

*М.В. Михайлов<sup>1</sup>, И.И. Ларьков<sup>2</sup>*

<sup>1</sup> Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва

<sup>2</sup> Московский физико-технический институт (государственный университет)

## **Решение задачи относительной навигации по измерениям глобальной спутниковой навигационной системы при сближении космических аппаратов**

Представлено описание работы аппаратуры спутниковой навигации АСН-М МКС, обеспечивающей решение задачи автономной навигации МКС. Отработано функциональное программно-математическое обеспечение навигационных модулей АСН-М с использованием автономного математического моделирующего стенда. Проведено исследование влияния возмущающих факторов на точность решения задачи относительной навигации. Приведены алгоритмы фильтрации измерений АСН, обеспечивающие непрерывность формирования текущего вектора состояния активного и пассивного КА и повышение его точности. Показано, что при реализации динамической фильтрации измерений АСН точность вектора относительного положения увеличивается до 0,5–1 м.

**Ключевые слова:** управление, движение, навигация, сближение, система, космос, станция.

### **I. Введение**

Сегодня задача сближения на орбите решается с применением радиолокационной системы «Курс», разработанной еще в 1982 году. Использование аппаратуры спутниковой навигации (АСН) может привести к коренному изменению стратегии сближения и стыковки, повысив при этом существенным образом качество управления на этом участке функционирования космического аппарата (КА). В особенности возможности АСН проявятся при возникновении нештатных и аварийных ситуаций. Дело в том, что стратегия традиционных методов сближения и стыковки учитывает ограниченные возможности наземных средств навигации, связанные, прежде всего, с ограниченной зоной видимости наземных станций, а также достаточно низкой точностью наземной навигации. При использовании систем GPS и ГЛОНАСС эти недостатки отсутствуют. Имеет место непрерывный контроль орбиты, точность достигает значений от десятков до единиц метров в абсолютной навигации и сантиметров при работе в режиме дифференциальной навигации. При этом надежность получения качественной навигационной информации намного превышает традиционную.

Сближение космических аппаратов является одной из наиболее сложных и ответственных технологических операций в космосе. Как правило, срыв сближения означает срыв всей миссии КА. Поэтому система управления сближением является одной из наиболее важных, сложных и дорогостоящих систем КА. Основной частью системы сближения является ее навигационная часть, определяющая векторы положения и скорости активного КА (реализующего маневры сближения) в системе координат пассивного КА (находящегося в пассивном орбитальном полете). Чем точнее определяются эти векторы, тем более экономично и надежно может быть выполнено само сближение.

### **II. Аппаратура спутниковой навигации**

В настоящее время в ряде стран проводятся работы по внедрению навигационной аппаратуры потребителя на КА различного назначения. Так, например, сейчас на российском сегменте МКС проходит испытания новая модернизированная аппаратура спутниковой навигации АСН-М разработки РКК «Энергия» [1]. Эта аппаратура предназначена для определения орбиты и ориентации станции, а также для относительной навигации КА и МКС в процессе сближения и стыковки.

Схема АСН-М приведена на рис. 1. Система включает 4 антенных модуля (АМ), 4 навигационных приемных модуля (НПМ) и 2 навигационных вычислительных модуля (НВМ). Каждый из модулей представляет собой законченный независимый прибор. НПМ реализован на базе приемной модернизированной платы К161 (16-канальная плата-приемник С/А код GPS и С/Т код ГЛОНАСС с произвольным заполнением каналов) разработки РИРВ (Российский институт радионавигации и времени), включает также блок питания, интерфейсный и телеметрический блоки. НВМ реализует функции навигационного процессора. Он включает мини-ЭВМ на базе процессора Intel 486 (100 МГц), блок питания, интерфейсный и телеметрический блоки. НПМ с НВМ соединены через интерфейсы RS-232, НВМ между собой соединены через интерфейс RS-422, а с бортовой вычислительной системой (БВС) — через интерфейс MIL-1553.

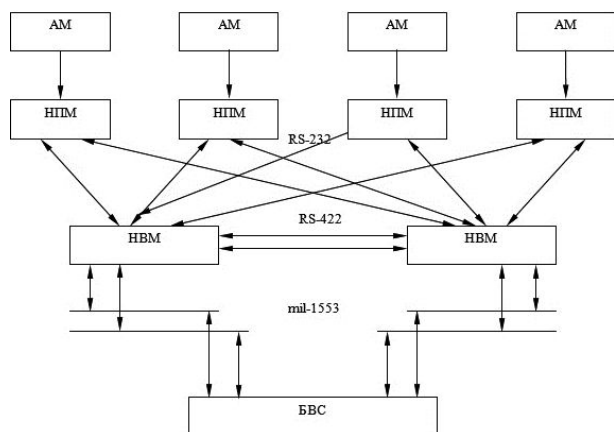


Рис. 1. Блок-схема АСН-М МКС

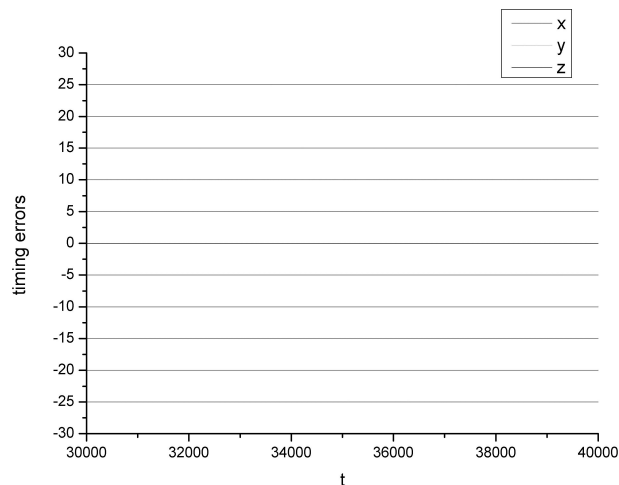


Рис. 2. Временные ошибки

### III. Моделирующий стенд

Для отработки программно-математического обеспечения (ПМО) АСН-М в рамках совместной работы Европейским космическим агентством и РКК «Энергия» был создан программно-математический стенд MODASN-M. Программное обеспечение стенда автономной отработки функционального ПМО НПМ АСН-М предназначено для автономного математического моделирующего стенда отработки функционального ПМО навигационных вычислительных модулей АСН-М.

Программное обеспечение моделирует выходные сигналы 4-х навигационных приемных модулей АСН-М, а также навигационную поддержку АСН-М от БВС в части формирования оценки кватерниона ориентации МКС и времени БВС.

Моделирование обеспечивает максимальное приближение выходных сигналов к реальным выходным сигналам НПМ и БВС, соответствующим задаваемой летной обстановке, а также учитывает многочисленные факторы реальной летной обстановки, влияющие на формирование выходных сигналов. К таким факторам относятся:

- альманахи и эфемериды спутников GPS и ГЛОНАСС;
- мощность и диаграммы излучаемых антенн спутников GPS и ГЛОНАСС;
- влияние ионосферы на распространение сигналов НС;
- орбита и ориентация МКС;
- расположение антенн АСН-М на МКС и их диаграммы направленности;
- затенения сигналов НС элементами конструкций МКС;
- переотражения сигналов НС элементами конструкций МКС;

- параметры антенн АСН-М, влияющие на уровень отношения сигнал / шум на входах в навигационные приемники;
- нестабильности часов навигационных приемников;
- нестабильности часов НС;
- погрешности эфемеридного обеспечения НС;
- погрешности навигационных приемников при проведении навигационных измерений;
- сбои в отслеживании сигналов НС, «проскальзывания» циклов при отслеживании фазы несущих сигналов;
- уходы датчиков угловых скоростей (ДУС) МКС при формировании оценки кватерниона ориентации МКС;
- смещение и дрейф часов БВС.

#### IV. Ошибки измерений

АСН, установленная на пассивном КА, принимает информацию от спутников GPS и (или) ГЛОНАСС и передает ее через межбортовую радиолинию (МБРЛ) в центральный вычислительный модуль (ЦВМ) активного КА [2]. АСН, установленная на активном КА, также принимает информацию от навигационных спутников и передает ее в ЦВМ. Информация от двух АСН совместно обрабатывается в ЦВМ активного КА, в результате чего формируется относительный вектор состояния, по которому система управления активного КА реализует управление сближением (рис. 2).

Измерения АСН содержат ряд ошибок, обусловленных различными факторами. Рассмотрим влияние каждого возмущающего фактора по отдельности на отрезке времени 30 000–40 000 с как наиболее удобный для исследования.

Ошибки часов приемника и спутника вносят небольшое возмущение в измерения АСН по сравнению с другими факторами. На рис. 3 изображено влияние ошибок часов приемника и часов навигационных спутников. В измерениях векторов положения активного и пассивного КА временные ошибки являются практически одинаковыми. При формировании разности измерений данный возмущающий фактор взаимно сокращается.

Одними из основных составляющих ошибок положения являются ионосферные и эфемеридные погрешности измерений.

На рис. 4 изображено влияние эфемеридных ошибок. Скачки ошибок объясняются частой сменой созвездия НС и успешно устраняются алгоритмом.

Ионосферные ошибки зависят от активности Солнца. При низкой активности они составляют единицы метров, при высокой — достигают нескольких десятков. На рис. 5 изображено влияние ионосферных ошибок. Скачки ошибок определения вектора относительного положения также объясняются сменой созвездия НС.

При малых расстояниях между сближающимися КА эфемеридные и ионосферные ошибки для измерений по соответствующим НС практически равны между собой и при формировании разностей измерений взаимно сокращаются. В случае исключения этих ошибок основными составляющими возмущений в измерениях АСН остаются погрешности, обусловленные переотражениями НС от элементов конструкции КА, а также собственные шумы приемников АСН.

Шумы обусловлены неидеальностью контуров слежения за кодом и фазой принимаемого сигнала в каждом их приемников. Эти шумы являются высокочастотными, по своим характеристикам они близки к белому шуму. При моделировании этих составляющих в модели АСН для каждого канала они формируются независимо как белый шум.

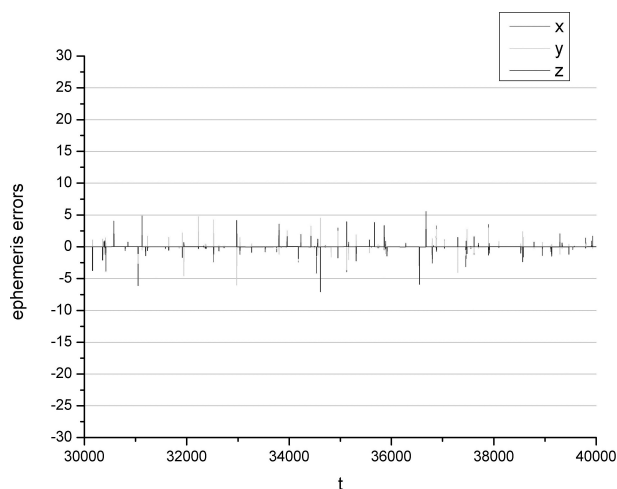


Рис. 3. Эфемеридные ошибки

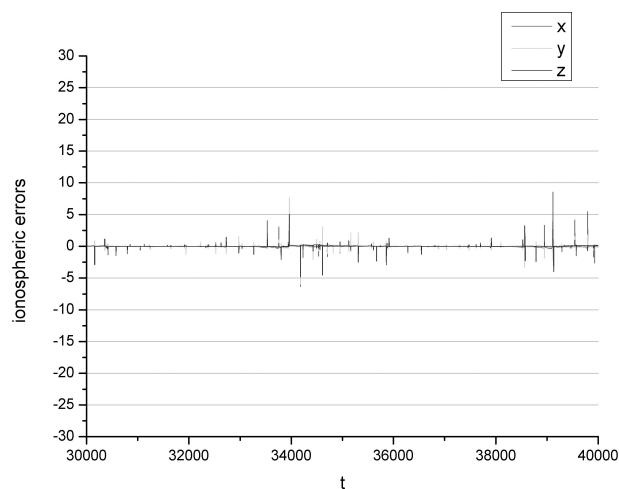


Рис. 4. Ионосферные ошибки

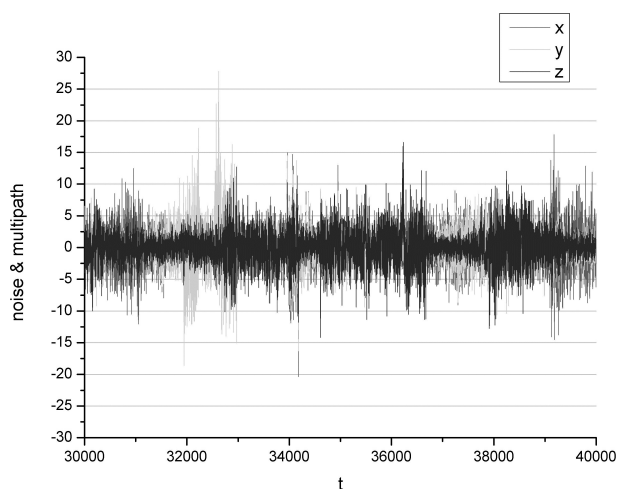


Рис. 5. Ошибки переотражения и шумы

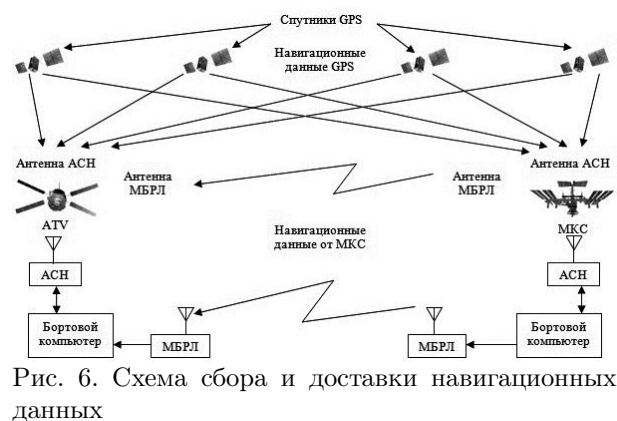


Рис. 6. Схема сбора и доставки навигационных данных

Ошибки, обусловленные переотражениями сигналов НС от элементов конструкции КА, во многом определяются геометрией КА и отражающими характеристиками поверхностей элементов конструкции КА. Для МКС эти ошибки иногда достигают десятков метров. Для КА типа «Союз» эти ошибки существенно меньше, чем для МКС, и они являются некоррелированными с соответствующими ошибками МКС. Поэтому для разности измерений эти ошибки не компенсируются и оказывают существенное влияние на результат решения задачи относительной навигации. На рис. 6 изображен фактор шумов и ошибок переотражения. Сравнивая влияние этого возмущения с другими факторами, нетрудно заметить, что переотражения сигналов и шумы вносят основную составляющую ошибки определения вектора относительного положения.

## V. Алгоритм динамической фильтрации

Решение задачи относительной навигации при сближении КА может быть обеспечено с использованием АСН, установленной на обоих сближающихся КА [3]. Например, на МКС установлена аппаратура спутниковой навигации АСН-М, работающая по сигналам спутников GPS, ГЛОНАСС и формирующая в реальном времени векторы положения и скорости МКС. Ошибки векторов положения составляют 20–30 м. Иногда, при сильных переотражениях сигналов навигационных спутников (НС) от элементов конструкции МКС, эта ошибка достигает 60–80 м. Ошибки векторов скорости составляют величину 10–15 см/с, иногда достигая величины  $\sim 1$  м/с.

При угловых маневрах МКС или из-за затенений сигналов НС элементами конструкции станции в поле зрения антенны АСН может попадать недостаточное для формирования вектора состояния количество НС. В этом случае измерения текущих координат и скорости могут отсутствовать.

В задаче относительной навигации по измерениям АСН точность определения местоположения каждого КА 60–80 м неприемлема, особенно на этапе сближения и стыковки. С целью повышения точности знания орбиты КА и обеспечения непрерывности на борту информации о текущей орбите возникает необходимость выполнения динамической фильтрации измерений АСН.

Измеряемыми параметрами для реализации динамической фильтрации являются измеренные значения текущих координат  $\bar{X}_n$  антенны АСН, формируемые навигационным приемником АСН-М. Оцениваемыми параметрами являются текущие координаты  $\bar{X}^*$  и скорость  $\bar{V}^*$  центра масс.

Будем считать, что измеренный вектор  $\bar{X}_n$  представляет собой текущее измеренное значение координат центра масс. Задачей динамической фильтрации является непрерывное формирование оценки орбиты по серии измерений АСН  $\bar{X}_n$  на заданном интервале времени, предшествующем текущему моменту.

Пусть в начальный момент измерений известно начальное приближение оценки вектора состояния  $\bar{X}_0^*, \bar{V}_0^*$ . Пусть также  $i = 1 \div n$  — моменты измерений. Для этих моментов времени известны значения вектора состояния  $\bar{X}_{0i}^*, \bar{V}_{0i}^*$  и измеренные значения вектора положения  $\bar{X}_{ni}$ . Пусть  $\bar{X}_i, \bar{V}_i$  — точные значения вектора состояния КА. Введем обозначения:

$$\begin{aligned} \Delta \bar{X}_{ni} &= \bar{X}_{ni} - \bar{X}_{0i}^* \text{ — вектор измерений АСН относительно известной оценки } \bar{X}_{0i}^*, \\ \begin{cases} \Delta \bar{X}_i = \bar{X}_i - \bar{X}_{0i}^* \\ \Delta \bar{V}_i = \bar{V}_i - \bar{V}_{0i}^* \end{cases} &\text{ — неизвестные ошибки вектора состояния КА.} \end{aligned}$$

Пусть  $\Delta \bar{\xi}_i = \begin{pmatrix} \Delta \bar{X}_i \\ \Delta \bar{V}_i \end{pmatrix}$  — расширенный вектор состояния КА, оценку которого требуется определить по серии из  $n$  измерений. Тогда с точностью до ошибок измерений  $\delta \Delta X_{ui}$  можно записать систему уравнений:

$$\begin{aligned} \Delta \bar{X}_{u1} &= A \Delta \bar{\xi}_1, \\ &\dots \\ \Delta \bar{X}_{un} &= A \Delta \bar{\xi}_n, \end{aligned} \quad (1)$$

где  $A = (E_3 0_3)$  — матрица размерности  $6 \times 3$ ,  $E_3$  — единичная матрица размерности  $3 \times 3$ ,  $0_3$  — нулевая матрица размерности  $3 \times 3$ . Пусть в результате динамической фильтрации требуется определить поправку к оценке вектора состояния  $\Delta \bar{\xi}_n^*$  на момент  $n$ . Неизвестные вектора  $\Delta \bar{\xi}_j$  связаны между собой соотношениями

$$\Delta \bar{\xi}_j = B_{ij} \Delta \bar{\xi}_i, \quad (2)$$

где  $B_{ij}$  — известные матрицы преобразования ошибок вектора состояния, определяемые соотношениями

$$B_{ij} = \frac{\partial \Delta \bar{\xi}_j}{\partial \Delta \bar{\xi}_i}. \quad (3)$$

Матрица  $B_{ij}$  для кеплеровой орбиты известна в явном виде. В общем случае для произвольной орбиты эта матрица рассчитывается численным путем: семикратным интегрированием уравнений движения КА от момента  $i$  до момента  $j$  с последовательным варьированием вектора  $\Delta \bar{\xi}_j$ . Из равенства (2) получим

$$\Delta \bar{\xi}_i = B_{ij}^{-1} \Delta \bar{\xi}_j. \quad (4)$$

С учетом равенства (4) систему уравнений (1) можно записать в виде

$$\begin{aligned} \Delta \bar{X}_{u1} &= AB_{1n}^{-1} \Delta \bar{\xi}_n, \\ &\dots \\ \Delta \bar{X}_{un} &= A \Delta \bar{\xi}_n. \end{aligned} \quad (5)$$

Введем вектор и матрицу:

$$\bar{U}_{un} = \begin{pmatrix} \Delta \bar{X}_{u1} \\ \dots \\ \Delta \bar{X}_{un} \end{pmatrix} \text{ — вектор размерности } 3n; B_n = \begin{pmatrix} AB_{1n}^{-1} \\ AB_{2n}^{-1} \\ \dots \\ A \end{pmatrix} \text{ — матрица размерности } 6 \times 3n. \quad (6)$$

Тогда уравнение (5) запишется в виде

$$\Delta \bar{U}_{un} = B_n \Delta \bar{\xi}_n. \quad (7)$$

Уравнение (7) — это система из  $3n$  уравнений с неизвестным шестимерным вектором  $\Delta \bar{\xi}_n$ . Оптимальная с точки зрения минимизации модуля ошибки оценка вектора  $\Delta \bar{\xi}_n$  определяется по формуле

$$\Delta \bar{\xi}_n^* = (B_n^T B_n)^{-1} B_n^T \bar{U}_{un}. \quad (8)$$

Введем обозначения:

$$\begin{aligned} P_n &= B_n^T \bar{U}_{un} & \text{— вектор размерности } 6, \\ W_n &= B_n^T B_n & \text{— матрица размерности } 6 \times 6. \end{aligned} \quad (9)$$

В этом случае соотношение (8) принимает вид

$$\Delta \bar{\xi}_n^* = W_n^{-1} P_n. \quad (10)$$

Из соотношений (6) и (9) получим итерационный алгоритм формирования вектора  $P_n$  и матрицы  $W_n$ .

$$\begin{aligned} P_n &= \sum_{i=1}^n B_{in}^{-1T} A^T \Delta \bar{X}_{ui}, \\ \dots \\ W_n &= \sum_{i=1}^n B_{in}^{-1T} A^T A B_{ui}^{-1}. \end{aligned} \quad (11)$$

Учитывая, что  $B_{in+1} = B_{nn+1} B_{in}$ , из выражений (9) получим

$$\begin{aligned} P_{n+1} &= B_{nn+1}^{-1T} P_n + A^T \Delta \bar{X}_{un+1}, \\ W_{n+1} &= B_{nn+1}^{-1T} W_n B_{nn+1}^{-1} + A^T A. \end{aligned} \quad (12)$$

В начальный момент (до первого измерения) накапливаемые вектор  $P$  и матрица  $W$  равны нулю. Далее на каждом шаге измерений определяется матрица  $B_{ii+1}$  и формируются  $P_{i+1}$  и  $W_{i+1}$  по алгоритму (12).

После проведения  $n$  измерений по формулам (12) и (8) определим поправку  $\Delta \bar{\xi}_n^*$  к начальному приближению оценки орбиты  $\bar{X}_{0n}^*$ ,  $\bar{V}_{0n}^*$  ( $\bar{\xi}_{0n}^*$ ) и сформируем текущую оценку орбиты:

$$\bar{\xi}_n^* = \bar{\xi}_{0n}^* + \Delta \bar{\xi}_n^*. \quad (13)$$

При переходе к текущей оценке накопленный вектор ошибок измерений  $P_n$  обнуляется. При последующих измерениях на каждом шаге осуществляется переход к текущей оценке вектора состояния. В этом случае реализуется следующий алгоритм формирования текущей оценки на  $(n+1)$ -м шаге. На  $n$ -м шаге имеем:

$\bar{\xi}_n^*$  — текущая оценка вектора состояния по серии из  $n$  измерений,

$W_n$  — накопленная матрица измерений.

На  $(n+1)$ -м шаге получено  $(n+1)$ -е измерение вектора координат КА  $\Delta \bar{X}_{un+1}$ .

С помощью высокоточной модели движения КА осуществляется интегрирование уравнений движения от момента  $t_n$  до момента  $t_{n+1}$ . В результате формируется вектор оценки орбиты КА  $\bar{\xi}_{n+1}^{*\bar{\alpha}}$  на момент  $t_{n+1}$  по серии из  $n$  измерений. Рассчитывается матрица  $B_{nn+1}$  путем семикратно-го интегрирования уравнений движения КА от момента  $t_n$  до момента  $t_{n+1}$  с последовательной вариацией начального вектора состояний  $\bar{\xi}_n^*$ . При выполнении этой серии интегрирования может использоваться приближенная модель движения КА, например, без учета аномальной части гравитационного поля Земли (с целью экономии вычислительных ресурсов БЦВМ). Формируется вектор  $P_{n+1}$  и матрица  $W_{n+1}$  по алгоритму

$$\begin{aligned} P_{n+1} &= A^T A (\bar{\xi}_{un+1} - \bar{\xi}_{n+1}^{*\bar{\alpha}}), \\ \dots \\ W_{n+1} &= B_{nn+1}^{-1T} W_n B_{nn+1}^{-1} + A^T A. \end{aligned} \quad (14)$$

Формируется поправка к вектору состояния  $\bar{\xi}_{n+1}^{*\vartheta}$  по  $(n+1)$ -му измерению:

$$\Delta \bar{\xi}_{n+1}^* = W_{n+1}^{-1} P_{n+1}. \quad (15)$$

Формируется оценка вектора состояния по серии из  $n+1$  измерения:

$$\bar{\xi}_{n+1}^* = \bar{\xi}_{n+1}^{*\vartheta} + \Delta \bar{\xi}_{n+1}^*. \quad (16)$$

В приведенном алгоритме оценка вектора состояния  $\bar{\xi}_n^*$  формируется по полной выборке из  $n$  измерений независимо от величины  $n$ . Чем больше  $n$ , тем меньше ошибки измерений  $\Delta \bar{\xi}_n$  влияют на точность формируемого вектора состояния. Однако при этом возрастает влияние ошибок модели движения КА, которые в зависимости от точности модели, начиная с некоторого значения  $n$ , становятся определяющими в бюджете ошибок формируемого вектора состояния и могут существенно превосходить ошибки, обусловленные ошибками измерений. В зависимости от ошибок измерений и точности модели существует некоторое оптимальное значение  $n_0$  числа выборки, обеспечивающей минимум ошибки формируемой оценки вектора состояния. Предположим, мы определили интервал времени  $T$ , для которого ошибки оценки орбиты, обусловленные ошибками измерений АСН, одного порядка с ошибками используемой модели движения КА. Алгоритмы формирования оценки  $\bar{\xi}_{n+1}^*$  (14), (15), (16) могут легко быть модифицированы таким образом, чтобы эта оценка формировалась в основном по серии последних измерений на интервале времени  $T$ . Введем коэффициент  $\lambda$ :

$$\lambda = \frac{T}{T+1}. \quad (17)$$

Алгоритм формирования оценки  $\bar{\xi}_{n+1}^*$  (14), (15), (16) представим в виде

$$\begin{aligned} P_{n+1} &= A^T A (\bar{\xi}_{un+1} - \bar{\xi}_{n+1}^{*\vartheta}), \\ W_{n+1} &= \lambda^2 B_{nn+1}^{-1T} W_n B_{nn+1}^{-1} + A^T A, \\ \Delta \bar{\xi}_{n+1}^* &= W_{n+1}^{-1} P_{n+1}, \\ \bar{\xi}_{n+1}^* &= \bar{\xi}_{n+1}^{*\vartheta} + \Delta \bar{\xi}_{n+1}^*. \end{aligned} \quad (18)$$

В алгоритме (15) накапливаемая матрица  $W$  на каждом шаге уменьшается в  $\lambda^2$  раз. Легко показать, что введение коэффициента  $\lambda^2$  в алгоритм накопления матрицы  $W$  преобразует исходную систему уравнений (1) к виду

$$\begin{aligned} \lambda^n \Delta \bar{X}_{u1} &= \lambda^n A \Delta \bar{\xi}_1, \\ \lambda^{n-1} \Delta \bar{X}_{u2} &= \lambda^{n-1} A \Delta \bar{\xi}_2, \\ &\dots \\ \lambda \Delta \bar{X}_{un-1} &= \lambda A \Delta \bar{\xi}_{n-1}, \\ \Delta \bar{X}_{un-1} &= A \Delta \bar{\xi}_n. \end{aligned} \quad (19)$$

В системе уравнений (19) все измерения учитываются с разным весом. Чем дальше отстоит измерение от текущего момента  $n$ , тем с меньшим весом это измерение учитывается в общей системе уравнений. Измерение, отстоящее от текущего момента на  $T$  с, учитывается с весом  $\left(\frac{T}{T+1} = \frac{1}{e}\right)$ . Соответственно измерения, отстоящие от текущего момента на  $2T$  с, учитываются с весом  $\frac{1}{e^2}$  и т.д. Таким образом, коэффициент  $\lambda^2$  в алгоритмах (15) обеспечивает «стирание» предыстории и учет для формирования оценки текущей орбиты КА в основном измерений на интервале  $T$ , предшествующем текущему моменту. Выбор оптимального значения  $T$  является определяющим в обеспечении максимальной точности формируемой оценки орбиты. Оптимальное значение  $T$  зависит как от ошибок измерений АСН, так и от точности модели движения КА, используемой при динамической фильтрации измерений. Использование более точной модели движения позволяет увеличить постоянную времени фильтра  $T$  и тем самым уменьшить влияние ошибок измерений.

## VI. Относительная навигация

Результатом обработки информации, полученной АСН активного и пассивного КА, является формирование вектора относительного положения, необходимого для реализации сближения.

Вследствие влияния возмущающих факторов на точность знания орбит КА возникает необходимость выполнения динамической фильтрации.

На рис. 7 представлена блок-схема исследования ошибок вектора относительного положения и работы фильтра. Разница истинных координат активного и пассивного КА дает истинный вектор относительного положения. В то же время измеренный уточненный вектор относительного положения вычисляется и фильтруется из данных, измеренных АСН обоих КА. Вычитанием двух векторов относительного положения получается вектор ошибок.



Рис. 7. Структура математического стенда для моделирования относительной навигации с фильтрацией

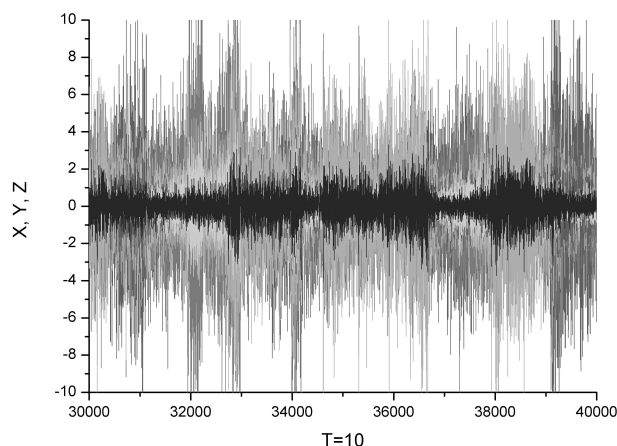


Рис. 8. Ошибки вектора относительного положения при  $T = 10$  с

Предложенный алгоритм динамической фильтрации измерений АСН отлично работает при небольших постоянных времени. Оценка вектора состояния, формируемая этим фильтром, близка к оценкам, формируемым фильтрами типа Калмана, однако реализация такого фильтра требует в десятки раз меньше вычислительных операций, что важно при использовании фильтра в бортовых вычислительных средствах.

Алгоритм динамической фильтрации исследовался при трех постоянных времени фильтра — 10 с, 30 с и 50 с.

На рис. 8 черным цветом показаны векторы ошибок  $X$ ,  $Y$ ,  $Z$  после фильтрации. Оттенки серого — реальные ошибки вектора относительного положения. Фильтр работал при постоянной  $T = 10$  с. Вместо 10–15 м отклонения ошибка уменьшается до 2–4 м в результате динамической обработки данных АСН.

Как и на предыдущем графике, рис. 9 изображает реальные и обработанные ошибки вектора относительного положения. При увеличении временной постоянной фильтра до 30 с, ошибка положения по трем осям уменьшилась до 1–2 м.

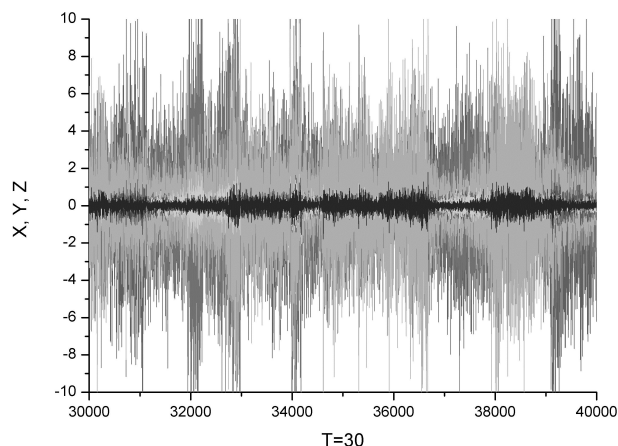


Рис. 9. Ошибки вектора относительного положения при  $T = 30$  с

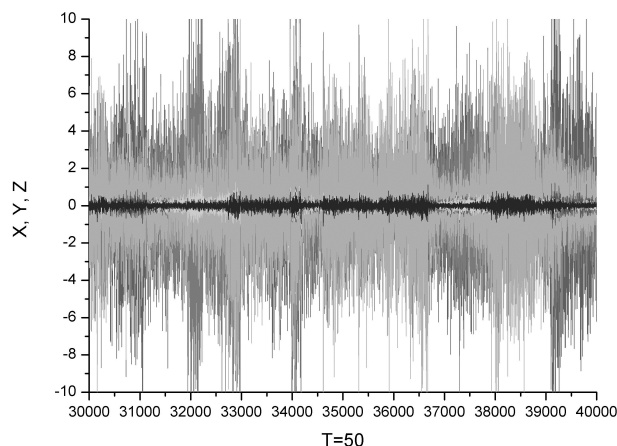


Рис. 10. Ошибки вектора относительного положения при  $T = 50$  с

Заключительный этап исследования был проведен при постоянной  $T = 50$  с (рис. 10). Отклонения фильтрованного вектора ошибки составило 0,5–1 м вместо 10–15 м реальных ошибок.

Дальнейшее увеличение постоянной времени  $T$  считается нецелесообразным, так как ведет к большим затратам вычислительных ресурсов.

Таким образом, уменьшение влияния некомпенсированных погрешностей измерений на точность решения достигается путем динамической фильтрации измерений. Короткопериодическая динамическая фильтрация (с постоянной времени 10–50 с) позволяет исключить шумовую составляющую измерений и существенно уменьшить кратковременные всплески ошибок измерений.

## VII. Заключение

Моделирование летных данных, а также фильтрация производились при помощи математического стенда. Установлено, что при относительной навигации погрешность вектора относительного положения составляет 10–15 м. Данная точность знания орбиты не годится для сближения и стыковки космических аппаратов. Для уменьшения ошибки вектора положения был разработан алгоритм динамической фильтрации. Исследование проводилось при трех значениях постоянной времени фильтра  $T$  — 10 с, 30 с и 50 с. В результате точность вектора относительного положения увеличилась до 2–4 м, 1–2 м и 0,5–1 м соответственно.

Предложенный метод решения задачи относительной навигации позволяет практически исключить влияние шумов и переотражений от элементов конструкции. Это означает, что при реализации такого решения, например на кораблях «Союз» и МКС, не будет необходимости фиксировать солнечные батареи и терморadiаторы МКС в определенном положении, существенно снижая энергоприток МКС.

Задачи ближней навигации двух и более космических аппаратов являются одними из самых актуальных как в прошлом, так в настоящем и будущем. Имеются в виду такие целенаправленные маневрирования, когда несколько КА для выполнения своих функциональных задач перемещаются в непосредственной близости друг от друга и взаимные расстояния меняются от 0 до 1000 метров и обратно до 0. Примером могут быть расстыковки, стыковки и взаимные облеты, пролеты взаимного осматривания КА (разрабатывается даже КА-инспектор, который предназначен для осмотра снаружи больших космических станций) и т.д. Можно считать, что полного решения этой важнейшей задачи, удовлетворяющего требованиям надежности, точности, минимальности весов, аппаратуры и габаритов, а также требуемого энергопотребления, до появления НАП не было. И только используя возможности аппаратуры, работающей по навигационному полю, можно создать автономную систему относительной навигации с требуемыми характеристиками, сравнительно недорогую, которую можно установить практически на любом КА [4].

## Литература

1. Михайлов М.В. Система спутниковой навигации МКС. Функциональное назначение и прикладные эксперименты // Космонавтика и ракетостроение. ЦНИИМАШ. — 2007. — Т. 3, вып. 48. — С. 135–147.
2. Микрин Е.А., Михайлов М.В. Использование спутниковой навигации для обеспечения полета автоматического транспортного корабля ATV к Международной космической станции // Сб. трудов XIII-й С.-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. ЦНИИ «Электроприбор». — 2006. — С. 124–132.
3. Микрин Е.А., Михайлов М.В. Эксплуатация АСН-М МКС, ее характеристики и возможности. Перспективы использования АСН на КА «Союз» и «Прогресс» // Сб. трудов XVI-й С.-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам. ЦНИИ «Электроприбор». — 2009.
4. Бранец В.Н., Михайлов М.В. Аппаратура спутниковой навигации на существующих и перспективных изделиях РКК «Энергия». Функциональные возможности, технические характеристики // Международный форум по спутниковой навигации. Правительство Москвы. — 2007. — С. 124–128.

Поступила в редакцию 21.02.2011.