корректность программных средств обеспечивается, в частности, отладкой программы на множестве исходных данных, регламентированном в технической документации;

- информационную (И  $\rightarrow$  З) — возникающую вследствие ошибок, неточностей, недостаточности (избытка), противоречивости, лукавности (наличия пропусков) в информации, приводящих к невозможности решения задачи или к искажению результатов ее решения;

- эргатическую (организационную) (Ч  $\rightarrow$  З) — являющуюся результатом некорректных действий персонала (например, человека-оператора) и искажающую результат решения задачи;

- аппаратную (техническую) (Т  $\rightarrow$  З) — возникающую в результате некорректного использования комплекса средств автоматизации или его элементов и приводящую к искажению результата решения задачи;

- лингвистическую (языковую) (Я  $\rightarrow$  З) — возникающую вследствие отсутствия достаточности для общения различных категорий руководи-

телей и исполнителей языковых средств в удобной для них форме с элементами автоматизированной системы НБО (АС НБО) и для осуществления процедур преобразования и машинного представления информации, обрабатываемой в системе;

- метрологическую (Мт  $\rightarrow$  З) — возникающую вследствие некорректного использования комплекса технических средств и совокупности документов, определяющих научные и организационные основы, правила и нормы, направленные на достижение единства, требуемой точности измерений и достоверности контроля в целях обеспечения необходимой эффективности АС БНО;

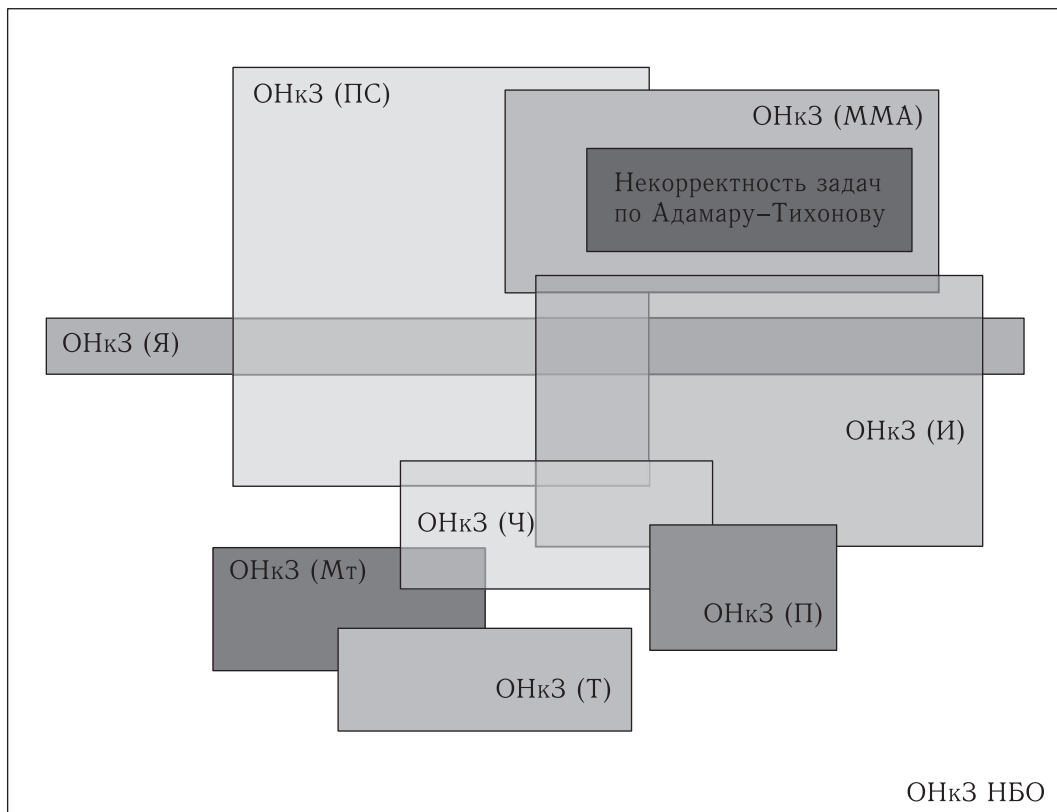
- правовую (П  $\rightarrow$  З) — возникающую вследствие некорректности правовых норм, регламентирующих правоотношения при функционировании АС НБО, и юридический статус результатов ее функционирования.

Исходя из предложенной концептуальной модели воздействий может быть введено понятие обобщенной некорректной задачи (ОНкЗ). Соотношение понятий некорректная и обобщенно некорректная задача представлено на рис. 2 с помощью диаграмм Эйлера. А строгие математические определения некорректных задач в ретроспективе показаны на рис. 3 [2–6].

Связь между понятиями обобщенная некорректная задача и обыкновенная некорректная задача становится очевидной при интерпретации обобщенной некорректной задачи как некорректной задачи (в смысле Тихонова), **рассматриваемой вместе с ее «предысторией» и средой**, в которой она реализуется.

Условия и факторы, определяющие корректные и обобщенно корректные задачи, представлены на рис. 4. Существенной особенностью понятия некорректная задача НБО и обобщенная некорректная задача НБО является наличие **взаимно-однозначного соответствия между задачами и их решениями** (если таковые существуют), а именно: если решение традиционной регуляризированной некорректной задачи автоматически входит в область решений обобщенных некорректных задач, то решение (или решения) обобщенных некорректных задач в общем случае не включаются в область решения некорректных задач НБО (в традиционном или узком смысле).





Экспликация: ММА — методов, моделей, алгоритмов;  
 ПС — программных средств;  
 Я — лингвистического фактора (языковых средств);  
 И — информационного обеспечения;  
 Ч — эргатического фактора (человека);  
 Т — технических средств;  
 П и Мт — правового и метрологического обеспечения.

Рис. 2. Соотношение понятий некорректная и обобщенно некорректная задачи на диаграммах Эйлера

Степень «тяжести» вносимых воздействий (искажений) в решение задач НБО может привести к следующим результатам [2]:

- необесцениванию результатов решения задач НБО;
- частичному обесцениванию результатов решения задач НБО;
- полному обесцениванию результатов решения задач НБО.

Для успешного определения пространственно-временных характеристик КА должна быть разработана автоматизированная система управления разрешением обобщенной (с учетом усло-

вий функционирования инструментария решения) некорректности задач (ОНкЗ) НБО. Общая схема управления решением ОНкЗ в ТЦ определения параметров движения КА, включающая этапы выявления некорректностей, распознавания образа (причины), ранжирование некорректностей, а также редуцирование и решение подзадач НБО, представлена на рис. 5.

Реализация представленной схемы и ее фрагментов позволяет, в одних случаях, существенно повысить оперативные и точностные характеристики задач НБО, а в других — принципиально получить приемлемое решение классически неразрешимых задач.

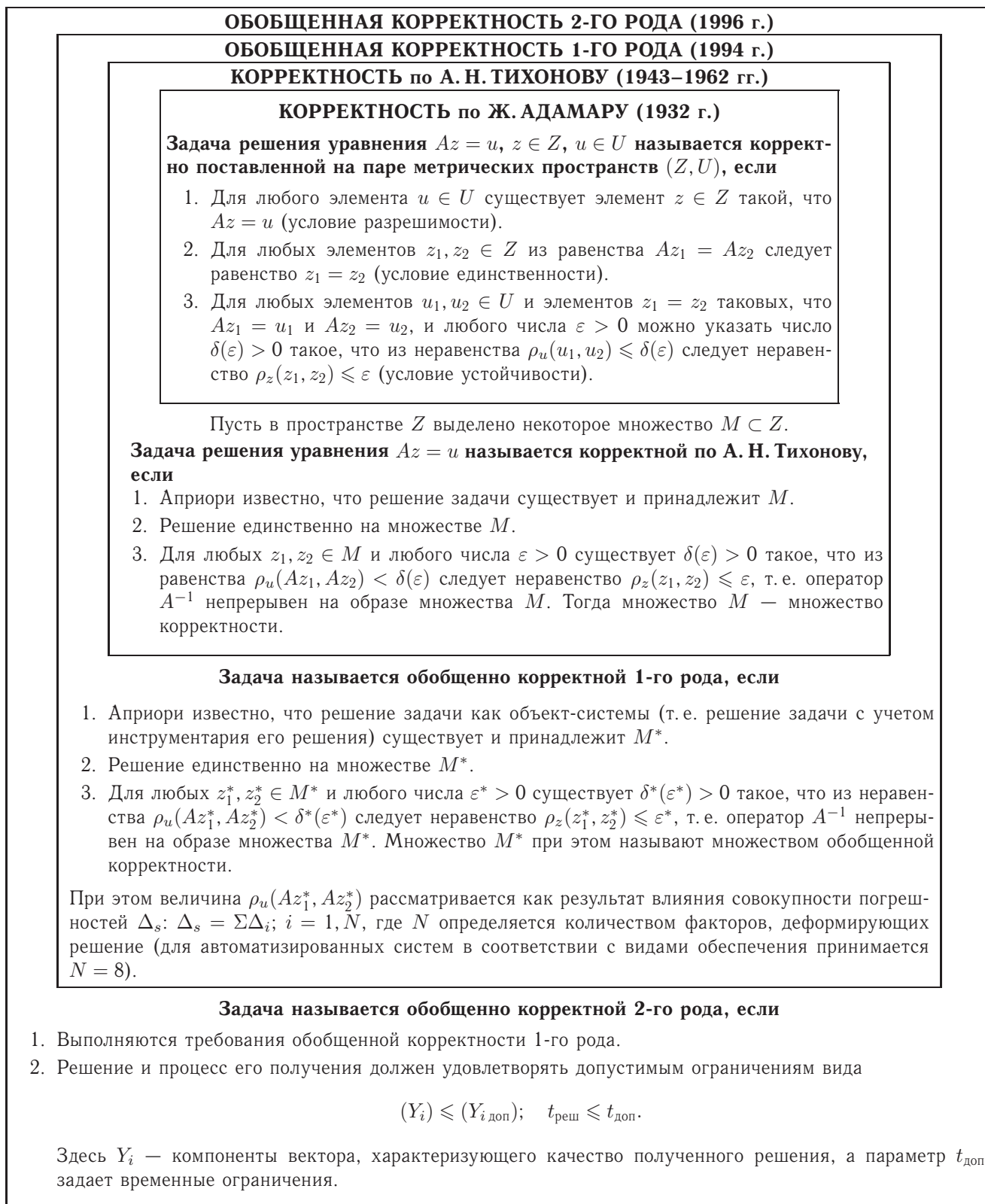


Рис. 3. «Развитие» определений корректности

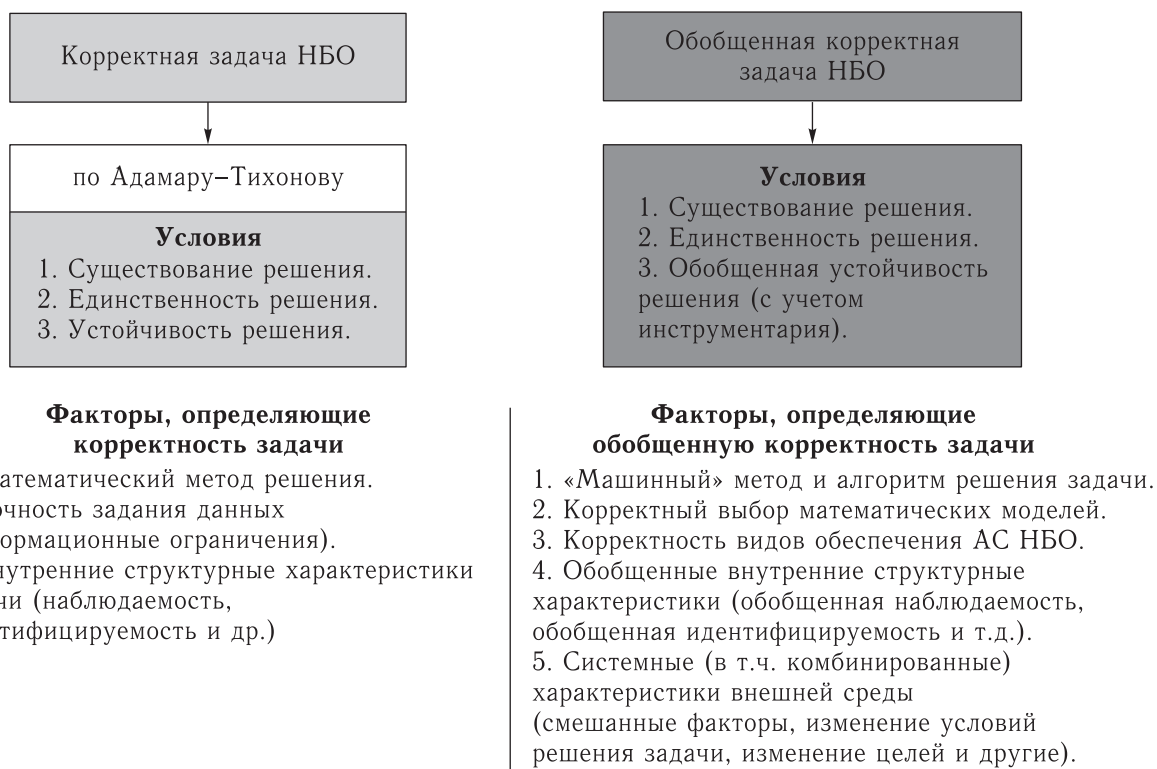


Рис. 4. Условия и факторы корректных и обобщенно корректных задач

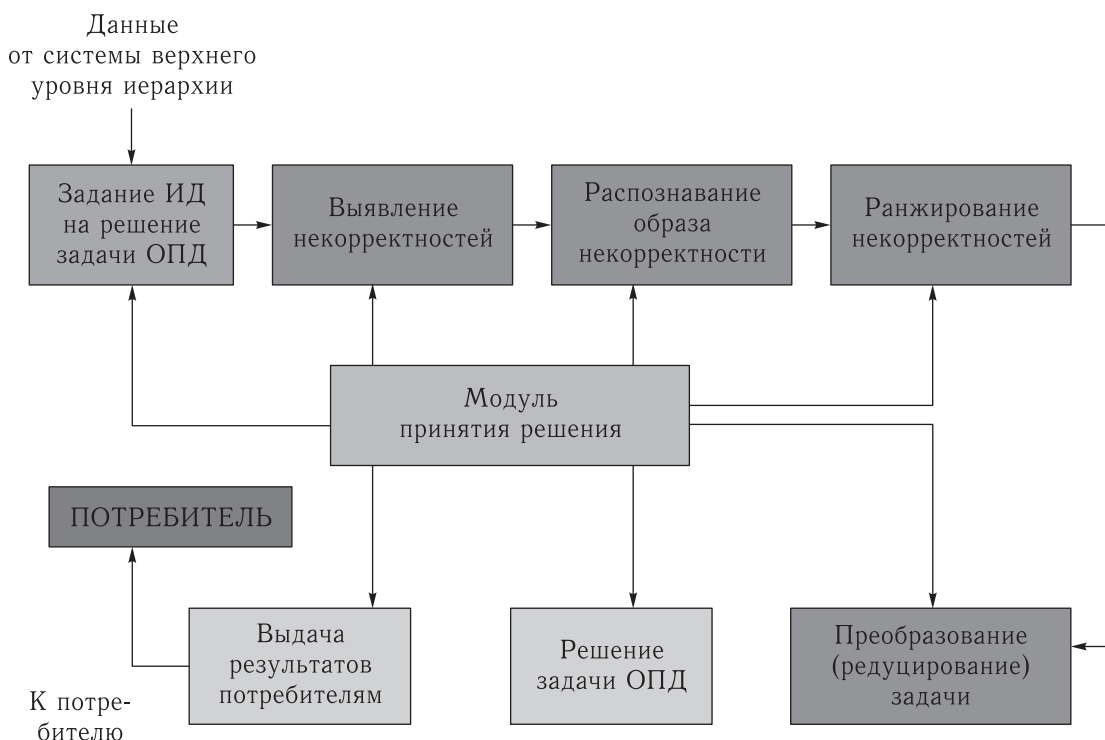


Рис. 5. Схема управления решением ОНкЗ в технологическом цикле НБО

Среди мер регуляризации решения ОНкЗ (наряду с методами решения классических некорректных задач) можно выделить универсальные (системные) и специальные. К первым могут быть отнесены, прежде всего, следующие:

- использование интеллектуального банка баллистических данных, включающего баллистическую базу данных с системой управления и баллистическую экспертную систему;

- поэтапную проверку достоверности получаемых решений в ходе выполнения технологического цикла (ТЦ) НБО;

- многоэтапное решение задачи оценивания с учетом технического состояния средств;

- параллельное использование разнообразных методов, моделей и алгоритмов НБО, а также различных элементов комплексов средств автоматизации;

- комплексное сочетание (выбор) частных способов регуляризации, обеспечивающее оптимальное (рациональное) решение задачи НБО;

- эффективная организация программирования решаемых задач, вычислительного процесса, а также эксплуатации программно-математического обеспечения (ПМО);

- применение принципа внешнего дополнения как основы получения объективных результатов моделирования и др.

Специальные способы регуляризации учитывают конкретные условия и специфику решаемых задач. В табл. 2 для трех основных элементов ТЦ НБО приведены достаточно широко распространенные и оригинальные способы регуляризации ОНкЗ математического моделирования движения (ММД) КА, предварительной обработки (ПрО) ИТНП, а также определения вектора состояния (ОВС).

Среди мер регуляризации обобщенных некорректных задач (ОНкЗ) наряду с методами решения классических некорректных задач можно выделить универсальные (системные) и специальные.

К первым могут быть отнесены:

- использование интеллектуального банка баллистических данных, включающего соответствующую систему управления и экспертную систему;

- поэтапная проверка достоверности получаемых решений в ходе выполнения технологического цикла (ТЦ) НБО;

- многоэтапное решение задачи оценивания с учетом технического состояния средств;

- параллельное использование разнообразных методов, моделей и алгоритмов НБО, а также различных элементов комплексов средств автоматизации;

- комплексное сочетание (выбор) частных способов регуляризации, обеспечивающее оптимальное (рациональное) решение задач НБО;

- эффективная организация программирования решаемых задач, вычислительного процесса, а также эксплуатации программно-математического обеспечения;

- применение принципа внешнего дополнения как основы получения объективных результатов моделирования и другие.

Специальные способы регуляризации учитывают конкретные условия и специфику решаемых задач. В табл. 2 для трех основных элементов ТЦ НБО приведены достаточно широко распространенные и оригинальные способы регуляризации ОНкЗ математического моделирования, предварительной обработки ИТНП, а также определения вектора состояния КА.

Изучению влияния различных факторов (суть видов обеспечения) автоматизированных систем переработки информации и управления (АС НБО в АСУ КА) на конечный результат функционирования объектов посвящено значительное число работ. Здесь лишь отметим, что влияние различных видов обеспечения автоматизированной системы, как инструментария, вносящего одновременно соответствующие деформации в решение рассматриваемых задач, изучено в неравной мере.

Требуется значительных интеллектуальных усилий осмысление функционирования объект-системы «задача НБО–инструмент решения (АС НБО)» в условиях изменяющейся среды, например, изменяющихся целей расчетов и переменных в реальном масштабе времени, требований к процессу функционирования АС НБО и т. д. Само поведение объект-системы во времени и в пространстве в окружении других объектов оказывается изменяющимся либо детерминировано, либо стохастически.

Таблица 2. Типовые способы регуляризации основных ОНкЗ НБО

Математическая модель движения	Предварительная обработка ИТНП	Определение вектора состояния
<p>1. Корректный выбор класса ММД (детерминированная, стохастическая, неопределенная, смешанная).</p> <p>2. Корректный выбор состава возмущающих факторов в ПЧ СДУ.</p> <p>3. Обоснованный выбор класса элементов ММД — моделей возмущающих факторов (моделей гравитационного поля Земли, атмосферы, светового давления и др.).</p> <p>4. Корректный выбор моделей возмущающих факторов по определенному показателю качества (например, точности описания).</p> <p>5. Корректный выбор метода решения СДУ движения КА (численный, аналитический, комбинированный, специальный).</p> <p>6. Экспериментальный выбор математических моделей разных видов (классов).</p> <p>7. Выбор системы переменных (в т. ч. неособенных).</p> <p>8. Корректный способ построения полиномиальной среды (таблиц узловых значений — ТУЗ).</p> <p>9. Определение и выбор констант, в т. ч. машинных.</p> <p>10. Выбор шага интегрирования (для численных и численно-аналитических методов).</p> <p>11. Выбор фундаментальной эпохи (эпохи отсчета) исходя из разрядности представления чисел в ЭВМ. Как правило, осуществляется на этапе разработки автоматизированного комплекса программ</p>	<p>1. Корректное проведение логического этапа ПрО ИТНП:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• контроль соответствия структуры посылок сеансов ИТНП установленным;</li> <li>• контроль достоверности посылок по корректирующему коду;</li> <li>• перекодировка поступающих посылок ИТНП в форму, удобную для организации их дальнейшей обработки;</li> <li>• поиск, выборка, контроль достоверности и раскодировка адресных, технологических и информационных посылок.</li> </ul> <p>2. Корректный учет поправок, имея в виду влияние факторов:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>• геофизического;</li> <li>• релятивистского;</li> <li>• методических погрешностей измерений;</li> <li>• особенностей функционирования бортовых и наземных средств.</li> </ul> <p>3. Отбраковка (пометка) аномальных измерений с использованием различных критериев (допустимых пределов, временному интервалу, «трех сигм», информационных критериев и др.).</p> <p>4. Применение уточненных технологических данных измерительных средств (проведение юстировки).</p> <p>5. Использование концепции полиномиальной среды.</p> <p>6. См. п. 17 для ОВС</p>	<p>1. Посеансная обработка ИТНП.</p> <p>2. Отбраковка аномальных ИТНП.</p> <p>3. Использование матричных регуляризирующих преобразований, когда собственные числа матриц, участвующие в вычислительном процессе, существенно отличаются друг от друга.</p> <p>4. Выбор системы переменных для ОВС.</p> <p>5. Выбор метода решения задачи (при заданном показателе качества).</p> <p>6. Корректный выбор модели измерений.</p> <p>7. Выбор весов ИТНП.</p> <p>8. Выбор критерия и параметров завершения задачи.</p> <p>9. Выбор метода расчета частных производных (аналитический, вариаций, конечных разностей, специальный).</p> <p>10. Выбор режима решения: по разностям, традиционный.</p> <p>11. Выбор состава уточняемого ВС.</p> <p>12. Использование концепции полиномиальной среды (ТУЗ).</p> <p>13. Выбор способа учета априорных данных.</p> <p>14. Выбор способов совместного уточнения ВС.</p> <p>15. Выбор размерности уточняемых и измеряемых параметров.</p> <p>16. Выбор метода нормирования матриц СДУ.</p> <p>17. Использование значений координат ИП, согласованных с моделями ГПЗ, ПВЗ и др.</p>

Вместе с тем рассмотрение комплексного влияния максимального числа факторов-видов на конечный результат расчетов в известной литературе, по существу, отсутствует. Главная трудность здесь, по-видимому, заключается в том, что «декомпозиционное» рассмотрение влияния отдельных факторов в условиях больших систем требует специфических математических методов, моделей и алго-

ритмов, а также в каждом случае особых приемов, подходов, описаний и пр. До последнего времени отсутствовал удовлетворительный математический аппарат, который позволял бы с единых позиций описать влияние каждого фактора-вида на конечный результат с достаточной мерой глубины (например, влияния отказов в функционировании аппаратуры и действий оператора-баллистика



того или иного уровня организационной системы АС НБО при проведении расчетов).

Разработанная профессором А. В. Чечкиным [4] общая теория ультраоператоров в значительной мере удовлетворяет требованиям исследования выше-названных проблем, т. к. в ней определяется и изучается новый вид отображений, являющихся обобщением классических понятий. Как известно, классические отображения осуществляют соответствия между точками множеств. При этом подразумевается, что точки известны с абсолютной точностью. Новые отображения, названные ультраотображениями, осуществляют соответствия между информацией о точках множеств. Таким образом, достигается общность и возможность комплексного рассмотрения вопроса при сохранении всех возможностей детализированного описания исследуемого предмета. Основная конструкция теории, названной теорией ультрасистем, позволяет по отдельным сведениям о точке прообраза получать отдельные сведения о точке образа. На множестве ультраоператоров определяются различные операции и изучается их алгебра.

Применение ультраоператоров и ультрасистем позволяет эффективно описать в том числе обобщенные структурные характеристики измерительных задач, а именно: обобщенную наблюдаемость, обобщенную управляемость, обобщенную идентифицируемость и т. д. на образе объект-системы (а не только в ее математическом проявлении при постановке и решении задачи).

Так, под **обобщенной наблюдаемостью измерительной задачи** в объект-системе может пониматься наблюдаемость задачи определения параметров движения (ОПД) сложного динамического объекта (СДО) **не только за счет «классических» математических ее аспектов** (соответствующего ранга матрицы наблюдаемости и вариантов решения в плохо обусловленном случае), **но также и в расширенной математической трактовке** (приведения нелинейной задачи путем линеаризации к линейному варианту и пр.) и **за счет учета влияния других видов обеспечения инструментария** (недостаточности данных, наблюдаемости в условиях шумов измерений различного рода, в т. ч. аномального характера, преднамеренной замены измерений другими данными и пр.).

При новом подходе использование информационной производной позволяет ввести **критерий обобщенной наблюдаемости** объектов, в т. ч. и *самой объект-системы* в целом. Последнее особенно важно при выявлении и анализе причин *аварийных и нестандартных ситуаций* при летных испытаниях и определении параметров движения сложных динамических объектов. Например, причиной неверных действий оператора радиотехнического измерительного комплекса может оказаться **не достаточная отработка** им навыка действий в тех или иных ситуациях, а **неверно составленная инструкция** действий номера расчета в сложившейся ситуации или **неэргономичность** спроектированной панели АРМа и т. д. В подобных задачах для верного поиска причин аварийной ситуации, прежде всего, выясняется ответ на вопрос: **какие виды обеспечения рассматриваемой объект-системы обобщенно наблюдаемы или нет?** При определении обобщенной ненаблюдаемости вносятся коррективы косвенно через *дополнительные данные для выявления ненаблюдаемых элементов*.

Дальнейшее совершенствование (в т. ч. доработка в части, касающейся теории ультраоператоров и ультрасистем) позволит в полной мере не только расширить путем обобщения структурные понятия и свойства измерительных задач, но и **в перспективе осуществлять полную обработку данных в модели объект-система**: измерительная задача-автоматизированная система ее решения.

## Список литературы

1. Райкунов Г. Г. Оптимизация баллистического обеспечения облета системы космических аппаратов на круговой орбите. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2011.
2. Бетанов В. В. К вопросу решения обобщенных некорректных задач навигационно-баллистического обеспечения управления КА. РАН // Космические исследования, 1996, т. 34, № 5. С. 524–530.
3. Байрамов К. Р., Бетанов В. В., Ступак Г. Г. и др. Управление космическими объектами. Методы, модели и алгоритмы решения некорректных задач навигационно-баллистического обеспечения. М.: Радиотехника, 2012. 360 с.

4. *Чечкин А. В.* Математическая информатика. М.: Наука, 1991. 416 с.
5. *Тихонов А. Н., Гончарский А. В. и др.* Численные методы решения некорректных задач. М.: Наука, 1990. 232 с.
6. *Лоусон Ч., Хенсон Р.* Численное решение задач метода наименьших квадратов. М.: Наука, 1986. 232 с.
7. *Брандин В. И., Разоренов Г. Н.* Определение траекторий космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1978. 216 с.

УДК 536.002

## Технологический процесс использования первичных навигационных измерений бортовой автономной системы радионавигации ГЛОНАСС при определении орбит КА

А. Г. Квашнин<sup>1</sup>, А. Г. Янчик<sup>2</sup>

<sup>1</sup>к. т. н., ОАО «НПО «Орион»

<sup>2</sup>д. т. н., проф., ОАО «НПО «Орион»

e-mail: jantchik2@rambler.ru

**Аннотация.** Рассматривается технология обработки навигационной информации бортовых автономных систем радионавигации (АСРН) в процессе навигационно-баллистического обеспечения (НБО) полетов КА. Приводится описание технологических операций и реализующих их методик и алгоритмов, составляющих технологический процесс использования навигационных данных ГЛОНАСС при НБО управления полетом низкоорбитальных и геостационарных КА. Рассматриваются вопросы математической интерпретации различных видов первичных измерений АСРН. Предлагается методика предварительной обработки навигационных измерений. Обосновывается метод групповой обработки первичных навигационных измерений АСРН при определении орбиты КА.

**Ключевые слова:** технология обработки навигационной информации, системы радионавигации

## Technology of Primary Navigation Measurements of Onboard Autonomous Radio Navigation GLONASS System Processing for Spacecraft Orbit Determination

A. G. Kvashnin<sup>1</sup>, A. G. Yantchik<sup>2</sup>

<sup>1</sup>candidate of engineering sciences, Joint Stock Company "Scientific-Production Association Orion"

<sup>2</sup>doctor of engineering sciences, professor,  
Joint Stock Company "Scientific-Production Association Orion"

e-mail: jantchik2@rambler.ru

**Abstract.** This article is concerned of the technology of processing of primary information of the onboard autonomous systems of radio navigation (ASRN) for use in navigation and ballistics support for satellites flight control. The description of technological operations and their corresponding methods and algorithms that make up the process of use of the GLONASS navigation data for flight control of low Earth orbit (LEO) and geostationary satellites is presented. The mathematical interpretation of different types of primary measurements ASRN is discussed. The methodology of preliminary processing of navigation measurements is supplied. The underlying method of group processing primary navigation measurements of ASRN for the determination of the orbit of the satellite is suggested and substantiated.

**Key words:** technology of processing of primary information, systems of radio navigation

## Введение

Использование первичных навигационных измерений бортовой АСРН ГЛОНАСС позволяет обеспечить высокую точность определения координат как современных низкоорбитальных КА ДЗЗ, так и связанных КА последнего поколения, находящихся на высокоэллиптических и геостационарных орбитах. В общем случае технологический процесс применения первичных навигационных измерений бортовой АСРН ГЛОНАСС при определении орбит КА включает в себя:

- накопление данных первичных измерений АСРН на борту КА с последующей передачей их в наземный комплекс управления;
- прием, обработку и запись в базу данных (БД) полученных массивов первичных навигационных измерений;
- обеспечение данными о состоянии группировки навигационных спутников, эфемерид и частотно-временных характеристиках навигационных КА (НКА);
- астрономо-геодезическое обеспечение обработки первичных измерений АСРН;
- предварительную обработку первичных измерений АСРН и определение параметров движения КА по ним.

Ниже рассматриваются технологические операции и реализующие их методики и алгоритмы, составляющие технологический процесс использования первичных навигационных ГЛОНАСС при НБО управления полетом КА различного назначения.

### 1. Прием и обработка первичных измерений бортовой АСРН на основе формирования групп однотипных измерений

Данные первичных навигационных измерений бортовой АСРН поступают в центр обработки в виде согласованных форм обмена. Для низкоорбитальных КА соответствующая форма обмена содер-

жит данные измерений одночастотной аппаратуры АСРН, представленные в формате RINEX (версия 2.10).

Данная форма предусматривает использование измерений навигационных параметров  $C1$ ,  $L1$ ,  $D1$ , описание которых приведено в табл. 1. Доплеровское смещение частоты  $D1$  с точностью до постоянного множителя соответствует измерениям псевдоскорости (ПСС), поэтому в дальнейшем изложении под обозначением  $D1$  будет пониматься ПСС в диапазонах  $L1$ . Одна форма обмена может содержать сеанс измерений бортовой АСРН продолжительностью до 15 мин. Если продолжительность сеанса превышает 15 мин, то данные разбиваются на 15-минутные интервалы и передаются в составе нескольких форм.

На геостационарных КА также используется одночастотная бортовая аппаратура АСРН. Измеряемыми параметрами являются грубая (ПТ для ГЛОНАСС и С/А для GPS) псевдодальность  $C1$  и псевдоскорость  $D1$ . Измерения ПСД и ПСС бортовой АСРН с шагом 10 с формируются в виде специальной формы обмена в бинарном виде — отчете П30. Штатный массив измерений содержит 76 записей по 13 байт общей длиной 988 байт. По команде с НКУ производится снятие отчета с борта КА и передача его в ЦУП. Данные нескольких отчетов П30 могут накапливаться в одном массиве информации на борту КА в течение 1–2 сут, образуя отчет П40, и затем передаваться в ЦУП. Длина отчета П40 может достигать 50 Кб (3846 записей по 13 байт). Эти данные представляются в виде формы П40, структура которой полностью аналогична форме П30. Описание содержания и структуры записей форм П30 (П40) представлено в табл. 2.

В процессе получения и обработки форм обмена, содержащих первичные измерения бортовой АСРН, производится:

- раскодирование и контроль достоверности информации в соответствии с синтаксисом форм обмена, диапазоном возможных значений;
- формирование групп однотипных навигационных измерений для записи в БД и последующей обработки.

Формирование групп однотипных навигационных измерений — основа дальнейшей обработки

Таблица 1. Обозначения измеряемых параметров

Обозначение	Физический смысл	Единица измерения
C1	Грубая псевдодальность (ПСД) (по коду простой точности ГЛОНАСС, С/А-коду GPS)	м
L1	Отсчет фазы на частоте L1	цикл
D1	Доплеровское смещение на частоте L1	Гц

Таблица 2. Описание форм ПЗ0 (П40)

Содержание поля записи	Размерность	Смещение от начала записи, байты	Формат представления данных (длина в байтах)
Номер НКА1	б/р	0	Int (1)
Время 1 в шкале ГЛОНАСС от 00 ч 00 мин 00 с 01.01.2000 г.	с	1	Int (4)
Измеренная ПСД1	0,0001 км	5	Int (4)
Измеренная ПСС1	0,00000001 км/с	9	Int (4)
Номер НКА2	б/р	13	Int (1)
Время 1 в шкале ГЛОНАСС от 00 ч 00 мин 00 с 01.01.2000 г.	с	14	Int (4)
Измеренная ПСД2	0,0001 км	18	Int(4)
Измеренная ПСС2	0,00000001 км/с	22	Int(4)
Номер НКА76	—	975	Int(1)
Время 2 в шкале ГЛОНАСС от 00 ч 00 мин 00 с 01.01.2000 г.	с	976	Int(4)
...	...	...	...
Измеренная ПСД76	0,0001 км	980	Int(4)
Измеренная ПСС76	0,00000001 км/с	984	Int(4)

первичных навигационных измерений АСРН. В каждую группу включаются измерения одного навигационного параметра, полученные по одному и тому же созвездию НКА последовательно, без пропусков по времени. Если в некоторый момент времени происходит изменение наблюдаемого созвездия НКА, то начинается формирование следующей группы. Группа измерений каждого навигационного параметра может быть представлена в виде матрицы

$$R = \{R_i^k\}, \quad (1)$$

где  $R_i^k$  — измерение одного из параметров C1, P1, D1 по  $k$ -му НКА,  $k = 1, 2, \dots, N$ ,  $N$  — количество НКА в созвездии, проведенное в момент вре-

мени  $t_i$ ,  $i = 1, 2, \dots, M$ ,  $M$  — количество времен наблюдений в группе.

Таким образом, полученный массив информации структурируется виде набора групп последовательных измерений (обсерваций) каждого навигационного параметра, полученных по одинаковому созвездию НКА. Каждая такая группа измерений может быть представлена в виде матрицы размера  $M \times N$ , где  $M$  — количество обсерваций в группе,  $N$  — неизменное количество НКА в наблюдаемом созвездии.

Использование технологии формирования групп навигационных измерений позволяет структурировать поток данных первичных измерений бортовой АСРН и представить их в компактном виде для записи в БД и дальнейшей обработки.



## 2. Эфемеридное и частотно-временное обеспечение НКА ГЛОНАСС

В технологическом цикле обработки первичных измерений АСРН используются данные эфемеридного и частотно-временного обеспечения НКА, поступающие из системы высокоточного определения эфемерид и временных поправок (СВОЭВП) ГЛОНАСС [1]. Они позволяют выполнять определение параметров движения КА с более высокой точностью по сравнению с вариантом использования оперативных эфемеридных и частотно-временных данных, получаемых непосредственно из навигационных кадров наблюдаемого созвездия НКА ГЛОНАСС.

Согласно ИКД СВОЭВП [1] обеспечивают следующие сроки формирования и точностные характеристики различных видов эфемерид и частотно-временных поправок для НКА ГЛОНАСС:

1) оперативные данные с задержкой не более 1–2 ч:

- параметры движения центра масс НКА ГЛОНАСС с предельными (по уровню вероятности  $p = 0,997$ ) погрешностями не более 15,0 м вдоль орбиты, 10,0 м по бинормали к орбите и 3,0 м по радиусу-вектору;

- поправки к БШВ НКА ГЛОНАСС относительно ШВС с предельными (по уровню вероятности  $p = 0,997$ ) погрешностями не более 25 нс;

2) предварительные данные с задержкой не более 1–2 сут:

- параметры движения центра масс НКА ГЛОНАСС с предельными (по уровню вероятности  $p = 0,997$ ) погрешностями не более 9,0 м вдоль орбиты, 5,0 м по бинормали к орбите и 2,0 м по радиусу-вектору;

- поправки к БШВ НКА ГЛОНАСС относительно ШВС с предельными (по уровню вероятности  $p = 0,997$ ) погрешностями не более 20 нс;

3) окончательные данные с задержкой не более 15 сут:

- параметры движения центра масс НКА ГЛОНАСС с предельными погрешностями

( $p = 0,997$ ) не более 5,0 м вдоль орбиты, 3,0 м по бинормали к орбите и 1,0 м по радиусу-вектору;

- поправки к БШВ НКА ГЛОНАСС относительно ШВС с предельными погрешностями (по уровню вероятности  $p = 0,997$ ) не более 15 нс.

Для обмена данными используются формат представления эфемеридной и временной информации SP3, а также формат представления частотно-временной информации RINEX-Clock.

Файлы навигационной информации, поступающие в формате SP3, предназначены для компактного стандартного представления эфемеридной и частотно-временной информации по заданной группировке НКА. Содержащиеся в них данные позволяют осуществлять:

- расчет координат положения и компонентов вектора скорости НКА ГЛОНАСС и GPS на требуемый момент времени;

- расчет ухода БШВ (и скорости ухода БШВ) по НКА ГЛОНАСС и GPS на требуемый момент времени.

Расчет координат и компонентов вектора скорости НКА GPS/ГЛОНАСС на заданный момент времени  $t$  осуществляется путем интерполяции на это время значений данного параметра в узловых точках, представленных в БД в формате SP3. Для высокоточного определения (с ошибкой менее 0,1 м по положению КА) используются интерполяционные полиномы Лагранжа не менее 11-й степени с симметричным расположением 6 узлов интерполяции до и 6 узлов после момента времени  $t$ .

Уход бортовой шкалы времени НКА определяется путем линейной интерполяции в пределах двух эпох, содержащих требуемый момент времени  $t$ . Дополнительно могут быть использованы данные по уходу БШВ, дрейфу и скорости изменения дрейфа БШВ НКА, поступающие в формате для RINEX-Clock. Он содержит данные с меньшим шагом по сравнению с форматом SP3, что позволяет уменьшить погрешности интерполяции значения ухода БШВ на заданный момент времени.

Технология приема, обработки и записи в БД эфемеридной и частотно-временной информации по КНС ГЛОНАСС учитывает различие поступающих в общем потоке данных по точностным характеристикам. При поступлении данных происходит автоматический анализ и обновление имеющихся в БД

данных с учетом приоритета по точностным характеристикам, а также контроль достоверности и целостности сформированной на их основе модели навигационного поля НКС.

Технология эфемеридного и частотно-временного обеспечения программно реализована на основе схемы клиент-серверного взаимодействия программных компонентов. Она включает использование сервера координатно-временных данных по НКС ГЛОНАСС и GPS и клиентской программы унифицированного программного интерфейса прикладных программ баллистических комплексов НБО управления полетом КА для получения эфемеридной и частотно-временной информации по НКА ГЛОНАСС и GPS.

Разработанная технология эфемеридного и частотно-временного обеспечения НКА ГЛОНАСС позволяет оперативно осуществлять прием, обновление, контроль и обеспечение координатно-временными данными в процессе НБО управления полетом КА.

### 3. Астрономо-геодезическое обеспечение обработки измерений АСРН

Оперативные, предварительные и окончательные эфемериды ГЛОНАСС описывают положение центра масс НКА в геоцентрической системе координат (СК) ПЗ-90.11. Данная система объединяет совокупность взаимосогласованных геодезических параметров, включающих фундаментальные геодезические постоянные, параметры общеземного эллипсоида, параметры гравитационного поля Земли и параметры ее связи с другими системами координат.

При решении задач НБО управления движением КА используется абсолютная геоцентрическая прямоугольная СК фундаментальной эпохи J2000,0, соответствующая дате 2000 г., январь 1,12 h TDT (январь 1,5) и юлианской дате JD 2451545,0 [2]. Начало системы совпадает с центром масс Земли, плоскость  $OXY$  совпадает с плоскостью среднего экватора эпохи J2000,0. Опорное направление  $OX$  совпадает с направлением в среднюю точку весеннего равноденствия той же эпохи.

Для выполнения корректного пересчета координат из одной СК в другую, выполняемого в процессе определения параметров движения КА по первичным навигационным измерениям АСРН, в состав параметров астрономо-геодезического обеспечения обработки навигационных измерений ГЛОНАСС должны входить [3]:

- координаты смещения мгновенного полюса вращения Земли  $x_p, y_p$ ;
- $\Delta UT1$  — расхождение шкал времени  $UTC$  и  $UT1$ ;
- значения эмпирических поправок к составляющим нутации  $d\epsilon$  и  $d\psi$ .

Астрономо-геодезические данные поступают из СВОЭВП в виде файлов Standart EOP finals и включают предварительные (прогнозируемые) и апостериорные данные. Они записываются в БД с указанием признака точности. При поступлении новых данных производится дополнение уже имеющихся в БД или автоматическое обновление с учетом приоритета по точности.

Такая технология астрономо-геодезического обеспечения обработки навигационных измерений ГЛОНАСС позволяет реализовать высокоточное определение параметров движения КА в процессе НБО полетов КА.

### 4. Навигационно-баллистическая интерпретация первичных измерений бортовой АСРН КА

Современная навигационная аппаратура потребителя, устанавливаемая на борту КА, позволяет получать первичные измерения следующих видов:

- кодовые измерения псевдодалности  $C1$  в диапазоне  $L1$ ;
- кодовые измерения псевдодалности  $P2$  в диапазоне  $L2$ ;
- фазовые измерения псевдодалности  $L1, L2$  на несущих частотах  $f_{L1}, f_{L2}$ ;
- измерения псевдоскорости  $D1, D2$  по доплеровскому смещению несущей частоты  $f_{L1}, f_{L2}$  соответственно.

Измерения псевдодальности  $C1$  в аппаратуре АСРН определяются по радиосигналам навигационных спутников в диапазоне  $L1$  с использованием кода простой точности (ПТ) для ГЛОНАСС и кода  $C/A$  для GPS.

В общем случае использования двухчастотной аппаратуры АСРН кодовым измерениям псевдодальности в диапазонах  $L1$  и  $L2$  соответствует расчетный аналог  $P^L$ , выражение для которого имеет вид

$$P^L = \rho + c(\Delta t_{SV} - \Delta \tau_{KA}) + \delta \rho_{ION}^L + \delta \rho_{REL} + \delta \rho_S, \quad (2)$$

где  $\rho$  — расстояние между КА и НКА;

$c$  — скорость света;

$\Delta \tau_{KA} = t_{KA} - t$  — смещение шкалы времени бортовой АСРН  $t_{KA}$  относительно времени навигационной системы  $t$ , обусловленное погрешностью синхронизации и нестабильностью бортового эталона частоты НКА;

$\Delta t_{SV} = t_{SV} - t$  — расхождение шкалы времени навигационного спутника  $t_{SV}$  со шкалой времени навигационной системы  $t$ ;

$\delta \rho_{ION}^L$  — поправка к измерениям  $L$ -го диапазона, вызванная прохождением сигнала через ионосферу;

$\delta \rho_{REL}$  — релятивистская поправка к измерениям;

$\delta \rho_S$  — случайная погрешность измерений.

Расчетный аналог для фазовых измерений псевдодальности в диапазонах  $L1$ ,  $L2$   $L^L$  имеет вид

$$L^L = \rho + c(\Delta t_{SV} - \Delta \tau_{KA}) + \lambda^L N^L - \delta \rho_{ION}^L + \delta \rho_{REL} + \delta \rho_S, \quad (3)$$

где  $\lambda^L$  — длина несущей волны радиосигнала  $L$ -го диапазона;

$N^L$  — неизвестное целое число длин волн  $L$ -го диапазона.

Остальные члены в выражении (3) имеют тот же смысл, что и в вышеприведенном выражении (2). Необходимо заметить, что ионосферная поправка к измерениям фазовой псевдодальности  $\delta \rho_{ION}^L$  имеет то же значение, что и для кодовой псевдодальности в данном частотном диапазоне, но с обратным знаком. Расчетный аналог для фазовых измерений псевдодальности включает  $N^L$  — неизвестное целое число длин волн  $L$ -го диапазона. Существующие способы определения  $N^L$  в процессе

обработки обладают большой сложностью и недостаточно надежны для реализации в составе СМО оперативного НБО. Поэтому для обработки фазовых измерений псевдодальности необходимо использовать алгоритмы, исключаящие влияние  $N^L$ .

Расчетный аналог для первичных измерений псевдоскорости, определяемой по доплеровскому смещению несущей частоты  $D$ , имеет вид

$$D^L = -\dot{\rho} + \lambda^L (\Delta f_{KA} - \Delta f_{SV}) + \delta \dot{\rho}_{ION}^L + \delta \dot{\rho}_{REL} + \delta \dot{\rho}_S, \quad (4)$$

где  $\dot{\rho}$  — скорость изменения дальности между КА и навигационным спутником;

$\lambda^L$  — длина несущей волны радиосигнала  $L$ -го диапазона;

$\Delta f_{KA}$  — уход частоты бортовой АСРН, обусловленный нестабильностью бортового эталона частоты КА;

$\Delta f_{SV}$  — уход номинальной частоты навигационного спутника, обусловленный нестабильностью частоты опорного генератора навигационного спутника;

$\delta \dot{\rho}_{ION}^L$  — поправка к измерениям  $L$ -го диапазона, вызванная прохождением сигнала через ионосферу;

$\delta \dot{\rho}_{REL}$  — релятивистская поправка к измерениям;

$\delta \dot{\rho}_S$  — случайная погрешность измерений.

При обработке фазовых и кодовых псевдодальностей двухчастотной бортовой навигационной аппаратуры погрешность измерений, вызванная прохождением сигнала через ионосферу, может быть исключена посредством использования  $L^C$  и  $P^C$  — «свободных от ионосферы» линейных комбинации измерений в диапазонах  $L1$  и  $L2$  [4].

Выражения, связывающие  $L^C$  и  $P^C$  с исходными фазовыми и кодовыми измерениями псевдодальности, можно представить в виде

$$\begin{aligned} \delta \rho_{ION}^{L1} &= \frac{\text{const}}{f_{L1}^2}, & \delta \rho_{ION}^{L2} &= \frac{\text{const}}{f_{L2}^2}, \\ k1 &= \frac{f_{L1}^2}{f_{L1}^2 - f_{L2}^2}, & k2 &= -\frac{f_{L2}^2}{f_{L1}^2 - f_{L2}^2}, \end{aligned} \quad (5)$$

$$L^C = k1 \cdot L^1 + k2 \cdot L^2,$$

$$P^C = k1 \cdot P^1 + k2 \cdot P^2.$$

Использование «свободных от ионосферы» линейных комбинаций измерений  $L^C$  и  $P^C$  является

наиболее надежным и простым способом исключения влияния ионосферы на измерения АСРН, но возможно только для двухчастотной бортовой аппаратуры потребителя.

Для одночастотной аппаратуры исключение ионосферной погрешности достигается использованием полусуммы кодовой  $C1$  и фазовой  $L1$  псевдодальностей.

Представленные математические модели интерпретации навигационных измерений позволяют учитывать релятивистские эффекты в линии связи с НКА ГЛОНАСС, влияние ионосферы, погрешности синхронизации шкал времени, неоднозначность фазовых измерений и предназначены для использования в процессе обработки навигационных измерений бортовой АСРН КА.

## 5. Методика отбраковки аномальных первичных измерений АСРН

В массивах первичных измерений бортовой АСРН могут присутствовать измерения, содержащие аномально большие ошибки, влияние которых значительно ухудшает точность навигационных измерений определения положения КА. Для низкоорбитальных КА существенное ухудшение точности измерений может возникать в условиях неустойчивого приема радиосигнала:

- при малом отношении мощности полезного сигнала к шуму;
- при кратковременном пропадании навигационного сигнала НКА с возникновением явления «скачка» фазы несущей частоты;
- при приеме сигнала НКА, находящегося на малом угле места относительно плоскости местного горизонта, построенного в точке положения КА.

Для низкоорбитальных КА при использовании двухчастотной бортовой аппаратуры потребителя применяется специальная методика выявления НКА, сигналы которых подлежат исключению из обработки, основанная на использовании линейных комбинаций фазовых и кодовых измерений. В ней применяются так называемые суммарная  $P^N$  (или «narrow-line» — узкополосная) и разностная  $L^W$  (или «wide-line» — широкополосная) линейные

комбинации соответственно кодовых и фазовых измерений псевдодальности [4]. Скачкообразное изменение разности линейных комбинаций ( $L^W - P^N$ ) позволяет идентифицировать момент появления аномальных измерений с использованием критерия [5]

$$|\Delta(L^W - P^N)| > \lambda^W, \quad (6)$$

где  $\lambda^W$  — некоторое пороговое значение критерия отбраковки.

Для геостационарных и высокоэллиптических КА, в которых применяется одночастотная бортовая навигационная аппаратура, причинами аномальных измерений могут быть:

- недостаточная мощность навигационного сигнала с возможным пропаданием связи;
- влияние атмосферы и ионосферы Земли при прохождении сигнала вблизи поверхности Земли.

Исходя из этого селекции должны подлежать измерения НКА, навигационный радиосигнал которых проходит на высоте менее 500 км от поверхности общеземного эллипсоида. Для построения траектории распространения сигнала используются эфемеридные данные о положении НКА в момент излучения и априорные данные о положении КА в момент приема сигнала. Поэтому данная проверка должна выполняться непосредственно в процессе определения орбиты КА по мере уточнения его положения и скорости движения.

Отбраковке подвергаются наблюдения, в которых могут содержаться аномальные измерения, при этом количество и состав НКА, входящих в наблюдаемое в данной группе созвездие, остается неизменным. При большом количестве аномальных измерений одного и того же НКА (более 30%) целесообразно полностью исключить все измерения данного НКА из обрабатываемой группы.

Помимо перечисленных выше причин, появление аномальных измерений может также быть следствием сбоя в работе аппаратуры АСРН и системы приема-передачи данных. Поэтому дополнительно применяются методы статистического анализа, реализованные в виде селекции аномальных данных относительно медианы распределения невязок с использованием критерия « $3\sigma$ ». Суть данного метода отбраковки аномальных данных применительно к первичным навигационным измерениям состоит в следующем.



Как отмечалось выше, каждая группа измерений может быть представлена в виде матрицы  $R = \{R_i^k\}$ , где  $R_i^k$  — измерение одного из параметров  $C1, P2, L1, L2, D1, D2$  по  $k$ -му НКА,  $k = 1, 2, \dots, N$ ,  $N$  — количество НКА в созвездии, проведенное в момент времени обсервации  $t_i, i = 1, 2, \dots, M$ ,  $M$  — количество обсерваций в группе.

Для каждого измеренного значения навигационного параметра  $R_i^k$  вычитанием значения соответствующего расчетного аналога определяется значение невязки  $\delta R_i^k$ . Однако вместо невязок измерений отдельных НКА для анализа используются среднеквадратические значения  $\Delta_i$  их центрированных разностей для каждой обсервации в группе, рассчитываемые по формулам

$$\bar{R}_i = \frac{1}{N} \cdot \sum_{k=1}^{k=N} \delta R_i^k, \quad (7)$$

$$\overline{\delta R}_i^k = \delta R_i^k - \bar{R}_i, \quad i = 1, 2, \dots, M, \quad (8)$$

$$\Delta_i = \sqrt{\sum_{k=1}^{k=N} \overline{\delta R}_i^k}, \quad i = 1, 2, \dots, M. \quad (9)$$

Для определения медианы невязок  $m_0$  исходная последовательность  $\Delta_i$  ранжируется. После получения упорядоченного ряда  $\Delta_i^*, i = 1, 2, \dots, M$ , значение  $m_0$  определяется из соотношений:

$$m_0 = \frac{1}{2} [\Delta_{M/2}^* + \Delta_{M/2+1}^*], \quad \text{при четном } M, \quad (10)$$

$$m_0 = \Delta_{(M+1)/2}^*, \quad \text{при нечетном } M. \quad (11)$$

Из группы навигационных измерений удаляются обсервации, среднеквадратическое значение невязок в которых превышает значение « $3\sigma$ », после чего производится следующая итерация. Для случая фазовых измерений псевдодальности массив центрированных невязок (8) заменяется массивом их приращений между последовательными обсервациями.

Предлагаемая методика отбраковки аномальных измерений применима к различным типам бортовой АСРН и видам навигационной информации. Она прошла экспериментальную проверку и показала высокую эффективность в процессе обработки навигационных измерений как низкоорбитальных КА, так и КА на геостационарной орбите.

## 6. Методика определения параметров движения КА по первичным измерениям бортовой АСРН

Как следует из выражений (2)–(5), помимо случайных погрешностей измерений  $\delta\rho_S$ , обусловленных различными факторами, для первичных навигационных измерений бортовой АСРН специфическим является наличие случайного смещения шкалы времени  $\Delta\tau_{КА}$  и частоты  $\Delta f_{КА}$  бортовой АСРН, обусловленного погрешностями синхронизации и нестабильностью бортового эталона частоты КА. Фазовые измерения псевдодальности содержат дополнительно  $N^L$  — некоторое неизвестное начальное целое число длин волн  $L$ -го диапазона. При высокоточном определении параметров орбиты КА по фазовым измерениям необходимо также учитывать возможное смещение шкалы времени  $\Delta t_{SV}$  и частоты  $\Delta f_{SV}$  НКА от времени навигационной системы и эталонной частоты, обусловленное нестабильностью бортового генератора частоты НКА.

Кроме погрешностей измерений, на точность определения параметров движения КА влияют ошибки расчета эфемерид НКА и модели движения самого КА — потребителя навигационной информации.

Указанную специфику первичных навигационных измерений необходимо учитывать при разработке математических методов определения и прогнозирования параметров движения КА. Один из подходов к решению поставленной задачи — метод групповой обработки первичных навигационных измерений, в основе которого лежит следующий алгоритм:

1) разделение выборки измерений на группы однотипных (т.е. полученных по одинаковому созвездию НКА) векторов измерений одного навигационного параметра

$$[\vec{R}]_i = [R_1^i \ R_2^i \ \dots \ R_N^i]^T, \quad (12)$$

где  $R_k^i$  — измерение одного из используемых параметров  $C1, P2, L1, L2, D1, D2$  по  $k$ -му НКА в  $i$ -й обсервации,



$k = 1, 2, \dots, N$ ,  $N$  — количество НКА в созвездии,

$i = 1, 2, \dots, M$ ,  $M$  — количество обсерваций в группе;

2) исключение из измерений среднего значения по НКА в каждой обсервации по формулам

$$\delta R_k^i = R_k^i - \overline{R^i}, \quad k = 1, 2, \dots, N, \quad (13)$$

$$\overline{R^i} = \frac{1}{N} * \sum_{k=1}^{k=N} R_k^i. \quad (14)$$

Здесь  $\delta R_k^i$  — преобразованное центрированное значение измерений,

$k = 1, 2, \dots, N$ ,  $N$  — количество НКА в созвездии,

$i = 1, 2, \dots, M$ ,  $M$  — количество обсерваций в группе;

3) исключение из центрированных значений измерений  $\delta R_k^i$  среднего значения по всем обсервациям

$$\langle \delta R_k^i \rangle = \delta R_k^i - \overline{\delta R_k}, \quad k = 1, 2, \dots, N, \quad (15)$$

$$\overline{\delta R_k} = \frac{1}{M} * \sum_{i=1}^{i=M} \delta R_k^i, \quad (16)$$

где  $\langle \delta R_k^i \rangle$  — двукратно центрированное значение измерений,

$k = 1, 2, \dots, N$ ,  $N$  — количество НКА в созвездии,

$i = 1, 2, \dots, M$ ,  $M$  — количество обсерваций в группе.

Использование двукратно центрированных значений измерений (15) позволяет исключить неизвестные значения  $\Delta\tau_{КА}(t_i)$  и  $\Delta f_{КА}$  бортовой НАП в каждой  $i$ -й обсервации группы и влияние ухода шкалы времени  $\Delta t_{SV}$  и частоты  $\Delta f_{SV}$  НКА. При наличии достаточно точных апостериорных частотно-временных данных по НКА вторая операция при обработке кодовых измерений псевдодальности может не применяться. При обработке фазовых измерений псевдодальности (или линейных комбинаций с их вхождением) ее необходимо применять для исключения неизвестного целого числа дли волн  $N_L$ , которое является постоянным в пределах группы для каждого НКА. Очевидно,

что выполнение преобразований по формулам (12)–(15) предполагает постоянный состав навигационного созвездия во всех обсервациях группы, но не накладывают ограничений на величину интервалов времени между последовательными обсервациями.

Преобразованные данные используются для решения задачи определения вектора параметров движения КА методом наименьших квадратов. Процедура минимизации целевой функции МНК представляет собой итерационную процедуру на основе метода Ньютона–Гаусса.

Особенностями реализации предлагаемой методики определения параметров движения КА с использованием измерений АСРН ГЛОНАСС являются:

- возможность использования априорных эфемеридных и частотно-временных данных, передаваемых непосредственно с борта КА, для оперативной обработки навигационных измерений;

- возможность использования уточненных эфемеридных и частотно-временных данных, поступающих из СВО ЭВП, при высокоточном определении параметров движения КА;

- возможность использования линейных комбинаций измеряемых параметров с целью исключения влияния ионосферы;

- возможность обработки измерений с учетом или без априорной частотно-временной информации по НКА.

## Выводы

Технология обработки первичных навигационных измерений бортовой АСРН КА на основе формирования групп одноподобных измерений обеспечивает структурирование потока входных данных первичных измерений, предварительную обработку и определение параметров движения КА с использованием апостериорной эфемеридной информации. Предложенный подход может быть использован в процессе навигационно-баллистического обеспечения как низкоорбитальных, так и геостационарных КА.

## Список литературы

1. ГЛОНАСС. Система высокоточного определения эфемерид и временных поправок (СВОЭВП). Интерфейсный контрольный документ (ред. 1.0), ФНПЦ ФГУП «НИИ прецизионного приборостроения». М., 2006. 73 с.
2. Методические указания. Спутники Земли искусственные. Основные системы координат для баллистического обеспечения полетов и методика расчета звездного времени. РД 50-25645.325-89.
3. Труды ИПА РАН. Вып. 10. В.А.Брумберг. Расширенное объяснение к «Астрономическому ежегоднику». СПб.: ИПА РАН, 2004. 488 с.
4. *Серпинас Б. Б.* Глобальные системы позиционирования: Учеб. изд. М.: ИКФ «Каталог», 2002. 106 с.
5. *Svehla D., Rothacher M.* Kinematic and reduced-dynamic precise orbit determination of low earth orbiters // *Advances in Geosciences*, 2002, vol. 1, p. 1–10.

УДК 629.783:527

## Методика определения аппаратурных задержек сигнала для двухчастотного приемника СРНС ГЛОНАСС

В. Е. Вовасов<sup>1</sup>, Н. Б. Ипкаев<sup>2</sup>

<sup>1</sup>к. т. н., ведущий инженер-исследователь ОАО «Российские космические системы»

<sup>2</sup> инженер-исследователь ОАО «Российские космические системы»

e-mail: <sup>1</sup>vovasov@list.ru, <sup>2</sup>nikasic@bk.ru

**Аннотация.** Для устранения ошибки псевдодальности, связанной с ионосферой, применяют так называемый двухчастотный метод. Однако он очень критичен к аппаратурным задержкам в используемых навигационным приемником частотных диапазонах. Предложена методика определения аппаратурных задержек, которая выполняется для стационарной антенны навигационного приемника с точно известными координатами. Методика основана на использовании сигналов спутников GPS для определения ошибки вертикального хода луча и на получении на основании этой информации аппаратурных задержек навигационного приемника ГЛОНАСС.

**Ключевые слова:** ГЛОНАСС, GPS, псевдодальность, ошибка вертикального хода луча, ионосфера, тропосфера

## Technique of Definition of Hardware Delays of a Signal for Two-Frequency Receiver SRNS GLONASS

V. E. Vovasov<sup>1</sup>, N. B. Ipkaev<sup>2</sup>

<sup>1</sup>candidate of engineering science, leading engineer-researcher  
of Joint Stock Company "Russian Space Systems"

<sup>2</sup>engineer-researcher of Joint Stock Company "Russian Space Systems"

e-mail: <sup>1</sup>vovasov@list.ru, <sup>2</sup>nikasic@bk.ru

**Abstract.** For error elimination pseudo the range connected with an ionosphere use, a so-called two-frequency method. However it is very critical to hardware delays in frequency ranges used by the navigating receiver. The technique of definition of hardware delays which is carried out for the stationary aerial of the navigating receiver with precisely known co-ordinates is offered. The technique is based on use of signals of companions GPS for definition of an error of a vertical course of a beam, and on the basis of this information reception of hardware delays of navigating receiver GLONASS.

**Key words:** GLONASS, GPS, pseudorange, an error of a vertical course of a beam, ionosphere, troposphere

Смещения оценки псевдодальности (ПД) в основном связаны с задержкой сигнала навигационного спутника в ионосфере, так как глобальная модель этого процесса позволяет сократить эти погрешности всего лишь в два раза [1]. Для устранения ошибки, связанной с ионосферой, применяют так называемый двухчастотный метод. Однако он очень критичен к аппаратурным задержкам в используемых навигационным приемником частотных диапазонах. Погрешность, связанная с учетом аппаратурных задержек, может достигать 8 и более метров. Устранение таких погрешностей требует калибровки применяемых приемников. Однако калибровка приемников — весьма непростая задача. Если у нас имеется эталонный приемник, то нетрудно оценить дополнительные аппаратурные задержки относительно эталонного. А вот получить аппаратурные задержки эталонного приемника — задача не из простых. Данная статья как раз и посвящается решению этой проблемы.

Так как приемники GPS работают на одной частоте в каждом из диапазонов, то следует предположить, что аппаратурные задержки сигналов от разных спутников будут достаточно близки. Проведенные исследования указывают на то, что разброс таких задержек  $\pm 2$  нс, в то время как приемник сигналов ГЛОНАСС имеет достаточно большой разброс аппаратурных задержек в каждом канале. Это связано в первую очередь с тем, что каждый сигнал ГЛОНАСС передается на своей частоте, а основная аппаратурная задержка определяется усилителем промежуточной частоты, задержка в котором как раз и зависит от частоты.

В связи с этим предлагается производить калибровку приемника ГЛОНАСС с помощью приемника GPS. Для описания задержки сигнала в ионосфере обычно используется однослойная модель ионосферы [3], где предполагается, что все электроны сосредоточены в тонком слое, расположенном на некоторой высоте  $h$  над поверхностью Земли. Так величины группового ухода ПД, соответствующие ионосферной составляющей задержки для спутника, находящегося в зените относительно приемника, будут равны

$$I_g = \frac{40,3}{f_{op}^2} \int_S n_e(S) dS = \frac{40,3}{f_{op}^2} N_S. \quad (1)$$

Здесь  $n_e(S)$  — зависимость концентрации электронов от высоты  $S$ ;

$N_S$  — концентрация электронов в слое ионосферы;

$f_{op}$  — некоторая частота, при которой будем определять величины группового ухода ПД.

$I_g$  — ошибка вертикального хода луча или уход ПД для сигнала  $j$ -го спутника в ионосфере в момент времени  $t_i$  определяется как [3]

$$\begin{aligned} c \cdot T_{ion}^j &= I_g \cdot \frac{f_{op}^2}{f_j^2} \cdot \frac{1}{\sqrt{1 - \left[ \frac{R_3}{R_3 + h} \cos \{ \eta_j(t_i) \} \right]^2}} = \\ &= I_g \cdot \frac{\lambda_j^2}{\lambda_{op}^2} \cdot \frac{1}{\sqrt{1 - \left[ \frac{R_3}{R_3 + h} \cos \{ \eta_j(t_i) \} \right]^2}}, \end{aligned} \quad (2)$$

где:

$R_3$  — радиус Земли;

$h = 432,5 \cdot 10^3$  м — высота слоя ионосферы, где интегральная концентрация электронов в вертикальном столбе достигает 50 %;

$f_j$  — несущая частота  $j$ -го спутника;

$\lambda_j$  — длина волны несущей частоты  $j$ -го спутника;

$\eta_j(t_i)$  — угол места  $j$ -го навигационного спутника относительно приемника.

Зависимость (1) существенно меняется в течение суток, что приводит к соответствующему изменению времени запаздывания, которое может составлять примерно 10 нс ночью и доходить до 50 нс днем. Кроме того,  $N_S$  существенно зависит от активности Солнца, геомагнитной активности и ряда других факторов, определяющих уровень ионизации ионосферы [1]. Для того, чтобы зависимость (1) можно было распространить на все сигналы от видимых спутников, эти спутники должны находиться в близких по ионизации условиях. Например, при получении измерений приемниками в середине светового дня практически вся трасса сигналов от спутников будет находиться под воздействием дневного света и можно ожидать близкой концентрации электронов в ионосферном слое для каждого спутника.

Приведем известные математические выражения для ПД [2]. Под ПД в навигационных

приемниках понимается произведение скорости света  $c$  на псевдозадержку. Псевдозадержка в приемнике вычисляется как разность между показаниями часов приемника в момент приема и оценкой показаний часов спутника в момент излучения. В результате выражение для измеряемой в приемнике ПД по  $j$ -му спутнику имеет вид:

$$D_j(t_i) = R_j(t_i) + c \cdot \Delta T + c \cdot \Delta T^j + c \left( T_{trop}^j + T_{ion}^j - \tau_{np}^j - T_{mp}^j \right) + \xi^j, \quad (3)$$

где  $t_i$  — момент прихода сигнала. Здесь также введены следующие обозначения:

$R_j$  — длина пути распространения сигнала от  $j$ -го спутника до приемника, равная

$$R_j(t_i) = \sqrt{(x_j^{cn} - x(t_i))^2 + (y_j^{cn} - y(t_i))^2 + (z_j^{cn} - z(t_i))^2}. \quad (4)$$

Здесь имеется в виду расстояние между точками, которые занимал  $j$ -й спутник в момент излучения и приемник в момент приема. Под моментом излучения понимают момент времени, который предшествует моменту приема на время распространения сигнала;

$\Delta T$  — смещение часов приемника относительно системной шкалы времени (СШВ);

$\Delta T^j$  — смещение часов  $j$ -го спутника относительно СШВ;

$T_{trop}^j$  — задержка кодового сигнала  $j$ -го спутника в тропосфере;

$T_{ion}^j$  — задержка кодового сигнала  $j$ -го спутника в ионосфере;

$\tau_{np}^j$  — задержка кодового сигнала  $j$ -го спутника в радиочастотной части приемника;

$T_{mp}^j$  — задержка кодового сигнала  $j$ -го спутника из-за многолучевых искажений;

$\xi^j$  — шумовая составляющая измерения ПД  $j$ -го спутника приемником.

Считаем, что все необходимые меры по устранению ошибки многолучевости предприняты и тогда задержка, связанная с ней,  $T_{mp}^j = 0$ . Кроме этого, здесь не учтена задержка излучаемого сигнала самим  $j$ -м спутником в радиочастотной части передатчика  $\tau_{nep}^j$  и неточность знания координат спут-

ника  $\Delta R_j$ . С учетом дополнений можно записать:

$$D_j(t_i) = R_j(t_i) + \Delta R_j + c \cdot \Delta T + c \cdot \Delta T^j + c \left( T_{trop}^j + T_{ion}^j + \tau_{nep}^j + \tau_{np}^j \right) + \xi^j, \quad j = \overline{1, J}. \quad (5)$$

Распишем это выражение для двух диапазонов:  $L1$  и  $L2$ .

$$D_j^{L1}(t_i) = R_j(t_i) + \Delta R_j + c \cdot \Delta T + c \cdot \Delta T^j + c \left( T_{trop}^j + T_{ion,L1}^j + \tau_{nep,L1}^j + \tau_{np,L1}^j \right) + \xi_{L1}^j, \quad (6)$$

$$j = \overline{1, J},$$

$$D_j^{L2}(t_i) = R_j(t_i) + \Delta R_j + c \cdot \Delta T + c \cdot \Delta T^j + c \left( T_{trop}^j + T_{ion,L2}^j + \tau_{nep,L2}^j + \tau_{np,L2}^j \right) + \xi_{L2}^j, \quad (7)$$

$$j = \overline{1, J}.$$

Введем обозначения  $\Delta \tau_{nep}^j = \tau_{nep,L2}^j - \tau_{nep,L1}^j$  — величина, известная из эфемерид, и соответствует задержке сигнала передатчика  $j$ -го спутника в диапазоне  $L2$  относительно  $L1$ . Введем аналогичную величину для задержки сигнала в приемнике  $\Delta \tau_{np}^j = \tau_{np,L2}^j - \tau_{np,L1}^j$ . Запишем выражение для разности ПД в диапазоне  $L2$  и  $L1$ :

$$\Delta D_j(t_i) = D_j^{L2}(t_i) - D_j^{L1}(t_i) = c(T_{ion,L2}^j - T_{ion,L1}^j) + c(\Delta \tau_{nep}^j + \Delta \tau_{np}^j) + \xi_{L2}^j - \xi_{L1}^j. \quad (8)$$

Определим значение следующего выражения:

$$c \left( T_{ion,L2}^j - T_{ion,L1}^j \right) =$$

$$= I_g \cdot \frac{\lambda_{j,L2}^2}{\lambda_{op}^2} \cdot \frac{1}{\sqrt{1 - \left[ \frac{R_3}{R_3 + h} \cos \{ \eta_j(t_i) \} \right]^2}} -$$

$$- I_g \cdot \frac{\lambda_{j,L1}^2}{\lambda_{op}^2} \cdot \frac{1}{\sqrt{1 - \left[ \frac{R_3}{R_3 + h} \cos \{ \eta_j(t_i) \} \right]^2}} = \quad (9)$$

$$= \frac{I_g \cdot (1 - \gamma)}{\sqrt{1 - \left[ \frac{R_3}{R_3 + h} \cos \{ \eta_j(t_i) \} \right]^2}}.$$

Здесь учитывалось, что  $\gamma = \frac{\lambda_{j,L1}^2}{\lambda_{j,L2}^2}$ , а также принимается  $\lambda_{op} = \lambda_{j,L2} = \frac{c}{f_{op}}$ .



Таблица 1. Связь порядкового номера спутника  $-j$  ГЛОНАСС с номером литеры  $-s$ 

$j$	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24
$s$	1	-4	5	6	1	-4	5	6	-2	-7	0	-1	-2	-7	0	-1	4	-3	3	2	4	-3	3	2

Таблица 2. Порядковый номер литеры на рисунках

Порядковый номер литеры	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
$s$ -значение литеры	-7	-4	-3	-2	-1	0	1	2	3	4	5	6

Величина  $1 - \gamma = 1 - \frac{49}{81} \approx 0,395$  практически одинаковая для ГЛОНАСС и GPS.

Так как для приемников GPS все задержки  $\Delta\tau_{np}^j$  и  $\Delta\tau_{nep}^j$  одинаковы, то, используя результаты измерений ПД на  $L1$  и  $L2$ , используя выражения (8) и (9), легко найти величину  $I_g$ . Так как измерения зашумлены, то воспользуемся усреднением

$$\hat{I}_g = \frac{1}{J-1} \sum_{k=1}^{J-1} \frac{(\Delta D_k - \Delta D_1)}{(1-\gamma)} \times \left\{ \frac{1}{\sqrt{1 - \left[ \frac{R_3}{R_3 + h} \cos\{\eta_k\} \right]^2}} - \frac{1}{\sqrt{1 - \left[ \frac{R_3}{R_3 + h} \cos\{\eta_1\} \right]^2}} \right\}. \quad (10)$$

Задержку для приемника GPS определим как

$$\Delta\tau_{nep} + \Delta\tau_{np} = \frac{1}{J \cdot c} \times \left\{ \sum_{j=1}^J \Delta D_j - \hat{I}_g \cdot (1-\gamma) \cdot \frac{1}{\sqrt{1 - \left[ \frac{R_3}{R_3 + h} \cos\{\eta_j\} \right]^2}} \right\}. \quad (11)$$

Величину полученной задержки можно применять для устранения смещения задержки, вызванного ионосферой в приемниках GPS.

Для аппаратурных задержек приемников ГЛОНАСС  $\Delta\tau_{np}^j$  и  $\Delta\tau_{nep}^j$  можно записать следующие выражения:

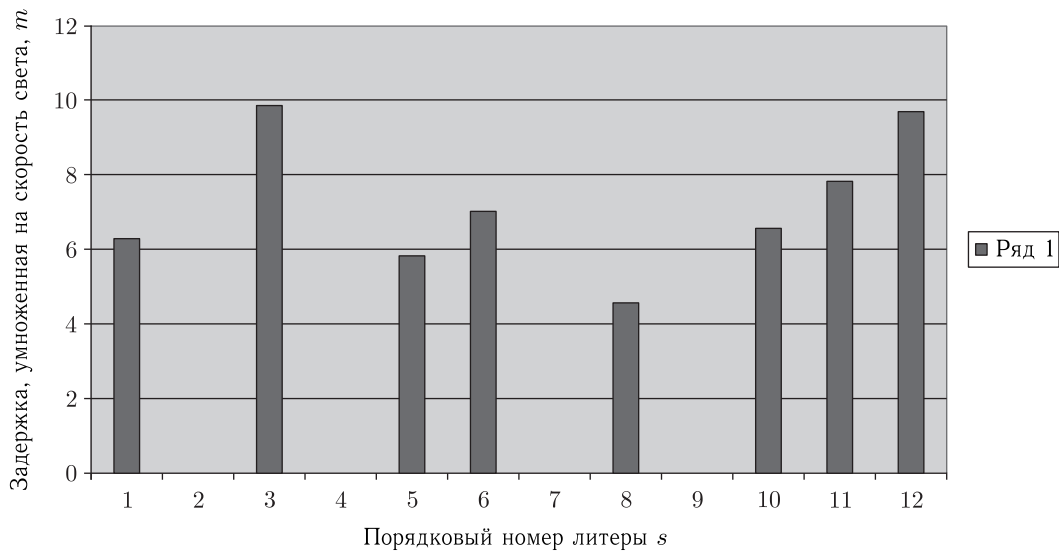
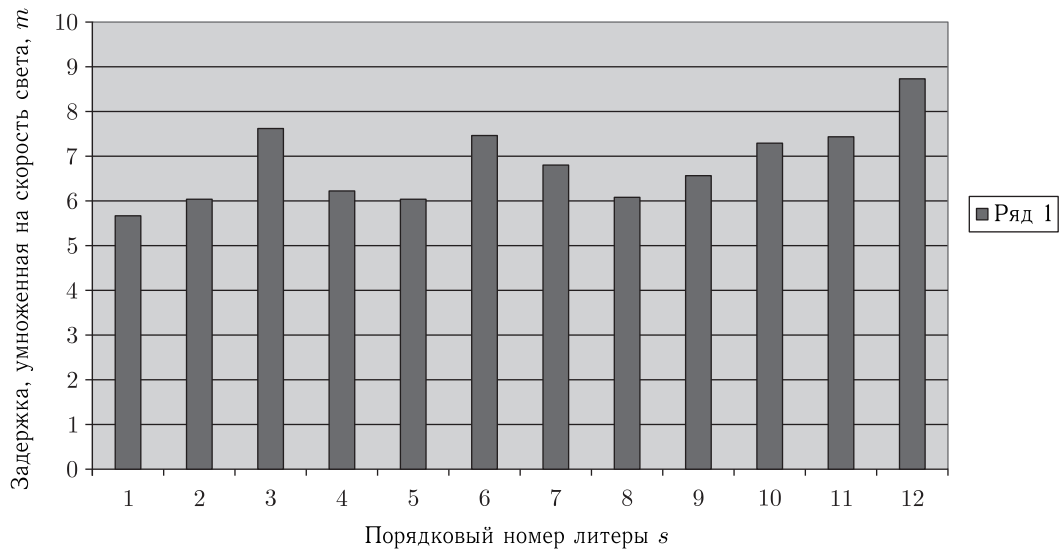
$$\begin{aligned} (\Delta\tau_{nep}^j + \Delta\tau_{np}^j) &= \frac{\Delta D_j(t_i)}{c} - (T_{ion,L2}^j - T_{ion,L1}^j) = \\ &= \frac{\Delta D_j(t_i)}{c} - \frac{\hat{I}_g \cdot (1-\gamma)}{\sqrt{1 - \left[ \frac{R_3}{R_3 + h} \cos\{\eta_j(t_i)\} \right]^2}}. \end{aligned} \quad (12)$$

Величина  $\hat{I}_g$  берется из выражения (10). Величины  $\Delta\tau_{nep}^j + \Delta\tau_{np}^j$  зашумлены. Поэтому их можно усреднить за достаточно большое количество измерений. Кроме того, величина  $\Delta\tau_{nep}^j$  является величиной, известной из эфемерид. Таким образом, усредненные величины  $\Delta\tau_{np}^j$  будут паспортными данными для исследуемого приемника. Приемники ГЛОНАСС имеют связь порядкового номера спутника  $-j$  с номером литеры  $-s$ , т. е. номера частотного канала в соответствии с табл. 1.

25 апреля 2013 г. был получен 15-часовой файл с измерениями ПД в диапазонах  $L1$  и  $L2$  ГЛОНАСС и GPS. При использовании данной методики была определена ошибка вертикального хода луча на интервале 100 с, для чего брали начальную часть файла с информацией о сигналах GPS. Затем, согласно приведенной методике, в соответствии с выражением (12) производилась оценка величины  $\Delta\tau_{np}^s$  с учетом  $\Delta\tau_{nep}^s$ , известной из эфемерид, для ГЛОНАСС. Задержки  $\Delta\tau_{np}^s$  по литерам приемника, умноженные на скорость света, выглядят, как указано на рис. 1.

Порядковые номера литер в приемнике соответствуют рис. 2.

Хаотический характер амплитуд задержек по литерам можно было бы объяснить шумовыми ошибками измерений ПД. Оказалось, что усреднение за 100 с дает практически тот же результат, что и за 1000 с. Таким образом, было выяснено, что шумовые ошибки аппаратуры здесь играют меньшую роль, чем ошибки используемых формул, которые имеют достаточно большую временную корреляцию. Для уменьшения влияния корреляции 15-часовой файл был разбит на 5 равно отстоящих кусков по 100 с каждый. При использовании приведенной методики были получены задержки, аналогичные рис. 1, для каждого куска и результат был усреднен по пяти выборкам. Усредненные задержки

Рис. 1. Задержки  $\Delta\tau_{пр}^s$  по буквам приемника, умноженные на скорость светаРис. 2. Усредненные задержки  $\Delta\tau_{пр}^s$ , умноженные на скорость света

$\Delta\tau_{пр}^s$  по буквам, умноженные на скорость света, при этом выглядят, как указано на рис. 2.

На рис. 2 можно увидеть некое возрастание задержки в зависимости от буквы.

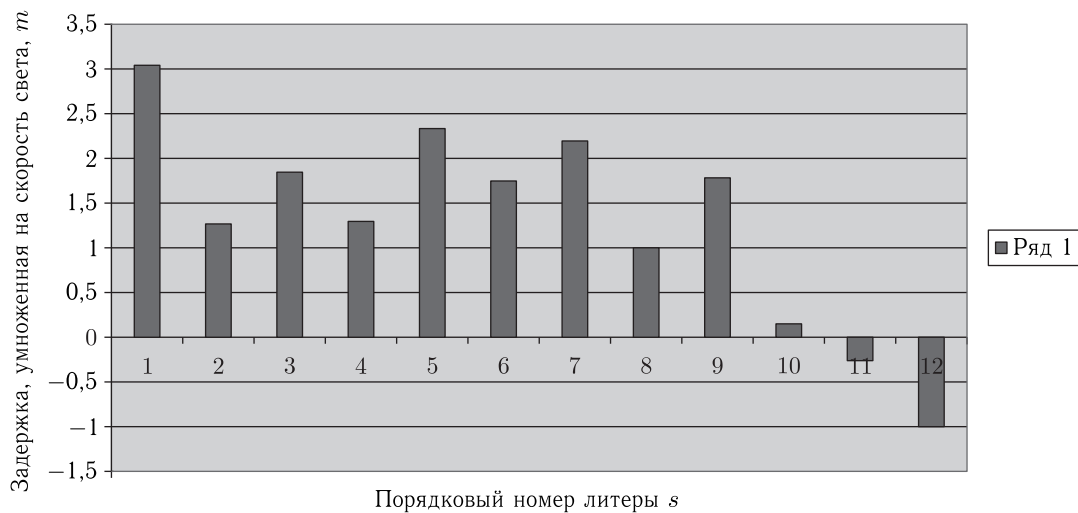
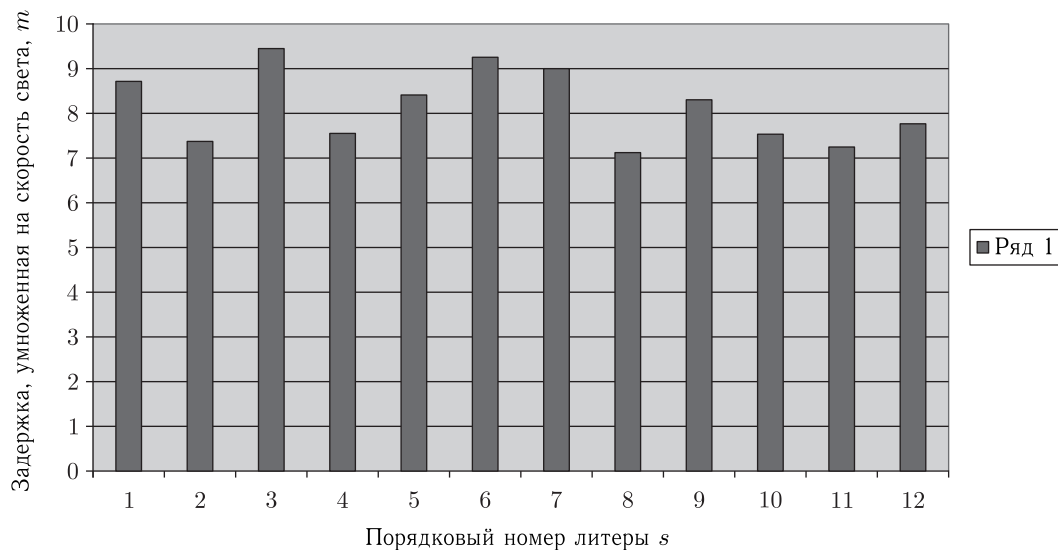
В эфемеридах передаются задержки  $\Delta\tau_{нер}^j$ , усредним их по каждой букве и представим умноженными на скорость света на рис. 3.

Очевидно, что данная характеристика имеет довольно большие ошибки дискретности и близкий к линейному убывающий характер. В связи с ошибками дискретности желательно эту характеристику

не учитывать, а использовать задержки  $\Delta\tau_{нер}^s + \Delta\tau_{пр}^s$  в качестве паспортных данных для приемника. Для этого сложим данные рис. 2 и рис. 3. Этот результат представлен на рис. 4.

Среднее значение задержки, умноженной на скорость света, равно  $W = c \cdot (\Delta\tau_{нер}^s + \Delta\tau_{пр}^s) = 8,1$  м. Максимальное отклонение от этой величины  $\Delta W = (+1,3 \text{ до } -1)$  м.

Как следует из методики, для получения задержек по буквам ГЛОНАСС используются расчеты ионосферного столба с помощью сигналов

Рис. 3. Задержки  $\Delta\tau_{nep}^j$ , умноженные на скорость светаРис. 4. Усредненные задержки  $\Delta\tau_{nep}^s + \Delta\tau_{np}^s$ , умноженные на скорость света

от спутников GPS. Однако данную методику можно уточнить, используя данные сайта -IGS для определения ионосферных задержек. Как показал эксперимент, для того же куска файла, что соответствует рис. 1, получим аналогичный результат (ряд 2) — рис. 5.

Таким образом, следует утверждать, что и применение данных сайта -IGS не лишено недостатков, т. е. шумовые ошибки аппаратуры здесь играют меньшую роль, чем ошибки используемых формул, которые имеют достаточно большую временную корреляцию.

Так как в диапазонах  $L1$  и  $L2$  между крайними буквами всего около 7 мГц, можно предположить, что на этом интервале задержки линейны. На рис. 3 представлена близкая к линейной зависимость  $\Delta\tau_{nep}^s = \tau_{nep,L2}^s - \tau_{nep,L1}^s$  от буквы  $s$ . Из этой зависимости следует, что задержка по буквам в диапазоне  $L1$  растет быстрее, чем в диапазоне  $L2$ .

На рис. 2 представлена зависимость, близкая к линейной, —  $\Delta\tau_{np}^s = \tau_{np,L2}^s - \tau_{np,L1}^s$  — от буквы  $s$ . Из этой зависимости следует, что задержка по буквам в диапазоне  $L1$  растет медленнее, чем в диапазоне  $L2$ .



Рис. 5. Задержки  $\Delta\tau_{np}^s$  по литерам приемника, умноженные на скорость света, при использовании данных сайта -IGS

Из этих предположений следует, что суммарная задержка  $\Delta\tau_{nep}^s + \Delta\tau_{np}^s$  так же линейно зависит от литеры. Данные, приведенные на рис. 4, указывают, что для используемого нами приемника и передатчиков спутников ГЛОНАСС можно считать  $W$  в нашем случае практически постоянной величиной, не зависящей от литеры. В общем случае достаточно учитывать линейный характер этой величины.

Так как в нашу задачу входит определение не смещенной оценки ПД на  $L1$ , то с учетом (2) устраним смещение, связанное с ионосферой, в виде

$$D_j^{L1}(t_i) - c \cdot \frac{\hat{I}_g \cdot \gamma}{\sqrt{1 - \left[ \frac{R_3}{R_3 + h} \cos \{ \eta_j(t_i) \} \right]^2}} = R_j(t_i) + \Delta R_j + c \cdot \Delta T + c \cdot \Delta T^j + c \cdot \left( T_{trop}^j + \tau_{nep,L1}^j + \tau_{np,L1}^j \right). \quad (13)$$

В этом выражении компенсации подлежит также тропосферная составляющая, а также  $c \cdot \Delta T^j$  и  $\Delta R_j$ .

Для компенсации тропосферной погрешности применяется та или иная модель тропосферы. Использование моделей тропосферы позволяет скомпенсировать до 90% общей погрешности [1] так,

что остаточная погрешность может составлять менее 0,2 м для сигналов навигационного спутника, находящегося в зените.

Ошибки  $c \cdot \Delta T^j$  и  $\Delta R_j$  можно извлечь из эфемерид, тем более что возможен режим послесеансной обработки.

Таким образом, скомпенсированная ПД будет равна

$$[D_j^{L1}(t_i)]' = R_j(t_i) + c \cdot \Delta T + c \cdot \left( \tau_{nep,L1}^j + \tau_{np,L1}^j \right). \quad (14)$$

Для получения точного навигационного решения нужно компенсировать и величины  $\tau_{nep,L1}^j + \tau_{np,L1}^j$ . Возьмем в качестве опорного ПД от спутника с номерами 11 (можно и 15), т.е. с литерой  $s = 0$ , и запишем разность ПД, используя выражение (14), в виде

$$[D_j^{L1}(t_i)]' - [D_{11}^{L1}(t_i)]' = R_j(t_i) - R_{11}(t_i) + c \cdot \left( \tau_{nep,L1}^s + \tau_{np,L1}^s \right) - c \cdot \left( \tau_{nep,L1}^0 + \tau_{np,L1}^0 \right). \quad (15)$$

Величины задержек могут быть представлены в виде

$$\tau_{nep,L1}^s + \tau_{np,L1}^s = \tau_{nep,L1}^0 + \tau_{np,L1}^0 + \Delta\tau^s. \quad (16)$$

Очевидно, что постоянная величина  $\tau_{nep,L1}^0 + \tau_{np,L1}^0$  при получении навигационного решения

с помощью выражения (14) уйдет в смещение величины  $\Delta T$  и не отразится на значениях координат приемника. Величины  $\Delta\tau^s$  можно получить из выражения (15) в виде

$$\Delta\tau^s = [D_j^{L1}(t_i)]' - [D_{11}^{L1}(t_i)]' - \{R_j(t_i) - R_{11}(t_i)\}. \quad (17)$$

Очевидно, что для получения оценки этих задержек их необходимо усреднить на достаточно большом интервале времени, кроме того, для каждого спутника нужно вычислять величины  $R_j(t_i)$ , для чего необходимо знать координаты приемной антенны.

Оценим влияние неточного определения величины  $W$  на ошибку ПД. Воспользовавшись выражением (8), (9) и (2), получим

$$\begin{aligned} c \cdot T_{ion}^j &= \frac{\gamma \cdot I_g}{\sqrt{1 - \left[ \frac{R_3}{R_3+h} \cos \{ \eta_j(t_i) \} \right]^2}} = \\ &= \gamma \frac{D_j^{L2}(t_i) - D_j^{L1}(t_i) - W}{(1 - \gamma)}. \end{aligned} \quad (18)$$

Подставляя полученное выражение в (6), получим выражение для ПД с компенсированной ионосферной задержкой

$$\begin{aligned} D_j^{L1}(t_i) &= R_j(t_i) + \Delta R_j + c \cdot \Delta T + \\ &+ c \cdot \Delta T^j + c \left( T_{trop}^j + \tau_{пер,L1}^s + \tau_{пр,L1}^s \right) + \\ &+ \gamma \frac{D_j^{L2}(t_i) - D_j^{L1}(t_i) - W}{(1 - \gamma)} + \xi_{L1}^j. \end{aligned} \quad (19)$$

Максимальная ошибка, вносимая погрешностью  $W$ , т. е.  $\Delta W$ , будет равна

$$\Delta D_j^{L1}(t_i) = \gamma \frac{\Delta W}{(1 - \gamma)} = 1,53 \cdot \Delta W = 2 \text{ м}. \quad (20)$$

## Выводы

- 1) С помощью приведенной методики получены аппаратные задержки между сигналами в диапазоне  $L2$  и  $L1$  для спутников ГЛОНАСС и используемого нами навигационного приемника, практически равные 8,1 м по всем литерам.
- 2) Максимальная ошибка ПД на  $L1$  при компенсации ионосферной задержки, вносимая погрешностью полученной аппаратной задержки, не превышает 2 м, что существенно ниже ошибки в 8 и более метров, получаемой без калибровки приемника.

## Список литературы

1. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / Под ред. А.И.Перова, В.Н.Харисова. Изд. 4-е, перераб. М: Радиотехника, 2010. 800 с.
2. *Поваляев А. А.* Спутниковые радионавигационные системы: время, показания часов, формирование измерений и определение относительных координат. М.: Радиотехника, 2008. 328 с.
3. *Казанцев М. Ю., Фатеев Ю. Л.* Определение ионосферной составляющей погрешности измерения псевдодальности в одночастотной аппаратуре систем ГЛОНАСС и GPS // Журнал радиоэлектроники. Электронный журнал. Российская академия наук, 2002, № 12.



УДК 621.396.677

## Методика расчета параметров адаптивной антенной решетки ретрансляционных станций спутниковой связи

А. Н. Новиков<sup>1</sup>, С. В. Стрельников<sup>2</sup>

<sup>1</sup>к. т. н., научный сотрудник, Военная академия РВСН имени Петра Великого

<sup>2</sup>д. т. н., научный сотрудник, ОАО «НПО «Орион»

e-mail: <sup>1</sup>band31@mail.ru, <sup>2</sup>orionsvs@mail.ru

**Аннотация.** Рассмотрены методики оптимальной и квазиоптимальной пространственной обработки широкополосных сигналов в условиях помех. Приведены аналитические выражения для расчета оптимальной и квазиоптимальной частотных зависимостей весовых коэффициентов адаптивной антенной решетки по критерию максимума отношения сигнал/(помеха + шум) в полосе частот. Представлены результаты численного моделирования.

**Ключевые слова:** оптимальная частотная зависимость, квазиоптимальная частотная зависимость, широкополосный сигнал, весовой коэффициент, адаптивная антенная решетка

## The Method for Parameter Calculation of the Adaptive Array Relay Stations Satellite Communications

A. N. Novikov<sup>1</sup>, S. V. Strelnikov<sup>2</sup>

<sup>1</sup>candidate of engineering science, research associate,  
The Peter the Great Strategic Rocket Forces Academy

<sup>2</sup>doctor of engineering science, research associate,  
Joint Stock Company "Scientific-Production Association Orion"

e-mail: <sup>1</sup>band31@mail.ru, <sup>2</sup>orionsvs@mail.ru

**Abstract.** The optimal and quasioptimal method of wideband signals processing under the conditions of radiointerference is considered. The analytic forms for optimal and quasioptimal frequency dependence of weighting coefficients in accordance with criterion of maximum of signal-noise-interference ratio in frequency band are produced. The results of numeral patterning are presented.

**Key words:** optimal frequency dependence, quasioptimal frequency dependence, wideband signals, weighting coefficient, adaptive array

## Введение

Важная проблема современной спутниковой связи — низкая помехоустойчивость ретрансляционных станций. Это связано с наличием шумовых помех случайного характера и направленных преднамеренных помех. Так как ретрансляционная станция переизлучает уже заранее искаженный сигнал, то работа наземной станции становится неэффективной. Повышение помехоустойчивости может быть достигнуто путем применения на ретрансляционных станциях адаптивных антенных решеток (ААР), обеспечивающих прием и обработку широкополосных сигналов (ШПС) и передачу их на наземные станции спутниковой связи.

Широкополосные сигналы применяются в системах подвижной связи и беспроводного доступа, в фиксированной и спутниковой связи, навигации и других областях радиотехники. К достоинствам этих сигналов относятся безошибочная передача информации в условиях многолучевого распространения радиоволн и возможность получения ансамбля широкополосных сигналов, занимающих общую полосу частот. Если взаимно-корреляционные функции таких сигналов имеют незначительный уровень, то они могут одновременно передаваться в одной и той же полосе без значительных взаимных помех. Однако на сегодняшний день проблема приема и обработки широкополосных сигналов в условиях радиопомех не исследована на должном уровне.

Для узкополосных сигналов эта проблема может быть решена путем формирования «нулей» диаграммы направленности (ДН) за счет подстройки комплексных весовых коэффициентов в каналах обработки адаптивной антенной решетки [1–3]. В случае, когда помеховый сигнал является широкополосным, комплексный весовой коэффициент, обеспечивающий подавление составляющей помехи на некоторой частоте  $\omega_1$ , не будет таковым для составляющей на частоте  $\omega_2$ , так как «нули» ДН антенной решетки смещаются или исчезают при изменении частоты. Таким образом, при подавлении широкополосных помех необходимо реализовывать формирование «нуля» диаграммы направленности в заданном направлении в требуемом спектре частот.

В работе [1] рассмотрен способ обработки широкополосных сигналов в присутствии широкополосных помех на основе многоотводных линий задержки. Однако вопросы выбора весовых коэффициентов в каналах обработки не исследуются. Кроме того, отсутствуют соотношения, описывающие взаимосвязь получаемого решения с параметрами антенной решетки и сигнально-помеховой обстановки. В работе [2] также рассматривается проблема обработки широкополосных сигналов в условиях помех. Предлагается идея разделения сигнала на частотные составляющие с дальнейшей их обработкой. При этом в работе приведены обобщенные соотношения только для «прямоугольного» спектра мощности помехи. Точная техническая реализация приведенных соотношений затруднительна и на практике может быть выполнена только квазиоптимальным образом. В работе [4] спектр широкополосного сигнала также предложено разделить на частотные составляющие, но обработке уже подлежит только та составляющая, в которой сконцентрирована максимальная мощность принимаемого сигнала. Однако если спектр полезного сигнала и спектр помехового сигнала распределены равномерно во всей полосе частот, то выделить такую составляющую достаточно сложно, что делает данный метод неэффективным. Таким образом, задача развития методов пространственной обработки сигналов при широкополосных помехах является актуальной.

## Математическая постановка задачи

Пусть заданы:

– вектор  $\Pi_{ar} = [x_i, y_j, N, d, \sigma^2]^T$  параметров ААР, где  $x_i, y_j$  — координаты излучателей ( $i = 1, \dots, Nx; j = 1, \dots, Ny$ ),  $N = Nx \times Ny$  — число излучателей в ААР,  $d = \lambda/2$  — расстояние между излучателями ( $\lambda$  — длина волны на центральной частоте),  $\sigma^2$  — мощность тепловых шумов АР ( $\sigma^2 \neq 0$ );

– вектор  $\Pi_{ss} = [\theta_0, \varphi_0, C_0(\omega), \Delta\Omega]^T$  параметров полезного ШПС, где  $\theta_0, \varphi_0$  — направление прихода полезного ШПС,  $\Delta\Omega = [\omega_1, \omega_2]$  — полоса обработки полезного ШПС,  $C_0(\omega)$  — спектр полезного ШПС.

Параметры помеховых сигналов характеризуются вектором  $\Pi_{nn} = [L, \theta_l, \varphi_l, C_l(\omega)]^T$ , где  $L$  —

число помеховых сигналов,  $\theta_l, \varphi_l$  — направление прихода помеховых сигналов ( $l = 1, \dots, L$ ),  $C_l(\omega)$  — спектр помеховых сигналов.

Требуется: разработать методику  $M$  определения частотно-зависимого вектора весовых коэффициентов  $W(\omega)$  излучателей ААР

$$\langle \Pi_{ar}, \Pi_{ss}, \Pi_{nn} \rangle \rightarrow W(\omega),$$

который обеспечивает условие

$$Q_{\text{треб}} \leq Q(W(\omega), \Pi_{ar}, \Pi_{ss}, \Pi_{nn}) < Q_{\text{доп}},$$

где  $Q_{\text{треб}}$  — требуемое отношение сигнал/помеха + шум (ОСПШ) на выходе ААР,  $Q_{\text{доп}}$  — теоретически допустимое ОСПШ на выходе ААР.

Для решения поставленной задачи предложено получить сначала оптимальное, а затем квазиоптимальное решения. Под оптимальным решением понимается нахождение такого частотно-зависимого вектора весовых коэффициентов в каналах обработки ААР, который будет формировать «нули» ДН ААР в направлении помех только на тех частотах, где спектральная плотность помеховых сигналов не равна нулю. Такой вектор будет позволять обеспечить максимум ОСПШ на выходе ААР. Важно подчеркнуть, что оптимальное решение имеет преимущественно теоретическое значение. Его невозможно реализовать технически из-за непрерывности частотного интервала обработки. Поэтому для достижения цели исследования в дополнение к оптимальному решению необходимо разработать методику квазиоптимальной пространственной обработки ШПС в ААР, позволяющую обеспечивать требуемое ОСПШ на выходе ААР с учетом конечного количества элементов ААР.

## Математическая постановка задачи нахождения оптимального частотно-зависимого вектора весовых коэффициентов

Пусть заданы: вектор параметров ААР  $\Pi_{ar}$ , вектор параметров полезного ШПС  $\Pi_{ss}$ . Определен перечень параметров, характеризующий помеховые сигналы вектором  $\Pi_{nn}$ .

Требуется: разработать методику  $M_1$  определения оптимального частотно-зависимого вектора весовых коэффициентов излучателей ААР

$$M_1: \langle \Pi_{ar}, \Pi_{ss}, \Pi_{nn} \rangle \rightarrow W_{\text{опт}}(\omega),$$

который обеспечивает выполнение условия

$$Q(W_{\text{опт}}, \Pi_{ar}, \Pi_{ss}, \Pi_{nn}) = Q_{\text{max}},$$

где

$$Q_{\text{max}} = \max_{W_{\text{опт}}(\omega)} \left\{ \int_{\omega_1}^{\omega_2} \frac{W(\omega)^T R_{ss}(\omega) W(\omega)^*}{W(\omega)^T R_{nn}(\omega) W(\omega)^*} d\omega \right\}. \quad (1)$$

В выражении (1)  $R_{ss}(\omega)$  — частотно-зависимая ковариационная матрица полезного сигнала;  $R_{nn}(\omega)$  — частотно-зависимая ковариационная матрица сигналов помех;  $\omega_1, \omega_2$  — определяют диапазон полосы частот, в которой обрабатывается полезный сигнал.

Интеграл (1) принимает максимальное значение, когда подынтегральное выражение принимает максимальные значения на каждой частоте. С учетом данного утверждения представим частотную зависимость весовых коэффициентов в виде [1]

$$W_{\text{опт}}(\omega) = R_{nn}^{-1}(\omega) S_0^*(\omega), \quad (2)$$

где  $R_{nn}^{-1}(\omega)$  — частотно-зависимая обратная ковариационная матрица помехового сигнала;

$S_0(\omega) = \exp(-i\omega \sqrt{\varepsilon_0 \mu_0} (x_n \sin \theta_0 \cos \varphi_0 + y_n \sin \theta_0 \sin \varphi_0))$  — управляющий вектор, обеспечивающий формирование заданной ДН в требуемой полосе частот;

$\varepsilon_0, \mu_0$  — абсолютные диэлектрическая и магнитная проницаемости свободного пространства;

$\theta_0, \varphi_0$  — углы направления прихода полезного сигнала;

$x_n, y_n$  — координаты  $n$ -го элемента антенной решетки.

Для определения частотной зависимости оптимального вектора весовых коэффициентов представим соотношение для частотно-зависимой ковариационной матрицы помеховых сигналов в виде:

$$R_{nn}(\omega) = \sigma^2 E + \sum_{l=1}^L |C_l(\omega)|^2 U_l^*(\omega) U_l^T(\omega), \quad (3)$$

где  $\sigma^2$  — мощность тепловых шумов антенной решетки;

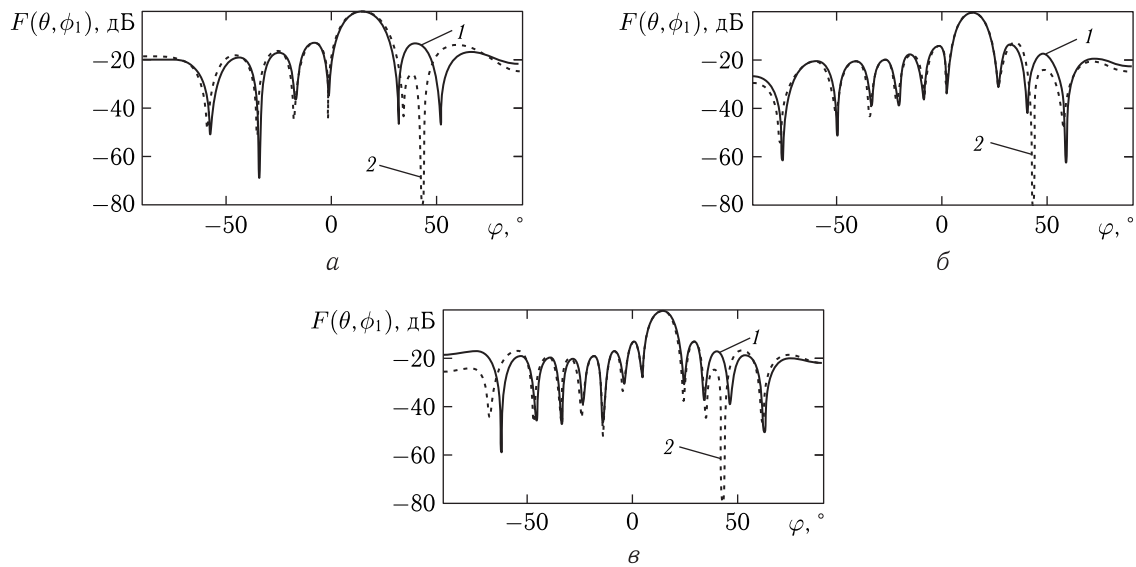


Рис. 1. ДН ААР для первого случая сигнално-помеховой ситуации

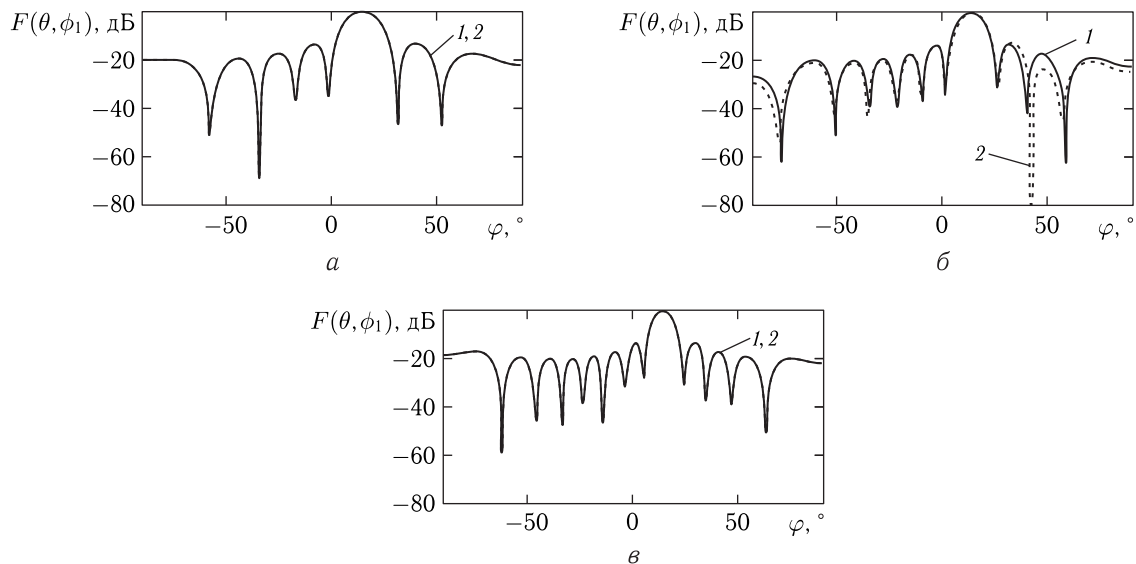


Рис. 2. ДН ААР для второго случая сигнално-помеховой ситуации

$C_l(\omega)$  — спектр  $l$ -го помехового сигнала,  $l = 1, \dots, L$ ;

$U_l(\omega) = \exp(-i\omega \sqrt{\epsilon_0 \mu_0} (x_n \sin \theta_l \cos \varphi_l + y_n \sin \theta_l \sin \varphi_l))$  — вектор-столбец, элементами которого являются комплексные сомножители, учитывающие фазовый набег на каждом элементе антенной решетки.

Тогда обратная частотно-зависимая ковариационная матрица записывается так [1]:

$$R_{nn}^{-1}(\omega) = \frac{1}{\sigma^2} \left( E - \sum_{l=1}^L \sum_{p=1}^L \alpha_{lp}(\omega) U_l^*(\omega) U_p^T(\omega) \right). \quad (4)$$

В соотношении (4) известны все члены, за исключением частотно-зависимых коэффициентов  $\alpha_{lp}(\omega)$ , которые можно найти из выражения (3) и (4) следующим образом:

$$R_{nn}(\omega) R_{nn}^{-1}(\omega) = E. \quad (5)$$

В частном случае одной помехи коэффициент  $\alpha_{11}(\omega)$  определяется в виде:

$$\alpha_{11}(\omega) = \frac{|C_1(\omega)|^2}{\sigma^2 + N |C_1(\omega)|^2}. \quad (6)$$

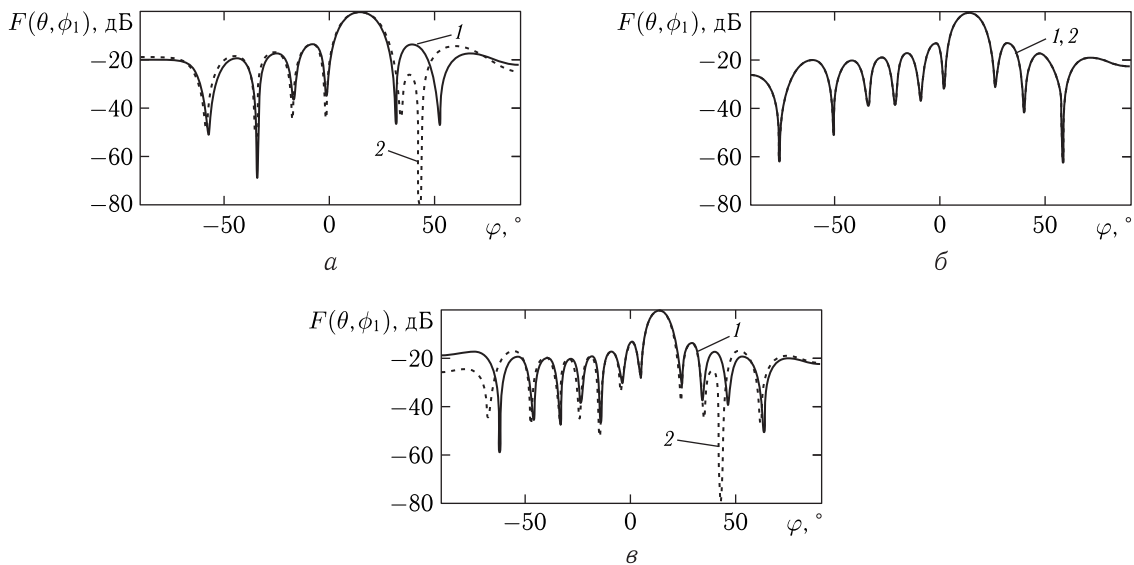


Рис. 3. ДН ААР для третьего случая сигнално-помеховой ситуации

Соотношение для обратной частотно-зависимой ковариационной матрицы помехового сигнала после подстановки (6) в (4) записывается как:

$$R_{mm}^{-1}(\omega) = \frac{1}{\sigma^2} \left( E - \frac{|C_1(\omega)|^2}{\sigma^2 + N|C_1(\omega)|^2} U_1^*(\omega) U_1^T(\omega) \right). \quad (7)$$

Выражение для частотно-зависимого вектора весовых коэффициентов в этом случае имеет вид:

$$W(\omega) = \frac{1}{\sigma^2} \left( E - \frac{|C_1(\omega)|^2}{\sigma^2 + N|C_1(\omega)|^2} U_1^*(\omega) U_1^T(\omega) \right) S_0^*(\omega). \quad (8)$$

После проведения математических преобразований выражения с учетом соотношений для векторов  $S_0(\omega)$  и  $U_1(\omega)$  получается аналитическая зависимость вектора весовых коэффициентов.

Исследование методики проведено на примере ААР, имеющей  $10 \times 10$  ( $N = 100$ ) излучателей.

Рассмотрены следующие параметры полезного сигнала: сигнал приходит с направления  $\theta_0 = 20^\circ$ ,  $\varphi_0 = 45^\circ$  и имеет равномерный спектр в полосе частот  $\omega_1, \omega_2 = 4,2\omega_1$ . Принято, что помеховый сигнал приходит с направления  $\theta_1 = 43^\circ, \varphi_1 = 0^\circ$ , при этом рассмотрено три различных случая его спектра (иначе говоря, три сигнално-помеховые ситуации):

– первый случай — спектр помехи равномерно распределен в полосе обработки полезного ШПС;

– второй случай — помеха узкополосная и находится на центральной частоте полезного сигнала;

– третий случай — помеха имеет сложный спектр с провалом в центре интервала обработки.

Результаты расчета диаграмм направленности ААР, соответствующие приведенным сигнално-помеховым ситуациям, представлены на рис. 1–3 (кривая 1 — в отсутствии помехи, 2 — при наличии помехи). Во всех случаях на рисунках с индексом «а» показаны ДН на частоте  $\hat{\omega}_1 = 1,2\omega_1$ , на рисунках с индексом «б» — ДН на центральной частоте и на рисунках с индексом «в» — ДН на частоте  $\hat{\omega}_2 = 3,5\omega_1$ .

Проведенное моделирование показало (см. рис. 1, 2, 3), что для первого случая сигнално-помеховой ситуации формирование «нулей» ДН происходит во всем частотном диапазоне  $[\omega_1, \omega_2]$ . Для второго случая формирование «нулей» ДН происходит только в полосе частот  $[1,4\omega_1, 2,8\omega_1]$ , а для третьего — только в полосах частот  $[\omega_1, 1,4\omega_1]$  и  $[2,8\omega_1, \omega_2]$ .

Моделирование подтвердило, что при оптимальной пространственной обработке ШПС формирование «нулей» ДН происходит только на тех частотах, где спектральная плотность помехи не равна нулю.

Реализация найденной оптимальной частотной зависимости вектора весовых коэффициентов невозможна, так как частотный интервал ШПС непрерывен, а количество элементов ААР конечно.



На практике нахождение оптимального вектора весовых коэффициентов возможно только для конечного числа частот  $K$ . Для остальных частот предложено аппроксимировать весовые коэффициенты различными функциями. Число частот  $K$  и вид аппроксимации предложено определять в зависимости от требуемого ОСПШ на выходе антенны.

### Математическая постановка задачи нахождения квазиоптимального частотно-зависимого вектора весовых коэффициентов

Пусть заданы: вектор параметров ААР  $\Pi_{ar}$ , вектор параметров полезного ШПС  $\Pi_{ss}$ . Определен перечень параметров, характеризующий помеховые сигналы вектором  $\Pi_{nn}$ . Оптимальный вектор весовых коэффициентов определяется для конечного числа частот  $k = 1, \dots, K$ . Для других частот вектор весовых коэффициентов аппроксимируется полиномами  $T_k^\gamma(\omega)$ , где  $\gamma$  — степень аппроксимирующего полинома.

Требуется: разработать методику  $M_2$  определения такого частотно-зависимого вектора весовых коэффициентов излучателей ААР

$$M_2: \langle \Pi_{ar}, \Pi_{ss}, \Pi_{nn} \rangle \rightarrow W(\omega),$$

который обеспечивает условие

$$Q_{\text{треб}} \leq Q(W(\omega), \Pi_{ar}, \Pi_{ss}, \Pi_{nn}) < Q_{\text{доп}}.$$

Ограничения:

$$K < K_{\text{max}},$$

где  $K_{\text{max}}$  — максимально возможное количество частот, определяемое параметрами антенной решетки.

Методика квазиоптимальной пространственной обработки сводится к выполнению следующей последовательности действий.

1. Принимается последовательность  $K = K_{\text{min}}, K_{\text{min}} + \Delta i, \dots$ , где  $\Delta$  — шаг по  $K$ , где  $i = 1, 2, \dots$  номер итерации по вычислению искомых параметров  $W(\omega)$ .

2. Вычисление оптимального вектора весовых коэффициентов  $W_{\text{опт}}(\omega)$  для конечного числа частот  $\omega_k$

$$M_1: \langle \Pi_{ar}, \Pi_{ss}, \Pi_{nn} \rangle \rightarrow W_{\text{опт}}(\omega_k).$$

3. Производится аппроксимация вектора весовых коэффициентов:

$$\widetilde{W}(\omega) = \sum_{k=1}^K W_{\text{опт}}(\omega_k) T_k^\gamma(\omega). \quad (9)$$

4. Рассчитывается ОСПШ на выходе ААР  $Q(K)$  и проверяется условие  $Q(K) \geq Q_{\text{треб}}$ , при невыполнении условия проводится очередной шаг расчета при  $i = i + 1$ , согласно приведенному алгоритму, начиная с пункта 1.

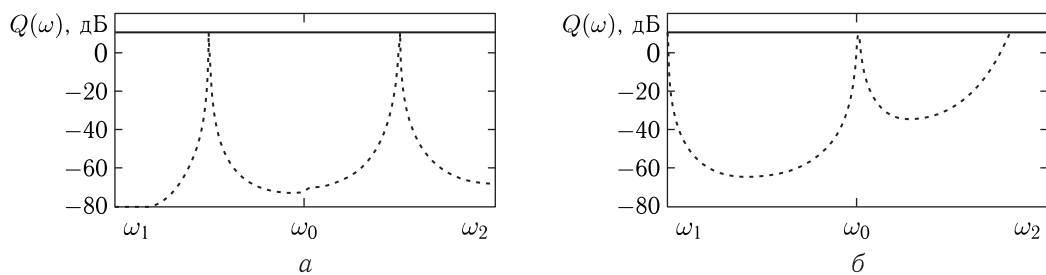
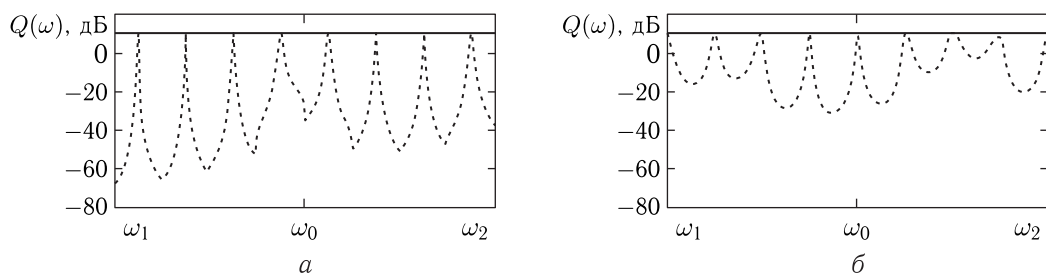
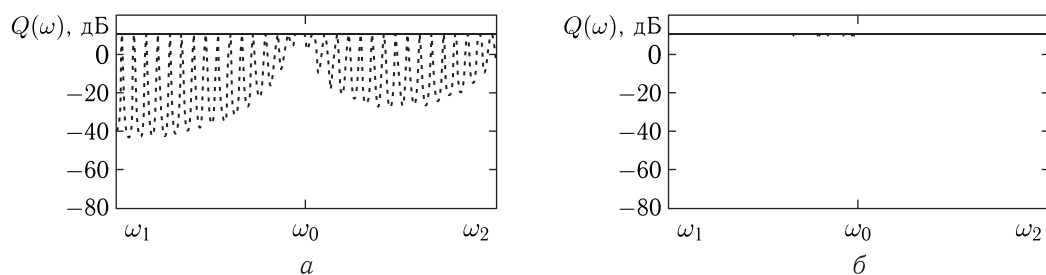
Исследования методики проведены для ААР, имеющей  $10 \times 10$  излучателей. Принято: сигнально-помеховая обстановка характеризуется направлением прихода полезного сигнала  $\theta_0 = 0^\circ$ ,  $\varphi_0 = 0^\circ$  с базой  $B = 200$ , широкополосного помехового сигнала —  $\theta_1 = 45^\circ$ ,  $\varphi_1 = 0^\circ$ . Мощность помехового сигнала на 30 дБ превышает мощность полезного сигнала. Рассмотрены два полинома  $T_k^\gamma(\omega)$ : нулевой ( $\gamma = 0$ ) и первой ( $\gamma = 1$ ) степеней.

На всех рис. 4–6 кривые с индексом «а» показывают ОСПШ при кусочно-постоянной аппроксимации ( $\gamma = 0$ ), а с индексом «б» — при кусочно-линейной аппроксимации ( $\gamma = 1$ ). Сплошной линией показано ОСПШ при оптимальной, а пунктирной — при квазиоптимальной обработке.

Из приведенных графиков видно, что при одном и том же числе частотных интервалов  $K$  применение кусочно-линейной аппроксимации обеспечивает более высокое ОСПШ, чем при кусочно-постоянной аппроксимации. В то же время при использовании методов цифрового диаграммообразования реализация кусочно-линейной аппроксимации не является более сложной, чем в случае кусочно-постоянной зависимости. Это позволяет с учетом различных требований обоснованно выбрать параметры диаграммообразующей схемы, реализующей пространственную обработку широкополосных сигналов в условиях помех.

## Заключение

Получены аналитические выражения для частотно-зависимого вектора весовых коэффициентов, связывающего параметры ААР и обрабатываемого полезного ШПС. Проведенные исследования показали, что при увеличении числа частот  $K$

Рис. 4. Частотная зависимость ОСПШ при  $K = 2$ Рис. 5. Частотная зависимость ОСПШ при  $K = 8$ Рис. 6. Частотная зависимость ОСПШ при  $K = 32$ 

и степени аппроксимирующего полинома происходит увеличение ОСПШ на выходе ААР, что напрямую связано с увеличением точности восстановления спектра полезного ШПС.

## Список литературы

1. Монзинго Р. А., Миллер Т. У. Адаптивные антенные решетки. М.: Радио и связь, 1986. 448 с.
2. Пистолькорс А. А., Литвинов О. С. Введение в теорию адаптивных антенн. М.: Наука, 1991. 200 с.
3. Журавлёв А. К., Лукошин А. П., Поддубный С. С. Обработка сигналов в адаптивных антенных решетках. Л.: Изд-во ЛГУ, 1983.
4. Серебряков Г. В. Обработка широкополосных сигналов в антенных решетках в частотно-селективном канале распространения // Н. Новгород: Актуальные проблемы статистической радиофизики, 2004, т. 3, с. 97–103.

УДК 621.396.946

## Вероятность детектирования судов с передатчиком АИС с борта космического аппарата. Теоретическая модель, сравнение с реальными результатами

А. М. Кузнецов<sup>1</sup>, А. А. Романов<sup>2</sup>

<sup>1</sup>инженер, ОАО «Российские космические системы»

<sup>2</sup>д. т. н., начальник центра, главный конструктор направления,  
ОАО «Российские космические системы»

e-mail: amk.rss@gmail.com

**Аннотация.** В данной статье представлен расчет вероятности детектирования судов с передатчиком АИС. Модель АИС сигнала основана на стандартах ITU-R, глобальное распределение судов взято из данных проекта PasteMare [1] и данных, предоставленных ОАО «Морсвязьспутник». Используются модели стандартных приемников АИС. Для расчета теоретической вероятности детектирования судов построена модель на основе марковской цепи с гипергеометрическим распределением обнаруженных судов для каждого состояния цепи. Для расчета количества уже обнаруженных судов использована урновая модель заражения. Первоначальное распределение судов по временным слотам взято из пуассоновского приближения. В результате сравнения теоретических и экспериментальных данных показаны недостатки модели и способы ее улучшения. Результаты позволяют утверждать, что в регионах, находящихся вблизи северной и восточной морских границ Российской Федерации: п-ова Камчатка, о-ва Сахалин, побережья Арктики, возможно детектировать до 60–70 % судов ежедневно.

**Ключевые слова:** АИС, спутник, вероятность детектирования, Марковская цепь

## The Probability of Detecting Vessels Equipped with AIS Transmitters with the Use of Spacecraft. A Theoretical Model, Comparison with Actual Results

A. M. Kuznetsov<sup>1</sup>, A. A. Romanov<sup>2</sup>

<sup>1</sup>engineer, Joint Stock Company "Russian Space Systems"

<sup>2</sup>doctor of engineering science, head of center, chief designer,  
Joint Stock Company "Russian Space Systems"

e-mail: amk.rss@gmail.com

**Abstract.** In this article the probability of detecting modeling AIS signal from space is presented. The AIS signal model is based on ITU-R standards and global ship distribution have been taken from the Paste Mare project [1]. Receiving and transmitting antennas, satellite orbit parameters, Kamchatka relief were added in the model. Classical and advanced AIS receivers were used to estimate the probability of ships with AIS transponder detecting. It is showed that in regions located near the eastern borders of Russia: Kamchatka peninsula and Sakhalin Island and coast of the Arctic Ocean 60-70% daily ship detection probability can be reached even using simple S-AIS receivers.

**Key words:** AIS, satellite, probability of detection, Markov chain

## 1. Вступление

В последнее десятилетие появились многочисленные публикации об интенсивном изменении климата на Земле из-за таяния льдов в Арктике. Это послужило причиной появления новых морских транспортных коридоров и увеличения интенсивности использования Северного морского пути. Развитие этого направления сдерживается отсутствием достаточно развитой коммуникационной инфраструктуры, систем обеспечения безопасности на море. Технологию космического сегмента АИС можно рассматривать как относительно недорогой способ обеспечения безопасности мореплавания в арктических водах и в восточных морях Российской Федерации.

## 2. Предыдущие эксперименты по созданию космического сегмента АИС

В период 2005–2012 гг. были реализованы более 20 программ по созданию космического сегмента АИС. Результаты некоторых из них приведены в табл. 1.

Во время эксперимента PasteMareco спутников с приемником АИС было собрано достаточно данных для построения глобальной карты плотности распределения судов с транспондером АИС, показанной на рис. 1.

Во время эксперимента PasteMare всего было детектировано 65 тыс. судов с транспондером АИС.

## 3. Исходные данные для компьютерного моделирования

Общая длина морской границы Российской Федерации примерно 38 800 км. Морская граница вдоль Арктического океана — 17 тыс. км, морская граница вдоль Тихого океана — 19 700 км. Для компьютерного моделирования были выбраны два региона: один — от 43° до 60° северной широты и от 136° до 157° восточной долготы, второй — от 43° до 60° северной широты и от 30° западной долготы до 165° восточной долготы. В среднем

в первом регионе находится 900–1500 судов с передатчиком АИС, во втором — 300–500. В сумме примерно 1200–2000 судов могут одновременно находиться в зоне радиовидимости КА. На рис. 2 представлено изображение обоих регионов, трек подспутниковой точки и область зоны радиовидимости антенны.

Компьютерное моделирование необходимо для получения графиков «позиция спутника–количество детектированных судов». На основе этих данных можно рассчитать вероятность детектирования судов для нужных регионов для разных моделей приемников АИС.

Один из таких графиков представлен на рис. 3, параметры моделирования следующие: высота орбиты космического аппарата (КА) 600 км, наклонение 98°, RAAN 270°, диаметр ЗРВ 5600 км, начальное положение подспутниковой точки 59,329 N 152,734 E.

Большую часть времени в зоне радиовидимости (ЗРВ) КА, пролетающего над восточными морями Российской Федерации, находится значительное число судов: 6500–7500, когда спутник проходит над Японией. Однако когда Япония пропадает из ЗРВ КА, среднее количество судов становится 1200–2000; когда же в ЗРВ входит часть побережья Норвегии, количество судов возрастает до 3000.

Общее время пролета КА над северными и восточными акваториями, когда в ЗРВ менее 3000 судов, составляет 5 мин. Время пролета, когда в ЗРВ менее 1200 судов — 3 мин. Как известно из работ [8], если количество судов в ЗРВ более 1200, то основная причина уменьшения количества детектированных сообщений — коллизия сообщений АИС. Для классического приемника АИС предполагается, что коллизия пакетов не может быть разрешена, для усовершенствованного приемника предполагается, что можно разрешить коллизии нескольких сообщений. Таким образом, при наличии в ЗРВ классического приемника АИС более 3000 судов, вероятность приема любого отдельного из них приближается к нулю. Графики вероятности детектирования судов с одинаковым периодом передачи сообщения АИС 6 с для разного времени пролета КА с диаметром ЗРВ 5600 км представлены на рис. 4.

Таблица 1. Глобальное детектирование судов с передатчиком АИС

Спутник с приемником АИС	Средняя глобальная скорость детектирования (тыс. сообщений/день) (сообщений/с)	Средняя глобальная скорость детектирования (тыс. судов/день)
AprizeSat-3	230 (2,7) [2]	22 [2]
AprizeSat-3, 4 (общие данные при работе в тандеме)	460 (5,3) [3]	25 [3]
AISsat-1	500 (5,8) [4]	20 [4]
NORAIS	400 (4,6) [5]	22 [5]
VesselSat-1	900 (10,4) [6]	23 [6]
VesselSat-2	1200 (13,9) [6]	30 [6]
ExactView-1	1500 (17,4) [7]	45 [7]

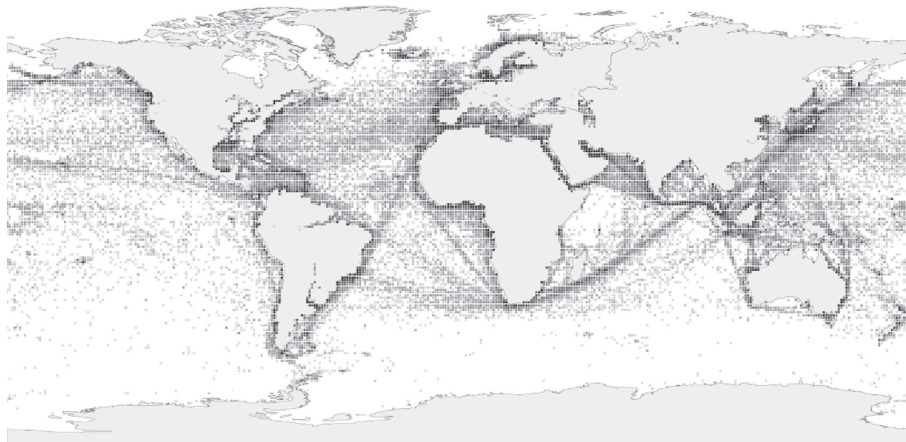


Рис. 1. Глобальное распределение судов с транспондером АИС (карта 2010 г.)

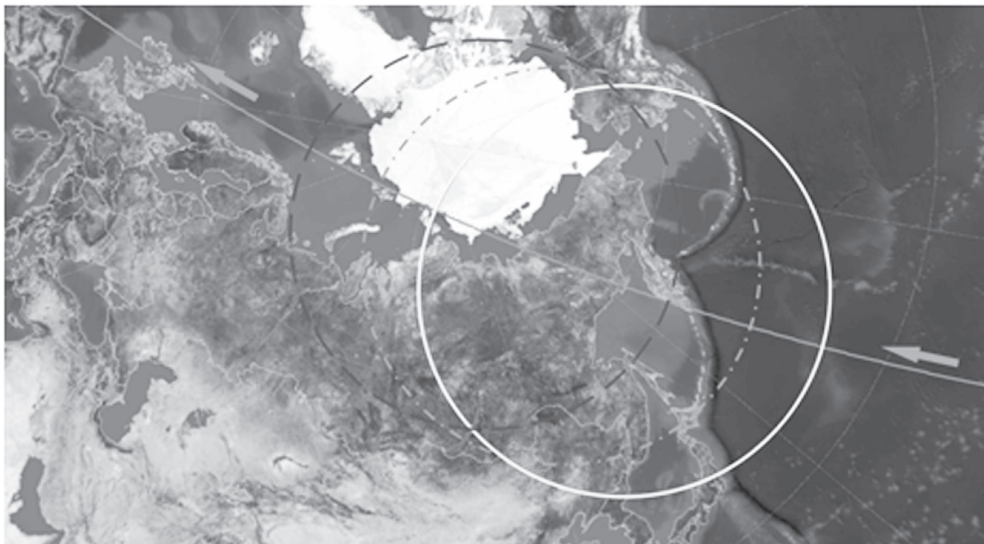


Рис. 2. Общий вид акваторий, принимавших участие в моделировании вероятности детектирования судов с передатчиком АИС





Рис. 3. График «позиция спутника–количество детектированных судов»

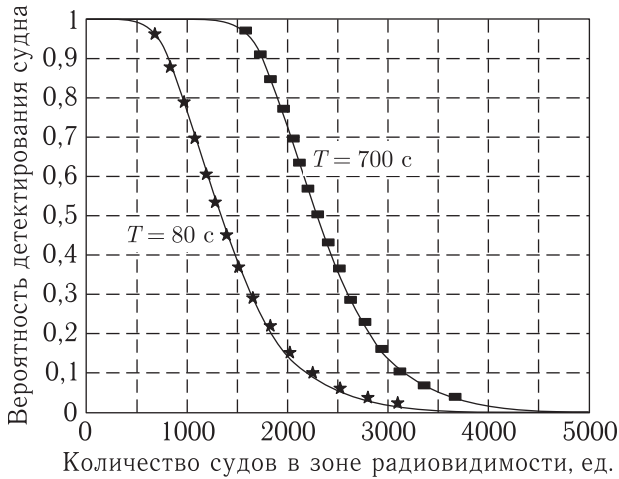


Рис. 4. Вероятность детектирования судов при использовании всенаправленной антенны 5600 км в диаметре

#### 4. Методология исследования

Как было показано в работе [1], классическое биномиальное распределение, которое описывает вероятность приема случайно пришедших сообщений от судов, может быть описано с помощью распределения Пуассона без существенной потери в точности. Если количество судов в зоне радиовидимости  $N = 2000-8000$ , суда равномерно распределены по области и имеют одинаковый период передачи сообщений  $T = 6$  или  $10$  с, то вероятность принять  $k$  сообщений в один временной слот длительностью  $26,67$  мс:

$$P(k, \lambda t_0) = e^{-\lambda t_0} \cdot \frac{(\lambda t_0)^k}{k!},$$

где среднее количество одновременно принятых сообщений  $\lambda t_0 = \frac{N}{n}$ , количество временных слотов, доступных для передачи,  $n = \frac{T}{(t_0 \cdot n_{ch})}$  и  $n_{ch} = 2$  — количество АИС-каналов.

Если  $N_k$  — количество временных слотов с  $k$  одновременно принятыми сообщениями за фиксированный интервал времени, то общее количество временных слотов  $n$  может быть подсчитано как  $n = N_1 + N_2 + \dots + N_k$ , а общее количество сообщений, полученных это время, —  $\tilde{N} = 1 \cdot N_1 + 2 \cdot N_2 + \dots + k \cdot N_k$ . Тогда ожидаемое количество сообщений АИС, принятых за время  $n$  во всех слотах с  $k$  сообщениями, можно выразить как  $\tilde{T}_k = P(k, \lambda t_0) \cdot n \cdot k$ .

Для нашей модели мы приняли  $T = 10$  с и рассчитали математическое ожидание количества судов в слотах с разным числом сообщений для разного количества судов в ЗРВ. Результаты моделирования представлены в табл. 2.

Как видно из таблицы, для 2000 судов в ЗРВ КА математическое ожидание количества сообщений АИС, принятых без коллизий за 10 с съемки (что соответствует выбранному 10-секундному периоду повторения передачи сообщений АИС) акватории составляет 139, для 3000 судов — примерно 55, для 5000 — менее 7. Если число судов в ЗРВ остается примерно одинаковым, то каждые 10 с мы будем принимать в среднем указанное число сообщений.

Однако простое умножение математического ожидания принятых сообщений без коллизий

Таблица 2. Результаты моделирования приема разного количества сообщений одновременно

Количество сообщений в одном временном слоте	Количество судов в ЗРВ							
	8000		5000		3000		2000	
	$N_k$	$\tilde{T}_k$	$N_k$	$\tilde{T}_k$	$N_k$	$\tilde{T}_k$	$N_k$	$\tilde{T}_k$
0	0,02	0,0	0,95	0,0	13,74	0,0	52,11	0,0
1	0,19	0,2	6,36	6,4	54,95	54,9	138,97	139,0
2	0,99	2,0	21,21	42,4	109,89	219,8	185,29	370,6
3	3,54	10,6	47,13	141,4	146,53	439,6	164,70	494,1
4	9,43	37,7	78,56	314,2	146,53	586,1	109,80	439,2
5	20,12	100,6	104,74	523,7	117,22	586,1	58,56	292,8
Всего	34,28	151,08	258,96	1028,14	588,85	1886,51	709,43	1735,66

Таблица 3. Общий вид матрицы переходной вероятности для марковского процесса

$E_1$	$P(1, 1)$	$P(1, 2)$	$P(1, 3)$	$P(1, 4)$	...	$E_1$	$P(1, 1)$	$P(1, 2)$	$P(1, 3)$	$P(1, 4)$	...
$E_2$	$P(2, 1)$	$P(2, 2)$	$P(2, 3)$	$P(2, 4)$	...	$E_2$	0	$P(2, 2)$	$P(2, 3)$	$P(2, 4)$	...
$E_3$	$P(3, 1)$	$P(3, 2)$	$P(3, 3)$	$P(3, 4)$	...	$E_3$	0	0	$P(3, 3)$	$P(3, 4)$	...
$E_4$	$P(4, 1)$	$P(4, 2)$	$P(4, 3)$	$P(4, 4)$	...	$E_4$	0	0	$P(4, 3)$	$P(4, 4)$	...
...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...	...
$E_k$	$P(k, 1)$	$P(k, 2)$	$P(k, 3)$	$P(k, 4)$	...	$E_k$	0	0	$P(k, 3)$	$P(k, 4)$	...

на время съёмки акватории не учитывает тот факт, что через время, равное периоду передачи сообщения  $T = 10$  с, суда ведут повторную передачу сообщений, соответственно при увеличении времени обзора акватории увеличивается вероятность приема сообщения от уже детектированного судна.

Для учета данного факта предлагается использовать модель на основе марковской цепи с состояниями, соответствующими количеству детектированных судов и вероятностью перехода между состояниями, рассчитанной на основе гипергеометрического распределения для урновой модели заражения.

Определим состояние марковской цепи  $E_k$  как состояние, при котором уже детектировано  $k$  из  $n$  судов. Тогда вероятность  $p_{kt}$  — вероятность перехода из состояния  $E_k$  в состояние  $E_t$  — можно определить через урновую модель заражения. Часть матрицы переходов марковского процесса представлена в табл. 3.

В случае АИС мы используем урновую модель заражения: если в очередной временной слот вынимается красный шар (сообщение АИС от уже детектированного судна), то после того как вы-

нута  $\tilde{T}_1$  шаров, он просто возвращается в урну. Если вынимается черный шар (сообщение АИС от недетектированного ранее судна), то вместо него в урну кладется красный шар. Соответственно с каждым вынутым черным шаром вероятность вынуть в следующий раз черный шар уменьшается.

При этом если принять количество вынимаемых шаров (принятых сообщений АИС в интервал времени  $T$ ) за константу  $X$ , определяемую из пуассоновской модели распределения, то для каждого состояния  $E_k$  вероятность перейти в другое состояние  $E_{t-k}$  (вынуть еще  $t - k$  шаров) будет подчиняться гипергеометрическому закону распределения:

$$P(k, t) = \frac{C_k^t \cdot C_{m-k}^{m-t}}{C_m^n},$$

где  $C_m^n$  — количество вариантов вынуть  $m$  шаров из  $n$ , где  $n$  — общее количество судов,  $m$  — количество сообщений, которые придут без коллизии,  $C_k^t$  — количество вариантов вынуть  $k$  красных шаров из  $t$  уже вынутых,  $C_{m-k}^{m-t}$  — количество вариантов вынуть  $m - k$  черных шаров из  $n - t$  черных.

Тогда, согласно уравнению Колмогорова–Чепмена, вероятность перехода из состояния  $E_k$

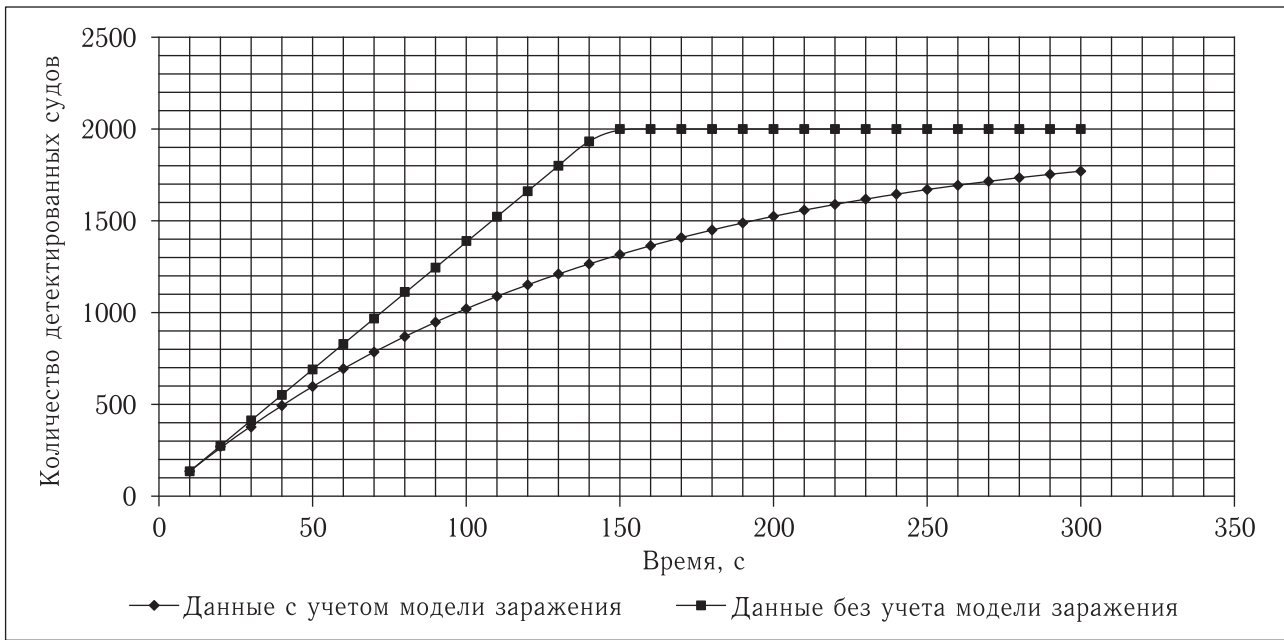


Рис. 5. Математическое ожидание количества детектированных судов в зависимости от времени пролета над акваторией при наличии 2000 судов в ЗРВ

Таблица 4. Результаты экспериментов по приему сообщений АИС в разных акваториях

Акватория	Количество судов в ЗРВ	Спутники					
		PF2		FM39		NTS-1	
		Мат. ожид.	Станд. откл.	Мат. ожид.	Станд. откл.	Мат. ожид.	Станд. откл.
Южная Африка	2000–3000	302	165	218	111	–	–
Тихий океан	1800–2500	433	164	266	142	–	–
Восточное побережье Сев. Америки	3000–4000	373	147	–	–	530	268
Япония	6000–8000	–	–	268	–	1000	–

в  $E_t$  ровно за  $M$  шагов определяется как  $(P^M)_{kt}$  — значение  $(k, t)$  матрицы  $P$ , возведенной в степень  $M$ .

Для периода передачи сообщения  $T = 10$  с (при наличии 2000 судов в ЗРВ) график ожидаемого количества детектированных судов в зависимости от времени наблюдения акватории представлен на рис. 5. Для длительности наблюдения 2 мин 30 с математическое ожидание количества детектированных судов, с учетом урновой модели заражения, составляет 1321, в случае если не учитывать повторный выбор красных шаров — 2000. При этом 80% судов детектируются не ранее чем через 3 мин 50 с после наблюдения.

### 5. Сравнение с реальными результатами

В табл. 4 приведены результаты экспериментов по приему сообщений АИС в разных акваториях, рассчитанные на основе данных, опубликованных по результатам программы PasteMare.

Как видно из таблицы, в среднем для простых приемников ожидаемое количество детектированных судов — 200–250 при наличии в ЗРВ 2000–3000 судов и 300–400 для более совершенных приемников.

## 6. Результаты

В статье на основе экспериментальных данных показано, что количество детектированных за один раз судов над акваторией с 2000–3000 судов составляет примерно 200–250 единиц при использовании стандартных приемников АИС. Применение классического приближения без учета повторного выбора сообщений от прежде детектированных судов позволяет утверждать, что за 150 с возможно детектировать не менее 1900 судов в ЗРВ. Предложенная в статье модифицированная модель определяет математическое ожидание количества обнаруженных судов через 150 с в 1321 судно.

Имеющиеся существенные расхождения в теоретической модели и экспериментальных данных можно объяснить следующими причинами:

- в приведенной модели не учитывается вероятность коллизии 2-го рода;
- не учитывается вероятность разрешения коллизии 2-х сообщений АИС при приеме сильного сигнала АИС на фоне слабого сигнала, ослабленного с учетом ДН принимающей антенны АИС;
- не учитывается разный период передачи сообщений АИС;
- не учитывается неравномерная плотность распределения судов АИС, влияние эффекта SO-TDMA;
- не учитывается квазивероятность последующей передачи сообщений АИС одним и тем же судном, определяемая стандартом ITU-R как  $\pm 10\%$  от времени предыдущей передачи  $\pm$  период передачи сообщения;
- влияние рельефа на прием сообщений АИС.

При этом, как показано в работе [1], влияние особенностей рельефа и большого количества су-

дов, находящихся на якоре (до 80% у побережья Норвегии и в Малакском проливе), приводит к существенному снижению вероятности детектирования судов.

## Список литературы

1. PASTA-MAREproject. Available online at: <https://webgate.ec.europa.eu> (accessed December 2012)
2. *Dino A. Lorenzini, Daniel E. CaJacob*. Rapid Construction, Launch, and On-Orbit Operation of Two AIS Satellites. Proceedings of the 8th Responsive Space Conference, Los Angeles, CA, USA, March 8–11, 2010. Available online at: <http://ais.spacequest.com/sites/ais.spacequest.com/files/RS8-Paper.pdf> (accessed December 2012)
3. *Turner Brinton*. Space Hardware Firm Doubles Down on Ship Tracking Service, Space News, April 19, 2010, p. 14.
4. *Eriksen T., Skauen A.N., Narheim B., Hellenen O., Olsen O., Olsen R.B.* Tracking Ship Traffic with Space-Based AIS: Experience Gained in First Months of Operations. Waterside Security Conference (WSS), 2010 International, 3–5 Nov. 2010.
5. Space Station Keeps Watch on World's Sea Traffic. Available online at: [http://www.nasa.gov/mission\\_pages/station/research/benefits/sea\\_traffic.html](http://www.nasa.gov/mission_pages/station/research/benefits/sea_traffic.html) (accessed December 2012)
6. *Buursink J., Ruy G., Schwarzenbarth K., van Schie B., Frappé J.-B., Ries Ph., Moser H.* VesselSat: Building two Microsatellites in one Year. Proceedings of the 4S (Small Satellites Systems and Services) Symposium, Portoroz, Slovenia, June 4–8, 2012.
7. EV-1. Available online at: <http://www.exactearth.com/technology/exactview/ev-1/> (accessed December 2012)
8. *Høyе G.* Observation modelling and detection probability for space-based ais reception. FFI/RAPPORT-2004, 2004.

УДК 621.37/.39

## Теоретические вопросы измерения количества информации непрерывных сигналов на конечных интервалах

В. А. Победоносцев

ОАО «ОРКК»–«НИИ КП»

**Аннотация.** Статья содержит необходимые определения, аксиомы и теоремы и в совокупности представляет собой теорию измерения количества информации  $I$  о форме непрерывного сигнала на конечном отрезке времени:  $I\{F(t), t \text{ принадлежит интервалу } [0, 1]\}$ .

Сформулирована и доказана теорема об особых неравноостоящих отсчетах. На основе использования этой теоремы приведен алгоритм преобразования табличного задания непрерывной функции в кусочно-аналитический вид.

Измерения и вычисления, выполненные по данному алгоритму и свойство изоморфизма показывают, что определение количества информации  $I$ , данное Шенноном применительно к одному отсчету, является частным случаем количества информации о форме непрерывного сигнала на конечном отрезке времени для любого фиксированного значения  $t$ .

**Ключевые слова:** теорема отсчетов, Котельников, Шеннон, теория информации, математическая теория связи, теория групп, непрерывная функция, неравноостоящие отсчеты, количество информации

## Theoretical Questions in Measuring the Amount of Information in Continuous Signals on Finite Intervals

V. A. Pobedonostsev

JSC "ORKK"–"NII KP"

**Abstract.** The article contains necessary definitions, axioms and theorems and in total is a measurement theory of the quantity of information  $I$  about continuous signals' shape on the finite interval:  $I\{F(t), t \text{ belongs to the interval } [0, 1]\}$ .

Theorem about special non-equally spaced samples is formulated and proved. On the base of using of this theorem, conversion algorithm from tabular presentation of the continuous function to the piecewise-analytic view, is given.

Measurements and computations, performed by the algorithm, and the property of isomorphism show that definition of the information quantity  $I$ , had given by Shannon applied to one sampling, was a special case of the information quantity about continuous signals' shape at the finite time interval for any fixed value  $t$ .

**Key words:** sampling theorem, Kotel'nikov, Shannon, Information theory, mathematical theory of communication, group theory, continuous function, non-equally spaced samples, quantity of information

## Введение

Автор книги «Теория информации» Станфорд Голдман в 1953 г. писал [1]: «Передача информации ... является одной из сторон нашей повседневной жизни. Каждый из нас неоднократно употреблял выражение “масса информации”, однако лишь немногие подозревают, что действительно возможно измерять информацию количественно. Мы вскоре покажем, что количество информации можно оценивать численно, подобно тому как мы оцениваем количество сахара или банковский баланс».

Тем не менее, и более 50 лет спустя с момента публикации [1] задача численной оценки «количества информации о форме непрерывного сигнала на ограниченном отрезке времени» остается «белым пятном», задача не формулировалась, не была решена, и ее решение не получило широкого освещения в технической литературе, посвященной рассматриваемому разделу «Теории информации». Предлагаемая статья имеет целью заполнение упомянутого пробела. В статье использована двадцать одна публикация автора (1995–2008 гг.), обосновывающая основные положения темы.

В создании фундаментальных теоретических основ, обеспечивающих решение этой проблемы, лежит работа инженера В. А. Котельникова «О пропускной способности “эфира” и проволоки в электросвязи» [2]. В 1948 г. Клод Шеннон опубликовал статью «Математическая теория связи» [3], в которой под номером 13 была сформулирована теорема, с момента публикации этой статьи ставшая известной как «теорема отсчетов Шеннона». Фактически же в теореме отсчетов Шеннон повторил результат, опубликованный в 1933 г. В. А. Котельниковым.

**Теорема отсчетов (Котельникова – Шеннона).** *Если функция на интервале  $T$  не содержит частот выше  $2W$  гц, то она полностью определяется своими мгновенными значениями, отстоящими друг от друга на  $1/(2W)$  с.*

Важно подчеркнуть, из условия ограниченности спектра функции выводится возможность представления непрерывной функции, состоящей из бесконечного количества точек на интервале  $T$ , с помощью конечного количества членов разло-

жения, конечного количество чисел, соответствующих этому представлению.

То есть правильнее в условиях теоремы говорить о непрерывной функции на интервале  $T$  и об ограниченном количестве членов ряда разложения функции.

Если использовать расширенное понятие функции с ограниченным спектром в некотором ортогональном базисе (не обязательно «по синусам»), то можно ввести определение «функции с обобщенным ограниченным спектром», понимая под этим функцию с линейчатым (дискретным) спектром, ограниченным по частоте «сверху».

Дополнение «теоремы отсчетов» понятием об обобщенном (дискретном) ограниченном спектре разрешает противоречие спектрального представления функции с использованием рядов Фурье, когда временное разложение сигнала с ограниченным спектром возможно только на бесконечной оси времени, а для представления сигнала на ограниченном отрезке времени  $T$  функция может быть представлена как периодическая с периодом  $T$ , что соответствует спектральному разложению с бесконечными пределами по частоте. В инженерной практике передачи данных отсутствуют оба случая: и бесконечное время, и бесконечный предел по частоте.

И Котельников и Шеннон используют условное обозначение сигнала — функции в виде  $F(t)$ , как если бы по условиям теоремы априорно было бы известно аналитическое представление функции, подлежащей передаче по каналу связи.

В инженерной практике передачи данных (в радиотелеметрии) аналитическое представление функции, подлежащей передаче по каналу связи, априорно считается заведомо не известным.

Но если гипотетически предположить, что аналитическое представление сигнала  $F(t)$  на интервале  $T$  на передающей стороне априорно известно, то на приемной стороне сигнал для каждого текущего значения времени может быть восстановлен по граничным значениям сигнала и его аналитическому выражению путем передачи конечного количества чисел. Если аналитическое представление сигнала — суть многочлен и выражение этого многочлена известно на приемной стороне, то для передачи данных о форме сигнала на интервале  $T$



достаточно передать числа — коэффициенты этого многочлена.

Для решения задачи оценки пропускной способности каналов связи Шеннон предварительно ввел понятие «мера количества информации». При этом он отметил, что «теорема существования меры количества информации и допущения, требуемые для ее доказательства, не являются необходимыми для разработанной им математической теории связи и приведены лишь с целью обоснования целесообразности некоторых определений». Мера количества информации Шеннона носит вероятностный характер.

А. Н. Колмогоров в своей публикации 1965 г. развил определение Шеннона о мере количества информации и рассмотрел три подхода к определению «количество информации»: комбинаторный, вероятностный и алгоритмический. Понятно, что комбинаторный и алгоритмический подходы имеют дело с дискретным и конечным числом событий, а вероятностный предполагает выполнение операций как с конечным числом, так и с бесконечным количеством событий.

Непосредственные выводы «Теоремы отсчетов» при представлении принятых данных в практике не используются, а служат теоретическим обоснованием возможности передачи данных о сигнале непрерывным путем передачи конечного количества «отсчетов». Довольно скоро после публикации работ Шеннона выяснилось, что сведения о форме непрерывного сигнала, передаваемые с помощью отсчетов, обладают «избыточностью», что послужило причиной постановки задачи «устранения избыточности», или «сжатия данных».

По сути проблему сжатия данных теоретически решали путем предложения различных алгоритмов устранения избыточных выборок. Возникла проблема доказательства существования и поиска наилучшего алгоритма сжатия данных и проблема существования предельного сжатия данных вообще и условий реализуемости этого алгоритма. То есть возникла проблема поиска условий существования алгоритма предельного сжатия данных.

В общем случае отсчеты непрерывной функции могут быть независимыми друг от друга и зависимыми. Устранение избыточных выборок соответствует устранению зависимых между собой

отсчетов, то есть устранению корреляционных связей между отсчетами.

Избыточность количества отсчетов при передаче данных в телеметрии (и в телевидении) складывается при назначении частоты опроса параметров с учетом априорных сведений о сигнале, предназначенном для передачи по линии связи.

Первоначально в качестве характеристики эффективности исследуемого алгоритма сжатия данных был выбран так называемый «коэффициент сжатия», вычисленный как отношение количества исходных отсчетов к количеству отсчетов на выходе устройства сжатия данных. Но довольно скоро выяснилось, что коэффициент сжатия данных зависит не только от эффективности алгоритма, но и от первоначально назначенной частоты опроса параметров, а также от формы сигнала на заданном промежутке времени. Иными словами, определенный указанным образом коэффициент сжатия не характеризует однозначно алгоритм сжатия данных и выбор эффективного алгоритма сжатия данных и классификацию алгоритмов сжатия по эффективности.

Еще одно условие исследования и сравнения алгоритмов сжатия данных — предположение априорной известности аналитического представления сигнала, подвергаемого процедуре сжатия, что при решении практических задач ракетной телеметрии не имеет места. Более того, на аварийных участках полета поведение телеметрических параметров не является стационарным, что ограничивает применение метода статистических испытаний для выбора эффективного алгоритма сжатия данных.

«Теорема отсчетов» имеет дело с истинным (аналоговым) значением сигнала в точке отсчета  $F(t)$ , а инженерный подход предполагает оперирование с оцифрованными значениями (числами), характеризующими приближенное значение этого сигнала в точках отсчетов.

Ввиду указанных недостатков использования коэффициента сжатия данных для сравнения и выбора эффективного алгоритма сжатия возникает проблема выбора другого критерия сравнения. С выбором этого критерия связана теоретическая задача нахождения условий существования предельного сжатия данных о форме непрерывного (телеметрического) сигнала на конечном отрезке времени  $T$ .

## Общая постановка проблемы

Проблема состоит в обосновании выбора критерия «сжатия данных» о форме непрерывных сигналов на ограниченном интервале. Этот критерий не должен зависеть от «первичной» частоты дискретизации непрерывного сигнала по времени и квантованного по амплитуде. Критерий должен позволить теоретическое обоснование условий существования алгоритма «предельного сжатия данных» или подходов к синтезу такого алгоритма.

Предлагается гипотеза, что таким критерием мог бы стать критерий «количество информации о форме непрерывного сигнала на заданном отрезке времени  $T$ » в предположении, что этот критерий существует, является единственным (не подлежащим дальнейшему «сжатию» при заданных условиях), не зависит ни от формы сигнала, ни от первоначально заданной опросности параметра, и это «количество информации» при заданных условиях однозначно характеризует данную реализацию сигнала на отрезке времени  $T$ . Тем самым отпадает и ограничение об обязательном условии стационарности поведения параметра на заданном промежутке.

Если будет доказано существование и единственность определения «количество информации», то в силу единственности эта величина (при накладываемых ограничениях) не должна позволять дальнейшее «сжатие».

Трудность состоит в том, что предлагаемый критерий никогда и никем ранее не был определен и по этой причине никогда ранее не использовался.

## Постановка задачи, первое приближение

Приведем формулировку одной теоремы, сформулированной К. Шенноном в его основной работе [3]:

«Предположим, что имеется некоторое множество возможных событий, вероятности осуществления которых суть  $p_1, p_2, \dots, p_n$ . Эти вероятности известны, но это — все, что нам известно относительно того, какое событие произойдет. Можно ли найти меру того, насколько велик “выбор” из та-

кого набора событий или сколь неопределенен для нас его исход?»

Если имеется такая мера, скажем  $H(p_1, p_2, \dots, p_n)$ , то разумно потребовать, чтобы она обладала следующими свойствами:

1.  $H$  должна быть непрерывной относительно  $p_i$ .
2. Если все  $p_i$  равны между собой, то  $H$  должна быть монотонно возрастающей от  $n$ . В случае равновероятных событий имеется больше возможностей выбора или неопределенности, чем в случае, когда имеются разноразличные события.
3. Если бы выбор распадался на два последовательных выбора, то первоначальная  $H$  должна была бы быть взвешенной суммой индивидуальных значений  $H$ .

В статье К. Шеннона эта теорема имеет порядковый номер 2.

В предлагаемой публикации этой теореме присвоим номер один и будем именовать эту теорему основной теоремой теории количеств информации (информметрии), или теоремой о единственности меры количества информации в ансамбле.

**Теорема 1 (Шеннона).** *Существует единственная функция  $H$  (энтропия), удовлетворяющая трем перечисленным свойствам. При этом  $H = -K \sum p_i \log p_i$ ,  $i$  изменяется от 1 до  $n$ .*

Энтропия — еще не «количество информации». Недостаточность обоснования этого факта в теории Шеннона (который в своих теоремах использовал понятие «энтропия», а не понятие «количество информации») — причина того, что А. Н. Колмогоров по истечении девяти лет после публикации первой работы Шеннона вынужден был неоднократно указывать, что «основным понятием, допускающим обобщение на совершенно произвольные непрерывные сообщения и сигналы, является не понятие энтропии, а количество информации в случайном объекте относительно другого случайного объекта». Предположение о возможности «измерения информации» есть основная идея теории информации.

Нетрудно видеть, что подход Шеннона к определению «количество информации» распространяется не на непрерывные сигналы, передаваемые

по линиям связи, а только на выборки непрерывных сигналов.

Применительно к непрерывным сигналам комбинаторный подход к определению «количество информации», рассмотренный Колмогоровым, предполагает операции с дискретными величинами, получающимися в результате дискретизации непрерывного сигнала по времени и квантования полученных выборок по амплитуде.

Пусть переменное  $x$  способно принимать значения, принадлежащие конечному множеству  $X$ , которое состоит из  $N$  элементов. Говорят, что «энтропия» (мера неопределенности) переменного  $x$  равна  $H(x) = \log_2 N$ .

Указывая определенное значение  $x = a$  переменного  $x$ , мы «снимем» эту энтропию (неопределенность), сообщая информацию  $I = \log_2 N$ .

Пользуясь методом аналогии, можно представить на заданном промежутке времени  $T$  все возможные  $N$  реализаций сигнала и перенумеровать эти реализации, подобно значениям шкалы преобразователя напряжения в код (ПНК) для одной выборки (см. рис. 2, «решетка» из сплайнов), тогда количество информации о каждой реализации будет определяться по той же формуле:  $I = \log_2 N$ .

И это значение (при определенных условиях) будет являться предельным значением представления сигнала на заданном промежутке времени.

Следуя А. Н. Колмогорову, напомним, что основное понятие, допускающее обобщение на совершенно произвольные непрерывные сообщения и сигналы, — не понятие энтропии, а понятие количества информации, вычисляемое как разность двух значений энтропии.

В соответствии с указанным соображением можно говорить, во-первых, об априорной энтропии того, что все сигналы находятся в пределах заданной шкалы. И во-вторых, о «коридоре» или о «трубке неопределенности» нахождения сигнала после проведения измерения. Тогда количество информации о приближенной форме сигнала на фиксированном промежутке времени  $T$  определяется как разность двух значений энтропии до и после вычисления приближенного аналитического представления на этом промежутке времени.

В соответствии с другим замечанием А. Н. Колмогорова о логической независимости

комбинаторного определения количества информации от каких бы то ни было вероятностных допущений, количество информации о форме непрерывного сигнала на фиксированном промежутке времени может быть определено на основе не вероятностного, а комбинаторного подхода.

**Определение.** Количество информации о форме непрерывного сигнала на конечном интервале вычисляется как взятая со знаком минус разность значений энтропии (функции неопределенности) о форме сигнала до и после нахождения аналитического представления сигнала на заданном промежутке с погрешностью, не хуже заданной.

**Математическая постановка проблемы** состоит в том, чтобы показать, что обобщенное математическое определение «количество информации о форме непрерывного сигнала на ограниченном отрезке времени» не противоречит определению, предложенному К. Шенноном. Задача состоит в том, чтобы определение Шеннона было частным (одномерным) случаем предлагаемого обобщенного определения. Определение Шеннона должно допускать дальнейшее обобщение на двумерные и трехмерные сигналы, что предполагает введение новых определений типа «двухмерный отсчет» и «трехмерный отсчет» («видеоотсчет»). Необходимо также дать определение «погрешность» (расстояние реализации сигнала на  $T$  от его аппроксимирующего представления) и предложить алгоритм измерений параметров непрерывного сигнала на интервале  $T$  и последующих преобразований полученных результатов измерений, позволяющих получить в численном виде количество информации о форме непрерывного сигнала на конечном интервале, и указать ограничения (условия), обеспечивающие получение конечного результата.

## Порядок решения проблемы

Для решения сформулированной проблемы, помимо использования результатов, ранее полученных другими исследователями, автором было предложено решение семи промежуточных задач. В том числе:

1. Обоснованы постановка проблемы и граничные условия ее решения.

Таблица 1

	<b>Определения и аксиомы теории вероятностей по А. Н. Колмогорову</b>	<b>Определения и аксиомы теории информации (В. А. Победоносцев)</b>
	Пусть $\Omega$ — множество элементов $\omega$ , которые мы будем называть элементарными событиями, а $\Psi$ — множество подмножеств из $\Omega$ . Элементы множества $\Psi$ будем называть случайными событиями (или просто событиями), а $\Omega$ — пространством элементарных событий	Пусть $\Omega$ — множество элементов $\omega$ , которые мы будем называть элементарными событиями, а $\Psi$ — множество подмножеств из $\Omega$ . Элементы множества $\Psi$ будем называть случайными событиями (или просто событиями), а $\Omega$ — пространством элементарных событий. Термин «элементарное событие» не означает, что элемент, соответствующий событию, — точка. Это может быть отрезок непрерывной кривой или отрезок поверхности на конечном интервале времени или пространства
Аксиомы	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. <math>\Psi</math> является алгеброй множеств.</li> <li>2. Каждому множеству <math>A</math> из <math>\Psi</math> поставлено в соответствие неотрицательное число <math>P(A)</math>. Это число называется вероятностью события <math>A</math>.</li> <li>3. <math>P(\Omega) = 1</math>.</li> <li>4. Если <math>A</math> и <math>B</math> не пересекаются, то <math>P(A + B) = P(A) + P(B)</math></li> </ol>	$(\Omega, \Psi, P)$ является полем вероятностей, $\Psi$ — алгебра множеств; в частном случае $\Psi$ — группа, принадлежащая множеству $\Omega$ . Каждому множеству $A$ из $\Psi$ поставлено в соответствие неотрицательное число $H(A)$ . Это число $H(A)$ называется энтропией события $A$ и является функцией от распределения вероятностей: $H(A) = -K \sum p_i \log p_i$ . $H(\Omega) = 0, \{P(\Omega) = 1\}$ . Если $A$ и $B$ не пересекаются, то $H(A + B) = H(A) + H(B)$
	Совокупность объектов $(\Omega, \Psi, P)$ , удовлетворяющая аксиомам 1, 2, 3, 4, называется полем вероятностей	Совокупность объектов $(\Omega, \Psi, P, H)$ , удовлетворяющая аксиомам 1, 2, 3, 4, называется полем информации

2. Введено инженерное понятие (определение) о сигналах с обобщенным линейчатым ограниченным спектром в ортогональных базисах (не обязательно тригонометрических), как инженерный вывод из результатов, полученных математиками М. К. Размахниным и В. П. Яковлевым (РФ).

3. На основе использования подмеченного автором свойства изоморфизма аддитивных алгебраических групп автором впервые было предложено аксиоматически строгое определение «количество информации о форме непрерывного сигнала» на ограниченном отрезке времени  $T$ , имеющее строгую преемственность с аксиоматическим обоснованием теории вероятностей, предложенным Колмогоровым. Аксиоматика Колмогорова дополнена дополнительной аксиомой: множество ( $\Psi$ ) элементов множества случайных событий является группой, принадлежащей множеству  $\Omega$ , — множеству элементов  $\omega$ , которые мы будем называть элементарными событиями (см. табл. 1). Влияние на теорию дополнительного, впервые предложенного автором ограничения на множество случайных со-

бытий, можно иллюстрировать аналогией влияния вариаций аксиомы о параллельных прямых на все последующие выводы евклидовой и неевклидовой геометрии.

4. С использованием теоремы Шеннона обосновано существование и единственность предложенного определения («количество информации о форме сигнала...»).

5. Сформулирована и доказана теорема об особых неравноотстоящих отсчетах как результат обобщения обратной теоремы Котельникова в сопоставлении этой теоремы с известной из матанализа теоремы Вейерштрасса об аппроксимации (с погрешностью не хуже заданной) многочленами непрерывных функций, заданных на отрезке времени  $T$ .

6. Сформулированы условия приближения многочленами на  $T$  непрерывных функций, квантованных по амплитуде и дискретизированных по времени.

7. Синтезировано первое приближение алгоритма преобразования табличной формы зада-



ния непрерывного сигнала на  $T$  в аналитическую кусочно-непрерывную функцию.

Остановимся на описании решения задач, имеющих ключевое значение для решения проблемы.

**1. Понятие о сигналах с обобщенным ограниченным спектром** в ортогональном базисе, с использованием которого предложена обобщенная формулировка теоремы Котельникова для ортогональных базисов, не являющихся тригонометрическими для конечных отрезков времени.

Известно, что функции с ограниченным спектром — это целые аналитические функции: доказательство (не опубликовано) найдено Б. С. Цыбаковым и В. П. Яковлевым, задача сформулирована Я. И. Хургиным, а ряд Котельникова — не единственная, а одна из возможных функций, используемых в теории целых функций. Обобщенный подход состоит в том, что рассматриваются способы представления функций на ограниченном интервале времени не с помощью конечного количества отсчетов (как у Шеннона), а с помощью конечного количества вычисленных по определенным правилам чисел (как в седьмой теореме Котельникова) [2].

**Теорема 2. Обобщенная обратная теорема Котельникова – Шеннона (В. А. Победоносцев).** *Непрерывная функция  $F(t)$ , представленная на  $T$  в виде разложения в ряд Фурье по данной ортогональной системе, является функцией с ограниченным спектром в этой ортогональной системе и может быть аппроксимирована целой аналитической функцией.*

Если функция на интервале  $T$  есть функция с обобщенным ограниченным спектром в ортогональном базисе, то она полностью определяется конечным количеством чисел, характеризующих разложение функции на  $T$  в данном ортогональном базисе.

В рецензии на одну из работ автора Котельников писал: «В настоящее время по этому вопросу имеется очень большая литература теоретического характера, сравнительно мало освоенная в технических приложениях». Что авторитетно подтверждает необходимость перевода результатов, давно полученных «чистыми математиками» на язык, понятный радиоинженерам и инженерам связи.

**2. Аксиоматическое расширенное определение «количество информации о форме непрерывного сигнала» на ограниченном отрезке времени  $T$  (А. Н. Колмогоров).**

Элементарной теорией вероятности называют ту часть теории вероятностей, в которой приходится иметь дело с вероятностями лишь конечного числа событий.

Элементарная теория вероятности базируется на основе всего четырех аксиом.

Приведем дословно предложенную А. Н. Колмогоровым систему четырех непротиворечивых аксиом элементарной теории вероятностей.

Пусть  $\Omega$  — множество элементов  $\omega$ , которые мы будем называть элементарными событиями, а  $\Psi$  — множество подмножеств из  $\Omega$ . Элементы множества  $\Psi$  будем называть случайными событиями (или просто событиями), а  $\Omega$  — пространством элементарных событий.

1.  $\Psi$  является алгеброй множеств.
2. Каждому множеству  $A$  из  $\Psi$  поставлено в соответствие неотрицательное число  $P(A)$ . Это число называется вероятностью события  $A$ .
3.  $P(\Omega) = 1$ .
4. Если  $A$  и  $B$  не пересекаются, то  $P(A + B) = P(A) + P(B)$ .

Совокупность объектов  $(\Omega, \Psi, P)$ , удовлетворяющая аксиомам 1, 2, 3, 4, называется полем вероятностей.

Отметим попутно, что термин «событие» в теории вероятности и такой же термин, используемый в теории информации, идентичны. Отметим также, что условная вероятность в теории вероятностей не аксиоматизируется, а выводится из четырех названных аксиом. Четвертая аксиома теории вероятностей оговаривает правила сложения вероятностей «независимых» случайных величин («Если  $A$  и  $B$  не пересекаются, то  $P(A+B) = P(A)+P(B)$ »).

Отметим, что понятие «вероятность» вводится аксиоматически. Подчеркнем, что для множества значений вероятности Колмогоровым устанавливается **только одна операция — «суммирование»**. Интуитивные соображения позволяют говорить о установлении «только одной операции —

сложения» для численных величин «неопределенность» и «количество информации». Из курса высшей алгебры известно, что из всех видов множеств «только одна операция — суммирование» устанавливается для аддитивных групп.

При формулировании первой аксиомы А. Н. Колмогоров для пояснения понятия «алгебра множеств» ограничивается сноской и ссылкой на учебное пособие, в котором собственно аксиомы «алгебры множеств» в четко сформулированном виде не приведены. Аксиомы алгебры множеств совпадают с аксиомами булевой алгебры, приведенными в других источниках.

**С точки зрения построения аксиоматического обоснования математической теории связи–теории информации, имеющего некоторую аналогию с аксиоматикой теории вероятностей, целесообразно аксиоматически ввести именно понятие энтропии.**

В вышеприведенной теореме Шеннона (об условиях существования и единственности энтропии) каждому элементу ( $a$  в обобщенном представлении — каждому множеству, так как непрерывная функция на ограниченном отрезке времени — это множество точек) некоторого множества ставится в соответствие некоторое неотрицательное число, названное энтропией. Проводя аналогию с аксиомами теории вероятностей, и зная, что истинность второй аксиомы Шеннона не вызывает сомнения, можно аксиомы элементарной теории Шеннона (то есть теории для конечных множеств) представить в следующем виде.

Пусть  $\Omega$  — множество элементов  $\omega$ , которые мы будем называть элементарными событиями, а  $\Psi$  — множество подмножеств из  $\Omega$ . Элементы множества  $\Psi$  будем называть случайными событиями (или просто событиями), а  $\Omega$  — пространством элементарных событий. Термин «элементарное событие» не означает, что элемент, соответствующий событию, — точка. Это может быть отрезок непрерывной кривой или поверхности.

1.  $(\Omega, \Psi, P)$  является полем вероятностей (выполняются соответствующие аксиомы).
2.  $\Psi$  — группа, принадлежащая множеству  $\Omega$ .
3. Каждому множеству  $A$  из  $\Psi$  поставлено в соответствие неотрицательное число  $H(A)$ . Число

$H(A)$  называется энтропией события  $A$  и является функцией от распределения вероятностей:  
 $H(A) = -K \sum p_i \log p_i$ .

Предложенный вариант аксиом позволяет установить общность второй и тринадцатой теорем Шеннона (речь идет об общих основах теоремы об энтропии и теоремы отсчетов). Эта общность состоит в представлении ансамбля случайных событий Шеннона и ансамбля отрезков непрерывных функций на ограниченном отрезке времени в виде алгебраической группы.

Подробное изложение «второго приближения» математической теории связи на основе приведенных аксиом выходит за рамки журнальной статьи.

Заметим, что как вероятность, так и неопределенность ставятся в соответствие каждому множеству  $A$  из  $\Psi$ , но не наоборот. То есть без требования взаимно-однозначного соответствия. Подчеркнем, что ставится задача поиска группы для ансамбля информации, а не для множества «энтропия».

Отметим, что любое аналого-цифровое преобразование амплитудной выборки (текущих значений уровня) сигнала есть отображение упорядоченного множества возможных значений сигнала в шкале преобразования на группу рациональных чисел, причем на циклическую группу. Каждому элементу этой группы может быть поставлен в соответствие свой индивидуальный номер (значение кода). Так что радиоинженеры-телеметристы всегда имеют дело с циклическими группами, не подозревая об этом.

Предъявлять условие независимости  $A$  и  $B$  в виде четвертой аксиомы (как это сделано у Колмогорова при аксиоматическом обосновании теории вероятностей) излишне, т. к. элементы группы независимы по определению, закон сложения вероятностей задан формулировкой первой аксиомы. Если понятие «условная вероятность» имеет определенный эмпирический смысл, то для оценки неопределенности ситуации важно иметь дело только с независимыми (ортогональными) элементами. При определении вероятностей эмпирически специалисты понимают, что для сравнимости необходимо соблюдать условие принадлежности случайных событий к одному ансамблю. Иное дело при оперировании понятием «количество информации»,



в котором в явном виде уже отсутствует принадлежность к одному ансамблю. В результате чего в приложениях (далеких от технической теории информации) возникает соблазн суммировать количество информации, принадлежащей к разным ансамблям, что, вообще говоря, неверно. В этом случае правильнее говорить не о «массе» (как у С. Голдмана), а об «объеме информации» (но не о ее «количестве», так как последнее определено для конкретного ансамбля). Использование понятия «группа» позволяет абстрагироваться от конкретного содержания и говорить о сравнимости меры количества информации для изоморфных групп. Сама информация может удовлетворять всем аксиомам булевой алгебры, но для характеристики меры неопределенности и количества информации важно выделить независимые (непересекающиеся) подмножества.

Совокупность объектов  $(\Omega, \Psi, P)$ , удовлетворяющая аксиомам 1, 2, 3, 4, по аналогии можно назвать «группой энтропии поля вероятностей  $(\Omega, \Psi, P)$  множества случайных событий  $\Psi$ ». Или просто «группой энтропии информации».

**Используем известное определение.** Особые точки функции — это точки, в которых первая, вторая и т. д. производные равны нулю. То есть это точки минимума и максимума и точки перегиба непрерывной функции. Особые отсчеты — это отсчеты в особых точках функции (сигнала).

**Теорема 3 (В. А. Победоносцев). Теорема об особых неравноотстоящих отсчетах.** *Если непрерывный в замкнутом отрезке  $[a, b]$  сигнал с обобщенным ограниченным спектром удовлетворяет условиям Дирихле и известны его производные в граничных точках  $a$  и  $b$ , то заданная погрешность аппроксимации сигнала  $\epsilon > 0$  определяет степень аппроксимирующего многочлена, с помощью которого этот сигнал, с максимальной погрешностью  $\Delta$  не выше заданной, единственным образом определяется по неравноотстоящим отсчетам, взятым на границах интервала наблюдения, и в «особых» точках, где первая, вторая и т. д. производные квантованного по уровню сигнала равны нулю. Особые равноотстоящие отсчеты — частный случай особых неравноотстоящих отсчетов, например, для синусоидального сигнала.*

Для того, чтобы представить реализации сигналов на заданном промежутке времени, необходимо иметь алгоритм преобразования табличных значений сигнала в аналитическую форму.

Развитие методов численного анализа и успеши компьютерной техники сделали доступным ранее невозможное. Стало реальным аппаратное табличное вычисление текущих значений производных сигналов непрерывной формы по табличным значениям равноотстоящих отсчетов. Таким образом, стало возможным вычисление координат (соответствующих шкале значений времени) точек максимума–минимума и точек перегиба сигнала на исследуемом промежутке времени. Если воспользоваться аппаратом численного анализа, успехами компьютерной техники, то задача построения алгоритма преобразования табличной формы задания непрерывного сигнала на  $T$  в кусочно-аналитическую форму на этом промежутке  $T$  становится разрешимой.

Для использования выводов данной теоремы с целью синтеза алгоритма преобразования табличного способа задания непрерывной функции на  $T$  в кусочно-аналитическую форму необходимо ввести понятие «расстояния» между исходной функцией и приближающим многочленом.

В отличие от чисто математических исследований сходимости непрерывных функций к многочленам, выбирается не критерий минимизации средне-квадратичного отклонения  $\Delta$  сигнала от аппроксимирующего многочлена, а инженерно реализуемый критерий максимального отклонения функции на интервале монотонности от аппроксимирующего многочлена.

Максимальное отклонение  $\Delta$  — это погрешность квантования сигнала по уровню при выбранном количестве разрядов преобразователя напряжения в код.

Рассматриваем термины «сигнал» и «функция» синонимами.

Естественно потребовать, чтобы на интервале монотонности «искомой» функции значение аппроксимирующей монотонно изменяющейся функции не выходило за пределы  $\Delta$ -коридора.

На рис. 1 приведена синтезированная на основе теоремы о неравноотстоящих отсчетах укрупненная блок-схема алгоритма преобразования

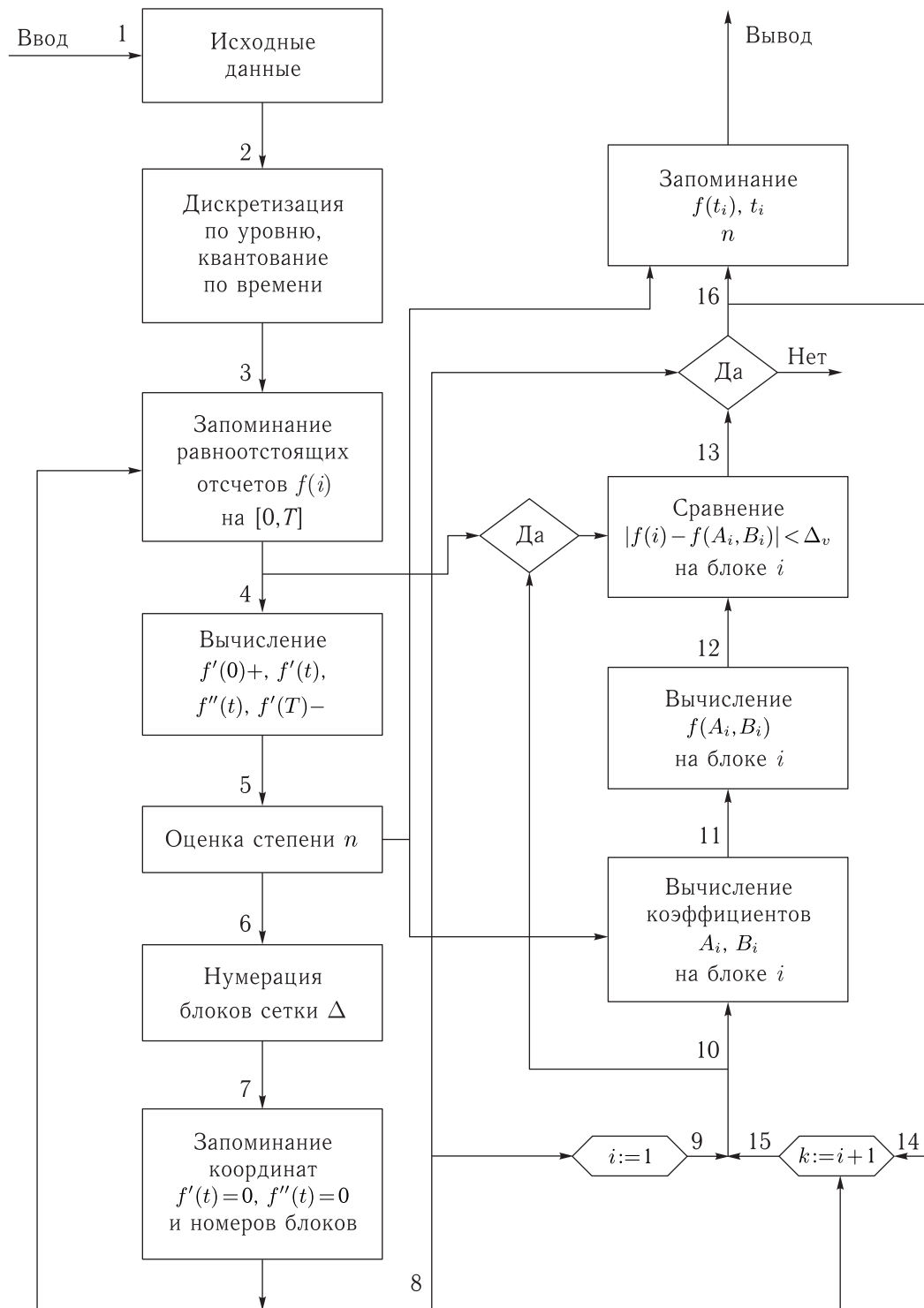


Рис. 1. Укрупненная блок-схема алгоритма преобразования табличной формы задания сигнала в кусочно-аналитическую форму

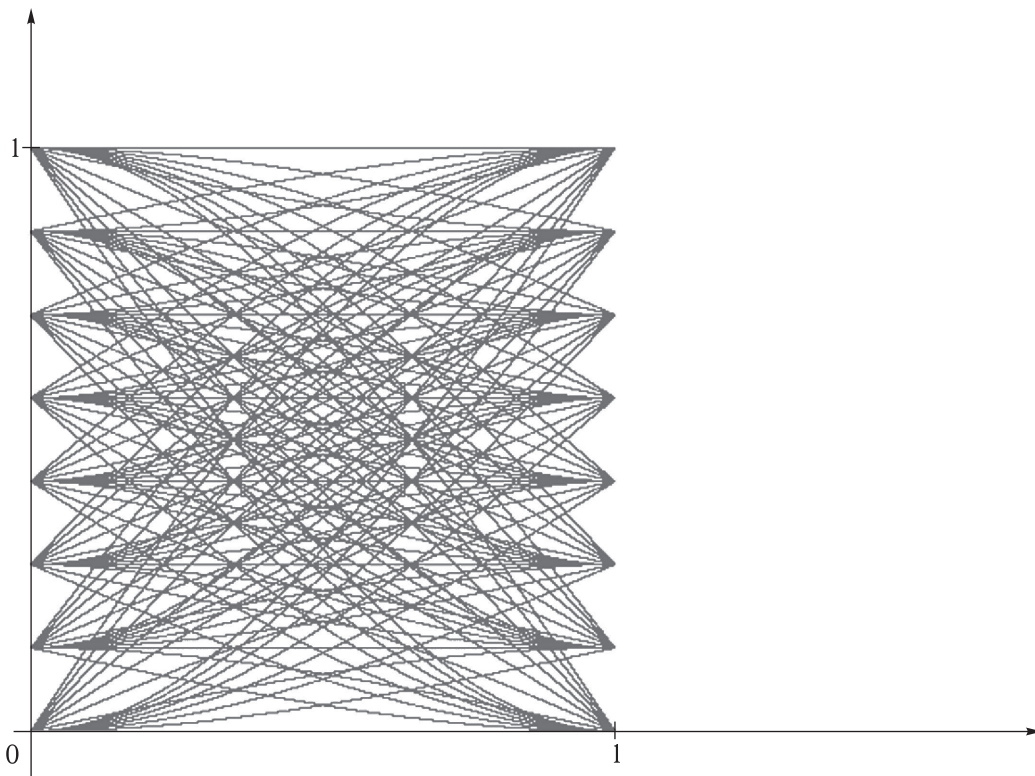


Рис. 2. «Решетка» из множества возрастающих и убывающих кубических сплайнов, соответствующая семи градациям — уровням квантования трехразрядного преобразователя величины напряжения сигнала в код на отрезке  $[0,1]$ . Уровни квантования перенумеруем цифрами от 0 (нижний уровень) до 7 (верхний уровень)

табличных значений сигнала (отсчетов) в кусочно-аналитическую форму. «Куски» аналитического представления «склеиваются» таким образом, что значения первых и вторых производных сигнала в точках «склеивания» совпадают, так как выбираются значения «особых точек» сигнала (значения минимума, максимума или точки перегиба). Каждый отрезок времени монотонности изменения сигнала нормируется, то есть приводится к интервалу  $[1]$ . Это важно. Интервал наблюдения сигнала разбивается на участки монотонности изменения сигнала. На каждом интервале монотонного изменения сигнала, с граничными значениями от одного «особого» значения сигнала (максимума, минимума сигнала или точки «перегиба») до другого, сигналы аппроксимируются отрезками многочлена не выше третьей степени, т. н. кубическими сплайнами. При этом на всем участке аппроксимации значения сигнала отличаются от отрезка аппроксимирующего многочлена (сплайна) не более, чем на значение  $\Delta$ .

Каждому сплайну присваивается «свой» номер, подобно тому, как при преобразовании постоянного значения напряжения в код каждому «измеряемому» значению напряжения в нормированной шкале измерений присваивается номер ближайшего уровня квантования, от которого «измеряемое» напряжение отстоит не более, чем на  $\pm 1/2$  погрешности квантования  $\Delta$  или, при отсутствии специальных технических ухищрений, не более чем на  $\pm \Delta$ .

На рис. 2 приведен пример решетки кубических сплайнов, к одному из которых может быть приближена «ближайшая» конкретная реализации непрерывной функции в нормированной шкале измерений  $[0,1]$  на нормированном отрезке времени  $[0,1]$ . Сплайны решетки взаимно однозначно нумеруются. Конкретная реализация непрерывной функции идентифицируется номером ближайшего сплайна. Эквивалентом номера сплайна может служить таблица значений (чисел) коэффициентов разложения многочлена на  $[0,1]$ .

## Основные выводы

Реализация алгоритма предельного сжатия данных возможна только в случае, если известны все значения выборок сигнала на заданном промежутке времени  $T$ , что соответствует «инженерному» толкованию теоремы Котельникова – Шеннона в первоначальных формулировках.

Предельное представление данных о форме непрерывного сигнала на промежутке времени  $T$  есть выраженное численно (при заданном максимальном значении приближения искомой функции аппроксимирующему многочлену) количество информации о форме непрерывного сигнала на заданном промежутке времени  $T$ .

Все реализации сигнала на заданном отрезке монотонности характеризуются одним и тем же значением «количество информации» (естественно, при допущении равновероятного значения возможных реализаций сигнала на  $T$ , что соответствует комбинаторному определению «количество информации»). При этом полученное численное представление не содержит избыточных выборок.

Таким образом, в основу расширения предложенного определения Шеннона на определение «количество информации о форме непрерывного сигнала» на конечном отрезке времени  $T$  положено понятие изоморфизма из теории групп: множество возможных реализаций сигнала на  $T$  рассматривается как группа по сложению, изоморфная некоторой группе значений дискретизации значений выборок «по амплитуде» с количеством элементов  $2^m$ , где  $m$  — количество разрядов преобразователя напряжения в код. По аналогии с «нумерацией» уровней выборки в шкале измерений осуществляется нумерация каждой реализации возможных значений сигнала на  $T$ .  $I = \ln 2^m = m$ .

Зная основное свойство логарифма:  $I = \ln b + \ln c = \ln(bc)$ , можно сделать вывод, что суммированию двух значений количества информации двух ансамблей (множеств) событий изоморфно соответствует перемножение количества элементов этих множеств.

Главный инженерный вывод предложенной сложной «теории» состоит в том, что «количество информации» изоморфных множеств выражается одной величиной.

## Список литературы

1. *Голдман Станфорд*. Теория информации, перевод с английского издания 1953 г. (Лондон). М.: ИИЛ, 1957. 447 с.
2. *Котельников В. А.* О пропускной способности «эфира» и проволоки в электросвязи // Радиотехника, 1995, № 2–4. С. 42–55 (Факсимильная статья 1933 г.). См. также сб. «Владимир Александрович Котельников». К 95-летию со дня рождения. М.: Издательство МЭИ, 2003. 76 ил.
3. *Шеннон К.* Математическая теория связи (1948). В кн. «Работы по теории информации и кибернетике». Пер. с англ. М.: ИИЛ, 1963. С. 243–332.
4. *Колмогоров А. Н.* Три подхода к определению понятия «количество информации» // Проблемы передачи информации, 1965, т. 1, вып. 1.
5. *Победоносцев В. А.* Теорема о неравноотстоящих отсчетах // Радиотехнические тетради, МЭИ, 1995, № 8. Специальный выпуск. С. 25–27.
6. *Победоносцев В. А.* Теорема о неравноотстоящих отсчетах // Зарубежная радиоэлектроника, 1996, № 8. С. 101–107.
7. *Победоносцев В. А.* Основания информметрии (Очерки прикладной теории измерения информации). М.: Радио и связь, 2000. 192 с.

УДК 621.398: 681.5(075)

## Обеспечение достоверности исходных данных телеконтроля на основе аппарата теории ультрасистем

**А. А. Янченко**

*начальник группы, ОАО «Российские космические системы»*

*e-mail: otchel0941@mail.ru*

**Аннотация.** С использованием аппарата теории ультрасистем предложена формализованная модель, а также ультраоператор проверки достоверности технологических исходных данных для обработки телеметрической информации (ТМИ) объектов ракетно-космической техники в наземных комплексах управления, которые позволяют автоматизировать процесс обеспечения безошибочности подготовленных исходных данных телеконтроля.

**Ключевые слова:** достоверность данных, телеметрическая информация, ультрасистема

## Ensuring Telecontrol Source Data Reliability on the Basis of the Theory of Ultrasystem

**A. A. Yanchenko**

*chief of group, Joint Stock Company "Russian Space Systems"*

*e-mail: otchel0941@mail.ru*

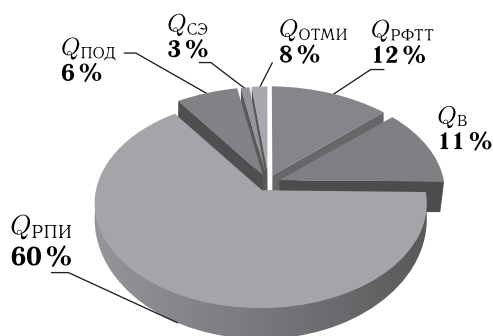
**Abstract.** With the use of the theory of ultrasystem there was proposed a formalized model and an ultraoperator of testing of reliability of technological source data for processing of telemetry information of rocket-space craft in the ground control systems, that allow automation of the telecontrol source data inerrancy supply.

**Key words:** data reliability, telemetry informational supply, ultrasystem



## Введение

Анализ существующих тенденций в развитии космической отрасли [1] (коммерциализация использования космических систем, обновление «парка» типов космических аппаратов (КА), типизация платформ) показал, что по-прежнему актуальны требования к оперативности решения задач информационно-телеметрического обеспечения как на этапе постановки КА на обслуживание, так и в процессе управления ими. Одним из наиболее существенных факторов, влияющих на оперативность процесса постановки объектов ракетно-космической техники на ИТО, является подготовка технологических исходных данных (ТИД) для обработки принятой телеметрической информации (ТМИ) в процессе телеконтроля. Анализ процесса подготовки исходных данных телеконтроля показал, что основные трудозатраты приходятся на разработку пользовательского интерфейса (рис. 1), а также на обеспечение достоверности данных (обработка контрольной ТМИ, сравнение с эталоном и поиск ошибок).



Трудозатраты на:  $Q_{РПИ}$  — разработку пользовательского интерфейса,  $Q_{В}$  — ввод данных,  $Q_{РФТТ}$  — разработку процедуры формализации тезауруса телеконтроля,  $Q_{ОТМИ}$  — обработку контрольной ТМИ,  $Q_{СЭ}$  — сравнение с эталоном,  $Q_{ПОД}$  — поиск ошибок в данных

Рис. 1. Распределение трудозатрат подготовки исходных данных по отдельным операциям (на примере КА KazSat-2)

Процесс подготовки исходных данных протекает по стандартной схеме бернуллиевского процесса контроля, включающей обработку данных, контроль и исправление ошибок. Его трудоемкость

$Q$  в соответствии с теорией достоверности информационного обеспечения АСУ [3] оценивается по следующей формуле:

$$Q = (Q_{В} + Q_{ОТМИ} + Q_{СЭ} + Q_{ПОД} + t_a \sqrt{(Q_{В} + Q_{К})p})(1 - p)^{-1}, \quad (1)$$

где  $p$  — вероятность совершения ошибки при вводе данных;  $Q_{В}$ ,  $Q_{ОТМИ}$ ,  $Q_{СЭ}$ ,  $Q_{ПОД}$  — см. рис. 1.

Из анализа соответствующего графика (рис. 2) следует, что путем снижения вероятности ошибки при вводе можно уменьшить трудоемкость процесса подготовки ТИД в полтора раза.

Для обеспечения надлежащего уровня безошибочности работы человека-оператора требуется автоматизированный анализ корректности введенных ТИД. При реализации этого требования в условиях постоянного уточнения модели телеконтроля КА на этапе его наземной отработки, а также в процессе летных испытаний возникает необходимость постоянной доработки подсистемы проверки достоверности введенных данных. При низком уровне автоматизации построения программных компонентов увеличиваются сроки разработки, происходит потеря целостности системы, снижается надежность и, как следствие, увеличивается время, необходимое для постановки на обслуживание новых типов объектов РКТ. Для решения возникшего противоречия между современными требованиями и существующими возможностями необходима автоматизация процесса проверки достоверности подготовленных ТИД на основе формализованной модели.

В известных подходах формализации процессов телеконтроля (А. К. Дмитриев, П. А. Мальцев [2], В. А. Соловьёв [4]), основанных на теории множеств, предлагалось описывать составные части процессов контроля с помощью множеств элементов (входных, выходных сигналов, технических и истинных состояний объекта контроля и т. д.) и отображений между ними. Использование таких структур предполагает последовательную обработку каждого элемента соответствующего множества (например, при факторизации выходных сигналов объекта управления с целью определения его состояния), что существенно ограничивает возможность применения такого подхода



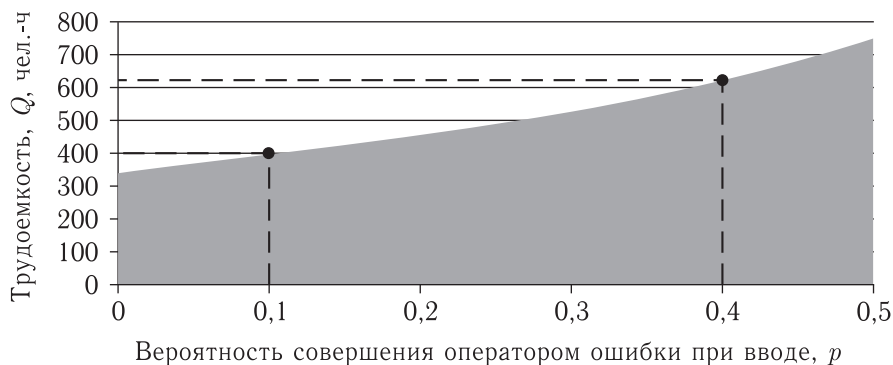


Рис. 2. Зависимость трудоемкости процесса подготовки исходных данных телеконтроля от вероятности ошибки при вводе

при большой или даже бесконечной размерности множеств в реальных процессах задач телеконтроля объектов РКТ.

### Модель технологических исходных данных в терминах теории ультрасистем

Предлагаемый подход к формализации основан на теории ультрасистем, в соответствии с которой каждая точка множества дополняется ее информационным описанием (информационный принцип задания точки) [5]. Это позволяет при обработке данных оперировать не только с элементами множеств, но и с информацией о них, в результате чего удается существенно снизить размерность задачи путем отделения операций, выполняемых над объектами, от операций, выполняемых над информацией об объектах. Под информацией (сведениями) о точке множества понимается подмножество, для элементов которого эти сведения имеют место, что позволяет использовать в рамках теории ультрасистем аппарат классической теории множеств. Ультрамножество дополняет базовое (опорное) множество объектов ультраоснащением, описывающим различную информацию об этих объектах, а также вероятности достоверности сведений. Множество всевозможных сведений описывается с помощью решетки понятий, состоящей из семейства подмножеств опорного множества, для которых результаты операций объединения, пересечения и дополнения не выходят за пределы

семейства. Отображения между ультрамножествами называют ультраоператорами.

В соответствии с вышесказанным модель ТИД телеконтроля описывается (рис. 3) как ультраоснащение опорного множества телеметрируемых параметров решеткой понятий, содержащей сведения об особенностях их обработки и представления (коммутации, масштабирования, тарирования, отбраковки, отображения, вторичной обработки и т. д.):

$$\check{D}_{\text{ИП}} = Y_{\text{П}} \times G \times P, \quad (2)$$

где  $Y_{\text{П}}$  — опорное множество обрабатываемых параметров;

$G$  — решетка понятий сведений о параметрах;

$P = [0, 1]$  — достоверность сведений.

Модели ТИД единичного параметра соответствует точка на ультрамножестве. В решетке  $G$  выделяется базисное множество, образующее шкалу понятий  $\mathcal{H} \in G$ , через сочетания элементов которой можно выразить любую информацию о телеметрируемом параметре. Шкала понятий имеет свою внутреннюю структуру, которая моделируется разработчиком в соответствии с конструкторской документацией на изделие РКТ.

Анализ существующих технологий формализованного описания и автоматизированного создания информационных систем, таких как расширение языка UML (RealIT), аннотации исходного кода (JavaBeans, OpenXava), использование статической диаграммы классов объектно-ориентированного анализа (AutoGUI Generator), показал, что наиболее целесообразным является

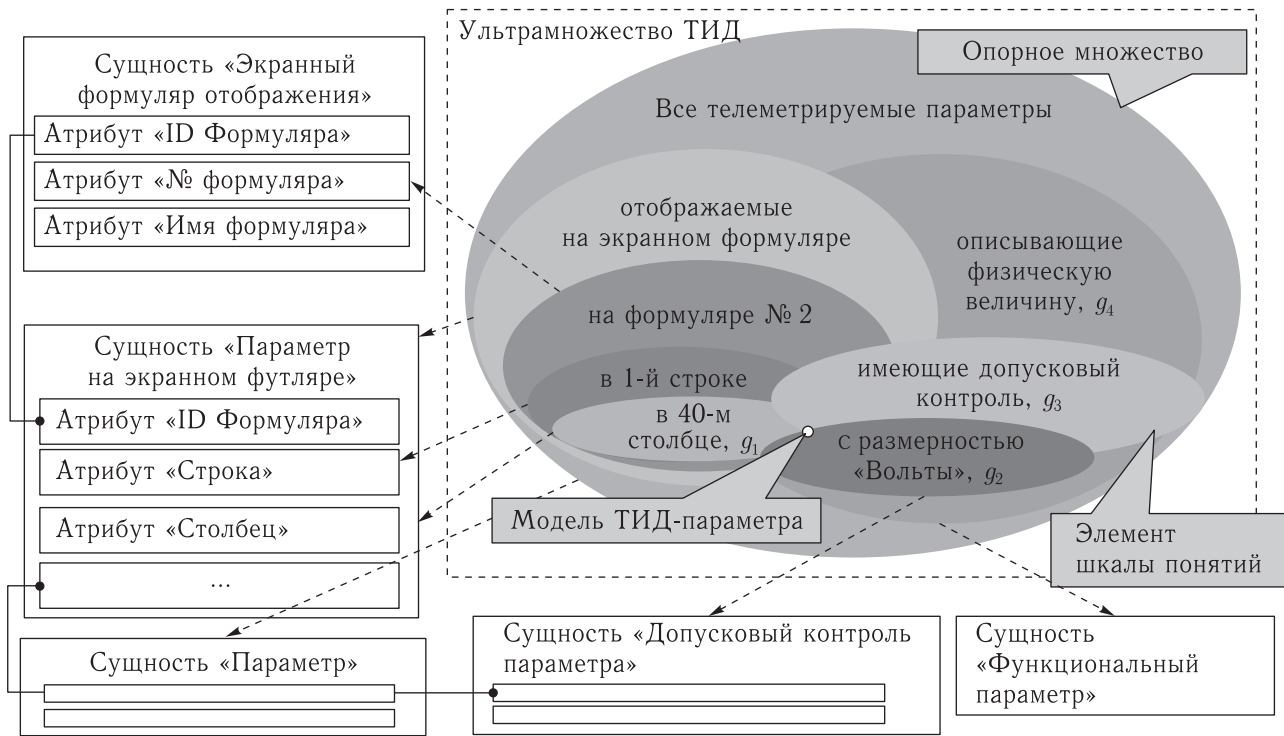


Рис. 3. Пример отображения шкалы понятий ультрамножества ТИД в диаграмму «сущность–связь»

структурирование шкалы понятий на основе диаграммы «сущность–связь» (рис. 3), включающей сущности с атрибутами и связи между ними, ввиду наглядности ее графического представления, а также простоты отображения в модель реляционной базы данных, необходимой для хранения введенных данных.

### Ультраоператор проверки достоверности ТИД

В существующих прототипах систем подготовки исходных данных отдельная подсистема обеспечения достоверности практически отсутствует. Проверка введенных значений осуществляется лишь в объеме, необходимом для их успешной записи в СУБД и формирования тезауруса в выходной структуре (проверка формата числа, обязательности задания значений граф, уникальности ключевых значений и др.). Основная часть методов контроля, основанных в т.ч. на использовании различных взаимосвязей между элементами ТИД, реализуется человеком-оператором вручную

в процессе оценивания данных обработанной контрольной ТМИ, что занимает существенную часть времени. В соответствии с выбранным подходом к решению основной задачи исследования необходимо организовать отдельную подсистему проверки достоверности. Соответствующий ультраоператор ( $\check{y}_{пд}$ ) осуществляет отображение ультрамножества ТИД в ультрамножество недостоверных сведений (рис. 4).

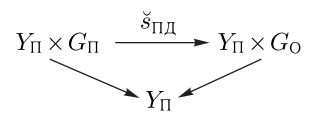


Рис. 4. Схема проверки достоверности ультраоператора

Ультраоператор декомпозирован на множество методов контроля, определяемых разработчиком. Каждый метод является булевой функцией от элементов шкалы понятий, возвращающей недопустимое сочетание (например, пересечение) сведений о параметре (рис. 5). Множество всех методов контроля образует шкалу понятий  $G_{о}$  для

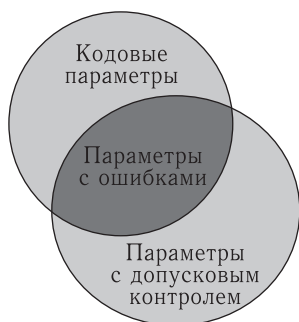


Рис. 5. Пример метода контроля, представленный в виде недопустимого сочетания элементов шкалы понятий

ультрамножества ошибочных сведений.

$$G_O = \left\{ 0, \bigcap_{l=1}^{L_1} g_{j1}, \dots, \bigcap_{l=1}^{L_J} g_{jJ} \right\}, \quad (3)$$

где  $g_{jl} \in \mathcal{M}$ ,  $g_{jl}$  —  $l$ -й элемент шкалы понятий ТИД, используемый в  $i$ -м методе контроля;  $J$  — число методов контроля;  $L_j$  — число элементов шкалы понятий, участвующих в  $j$ -м методе контроля.

Опорные множества  $Y_{\Pi}$  на входе и выходе ультраоператора совпадают. Алгоритм его функционирования заключается в определении для каждого параметра  $y_{\Pi} \in Y_{\Pi}$  множества ошибочных сведений  $g_O \in G_O$ , образованного путем пересечения введенных сведений параметра с объединением сведений, образованных заданными методами контроля.

$$\begin{aligned} \check{y}_{\Pi Д}: (p_1)g_{\Pi}(x_1) &\Rightarrow (p_2)g_O(x_2), \\ g_O &= g_{\Pi} \cap \bigcup_{j=1}^J \bigcap_{l=1}^{L_j} g_{jl}, \quad x_1 = x_2, \\ p_2 &= 1 \text{ при } g_O \neq 0, \end{aligned} \quad (4)$$

иначе  $p_2 = 0$ ,  $g_{\Pi} \in G_{\Pi}$ ,  $g_O \in G_O$ .

На выходе ультраоператора образуется ультрамножество, в котором каждому параметру соответствуют сведения о найденных у него ошибочных данных (либо пустое множество, если данные введены правильно). Функции методов контроля задаются на специальном языке, использующем семантику сущностей и атрибутов диаграммы «сущность–связь» модели шкалы понятий. Эти операции вместе с формализованными идентификаторами конкретных сущностей и атрибутов образуют синтаксис языка проверок. В качестве примеров

проверок можно привести следующие конструкции этого языка:

- $\langle \text{аналоговый параметр} \rangle \cap \langle \text{параметр, закресированный на цифровом локальном коммутаторе} \rangle$ ;
- $\langle \text{узловая тарифовочная характеристика} \rangle \cap \langle \text{цифровой параметр} \rangle$ ;
- $\langle \text{аналоговый параметр} \rangle \cap \langle \text{шкала калибровки} \rangle$ ;
- $\langle \text{наличие тарифовочной характеристики} \rangle \cap \langle \text{отображение параметра на формуляре в виде физической величины} \rangle$
- и др.

Соответствующее программное обеспечение реализовано в составе информационной системы подготовки исходных данных (рис. 6). При оценивании достоверности ТИД оно интерпретирует заданные разработчиком проверки и выполняет ультраотображение  $\check{y}_{\Pi Д}$ , в результате чего формируется ультрамножество сведений, опорные элементы которого позволяют локализовать ошибки.

## Заключение

Уровень оперативности процесса обеспечения достоверности подготовленных исходных данных телеконтроля объектов РКТ не в полной мере удовлетворяет возрастающим современным требованиям. Перспективное направление при решении этой задачи — автоматизация проверки достоверности на основе формализованной модели ТИД с использованием теории ультрасистем.

Разработана модель ТИД и ультраоператор проверки корректности, которые позволяют получать новые знания о достоверности сведений, введенных человеком-оператором. Реализованное соответствующее программное обеспечение подготовки исходных данных для обработки ТМИ использовалось при телеконтроле различных КА и РБ и позволило сократить среднюю частоту пропуска ошибок, допущенных человеком-оператором, с 0,4 до 0,1 при подготовке исходных данных, что устранило необходимость дополнительных итераций проведения сеансов обработки контрольной

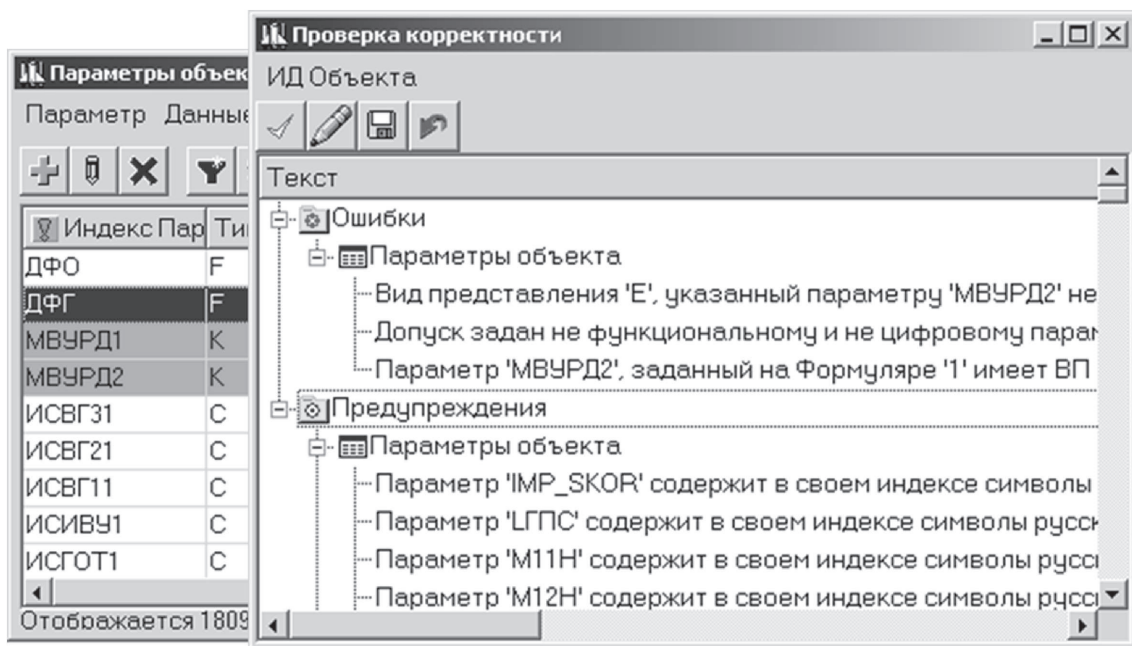


Рис. 6. Пример работы подсистемы проверки достоверности

ТМИ. В конечном счете это привело к снижению общего времени, необходимого для постановки космических аппаратов и разгонных блоков на информационно-телеметрическое обеспечение в наземные автоматизированные комплексы управления.

## Список литературы

1. Стратегия развития космической деятельности России до 2030 года и на дальнейшую перспективу [Электронный ресурс] / Федеральное космическое агентство // Информационные ресурсы. 2012. Режим доступа: <http://www.federalospace.ru/main.php?id=402> (дата обращения 08.08.2012)
2. Дмитриев А. К. Основы теории построения и контроля сложных систем / А. К. Дмитриев, П. А. Мальцев. Л.: Энергоатомиздат, Ленингр. отд., 1988. 192 с.
3. Мамиконов А. Г. Проектирование АСУ: Учебник для спец. «АСУ» вузов / А. Г. Мамиконов. М.: Высшая школа, 1987. 303 с.
4. Соловьев В. А. Управление космическими полетами: Учеб. пособие: В 2 ч. / В. А. Соловьев, Л. Н. Лысенко, В. Е. Любинский; под общ. ред. Л. Н. Лысенко. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2009–2010. Ч. 1, 2009, 477 с. Ч. 2, 2010. 426 с.
5. Чечкин А. В. Математическая информатика / А. В. Чечкин. М.: Наука. Физматлит, 1991. 416 с.

УДК 621.37/.39.001.63

## Бортовая аппаратура командно-измерительной системы для космических аппаратов ГЛОНАСС: результаты эксплуатации и перспективы развития

Н. Н. Булгаков<sup>1</sup>, В. Г. Алыбин<sup>2</sup>, А. А. Кривошеин<sup>3</sup>, А. С. Сёмочкин<sup>3</sup>

<sup>1</sup>начальник отделения, ОАО «Российские космические системы»

<sup>2</sup>д. т. н., доцент, зам. начальника отделения, ОАО «Российские космические системы»

<sup>3</sup>начальник отдела, ОАО «Российские космические системы»

e-mail: otd1741@rniikp.ru

**Аннотация.** Приведен обзор развития бортовой аппаратуры командно-измерительных систем (БА КИС) для космических аппаратов (КА) ГЛОНАСС. Показаны результаты разработки и эксплуатации БА КИС для КА ГЛОНАСС. Дан обзор перспектив дальнейшего развития БА КИС: рассмотрены проблемные вопросы совершенствования БА КИС и пути их решения. Показаны предшествующая, настоящая и перспективная структурные схемы БА КИС, эффективность использования резервированного усилителя мощности с возможностью изменения выходной мощности, рассмотрены вопросы интеграции в приборах БА КИС, показаны пути уменьшения массы БА КИС и пути увеличения срока активного существования (САС).

**Ключевые слова:** бортовая аппаратура командно-измерительной системы, КА, ГЛОНАСС, приемно-передающее устройство, дешифратор, разовая команда, командно-программная информация, телеметрическая информация, САС, резервированный усилитель мощности

## On-Board Equipment of a Command-Measuring System for GLONASS Spacecrafts: Operation Results and Prospects for Development

N. N. Bulgakov<sup>1</sup>, V. G. Alybin<sup>2</sup>, A. A. Krivoschein<sup>3</sup>, A. S. Semochkin<sup>3</sup>

<sup>1</sup>chief of department, Joint Stock Company "Russian Space Systems"

<sup>2</sup>doctor of engineering science, associate prof., deputy of chief of department, Joint Stock Company "Russian Space Systems"

<sup>3</sup>chief of department, Joint Stock Company "Russian Space Systems"

e-mail: otd1741@rniikp.ru

**Abstract.** The data of the exploitation and base parameters of onboard equipment command-measuring systems (CMS) for the control of the space apparatus (SA) GLONASS are listen. The problem questions of improvement onboard equipment CMS: size, mass and consumption of energy reduce, rise of the PAE to 15 years and brite of the functional possibility are discussed. The ways of improve onboard equipment CMS are demonstrated. The structure diagram of the onboard equipment CMS of the new generation for SA GLONASS and base characteristic are listen.

**Key words:** onboard equipment, command-measuring system, space apparatus, GLONASS, receiver-transmitter device, decipher, singl command, command-program information, telemetry information, period of active existence (PAE), reserved power amplifier



## Введение

Российская глобальная навигационная система связи (ГЛОНАСС) [1], как и американская GPS, наряду с системами мобильной связи стала неотъемлемой частью человеческой деятельности. Ее существование окупается возможностями определения координат огромного количества объектов неподвижных и движущихся, что в ряде случаев жизненно необходимо. Для успешной эксплуатации и поддержания ГЛОНАСС нужны значительные средства, поэтому проблемы уменьшения стоимости и расширения функциональных возможностей ГЛОНАСС весьма актуальны.

ГЛОНАСС — это группировка из 24 КА, находящихся на круговых орбитах с высотой примерно 20 000 км. Для удержания на такой орбите каждый КА нуждается в индивидуальном управлении в течение всего САС с помощью сеансов связи между радиотехническими комплексами на Земле и КА, называемыми, соответственно, наземной аппаратурой командно-измерительной системы (НА КИС) и БА КИС.

По мере развития ГЛОНАСС возрастают требования и к БА КИС: увеличение САС, снижение массы, габаритов, энергопотребления, увеличение точности измерения текущих навигационных параметров (ИТНП) и др.

Целью данной обзорной работы является ретроспективный показ этапов развития БА КИС для КА ГЛОНАСС и результатов эксплуатации БА КИС, а также рассмотрение проблемных вопросов совершенствования БА КИС и перспектив их развития.

## Особенности построения БА КИС для КА ГЛОНАСС

БА КИС и НА КИС связаны между собой радиопередачами (восходящей и нисходящей), работающими в С-диапазоне частот. По восходящей радиопередаче, называемой запросным каналом, на КА поступают разовые команды (РК), с помощью которых обеспечивается изменение конфигурации и режимов функционирования БА КИС и других систем КА для восстановления функционирования в случае отказа их составных частей.

Также по этой радиопередаче передается командно-программная информация (КПИ), содержащая команды для других систем КА. По нисходящей линии связи — по ответному каналу — передаются квитанции о выполнении РК и КПИ, а также телеметрическая информация о работоспособности приборов БА КИС и систем КА.

Функциональная схема БА КИС для основной группировки КА ГЛОНАСС, находящейся в эксплуатации в настоящее время, представлена на рис. 1.

БА КИС работает следующим образом. Входной сигнал по входам Вх. 1, Вх. 2 и Вх. 3 поступает на три комплекта приемных устройств (ПРМ), один из которых включен и работает в дежурном режиме. Каждый ПРМ содержит высокочастотный и цифровой приемники (ВЧ ПРМ и ЦПРМ) с синтезатором (СИНТ), блоком управления (УПР) и блоком генерации псевдослучайной последовательности (ПСП) для свертки широкополосных сигналов; в ЦПРМ происходит выделение цифровой информации, декодирование которой осуществляется в одном из двух комплектов дешифратора командно-программной информации (ДКПИ). Команды, управляющие приборами БА КИС, поступают на них через коммутационно-распределительное устройство (КРУ). Программно-временное устройство (ПВУ) троировано и обеспечивает переключение приборов БА КИС в случае неисправности одного из них. Для обеспечения надежности в каждом из двух комплектов ДКПИ содержится по три блока. Передатчик БА КИС (ПРД) содержит низкочастотную и высокочастотную части формирователя ответного сигнала (НЧ ФОС и ВЧ ФОС), при этом ПРД работает с обеспечением формирования в ответном канале псевдощумового сигнала, обеспечиваемого блоками (ПШО) и псевдомодулятора (ПМ) в ФОСе. Выходной уровень мощности обеспечивается усилителем мощности (УМ); при этом включенным является один из трех комплектов ПРД, остальные комплекты ПРД находятся в «холодном» резерве. Служебные системы КА получают КПИ от ДКПИ, а телеметрическая информация (ТМИ) и квитанции поступают непосредственно в ПРД.

Дальнометрический широкополосный сигнал для ИТНП поступает на ПРМ и после когерентного



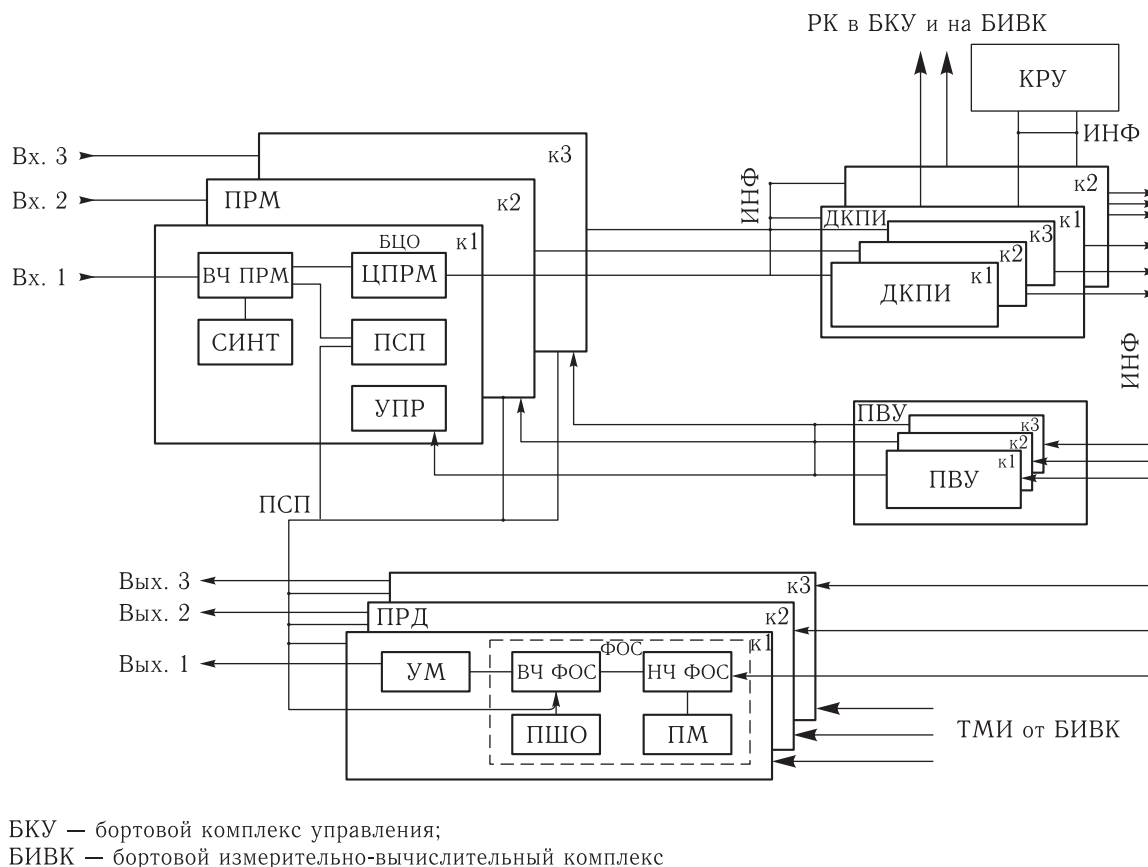


Рис. 1. Функциональная схема БА КИС

преобразования на частоте и смены псевдослучайной последовательности через ПРД поступает на выход БА КИС.

Входные сигналы с НА КИС поступают на входную антенно-фидерную систему (АФС), обеспечивающую функционирование БА КИС. Входная АФС состоит из двух малонаправленных антенн (МЛА), делителей и фильтра, осуществляющих прием сигналов при любом положении КА. Характерной особенностью приемной АФС является использование в АФУ делителей и разветвителей и отсутствие антенных переключателей при наличии нескольких антенн. При этом обеспечивается повышенная надежность приема РК и КПИ в дежурном режиме. Связанное с этим уменьшение чувствительности приемных трактов компенсируется возможностью использовать на НС КИС передатчик повышенной мощности. Выходные сигналы с выхода УМ поступают на выходное антенно-фидерное устройство (АФУ), входящее в состав передающей АФС и включающее фильтр, антенные

переключатели, две МЛА и одну остронаправленную антенну.

Основными параметрами для БА КИС для КА являются:

- высокая вероятность безотказной работы БА КИС при заданном САС;
- габариты, масса и энергопотребление БА КИС;
- скорость передачи информации, особенно телеметрии, о состоянии систем КА и БА КИС;
- вероятность ошибок при передаче РК и КПИ.

### Результаты разработки и эксплуатации БА КИС для КА ГЛОНАСС

Эксплуатация БА КИС для КА ГЛОНАСС начата с первых запусков КА в 1982 г.

За это время БА КИС претерпели следующие стадии модификации.

Первые БА КИС были рассчитаны на работу в гермоконтейнере, на САС — 3 года и имели весьма значительную массу ~ 150 кг (без АФУ) из-за низкой степени интеграции приборов и реализации функций в аналоговой аппаратуре. Таких КА ГЛОНАСС в эксплуатации находилось более 80 комплектов.

БА КИС второй стадии модификации рассчитана на САС 7 лет и имеет массу ~ 80 кг. Вся группировка ГЛОНАСС в настоящее время укомплектована этими БА КИС. В эксплуатацию сдано более 30 комплектов, и отказов их в работе не было, при этом «старшему» из комплектов, находящемуся в настоящее время на орбите, исполнилось 9 лет, а два КА заканчивают выработку САС [2]. Замечаний по работе БА КИС, которыми укомплектованы КА, выведенные на орбиту в течение последних трех лет, не было.

Уменьшение массы в БА КИС достигнуто благодаря увеличению степени интеграции, совершенствованию конструкции отдельных приборов БА КИС и переходу к цифровой обработке сигналов, а увеличение САС — применением электрорадиоизделий (ЭРИ) более высокого уровня качества.

В последнее время достигнут определенный прогресс как в увеличении функциональных возможностей отдельных ЭРИ (в особенности программируемых логических интегральных схем (ПЛИС)), так и в стойкости ЭРИ к внешним воздействиям, в частности, к воздействиям излучений космического пространства. Это позволило осуществить создание третьей модификации БА КИС, в которой проведены следующие усовершенствования:

– интеграция в одном приборе приемопередающего устройства (ППУ): ВЧ ПРМ, ЦПРМ, СИНТ, ПСП, УПР, НЧ ФОС, ПМ, ВЧ ФОС и ПШО;

- интеграция в одном приборе ДКПИ и КРУ.
- БА КИС этой модификации обеспечивает:
- САС — не менее 10 лет;
- массу не более 23 кг (без АФУ);
- снижение энергопотребления в сеансном режиме в 1,5 раза.

Функциональная схема этого типа БА КИС показана на рис. 2, на котором дополнительно приняты следующие обозначения:

- БОТ — блок обработки телеметрии;

- Р — разветвитель;
- RS232 — интерфейс;
- «1», «0» ТМИ — символы «1», «0» телеметрической информации;
- КВ — квитанции;
- ФК БШВ — сигнал фазирования и коррекции бортовой шкалы времени;
- фазир. имп. — импульс фазирования;
- БУ — блок управления;
- БСУ — бортовые средства управления.

Такая БА КИС на КА ГЛОНАСС уже находится на орбите и функционирует нормально.

## Перспективы развития БА КИС

Проблемными вопросами дальнейшего совершенствования БА КИС являются:

- увеличение САС до 15 лет;
- дальнейшее улучшение массогабаритных характеристик;
- снижение энергопотребления;
- увеличение скорости передачи информации и совмещение во времени передачи телеметрической информации и квитанций о прохождении РК и КПИ;
- увеличение точности ИТНП.

Ниже будут рассмотрены возможные пути решения этих проблем.

Увеличение САС — многовариантная задача. До сих пор основным способом решения этой задачи было резервирование отдельных функциональных узлов БА КИС, объединенных, как правило, в отдельные приборы. В настоящее время троирование приборов, составляющих БА КИС при современной комплектации, позволяет обеспечить САС БА КИС на требуемом уровне.

Недостатком такого пути обеспечения САС являются повышенная масса и стоимость аппаратуры, связанные с необходимостью ее избыточного резервирования. Для оптимального построения БА КИС при условии обеспечения требуемого САС следует переходить к более высокому уровню интеграции и рациональному уменьшению баз резервирования составных частей БА КИС и соответствующему увеличению числа устройств перекрестного резервирования и переконпоновке приборов,

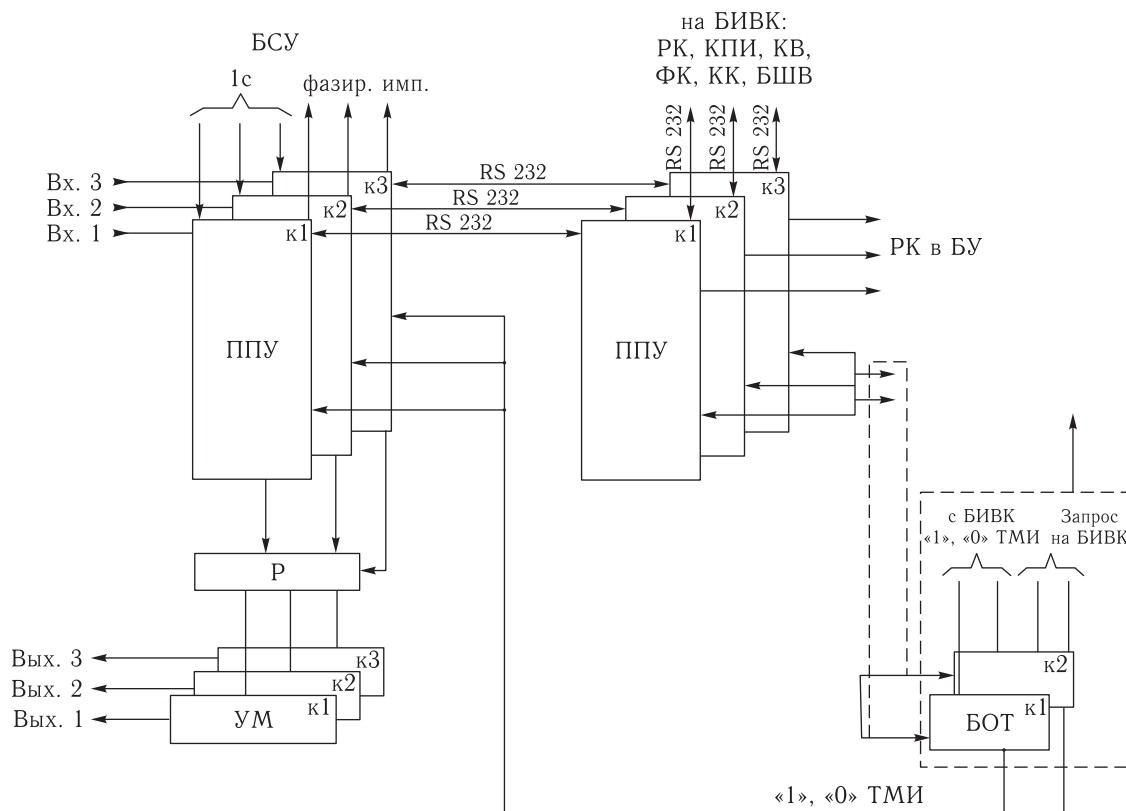


Рис. 2. Функциональная схема БА КИС

при которой в одном приборе объединяются все резервируемые однотипные функциональные узлы. Это позволит перейти к смешанному резервированию — преимущественно к дублированию приборов вместо применявшегося ранее троирования и тем самым уменьшить массу БА КИС.

Важный способ обеспечения большого САС — использование ЭРИ высокого уровня качества, гарантированного дорогостоящими испытаниями, как на этапе разработки, так и на этапе их серийного выпуска. При этом конструкция ЭРИ или содержащих их приборов должна учитывать внешние воздействия в космосе — температурные изменения, радиационные излучения, вибрационные нагрузки при запуске КА. Существенными являются и вопросы обеспечения не только ресурса, но и сохранности ЭРИ для аппаратуры, рассчитанной на длительный САС.

Улучшение массогабаритных характеристик может достигаться, прежде всего, за счет дальнейшей интеграции приборов БА КИС. При этом до-

стигается и увеличение возможности унификации приборов БА КИС.

Интеграция низкочастотной части БА КИС предусматривает объединение в одном низкочастотном «ядре» ЦПРМ, ДКПИ, БОТ, ПВУ и НЧ ФОС. При этом большая часть в прошлом отдельных приборов интегрируется в одной ПЛИС.

В последнее время набирает темпы и результативность разработки не только ПЛИС, но и больших матричных кристаллов на КМОП-вентильях. Учитывая то обстоятельство, что в БА КИС не требуются матричные кристаллы с чрезвычайно большим количеством вентиляей, можно рассчитывать на использование этого определяющего в низкочастотной аппаратуре БА КИС типа ЭРИ.

Существенный выигрыш по массе можно ожидать, выполняя тракт СВЧ-диапазона (ВЧ ПРМ, ВЧ ФОС) в гибридно-монокристаллическом исполнении [5], позволяющем все пассивные элементы функционального узла изготавливать на СВЧ-плате в едином технологическом цикле вместе с напыленными

на подложке проводниками, при этом навесными являются только активные элементы — бескорпусные транзисторы и диоды или транзисторные монолитные сборки. При этом повышается и надежность аппаратуры, т. к. не требуется отдельных технологических операций для соединения многих пассивных элементов.

В результате можно ожидать двукратный выигрыш по массе БА КИС.

Проблема снижения энергопотребления БА КИС связана прежде всего с выбором таких структур сигналов в радиолинии «БА КИС–НА КИС», при которых требуемая вероятность посимвольных ошибок не выше определенной величины, порядка  $10^{-5}$ , достигается при наименьшем соотношении сигнал/шум. В настоящее время для БА КИС, установленных на КА ГЛОНАСС, используются структуры сигналов на основе кодово-импульсной и частотной модуляции с поднесущими частотами бифазной манипуляции в сочетании с циклическим корректирующим кодом, которые обеспечивают требуемое качество передачи при отношении сигнал/шум порядка на 7–9 дБ выше, чем для структур сигналов на основе фазовой манипуляции и более эффективных корректирующих кодов.

Переход на новые структуры сигналов, повышающие энергетический потенциал радиолинии «БА КИС–НА КИС» и позволяющие снизить мощность бортового передатчика, требует, однако, перестройки наземной аппаратуры КИС. Для признания необходимости изменения структур сигналов КИС нужны серьезный экономический анализ и ряд технических и организационных мероприятий. Поэтому в настоящее время остаются актуальными вопросы рационального построения бортовых УМ для БА КИС.

Основной резерв снижения энергопотребления можно ожидать от применения резервированного усилителя мощности (РУМ), в котором наряду с переключением вышедших из строя его составных частей осуществляется переключение выходной мощности. При этом обеспечивается работа при номинальной мощности передатчика в неориентированном режиме или во внештатных ситуациях для КА. Длительность этих периодов невелика, на остальной, большей части САС, мощность передатчика требуется на 7–10 дБ меньше. Одно

из таких решений описано в [3]. Структурная схема предложенного РУМ показана на рис. 3, где дополнительно введены следующие обозначения:

– ИВЭП 1А, ИВЭП 1Б — вторичные источники электропитания маломощных усилителей УМ 1А и УМ 1Б соответственно;

– ИВЭП 2А, ИВЭП 2Б — ИВЭП мощных усилителей УМ 2А и УМ 2Б соответственно;

– ПК — переключатель «2 × 3».

Совместными командами, подаваемыми на переключатель ПК «2 × 3» и на включение–выключение ИВЭП для мощных и маломощных усилителей, обеспечивается переключение резервных усилителей на рабочие при отказе какого-либо из них и переключение уровня выходной мощности. При этом достигается номинальный уровень мощности РУМ при неориентированном режиме и уменьшение энергопотребления БА КИС в ориентированном режиме на остальном САС (порядка 15 лет) с 80 до 48 Вт.

Применение РУМ по схеме, показанной на рис. 3, позволяет также существенно снизить стоимость РУМ, т. к., в отличие от троированных РУМ, в данном РУМ на один мощный УМ и его ИВЭП меньше, а стоимость переключателя невысока.

Некоторый резерв уменьшения энергопотребления заключается в возможности замены мощных каскадов УМ на основе арсенид-галлиевых транзисторов на каскады на основе нитрид-галлиевых транзисторов, у которых КПД возрастает с 25 до 40% [4]. Это позволяет снизить энергопотребление БА КИС в неориентированном режиме — с 80 до 60 Вт. В ориентированном режиме переход на GaN-транзисторы помогает регулировать выходную мощность РУМ без потери КПД в пределах 5 дБ. В этом варианте РУМ энергопотребление БА КИС составит не более 50 Вт [3].

Один из проблемных вопросов совершенствования БА КИС — увеличение скорости передачи информации, особенно телеметрической, о состоянии всех систем КА ГЛОНАСС. В настоящее время речь идет о ее увеличении по крайней мере в 4 раза, что вызвано возрастанием сложности КА ГЛОНАСС. Эта задача может быть решена и в рамках тех структур сигналов, которые используются в БА КИС для КА ГЛОНАСС сегодня, однако это достигается пропорциональным увеличением

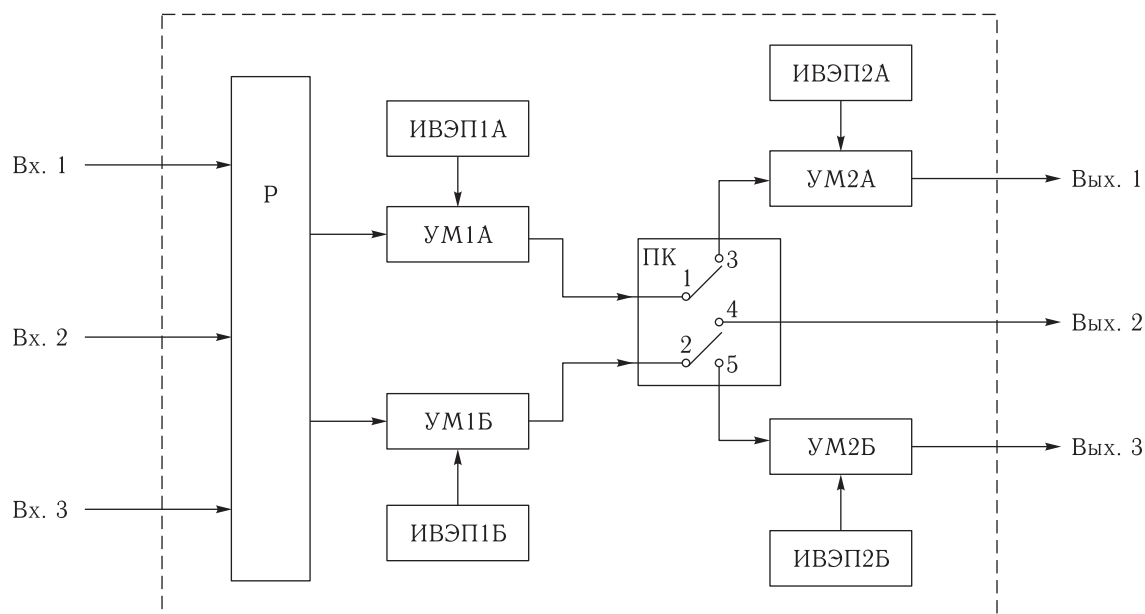


Рис. 3. Структурная схема РУМ с переключением выходной мощности

мощности УМ БА КИС, что ведет к росту энергопотребления и возрастанию массы БА КИС.

Радикальное решение этой задачи — перевод радиолиний БА КИС на другие упомянутые выше структуры сигналов, позволяющие оставить мощность бортового УМ на том же уровне или даже несколько снизить его.

Вопрос о совмещении во времени передачи с КА ГЛОНАСС телеметрической информации и квитанций о прохождении РК и КПИ может быть решен одним из двух путей — или размещением квитанций в формате ТМИ, или с применением квадратурных модуляторов в БА КИС и демодуляторов в НА КИС. Конкретное решение может быть принято после анализа соотношения объемов КВ РК, КВ КПИ и ТМИ.

Важным вопросом совершенствования БА КИС для КА ГЛОНАСС является увеличение точности ИТНП. Кроме БА КИС, на КА ГЛОНАСС установлена система определения навигационных параметров, обеспечивающая более высокую точность, однако точность удержания на орбите КА ГЛОНАСС зависит от точности обоих этих определителей текущих навигационных параметров.

Точность ИТНП БА КИС определяется точностью определения задержек прохождения широ-

кополосного дальнометрического сигнала через радиолинии и приборы приемо-передающих трактов. В запросном режиме сигнал с НА КИС передается на БА КИС, после чего ретранслируется обратно на НА КИС и по известным задержкам в приборах БА КИС и НА КИС и измеренным задержкам прохождения сигнала от момента его пуска с НА КИС до момента приема определяется один из ИТНП — наклонная дальность.

Один из способов повышения точности ИТНП — уменьшение погрешности измерения суммарного времени задержки прохождения дальнометрического сигнала через радиолинии «НА КИС–БА КИС» и «БА КИС–НА КИС» и приборы НА КИС и БА КИС.

В беззапросном режиме широкополосный дальнометрический сигнал, сформированный в БА КИС, передается на НА КИС и тем самым исключается его прохождение по восходящей радиолинии, АФС и ПРМ БА КИС, что позволяет уменьшить погрешность измерения времени задержки таких сигналов по меньшей мере в 2 раза. Этим обусловлено введение блока беззапросного измерения дальности (ББД) в перспективной БА КИС для КА ГЛОНАСС.

Увеличение точности ИТНП может быть достигнуто также за счет использования калибровки



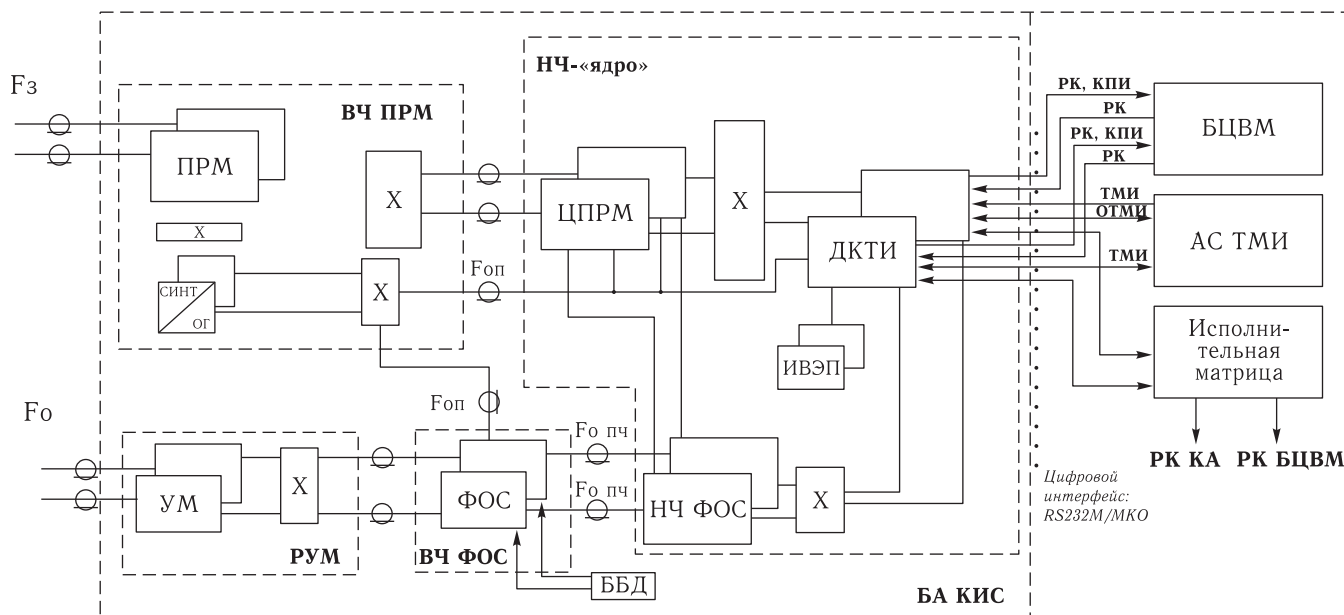


Рис. 4. Структурная схема интегральной БА КИС для новых модификаций КА ГЛОНАСС

зависимости задержки в приборах БА КИС и НА КИС от температуры и питающего напряжения, порождающих медленные флюктуации ее значения, тем самым переводя их из источников случайных погрешностей в систематические, которые могут быть учтены в расчетах.

Предварительные оценки, проведенные для БА КИС, показывают возможность обеспечения точности измерения задержки прохождения через нее дальнометрических сигналов порядка доли нс.

Структурная схема интегральной БА КИС нового поколения показана на рис. 4 [5], где дополнительно введены следующие обозначения:

АС ТМИ — аппаратура сбора телеметрической информации;

ОГ — опорный генератор;

X — устройство перекрестного резервирования;

БЦВМ — бортовая цифровая вычислительная машина.

Характерными особенностями БА КИС нового поколения являются:

- высокая степень интеграции приборов БА КИС с выделением низкочастотного «ядра», конфигурация которого не зависит от частотного диапазона БА КИС, что обеспечивает унификацию приборов БА КИС;

- разбиение ППУ на ВЧ ПРМ и ВЧ ФОС, что позволяет ограничиться дублированием этих приборов при выполнении требования высокого САС;

- применение дублированного РУМ, поскольку РУМ, как и ФОС, является прибором сеансного режима и включается в течение, по крайней мере, 1/3 САС.

## Заключение

Рассмотрены этапы развития и эксплуатации БА КИС для КА ГЛОНАСС. Показаны три стадии модификации БА КИС, характеризующиеся переходом от отдельных приборов, составляющих комплекс, к высокоинтегрированным, обладающим малой массой, энергопотреблением, рассчитанным на САС 10 лет и более. Показаны результаты 30-летней эксплуатации БА КИС для КА ГЛОНАСС: высокая надежность, превышающая надежность целевой аппаратуры, высокая производная в части улучшения технических параметров.

Рассмотрены проблемные вопросы дальнейшего совершенствования БА КИС и дан анализ вариантов путей их решения. Показаны предпочтительные пути увеличения САС до 15 лет, двукратного снижения массы, энергопотребления, улучшения точности ИТНП и четырехкратное

увеличение скорости передачи телеметрической информации. Отмечено, что радикальный, эффективный путь усовершенствования БА КИС — переход к новым структурам сигналов в радиолиниях «НА КИС–БА КИС» на основе фазовой манипуляции.

## Список литературы

1. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / Под ред. А. И. Перова, В. Н. Харисова. Изд. 4-е, перераб. и доп. М.: Радиотехника, 2010. 800 с.
2. Состав и состояние орбитальных группировок // Межотраслевой журнал навигационных технологий «Вестник ГЛОНАСС», апрель 2013. С. 62.
3. *Алыбин В. Г., Зарапин С. А., Семочкин А. С., Коновалов С. Д.* Варианты построения резервированного усилителя мощности для бортовой аппаратуры командно-измерительной системы. Электронная техника, сер. 1. СВЧ-техника. 2013, вып. 3, № 518. С. 191–197.
4. *Seymour D.* Space equipment Astrium products — APP, Gallium Nitride SSPAS. UK Export control Technology rating NRA. Moscow, October 2012.
5. *Гусев А. П., Павлов А. В., Павлова С. Г., Мякинников В. Ю., Симицына Т. В., Сытилин С. Н.* Гибридно-монолитный частотно-преобразовательный модуль, выполненный по технологии LTCC с применением Flip-Chip. Труды 23-й Международной крымской конференции (КрыМиКо'23) «СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии», 9–13 сентября 2013, Севастополь. Т. 1. С. 86–87.

УДК 621.37/.39.001.63

## Особенности построения двухконтурной бортовой аппаратуры командно-измерительной системы для управления космическим аппаратом на этапе его вывода на ГСО

Н. Н. Булгаков<sup>1</sup>, В. Г. Алыбин<sup>2</sup>, А. А. Кривошеин<sup>3</sup>

<sup>1</sup>начальник отделения, ОАО «Российские космические системы»

<sup>2</sup>д. т. н., доцент, зам. начальника отделения, ОАО «Российские космические системы»

<sup>3</sup>начальник отдела, ОАО «Российские космические системы»

e-mail: otd1741@rniikp.ru

**Аннотация.** В статье приводятся основные положения по проектированию бортовой аппаратуры командно-измерительной системы (БА КИС) космического аппарата (КА) с двумя контурами управления, предназначенной для вывода КА на ГСО. БА КИС вместе с антенно-фидерной системой (АФС) КА обеспечивает возможность управления его движением по радиолиниям «Земная станция КИС (ЗС КИС)–БА КИС» и «БА КИС–ЗС КИС» и «ЗС КИС–спутник-ретранслятор на ГСО (СР)–БА КИС» и «БА КИС–СР–ЗС КИС». При этом зона радиовидимости становится существенно больше. Обсуждаются особенности построения БА КИС, приводится ее структурная схема.

**Ключевые слова:** бортовая аппаратура, командно-измерительная система, КА, антенно-фидерная система (АФС), срок активного существования (САС), спутник-ретранслятор (СР), зона радиовидимости

## Building Peculiarities of Two-Channel On-Board Equipment of a Command-Measuring System for a Spacecraft Control During Its Placing into GEO

N. N. Bulgakov<sup>1</sup>, V. G. Alybin<sup>2</sup>, A. A. Krivoschein<sup>3</sup>

<sup>1</sup>chief of department, Joint Stock Company "Russian Space Systems"

<sup>2</sup>doctor of engineering science, associate prof., deputy of chief of department, Joint Stock Company "Russian Space Systems"

<sup>3</sup>chief of department, Joint Stock Company "Russian Space Systems"

e-mail: otd1741@rniikp.ru

**Abstract.** The date of design on-board equipment command-measuring systems (CMS) with two control contour of space apparatus (SA) for launching of SA to GSO are discussed. CMS with AFS SA provide with possibility of control SA by radioline "Eath-SA", "SA-Eath" and "Eath-SR-SA", "SA-SR-Eath". With that the thizone of radiovision becomes more large. The structure diagram is listen and feature of design CMS are discussed.

**Key words:** onboard equipment, command-measuring system, space apparatus (SA), antenna-feeder system (AFS), lifetime (DAL — design active lifetime), space retransmitted, zone of radiovision

## Введение

Вывод КА на ГСО представляет собой весьма сложный процесс и осуществляется различными методами. Наиболее распространенный — вывод КА на ГСО с помощью разгонного блока (РБ) [1]. В этом случае расположение космодрома, земной станции командно-измерительной системы (ЗС КИС), начальный угол наклона опорной орбиты КА и точки выполнения маневра перехода КА с опорной орбиты на промежуточную и на переходную орбиты выбираются таким образом, чтобы на большей части переходной орбиты КА находился бы в зоне радиовидимости с ЗС КИС. При этом обеспечивается управление им на этой переходной орбите и, соответственно, его выведением на ГСО и доведением в точку стояния на ГСО. Таким способом выведены на орбиту многие спутники.

Недостаток такого способа выведения — недостаточная возможность управления КА с ЗС КИС на опорной, промежуточной орбитах и на начальном участке переходной орбиты из-за ограниченной зоны радиовидимости КА с ЗС КИС на малых высотах.

Обеспечить практически непрерывную зону радиовидимости КА с ЗС КИС на опорной, промежуточной и переходной орбитах можно, используя спутники-ретрансляторы (СР) типа «Луч» на ГСО и образуя два контура управления в БА КИС, расположенной на КА: один по радиолиниям «ЗС КИС–БА КИС» и «БА КИС–ЗС КИС», а другой — по радиолиниям «ЗС КИС–СР–БА КИС» и «БА КИС–СР–ЗС КИС».

В данной работе рассматриваются особенности построения такой двухконтурной БА КИС.

## Построение двухконтурного управления космическим аппаратом, выводимым на ГСО

На рис. 1 показана схема выведения КА на ГСО в случае применения ракеты-носителя и РБ.

Запуск КА производится с помощью ракеты-носителя; после отделения ее первых ступеней проводится маневр перевода КА на опорную орбиту

с помощью двигательной установки РБ; опорная орбита является квазикруговой на высоте порядка 180 км. На ней осуществляется маневр по переводу КА на промежуточную орбиту, близкую к эллиптической на высотах порядка 270–5000 км. На высоте порядка 400 км начинается маневр перевода КА на промежуточную орбиту, близкую к высокоэллиптической с высотами порядка 400–38000 км. При достижении высоты орбиты ГСО осуществляется маневр перевода КА в точку стояния на ГСО, после чего идет доведение КА на требуемую точку стояния на ГСО, отделение от КА РБ и его увод.

Как видно из рис. 1, зона радиовидимости на опорной, промежуточной орбитах и части переходной орбит обеспечивается одним (или двумя) СР из трех — СР1, СР2 и СР3. На рис. 1 показан угол обзора околоземного пространства одним из них — СР1. Для СР типа «Луч» он составляет  $22^\circ$ , что позволяет обеспечивать непрерывную зону радиовидимости КА с ЗС КИС через СР вплоть до высоты переходной орбиты порядка 6500 км. Тем самым с помощью двух СР1 и СР2 обеспечивается управление КА на опорной, промежуточной и части переходной орбит вплоть до высоты 6500 км. В случае обеспечения поворота антенны СР на  $\pm(40-50)^\circ$ , что в принципе можно сделать на модификациях СР, открывается возможность управления КА через СР при перемещении КА по квази-ГСО до заданной долготы, в том числе вне зоны радиовидимости его с ЗС КИС.

На остальной части переходной орбиты и ГСО связь БА КИС с ЗС КИС обеспечивается непосредственно.

По существу, в данном техническом решении используется управление КА с помощью СР на ГСО аналогично тому, как это сделано в [2] для управления различными низкоорбитальными КА, но с тем отличием, что они могут управляться и непосредственно с ЗС КИС. С этой целью в БА КИС КА необходимо обеспечить два контура управления.

При использовании двух ЗС КИС, расположенных на территории РФ с разносом по долготе, насколько это допускается границами РФ, можно получить почти полную зону радиовидимости для КА, выводимого на ГСО.

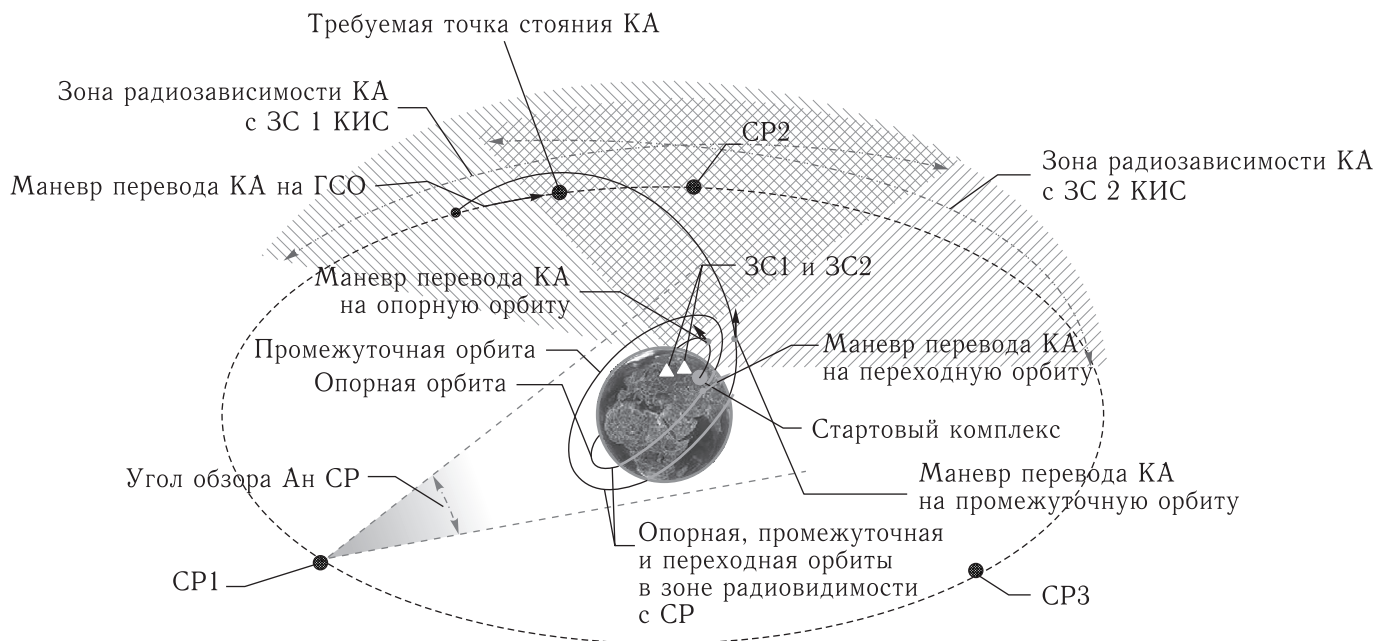


Рис. 1. Схема выведения КА на ГСО

Точные расчеты суммарных зон радиовидимости могут быть проведены, если известны все данные для определения параметров переходной орбиты, но в любом случае можно делать вывод о целесообразности создания двухконтурной БА КИС для устойчивого непрерывного управления движением КА при выводе его на ГСО.

Особенность управления КА с помощью двухконтурной БА КИС — существенное различие по времени использования каждого из двух контуров управления. Работа ЗС КИС и БА КИС по радиолиниям их непосредственной связи происходит в течение всего САС КА, т.е. в течение 10–15 лет, а первый контур управления включается только на этапе вывода КА на ГСО.

Другие особенности использования БА КИС обусловлены конструкцией СР типа «Луч». К ним относятся:

- частотные диапазоны ретрансляции КА типа «Луч»: С и Ku;
- ширина диаграммы направленности антенны и диапазон угла ее поворота в Ku-диапазоне, соответственно, 46 мин и  $\pm 11^\circ$ ; предпочтительный режим связи КА с СР — сеансный.

## Схема двухконтурного управления КА

Схема двухконтурного управления КА аналогична показанной на рис. 2.

Управление по радиолиниям «ЗС КИС–БА КИС» и «БА КИС–ЗС КИС» осуществляется в С-диапазоне частот, а по радиолиниям «ЗС КИС–СР–БА КИС» и «БА КИС–СР–ЗС КИС» в Ku-диапазоне частот.

При управлении КА с ЗС КИС как непосредственно, так и через СР необходима передача сигналов управления и приема сигналов телеметрии КА в двух частотных диапазонах, что связано прежде всего с выделенными диапазонами частот для межспутниковой линии связи и радиолиний «ЗС КИС–БА КИС» и «ЗС КИС–СР».

Для нормальной работы БА КИС с двумя контурами управления целесообразно разнести между собой частоты передачи и приема радиолиний «ЗС КИС–БА КИС» и «БА КИС–ЗС КИС», «БА КИС–СР» и «СР–БА КИС», при этом обеспечивается их электромагнитная совместимость.

Поэтому для реализации двухконтурной БА КИС необходимо использовать два частотных диапазона (например, Ku-диапазон для радиолинии



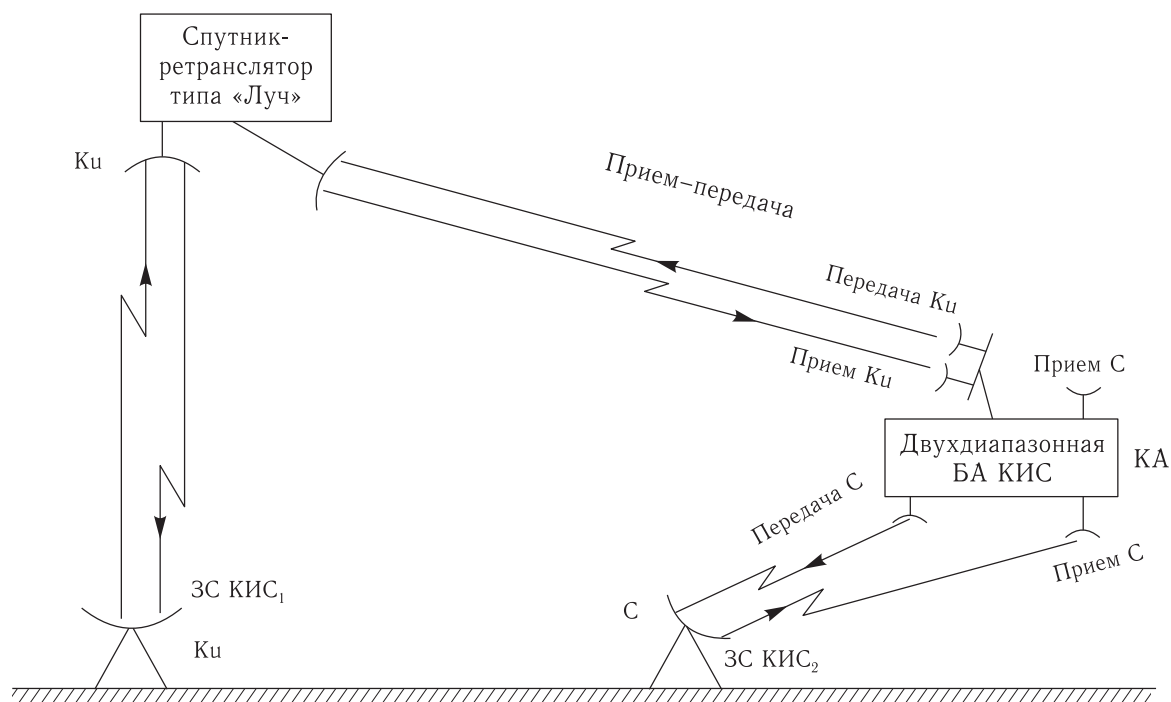


Рис. 2. Схема двухконтурного управления КА

«СР–БА КИС» и С-диапазон для радиолинии «ЗС КИС–БА КИС») и, таким образом, БА КИС является двухдиапазонной БА КИС.

Поскольку при выведении КА на ГСО его положение относительно Земли изменяется, целесообразно для БА КИС использовать неподвижные антенны с широкой диаграммой направленности ( $\sim \pm 70^\circ$ ) для уверенных приема и передачи информации.

При неориентированном режиме полета КА на опорной и переходной орбитах управление осуществляется двумя контурами управления БА КИС в С- и Ku-диапазонах частот, приемные и передающие антенны располагаются на противоположных сторонах КА по оси X, т. е. их оси направлены по «+X» и «-X». В ориентированном режиме полета КА на ГСО связь БА КИС с ЗС КИС осуществляется через контур управления С-диапазона.

## Построение двухдиапазонной БА КИС

При построении двухконтурной БА КИС возникает ряд проблемных вопросов, основные из них:

- выбор функциональной схемы, минимизирующей массу, энергопотребление и время парирования отказов при обеспечении максимального времени безотказной работы;
- выбор типов сигналов для связи ЗС КИС и СР с КА;
- выбор типов приемной и передающей антенн КА для связи с СР;
- выбор мощности передатчика для связи по линии КА–СР;
- выбор электронной компонентной базы и снижение стоимости.

При выборе структурной схемы следует учитывать типы сигналов для связи по радиолиниям «ЗС КИС–СР–БА КИС» и «ЗС КИС–БА КИС». В случае, когда тип сигналов одинаков, целесообразно в БА КИС выделять цифровую часть в «цифровое ядро», к которому подключаются периферийные приборы — приемно-передающие устройства (ППУ) и усилители мощности (УМ) разных диапазонов. При этом цифровой приемник (ЦПРМ) входит составной частью в «цифровое ядро» и габариты и масса БА КИС — минимальные.

В случае использования сигналов в разных контурах управления разных структур сигналов, при которых приходится применять разные ЦПРМ для каждого контура управления, ЦПРМ следует интегрировать с ВЧ-периферийными приборами, при этом масса БА КИС и габариты возрастают.

Таким образом, целесообразно строить БА КИС на одном типе сигналов во всех примененных радиолиниях.

При проектировании двухконтурной БА КИС следует задаться типами приемных и передающих антенн для каждого контура управления. Очевидно, что для радиолиний «БА КИС–ЗС КИС» и «ЗС КИС–БА КИС» нет смысла изменять тип приемных и передающих антенн, поскольку этот контур управления, в частности в С-диапазоне, используется для передачи с ЗС КИС сигналов разовых команд и командно-программной информации КА, передачи с БА КИС квитанций о выполнении команд, а также для передачи телеметрической информации. Энергетические расчеты показали, что при этом достаточно иметь мощность передатчика на КА порядка 10 Вт в неориентированном режиме работы и 1–2 Вт в ориентированном режиме.

Таким образом, на САС 10–15 лет целесообразно использовать маломощный передатчик, на опорной и переходной орбитах — мощный.

Для этого целесообразно применять дублированный резервированный усилитель мощности с переключением его выходной мощности [3].

На этапе вывода КА на ГСО при работе по радиолиниям типа «ЗС КИС–СР–БА КИС» наиболее узким местом является обеспечение требуемой мощности передатчика КА, т.к. его малонаправленная антенна не имеет большого коэффициента усиления. В этом случае особенно предпочтительно использовать в радиолиниях структуру сигналов в соответствии с рекомендациями CCSDS, которые имеют энергетический выигрыш по сравнению с сигналами типа «Т–Б» на 7–9 дБ.

Как следует из энергетических расчетов, при условии передачи для телеметрической информации с максимальной скоростью порядка 1 кбит/с мощность передатчика БА КИС КА не превышает 20 Вт.

Минимальная скорость передачи телеметрической информации (ТМИ) порядка 1 кбит/с прием-

лема для неориентированного режима КА, поскольку на этапе выведения КА на требуемую орбиту основные системы КА отключены и ТМИ сводится к информации о состоянии приборов БА КИС, не затрагивая ТМИ служебных систем КА.

С учетом путей решения проблемных вопросов БА КИС для КА, выводимого на ГСО, можно проектировать две функциональные схемы БА КИС с АФС.

На рис. 3 показана функциональная схема двухконтурной БА КИС для однотипных сигналов в радиолиниях.

Ее базовый блок — цифровое «ядро», к которому присоединяются периферийные ВЧ-приборы: ВЧ ФОС, УМ, Конв. С, Конв. Ку, УМ Ку, ВЧ ПРМ, Конв. Ку–С.

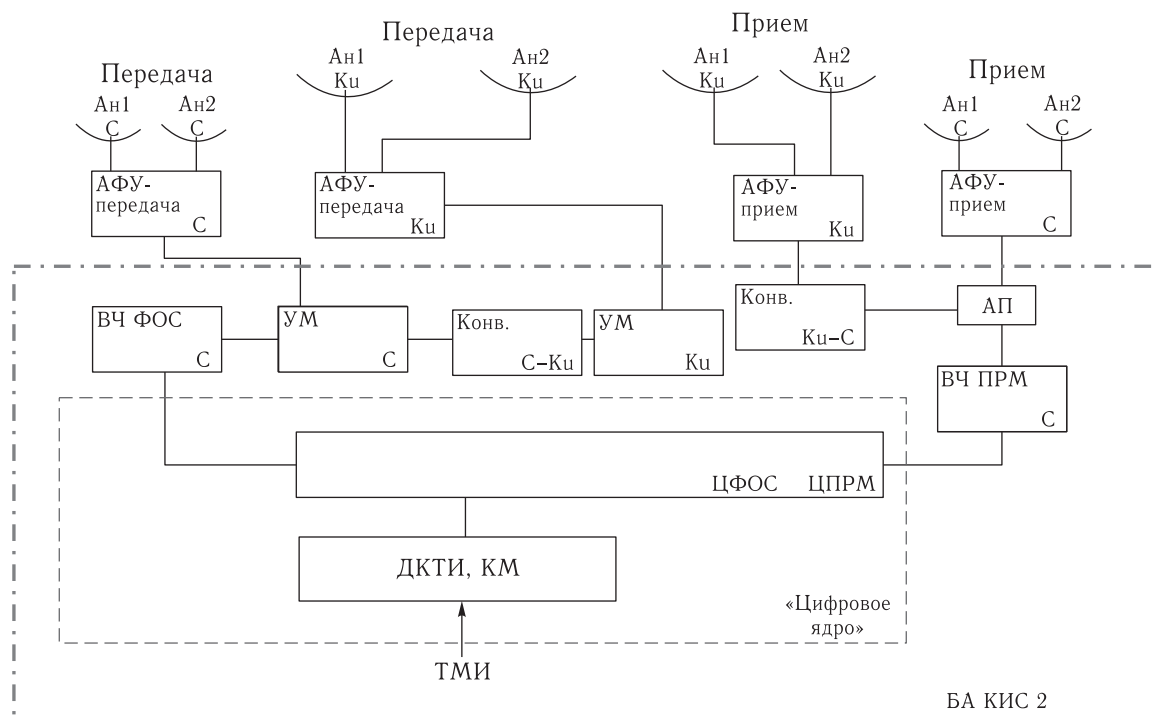
Для переключения контуров управления по внешней команде предусмотрен АП, хотя возможен вариант и с делителем мощности вместо него.

На рис. 4 приведена функциональная схема двухконтурной БА КИС для разнотипных сигналов в радиолиниях («Т–Б» или CCSDS). Ее отличие от функциональной схемы, изображенной на рис. 3, заключается в увеличении числа периферийных приборов и уменьшении интеграции «цифрового ядра». Положительным качеством такой схемы построения следует признать возможность переключения потоков информации с одного контура управления на другой с помощью программных средств без применения АП или делителя мощности.

Общим характерным признаком для обоих методов построения БА КИС является выполнение УМ С-диапазона для радиолинии «ЗС КИС–БА КИС» с переключением выходной мощности.

При этом мощность, потребляемая БА КИС с момента перехода КА в ориентированный режим, уменьшается с 80 до 55 Вт.

Другая особенность представленных схем БА КИС заключается в возможности построения приборов Ку-диапазона на относительно дешевой ЭКБ, в отличие от С-диапазона, где для САС 15 лет необходимо применять дорогостоящие ЭРИ с высоким уровнем качества. Это обусловлено малым требуемым САС для приборов Ку-диапазона БА КИС и целесообразно, т.к. при использовании относительно дешевой ЭКБ уменьшается стоимость



Ан — антенна;  
 АФУ — антенно-фидерное устройство;  
 УМ — усилитель мощности;  
 ВЧ ФОС — высокочастотный формирователь ответного сигнала;  
 Конв. — конвертер;  
 АП — антенный переключатель;  
 ВЧ ПРМ — высокочастотный приемник;  
 ЦФОС — цифровой формирователь ответного сигнала;  
 ДКТИ — декодер командной и телеметрической информации;  
 КМ — коммутационная матрица

Рис. 3. Функциональная схема двухконтурной БА КИС для однотипных сигналов в радиолиниях

БА КИС. По этой же причине отпадает необходимость в резервировании приборов БА КИС Ку-диапазона, что также снижает стоимость БА КИС и обеспечивает уменьшение ее массы.

По предварительным оценкам, масса БА КИС без АФУ не должна превысить 30 кг.

## Заключение

Рассмотрены особенности построения и перспективы создания двухконтурной БА КИС, предназначенной для КА, выводимых на ГСО с помощью спутников-ретрансляторов на ГСО, обеспечивающих управление КА на опорной, промежуточной и переходной орбитах. Приведены вари-

анты функциональных схем. Отмечена необходимость использования двух частотных диапазонов в двухконтурной БА КИС. Показаны преимущества двухконтурной БА КИС:

- малые габариты и масса;
- уменьшение энергопотребления;
- снижение стоимости.

## Список литературы

1. Урличич Ю. М., Ежов С. А., Жодзишский А. И., Круглов А. В., Махненко Ю. Ю. Современные технологии навигации геостационарных спутников. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. 272 с.

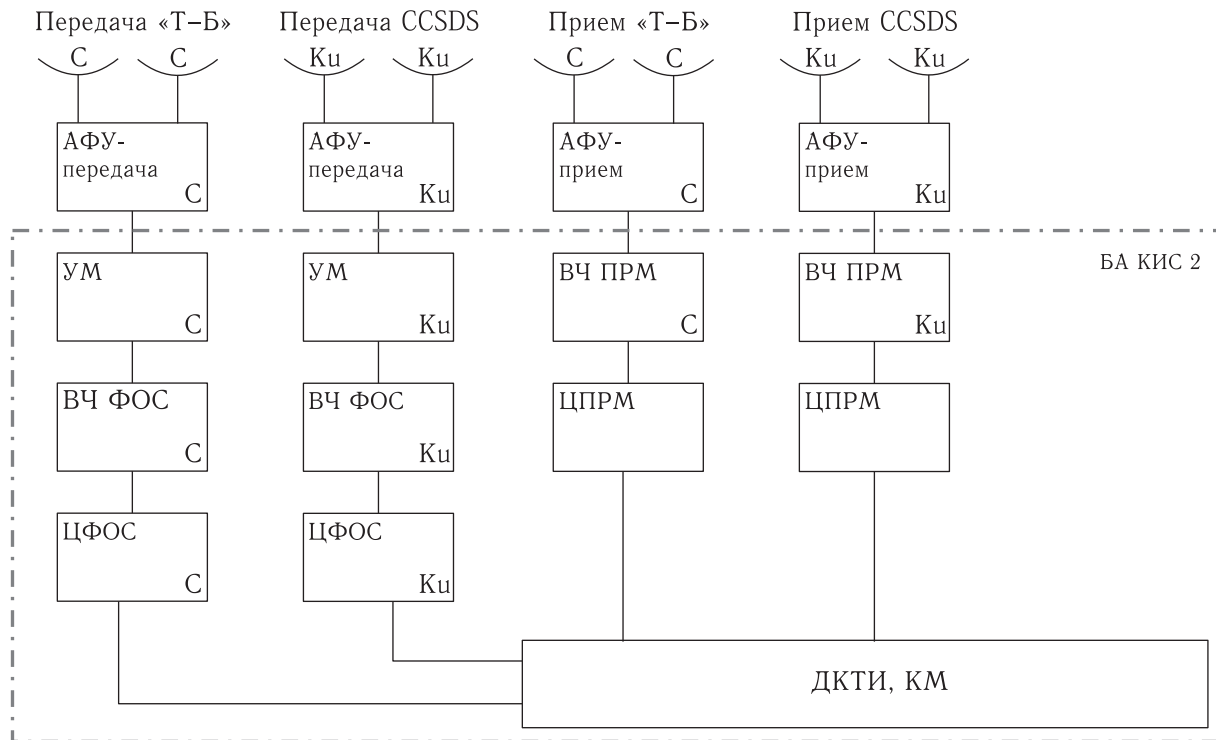


Рис. 4. Функциональная схема двухкантурной БА КИС для разнотипных сигналов в радиолиниях

2. *Topp A. P.* Use of the tracking and date relay satellite system (TDRSS) with low earth orbiting (LEO) Satellites: A Decision guide. Thesis. June 1988, naval postgraduate school Monterey, California, 106 p.
3. *Алыбин В. Г., Зарапин С. А., Семочкин А. С., Коновалов С. Д.* Резервированный усилитель мощности

для бортовой аппаратуры командно-измерительной системы. Электронная техника, серия 1. СВЧ-техника, 2013, вып. 3. Труды юбилейной конференции, посвященной 70-летию ФГУП «НПП «Исток»», часть 1, с. 191–197.

УДК 004.052.32

## Проблемы ускоренных испытаний электронной компонентной базы на надежность

А. Я. Кулибаба<sup>1</sup>, С. П. Прищепова<sup>2</sup>, А. Ю. Штукарёв<sup>3</sup>

<sup>1</sup>*и. о. начальника сектора, НЦ СЭО ОАО «Российские космические системы»*

<sup>2</sup>*инженер-программист 1 кат., НЦ СЭО ОАО «Российские космические системы»*

<sup>3</sup>*инженер-исследователь 1 кат., НЦ СЭО ОАО «Российские космические системы»*

*e-mail: jarsunny@rambler.ru*

**Аннотация.** В статье рассмотрены проблемы испытаний электронной компонентной базы (ЭКБ) на надежность, метод прогнозирования надежности по временной зависимости изменения параметров изделий, пример деградации задержки распространения сигнала в ПЛИС, а также приведены рекомендации по составлению программ испытаний ЭКБ на надежность.

**Ключевые слова:** электронная компонентная база, испытания на надежность, ускоренные испытания на надежность, старение, HCI, NBTI, TDDB

## Problems of Accelerated Life Tests of Electronic Components

A. Ya. Koulibaba<sup>1</sup>, S. P. Prischepova<sup>2</sup>, A. Yu. Shtukarev<sup>3</sup>

<sup>1</sup>*acting head of sector, Joint Stock Company "Russian Space Systems"*

<sup>2</sup>*engineer-programmer (1 cat.), Joint Stock Company "Russian Space Systems"*

<sup>3</sup>*research engineer (1 cat.), Joint Stock Company "Russian Space Systems"*

*e-mail: jarsunny@rambler.ru*

**Abstract.** This report is devoted to the problems of conducting life tests of electronic components. The method of reliability testing by extrapolating electric parameters degradation is shown. An example of FPGA propagation delay degradation is also shown. The recommendations for composing a reliability testing program are given.

**Key words:** electronic components, life test, accelerated life test, ageing, HCI, NBTI, TDDB



## Введение

Испытания электронной компонентной базы (ЭКБ) на надежность чаще всего проводят с целью оценки соответствия изделий требованиям к показателям надежности. Наиболее распространенным показателем является гамма-процентная наработка до отказа  $T_\gamma$  — время работы компонента, в течение которого он не откажет с вероятностью  $\gamma$ . У современных отечественных микросхем значение  $T_\gamma$ , приведенное в технических условиях (ТУ), составляет, как правило, 140 000 ч (16 лет) с вероятностью 95 %. Такая высокая надежность необходима для компонентов, которые используются в космических аппаратах со сроками активного существования 15 лет и более.

Интересно, что производители ЭКБ могут начать поставлять свои изделия до завершения полного объема испытаний на надежность, необходимого для подтверждения  $T_\gamma$ . Существующие нормативные документы позволяют это, так как они разработаны с осознанием колоссального объема временных и материальных ресурсов для этих испытаний. Так длительность испытаний при отсутствии ускоряющих факторов составляет  $T_\gamma$ , а размер выборки испытываемых изделий можно определить по формуле, используемой для экспериментальной оценки  $T_\gamma$  [1]:

$$T_\gamma = \frac{2NT_{И}(-\ln \frac{\gamma}{100})}{\chi^2(P^*, 2m+2)}, \quad (1)$$

где  $N$  — количество испытываемых изделий;  $T_{И}$  — время испытаний;  $\chi^2$  — распределение хи-квадрат;  $P^*$  — доверительная вероятность для статистической оценки;  $2m+2$  — число степеней свободы  $\chi^2$ ;  $m$  — количество отказов при испытаниях.

Учитывая, что  $T_\gamma = 140\,000$  ч при  $\gamma = 95\%$ ,  $T_{И} = 140\,000$  ч,  $P^* = 90\%$  (типовое значение доверительной вероятности),  $m = 0$  (для высоконадежных изделий предполагается отсутствие отказов при испытаниях), с помощью (1) получаем, что для испытаний необходимо  $N = 45$  изделий. В случае, если электронные компоненты очень дорогие, такой размер выборки может оказаться неприемлемо большим.

Для увеличения эффективности испытаний используют форсированные режимы: повышенную

температуру окружающей среды, повышенное напряжение питания и т.п. Их применение ускоряет протекание в изделиях процессов, приводящих к отказам, и тем самым позволяет сократить испытания в количестве раз, называемое коэффициентом ускорения  $K_u$ . Для определения коэффициентов необходимо провести значительный объем экспериментальных исследований, однако для некоторых типов ЭКБ значения  $K_u$  известны и, наряду с физико-математическими моделями для их расчета, приведены в литературе. Тем не менее, для множества типов компонентов подобная информация отсутствует.

Таким образом, при проведении испытаний современной ЭКБ на надежность встают проблемы сокращения длительности испытаний и размеров выборки, а также задачи разработки моделей ускорения отказов для различных типов ЭКБ. Одно из направлений решения данных проблем — использование методов прогнозирования по временной зависимости изменения электрических параметров ЭКБ.

## Прогнозирование при испытаниях на надежность

Методы прогнозирования позволяют сократить продолжительность испытаний на надежность за счет экстраполяции в будущее изменения во времени технических параметров, характеризующих работоспособность изделий. Испытания по этим методам, как правило, используют модели деградации технических параметров, а ускорение испытаний достигается благодаря возможности оценить коэффициенты модели за время, меньшее продолжительности нормальных испытаний. Применение прогнозирования при оценке надежности описано в [2, 3], для испытаний материалов на долговечность и сохраняемость — в [4].

Испытания по методам прогнозирования включают предварительные исследования, которые проводят для выбора информативного технического параметра, установления характера его изменения во времени и проверки адекватности модели прогнозирования с помощью эксперимента. Для построения моделей применяют параметрические

и непараметрические статистические методы, машинное обучение, а также знания о физике отказов изделий [5].

Рассмотрим испытания в нормальном режиме для случая линейного изменения во времени технического параметра [2]

$$x(t) = x_0 - vt, \quad (2)$$

где  $x_0$  и  $v$  — коэффициенты модели. Для простоты будем считать, что со временем параметр убывает и отказ изделия наступит, когда  $x(t) < 0$ .

Пусть испытывается выборка объемом  $n$  в течение времени  $t_{II}$ , тогда после испытаний станут известными значения  $x_i(0)$  и  $x_i(t_{II})$ ,  $i = 1, 2, \dots, n$ . Если в каждой партии изделий случайные величины  $x_0$  и  $v$  независимы и подчиняются нормальному закону, то вероятность безотказной работы за гарантированное время  $t_{\Gamma}$  можно определить по формуле [2]

$$\hat{P}(t_{\Gamma}) = 1 - \Phi \left\{ -\frac{k\widehat{M}(t_{II}) - (k-1)\widehat{M}(0)}{\sqrt{k^2\widehat{S}^2(t_{II}) - (k^2-1)\widehat{S}^2(0)}} \right\},$$

где  $k = t_{\Gamma}/t_{II}$  — коэффициент ускорения испытаний;  $\widehat{M}(0)$ ,  $\widehat{S}^2(0)$  и  $\widehat{M}(t_{II})$ ,  $\widehat{S}^2(t_{II})$  — оценки математического ожидания и дисперсии  $x(t)$  до и после испытаний соответственно. Эти оценки могут быть вычислены по формулам [2]

$$\begin{aligned} \widehat{M}(0) &= \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i(0), & \widehat{M}(t_{II}) &= \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i(t_{II}), \\ \widehat{S}^2(0) &= \frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n [x_i(0) - \widehat{M}(0)]^2, \\ \widehat{S}^2(t_{II}) &= \frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n [x_i(t_{II}) - \widehat{M}(t_{II})]^2. \end{aligned}$$

Случай линейного изменения во времени технического параметра распространен на практике, так как другие зависимости могут быть сведены к (2) путем замены переменных  $x$  и  $t$  (например,  $x' = \ln x$  для экспоненциального закона  $x(t) = x_0 e^{-vt}$ ).

Ускоренные испытания, основанные на методах прогнозирования, допускается комбинировать с форсированными испытаниями. При этом требуется определение порядка пересчета результатов от форсированного режима к нормальному.

## Пример деградации параметров электронных компонентов

Существует мнение, что современные изделия ЭКБ изготовлены из таких качественных материалов и по таким совершенным технологиям, что они практически не стареют (т.е. их параметры не деградируют). В этом случае применение методов прогнозирования при испытаниях на надежность может дать неадекватные результаты. Тем не менее, по данным из современных источников [5–7] даже у КМОП-микросхем на объемном кремнии, изготовленных по нанотехнологиям, ярко выражены эффекты старения.

Одними из наиболее опасных механизмов постепенных (т.е. вызванных старением) отказов КМОП-микросхем являются: инжекция «горячих» носителей (НСИ — hot carrier injection), температурная нестабильность при обратном смещении (NBТИ — negative bias temperature instability) и времязависимый пробой диэлектрика (TDDB — time-dependent dielectric breakdown) [6,7]. Рассмотрим эксперимент, описанный в [6].

В ПЛИС (программируемой логической интегральной схеме) фирмы Altera семейства Cyclone III была реализована схема кольцевого генератора для измерения задержки распространения сигнала на 10 логических вентилях. Исходя из сведений о параметрах технологического процесса изготовления ПЛИС был рассчитан коэффициент ускорения температурной нестабильности при обратном смещении — 100 для напряжения питания 1,8 В и температуры кристалла 400 К (номинальные значения для данной ПЛИС: 1,2 В и 310 К). Эксперимент состоял в проведении форсированных испытаний выборки ПЛИС в режиме удержания логического «0» на входе вентилях, на которых периодически измерялась задержка.

На рисунке приведена деградация задержки распространения сигнала на 10 вентилях. Видно, что через 1300 ч испытаний она достигла 4,1 нс (410 пс на 1 вентиле). Если определить верхний предел для задержки на вентиле как  $0,5 \cdot (1/500) = 1$  нс (где 500 — максимальная рабочая частота ПЛИС в МГц), то результаты проведенного эксперимента свидетельствуют о потенциальной нагрузке ПЛИС до отказа не менее  $1300 \cdot 100 = 130\,000$  ч  $\approx 15$  лет.

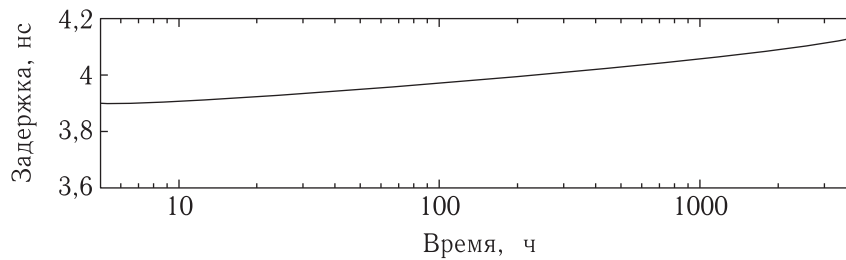


Рисунок. Деградация задержки распространения сигнала на 10 вентилях ПЛИС [6]

## Рекомендации по составлению программ испытаний

Приведем рекомендации по составлению программ испытаний ЭКБ на надежность.

1. За основу целесообразно взять циклограмму испытаний на надежность из ТУ или общих ТУ. Основным является воздействие, длительность которого в циклограмме равна или пропорциональна величине показателя надежности. Это воздействие должно вызывать деградацию параметров ЭКБ и быть характерным для условий ее эксплуатации. Примеры таких воздействий для ракетно-космической техники — повышенная температура среды, изменение температуры среды, повышенная влажность.

2. Так как требования к подтверждаемым показателям надежности велики (15 лет и более), испытания проводят ускоренными методами в форсированных режимах. Жесткость режима выбирают такой, чтобы длительность испытаний была приемлемой, не были превышены пределы прочности материалов и конструкции ЭКБ, а характер деградации параметров изделий при испытаниях был таким же, как и при эксплуатации. Коэффициент ускорения испытаний определяют по отношению к условиям и режиму эксплуатации ЭКБ, как правило, облегченному, на основе информации из ТУ, общих ТУ.

3. Если информация для определения коэффициента ускорения отсутствует, то его находят экспериментально. Для этого можно использовать метод равных вероятностей, приведенный в [8], в соответствии с которым испытываются 2–3 выборки изделий ЭКБ в различных режимах с периодическим измерением информативных параметров, а затем результаты измерений подвергаются статистическому анализу.

4. Для дополнительного сокращения длительности испытаний целесообразно применять методы прогнозирования по временной зависимости деградации параметров ЭКБ. Один из таких методов был рассмотрен выше. Рекомендуется, чтобы длительность испытаний составляла не менее 30–40% срока, для которого делается прогноз. В этом случае коэффициент ускорения, получаемый с помощью прогнозирования (максимум 3,3), умножается на коэффициент, определяемый степенью форсирования испытательного режима.

## Заключение

В результате работы были показаны проблемы испытаний ЭКБ на надежность, рассмотрен самый простой случай прогнозирования надежности по временной зависимости изменения параметров изделий, показан пример наблюдаемой деградации задержки распространения сигнала в ПЛИС, изготовленной по КМОП-технологии на объемном кремнии, а также приведены рекомендации по составлению программ испытаний ЭКБ на надежность. Эти рекомендации целесообразно использовать при отсутствии в нормативных и технических документах методик ускоренных испытаний конкретных типов ЭКБ на надежность.

## Список литературы

1. Гнеденко Б. В. Математические методы в теории надежности / Б. В. Гнеденко, Ю. К. Беляев, А. Д. Соловьев. М.: Наука, 1965. 524 с.
2. Перроте А. И., Карташов Г. Д., Цветаев К. Р. Основы ускоренных испытаний радиоэлементов на надежность. М.: Советское радио, 1968.

3. *Строгонов А. В.* Долговечность интегральных схем и методы ее прогнозирования: дис. ...д-ра техн. наук. Воронеж, 2006.
4. ГОСТ Р 51372-99 Методы ускоренных испытаний на долговечность и сохраняемость при воздействии агрессивных и других специальных сред для технических изделий, материалов и систем материалов. Общие положения.
5. *Michael G. Pecht.* Prognostics and health management of electronics. John Wiley & Sons, Inc., 2008.
6. *Edward A. Stott.* Characterisation and mitigation of long-term degradation effects in programmable logic: thesis ...PhD. London, 2011.
7. *Xiaojun Li, Jin Qin, Joseph B. Bernstein.* Compact modeling of MOSFET wearout mechanisms for circuit-reliability simulation // IEEE Transactions on Device and Materials Reliability, 2008. Vol. 8, № 1, p. 98–121.
8. *Тимонин В. И.* Модели и методы сокращения объемов и продолжительности форсированных испытаний: дис. ...д-ра физ.-мат. наук. М., 2005.

УДК 004.052.32, 620.199

## Испытания электронной компонентной базы на сохраняемость

И. Ю. Булаев<sup>1</sup>, А. С. Чистов<sup>2</sup>, А. Ю. Штукарёв<sup>3</sup>

<sup>1,3</sup>инженер-исследователь 1 кат., НЦ СЭО ОАО «Российские космические системы»

<sup>2</sup>инженер-исследователь 2 кат., НЦ СЭО ОАО «Российские космические системы»

e-mail: <sup>1</sup>bulaev.ivan@gmail.com

**Аннотация.** Доклад раскрывает проблемы проведения испытаний на сохраняемость изделий электронной компонентной базы. Авторами предложен новый метод проведения испытаний на сохраняемость изделий электронной компонентной базы.

**Ключевые слова:** электронная компонентная база, сохраняемость, ускоренное хранение, испытания на безотказность

## Storageability Test of Electronic Components

I. Yu. Bulaev<sup>1</sup>, A. S. Chistov<sup>2</sup>, A. Yu. Shtukarev<sup>3</sup>

<sup>1,3</sup>research engineer (1 cat.), Joint Stock Company "Russian Space Systems"

<sup>2</sup>research engineer (2 cat.), Joint Stock Company "Russian Space Systems"

e-mail: <sup>1</sup>bulaev.ivan@gmail.com

**Abstract.** Report reveals the problems of carrying out of storageability test of electronic components. The authors propose a new method of carrying out of storageability test of electronic components.

**Key words:** electronic components, storageability, accelerated storage, life-test

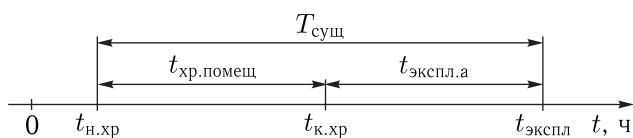


## Введение

В последние десятилетия в космической отрасли наблюдается широкое использование электронной компонентной базы (ЭКБ) иностранного производства (ИП) в негерметичных пластиковых корпусах. При хранении и работе таких изделий во влажной среде их надежность резко снижается по причине возникновения электрохимической коррозии.

## Описание проблемы

Весь жизненный цикл изделий ЭКБ  $T_{\text{сущ}}$  (см. рис. 1) можно разделить на два этапа: первый — длительность хранения в условиях отапливаемого помещения  $t_{\text{хр.помещ}}$ , второй — срок эксплуатации в аппаратуре согласно указанной в техническом задании (ТЗ) модели внешних воздействующих факторов (ВВФ)  $t_{\text{экспл.а}}$ .



- $t_{\text{н.хр}}$  — время начала хранения в условиях отапливаемого помещения;
- $t_{\text{к.хр}}$  — время окончания хранения в условиях отапливаемого помещения и начала эксплуатации в условиях модели ВВФ;
- $t_{\text{экспл}}$  — время окончания эксплуатации в условиях модели ВВФ

Рис. 1. Жизненный цикл изделий ЭКБ

При нарушении условий хранения и эксплуатации изделия ЭКБ подвергаются коррозионным воздействиям. Основными факторами, катализирующими коррозионные процессы на выводах и в подкорпусном пространстве при хранении ЭКБ, являются температура, влажность и концентрация агрессивных сред. Для подтверждения требований к сохраняемости изделий ЭКБ в течение срока хранения и срока эксплуатации необходимо проведение испытаний на сохраняемость (ИСХ).

В настоящее время существует несколько методик проведения ИСХ ЭКБ. Метод проведения ИСХ, описанный в [1, 4], заключается в длитель-

ном хранении (более 15 лет) изделий ЭКБ, имеющих различную базовую конструкцию, технологию изготовления, применяемые материалы и функциональное назначение. Испытания проводят в условиях отапливаемого помещения или в условиях хранения в соответствии с требованиями, установленными в технических условиях (ТУ) на изделия.

Иностранные производители ЭКБ для подтверждения стойкости своей продукции к образованию коррозии выдерживают изделия в специальных установках при температуре  $85^{\circ}\text{C}$  и влажности 85% в течение 1000 часов, причем в руководящей документации [7] не указано эквивалентное время хранения в условиях модели ВВФ на аппаратуру, подтверждаемое данным испытанием. Для уменьшения времени проведения испытания применяют HAST (Highly accelerated stress test) испытания, которые позволяют ускорить коррозионные процессы за счет увеличения влажности и (или) температуры [5, 6].

Современные методы проведения ИСХ ЭКБ имеют ряд существенных недостатков:

- слишком большая длительность проведения ИСХ (более 15 лет);
- ИСХ проводятся в нормальных климатических условиях, что не позволяет катализировать коррозионные процессы с большой скоростью;
- зачастую в ТУ на конкретные изделия ЭКБ отсутствуют методы проведения ускоренных ИСХ;
- невозможность пересчета результатов проведения ИСХ в соответствии с эксплуатационной моделью ВВФ на аппаратуру.

В связи с указанными недостатками авторы предлагают новый метод проведения ускоренных ИСХ на выборке ЭКБ малого объема, что в настоящее время — актуальная задача для испытательных центров. Данный метод включает ускоренное испытание на хранение (ИХР), подтверждающее  $t_{\text{хр.помещ}}$ , и ускоренные испытания на безотказность (ИБО), подтверждающие  $t_{\text{экспл.а}}$ .

## Ускоренное испытание на хранение

Как уже упоминалось ранее, основными ВВФ, катализирующими процесс образования коррозии

на выводах и в подкорпусном пространстве, являются повышенная температура, влажность и концентрация агрессивных сред.

Это хорошо видно на примере зависимости срока сохраняемости изделий ЭКБ  $L$  (см. рис. 2), которая определяется формулой:

$$L = A \cdot \exp\left(\frac{B}{T_{\text{уск.хр}}}\right) \cdot C^{-m} h_{\text{уск.хр}}^{-n}, \quad (1)$$

где  $T_{\text{уск.хр}}$  — температура среды при проведении ускоренного ИХР, °С;

$h_{\text{уск.хр}}$  — относительная влажность среды при проведении ускоренного ИХР, %;

$C$  — концентрация агрессивных сред, г/м<sup>3</sup>;

$A, B, n, m$  — постоянные коэффициенты, определяемые экспериментально.

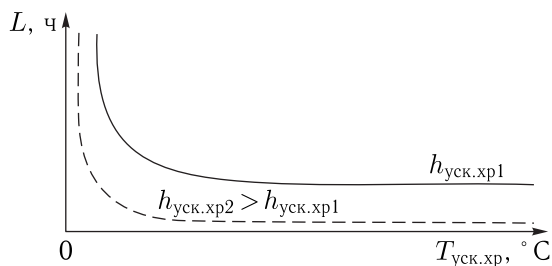


Рис. 2. Зависимость времени проведения испытаний на ускоренное хранение от температуры среды и относительной влажности при проведении ускоренных ИХР

В данной статье авторы не рассматривают влияние концентрации агрессивных сред, так как при соблюдении требований к транспортировке и хранению, предъявляемых производителем изделий ЭКБ, их влияние на надежность изделий ЭКБ можно считать пренебрежимо малой.

Исходя из выражения (1) стоит отметить, что увеличение значений  $T_{\text{уск.хр}}$  и  $h_{\text{уск.хр}}$  позволяет резко снизить срок сохраняемости ЭКБ, что и служит основанием для уменьшения длительности проведения испытаний.

Расчет времени проведения испытания на ускоренное хранение  $t_{\text{уск.хр}}$  производится по формуле:

$$t_{\text{уск.хр}} = \frac{t_{\text{хр.помещ}}}{K_{\text{у.ИХР}}}, \quad (2)$$

где  $t_{\text{хр.помещ}}$  — время хранения в условиях отопляемого помещения, определяемое согласно ТЗ

на аппаратуру, в которой используются данные изделия ЭКБ;

$K_{\text{у.ИХР}}$  — коэффициент ускорения ИХР.

Коэффициент ускорения  $K_{\text{у.ИХР}}$ , введенный в формуле (2), можно рассчитать по формуле:

$$K_{\text{у.ИХР}} = \left(\frac{h_{\text{уск.хр}}}{h_{\text{помещ}}}\right)^n \times \exp\left[-\frac{E_a}{k} \left(\frac{1}{T_{\text{уск.хр}} + 273} - \frac{1}{T_{\text{помещ}} + 273}\right)\right], \quad (3)$$

где  $h_{\text{помещ}}$  и  $T_{\text{помещ}}$  — влажность и температура хранения изделий ЭКБ в условиях отопляемого помещения соответственно;

$E_a$  — энергия активации процесса (0,4–2 эВ);

$k$  — постоянная Больцмана ( $k = 8,617164 \times 10^{-5}$  эВ/К);

$n$  — коэффициент влажности ( $n = 2,66$ ).

Энергия активации  $E_a$  для разных изделий ЭКБ и разных производителей может отличаться, поэтому зачастую необходимо практически оценивать данный параметр.

Данный подход позволяет получить  $K_{\text{у.ИХР}}$  в пределах от 150 до 650.

## Ускоренные испытания на безотказность (ИБО)

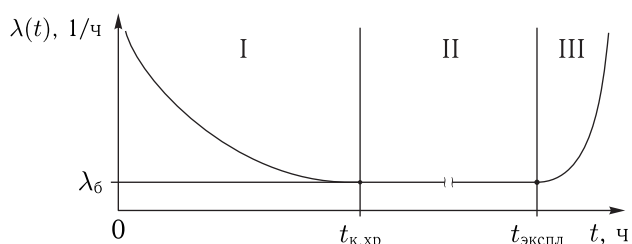
В процессе жизненного цикла изделий ЭКБ их отказы описываются такими взаимозависимыми параметрами, как интенсивность отказов  $\lambda(t)$  и вероятность безотказной работы  $p(t)$ .

На рис. 3 представлена типовая зависимость интенсивности отказов изделий ЭКБ  $\lambda(t)$  от времени.

Как известно, основными ВВФ, ускоряющими выявление технологических дефектов производства ЭКБ и оказывающими влияние на интенсивность отказов, являются:

- температура окружающей среды (или корпуса) проведения ускоренных ИБО,
- напряжение питания изделий ЭКБ,
- мгновенная мощность, выделяемая в нагрузке ЭКБ.

Стоит отдельно отметить, что эти факторы вносят различный вклад в общую интенсивность



I — период приработки (ранние отказы);  
 II — период нормальной работы (случайные отказы);  
 III — период старения (отказы, вызванные износом изделий ЭКБ);  
 $\lambda_6$  — базовая интенсивность отказов в области нормальной работы

Рис. 3. Зависимость интенсивности отказов изделий ЭКБ от времени

отказов. Типовые зависимости интенсивности отказов при влиянии вышеуказанных факторов представлены на рис. 4–6.

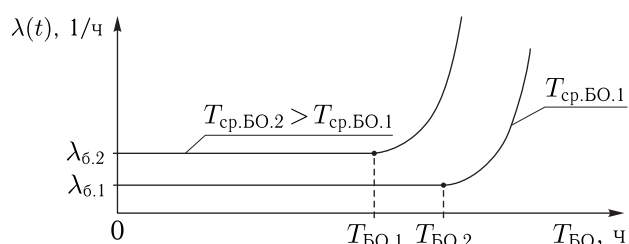


Рис. 4. Зависимость интенсивности отказов от времени проведения ускоренных ИБО при различных температурах среды

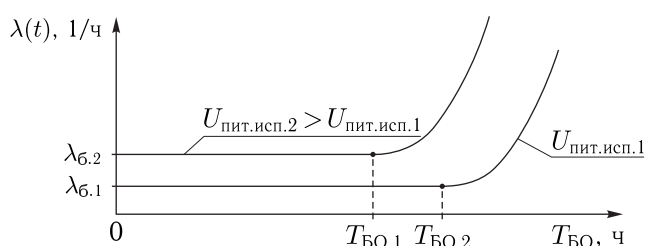


Рис. 5. Зависимость интенсивности отказов от времени проведения ускоренных ИБО при различных напряжениях питания изделий ЭКБ

К сожалению, методы проведения ускоренных ИБО согласно [1, 4] не позволяют получить достоверные значения  $p(t)$  и  $t_{экспл.а}$ . Поэтому авторами предлагается производить пересчет полученной

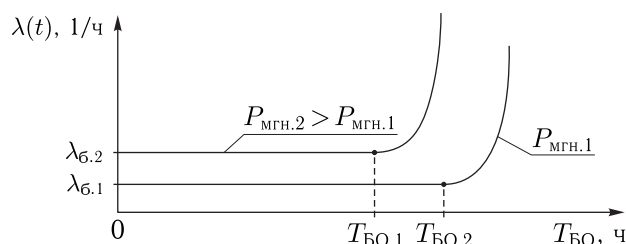


Рис. 6. Зависимость интенсивности отказов от времени проведения ускоренных ИБО при различных значениях мгновенной мощности, выделяемой в нагрузке ЭКБ

оценки срока службы с ЭКБ в условиях ускоренных ИБО к сроку службы ЭКБ в условиях модели ВВФ с вычислением вероятности безотказной работы.

Основанием для пересчета служит предположение о линейной деградации основных электрических (информативных) параметров во время длительной эксплуатации, которая определяется функцией  $\Pi(t)$ . Линейная деградация может иметь как положительный, так и отрицательный характер, а ее скорость полностью зависит от условий эксплуатации изделий ЭКБ. Пример положительной деградации приведен на рис. 7

Как видно из рис. 7, коэффициенты деградации информативного параметра в условиях проведения ускоренных ИБО ( $k_1$ ) и в условиях модели ВВФ ( $k_2$ ) различны, а их отношение определяется как коэффициент ускорения  $K_{у.ИБО}$ , который вычисляется по формуле:

$$K_{у.ИБО} = \frac{k_1}{k_2} = K_y^T \cdot K_y^U, \quad (4)$$

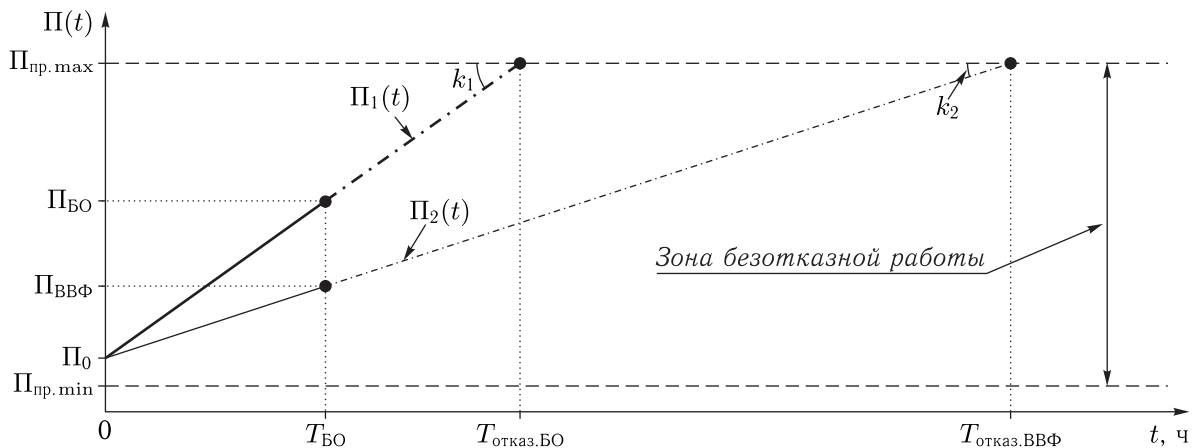
где  $K_y^T$  — коэффициент ускорения, связанный с температурой окружающей среды (или кристалла);  $K_y^U$  — коэффициент ускорения, связанный с напряжением питания ЭКБ.

Коэффициенты  $K_y^T$  и  $K_y^U$  вычисляются по формулам:

$$K_y^T = \exp \left[ \frac{E_a}{k} \cdot \left( \frac{1}{T_{кр.экспл} + 273} - \frac{1}{T_{кр.исп} + 273} \right) \right], \quad (5)$$

где  $T_{кр.исп}$  — температура кристалла ЭКБ при проведении ускоренных ИБО;

$T_{кр.экспл}$  — максимальная температура кристалла ЭКБ в соответствии с эксплуатационной



$\Pi_{\text{пр. max}}$  — предельное максимальное значение информативного параметра, ограниченное ТУ;  
 $\Pi_{\text{пр. min}}$  — предельное минимальное значение информативного параметра, ограниченное ТУ;  
 $\Pi_1(t)$  — математическое ожидание деградации информативного параметра в условиях ускоренных ИБО;  
 $\Pi_2(t)$  — математическое ожидание деградации информативного параметра в условиях эксплуатационной модели ВВФ;  
 $\Pi_0$  — усредненное начальное значение информативного параметра до проведения ускоренных ИБО;  
 $\Pi_{\text{БФ}}$  — усредненное значение информативного параметра после проведения ускоренных ИБО;  
 $\Pi_{\text{ВВФ}}$  — оценка деградации информативного параметра в условиях эксплуатационной модели ВВФ;  
 $T_{\text{БО}}$  — длительность проведения ускоренных ИБО;  
 $T_{\text{отказ. БО}}$  — оценка времени возникновения отказа ЭКБ в условиях проведения ускоренных ИБО;  
 $T_{\text{отказ. ВВФ}}$  — оценка времени возникновения отказа ЭКБ в условиях эксплуатационной модели ВВФ

Рис. 7. Положительная деградация информативного параметра

моделью;

$$K_y^U = \exp[\beta(U_{\text{пит. исп}} - U_{\text{пит. экпл}})], \quad (6)$$

где  $U_{\text{пит. исп}}$  — напряжения питания ЭКБ при проведении ускоренных ИБО;

$U_{\text{пит. экпл}}$  — напряжение питания ЦИС ИП и ОП в соответствии с эксплуатационной моделью;  
 $\beta$  — постоянная модели ( $\beta = 1 \text{ В}^{-1}$ ).

Время проведения ускоренных ИБО рассчитывается по следующей формуле:

$$t_{\text{БО}} = \frac{t_{\text{экпл. а}}}{K_{y. \text{ ИБО}}}. \quad (7)$$

Для определения вероятности безотказной работы  $p(t)$  необходимо заметить, что сам по себе информативный параметр  $\Pi(t)$  — случайная величина с нормальным (гауссовым) законом распределения:

$$f(\Pi, t) = \frac{1}{\sigma_{\text{БО}} \cdot \sqrt{2\pi}} \cdot \exp\left[-\frac{[\Pi(t) - \Pi_1(t)]^2}{2 \cdot \sigma_{\text{БО}}^2}\right], \quad (8)$$

где  $\sigma_{\text{БО}}$  — оценка среднеквадратичного отклонения  $\Pi(t)$ .

Учитывая формулу (8), а также положительный линейный закон деградации  $\Pi(t)$  при проведении ускоренных ИБО (см. рис. 8), можно рассчитать  $p(t)$  по формуле:

$$p(t) = \Phi[X_1] - \Phi[X_2], \quad (9)$$

где  $\Phi[\cdot]$  — значение функции Лапласа.

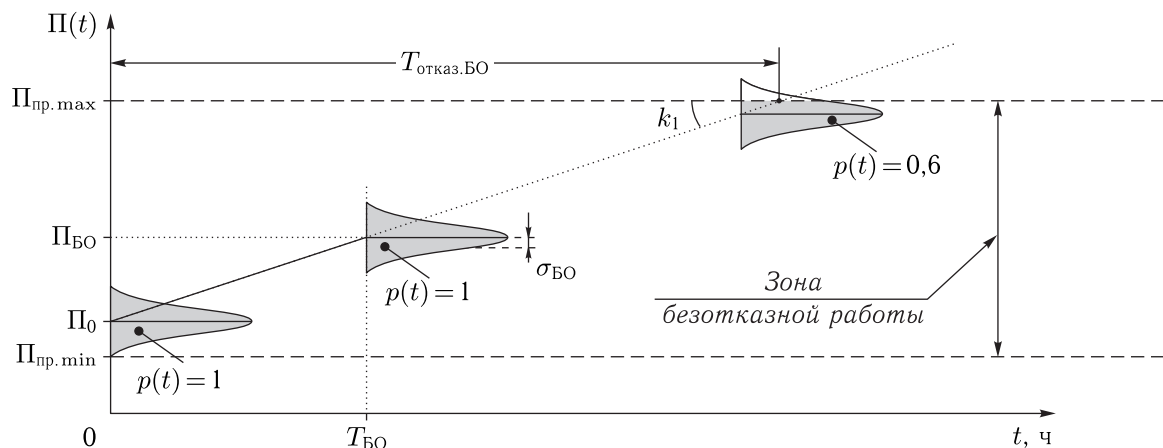
$X_1, X_2$  вычисляются по формуле:

$$\begin{cases} X_1 = \frac{(\Pi_{\text{пр. max}} - \Pi_0) \cdot T_{\text{БО}} - (\Pi_{\text{БФ}} - \Pi_0) \cdot t}{\sigma_{\text{БО}} \cdot T_{\text{БО}}} \\ X_2 = \frac{(\Pi_{\text{пр. min}} - \Pi_0) \cdot T_{\text{БО}} - (\Pi_{\text{БФ}} - \Pi_0) \cdot t}{\sigma_{\text{БО}} \cdot T_{\text{БО}}} \end{cases} \quad (10)$$

Данный подход позволяет получить  $K_{y. \text{ ИБО}}$  в пределах от 25 до 350.

## Заключение

Из вышеприведенного видно, что процесс ускорения возникновения электрохимической коррозии в ЭКБ и достоверного подтверждения ее

Рис. 8. Изменение  $p(t)$  при положительной деградации

последующей эксплуатации в бортовой аппаратуре зависит от определенных катализирующих факторов, входящих в коэффициент ускорения ИСХ. Данный коэффициент может быть описан функциональной зависимостью:

$$K_{у.ИСХ} = f(h_{помещ}, T_{помещ}, E_a, T_{уск.хр}, h_{уск.хр}, T_{кр.экспл}, U_{пит.экспл}, U_{пит.исп}, U_{пит.экспл}). \quad (11)$$

В условиях сжатых сроков, выделяемых на проведение испытаний, и требований к большому сроку активного существования аппаратуры, задаваемых заказчиками, нет возможности проводить многолетние испытания для подтверждения срока хранения. В соответствии с [4] и с учетом накопленного опыта авторами предлагается следующий состав ИСХ:

- контроль внешнего вида согласно [2];
- контроль электрических параметров в нормальных климатических условиях (НКУ) согласно [3];
- ускоренные ИХР, позволяющие подтвердить срок сохраняемости;
- контроль электрических параметров в НКУ согласно [3];
- ускоренные ИБО согласно [1], способные подтвердить срок эксплуатации;
- контроль электрических параметров в НКУ согласно [3];
- контроль внешнего вида согласно [2].

Преимущество данного метода — то, что время проведения всех испытаний не превышает 1000 часов, из которых наиболее продолжительны ускоренное ИХР (примерно 400 часов) и ускоренные ИБО (примерно 500 часов).

В настоящее время данный метод внедрен в технологический процесс проведения испытаний в НЦ СЭО ОАО «Российские космические системы». Также ведется согласование о внедрении данного метода в [4].

## Список литературы

1. ГОСТ РВ 20.57.414 – 97 КСКК. Изделия электронной техники, ... Методы оценки соответствия требованиям к надежности. М., 2007. 17 с.
2. ОСТ 11 073.013-2008. Микросхемы интегральные. Методы испытаний. Методы визуального контроля. Часть 4. М., 2008. 50 с.
3. ОСТ 11 073.013-2008. Микросхемы интегральные. Методы испытаний. Методы электрических испытаний. Часть 7. М., 2008. 36 с.
4. ОСТ 11 073.013-2008. Микросхемы интегральные. Методы испытаний. Испытания на безотказность и сохраняемость. Часть 8. М., 2008. 12 с.
5. JEDEC Standard JESD22-A110 Highly Accelerated Temperature and Humidity Stress Test (HAST). 1999.
6. JEDEC Standard JESD22-A118 Accelerated Moisture Resistance—Unbiased HAST. 2008.
7. JEDEC Standard JESD47G Stress-Test-Driven Qualification of Integrated Circuits. 2007.