

УДК 629.7.001.4

РЕЗУЛЬТАТЫ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ И УТОЧНЕНИЕ СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ

Константин Алексеевич АФЕНКО, к. т. н.,
Юлия Валентиновна ГАВРИЛЕНКО, к. т. н., доцент,
Виктор Владимирович ГРОШЕВ, к. т. н.,
Наталья Александровна ЗАЙЦЕВА, д. т. н., профессор,
ПАО «Московский институт электромеханики и автоматики»
E-mail: inbox@aomiea.ru

В работе анализируется оценка автономного режима работы навигационного контура по данным трех инерциальных систем по результатам летных испытаний самолета дальней авиации при полетах в средних широтах, полярных зонах и полетах через Северный полюс. Полученные результаты позволили скорректировать систему контроля, предложенную в работе [1].

Ключевые слова: бесплатформенные инерциальные системы, точность, летные испытания.

FLIGHT TEST RESULTS AND MONITORING SYSTEM IMPROVEMENT

Konstantin A. AFENKO, PhD in Engineering,
Yuliya V. GAVRILENKO, PhD in Engineering,
Victor V. GROSHEV, PhD in Engineering,
Nataliya A. ZAITSEVA, D. Sc. in Engineering, professor,
'Moscow Institute of Electromechanics and Automatics' PJSC
E-mail: inbox@aomiea.ru

The assessment of navigation loop autonomous operation mode using data from three inertial systems based on the results of flight tests of a long-range aircraft is analyzed in the paper. During the flight tests, there were flights in mid and high latitudes, as well as flights on cross-polar routs. The results obtained allowed to improve the monitoring system proposed in the paper.

Keywords: Strapdown Inertial Systems, accuracy, flight tests.

Погрешность определения навигационных параметров складывается из многих факторов. Это прежде всего погрешность измерителей, то есть систем и датчиков, входящих в состав навигационного контура (рис. 1). Как видно из рисунка, на каждом этапе формирования информации навигационным контуром встраивается своя система контроля, решающая уникальную задачу.

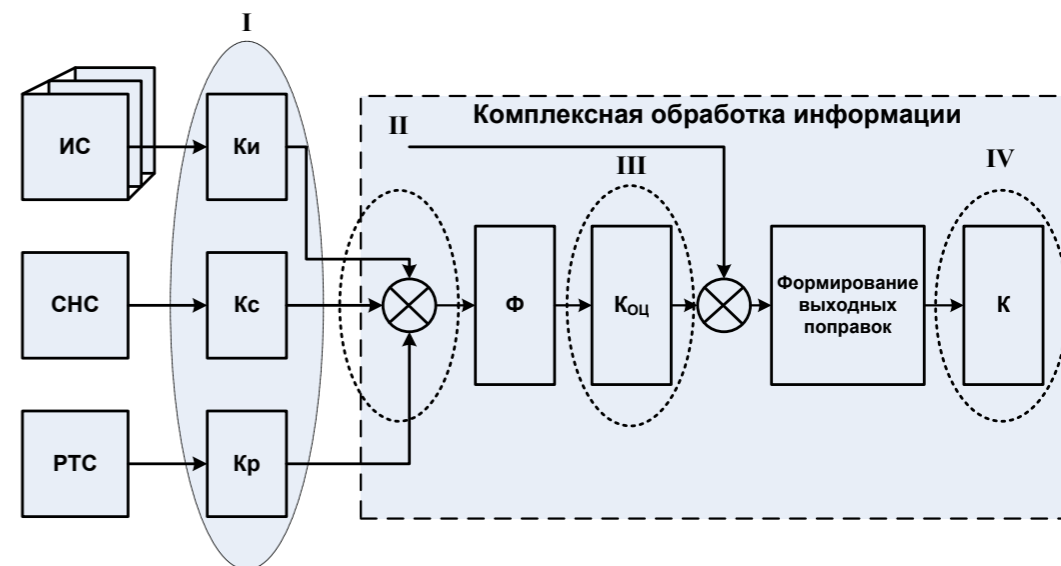


Рис. 1. Схема навигационного контура

На рисунке приведена укрупненная схема алгоритма комплексной обработки информации навигационных датчиков различной физической природы, основанного на применении фильтра Калмана или его модификаций.

Задачи контроля, связанные с определением аппаратных отказов, дополняются необходимостью анализировать в полете промежуточную и выходную информации с целью выявления ухудшения ее качества и исключения непригодных данных из дальнейшей обработки.

На рисунке выделены четыре основных этапа проведения непрерывного мониторинга текущей информации: контроль данных навигационных датчиков — I, контроль измерений (разность данных инерциальной системы и корректора) — II, контроль оценок погрешности БИНС — III, контроль выходных параметров КОИ — IV.

Наличие в составе навигационного контура трех инерциальных систем БИНС в условиях автономного полета с заданными требованиями по точности и наличие контроля информации БИНС является важным фактором.

В связи с этим в данной работе анализируются результаты летных испытаний функционирования БИНС и двух методов контроля навигационной информации [2], проведенных с августа по ноябрь 2017 г., на основании которых был выпущен отчет [3].

Мажоритарный контроль инерциальных систем состоит в:

- анализе исправности БИНС на основе информации, поступающей от встроенной системы контроля;
- проведении попарного сравнения одноименных параметров трех комплектов и вычислении разностей i -тых параметров, которые оцениваются на заданный допуск $\Delta_{i\text{доп}}$, методом голосования определяются достоверные данные;
- для систем, удовлетворяющих заданному допуску, определяются средние значения:

$$\text{– для трех исправных систем } \frac{\sum_{j=1}^3 X_j^i}{3};$$

$$\text{– для двух исправных систем } \frac{\sum_{j=1}^2 X_j^i}{2};$$

где X_j — параметр БИНС, j — номер канала БИНС, i — параметр.

При расхождении всех трех комплектов выбирается первая по номеру исправная система. Значение допуска $\Delta_{\text{доп}}$ выбирается равным $k\sigma_{T3}$ (погрешность определения соответствующего параметра для БИНС заданного класса точности).

Статистический контроль информации БИНС включает следующую последовательность решаемых задач [1, 2]:

- выделение погрешностей параметров j -ой БИНС;
- определение статистических характеристик погрешностей параметров j -ой БИНС;
- расчет функции потерь и критерия близости.
- расчет «эталонного описания» погрешностей инерциальной системы.
- ранжирование систем по функции потерь и критерию близости.
- выбор систем, которые будут участвовать в дальнейшей обработке.

Предварительное моделирование показало, что здесь не все так однозначно, поэтому было предложено расширить алгоритм контроля. Но его окончательное применение потребовало подтверждения результатами летных испытаний.

Проведенные в конце 2017 года летные испытания и их анализ позволили уточнить разработанную ранее [1] систему контроля. Приведем некоторые графики, полученные по результатам летных испытаний.

Полеты выполнялись в средних и полярных широтах. Длительность полетов составляла примерно 7 часов по введенному маршруту при различной динамике движения ВС. В данной статье рассмотрим качество функционирования БИНС по материалам, представленным по результатам семи полетов. Графики поведения погрешностей трех БИНС и режимы их функционирования при полетах в средних широтах приведены в [3]. При выполнении полетов одновременно работало две системы контроля — мажоритарный и статистический. Были проведены записи функционирования обоих методов контроля, что позволяет провести их сравнительный анализ.

Анализ графиков показывает, что:

1. Погрешность определения координат (рис. 2) по данным каждой БИНС за первый час полета не превышает 2 км. Через 7 часов полета погрешность каждой БИНС не превышает 8 километров.

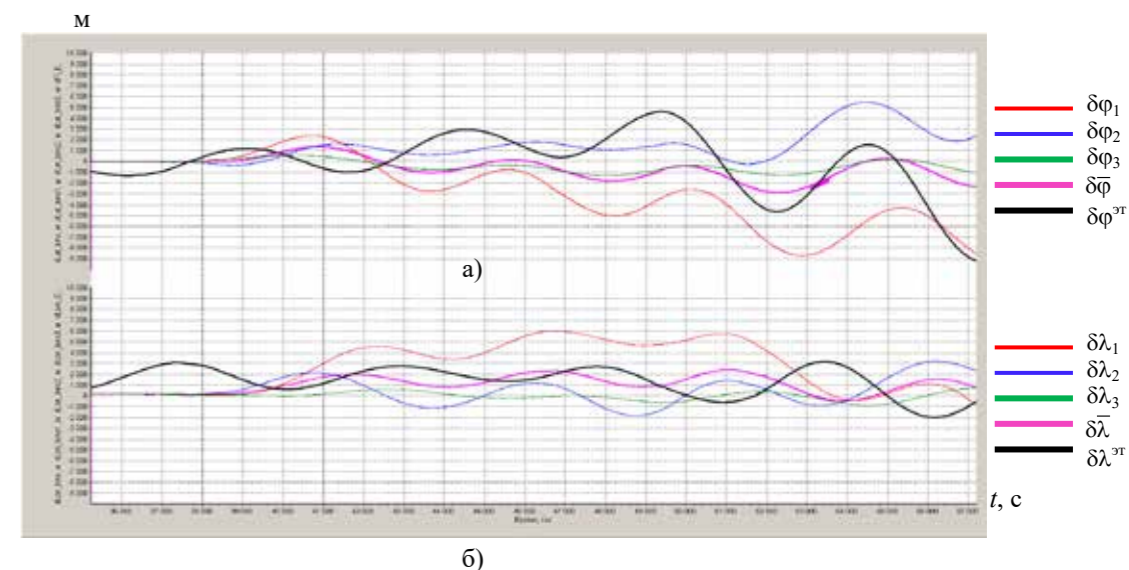


Рис. 2. Погрешности широты (а) и долготы (б) за час полета

На рис. принято: погрешности БИНС1 — красным цветом ($\delta\varphi_1, \delta\lambda_1$), БИНС2 — синим цветом ($\delta\varphi_2, \delta\lambda_2$), БИНС3 ($\delta\varphi_3, \delta\lambda_3$) — зеленым, розовым — средняя погрешность по трем БИНС ($\delta\bar{\varphi}, \delta\bar{\lambda}$), черный график — «эталонное описание» ($\delta\varphi^{\text{эп}}, \delta\lambda^{\text{эп}}$)»

Через семь часов осредненная погрешность определения координат (график розового цвета) местоположения самолета для БИНС не превышает 2-3 километра.

2. Рассмотрим один из полетов более подробно (рис. 3). На первой и второй осях приведены графики поведения погрешностей по координатам широты (а) и долготы (б) всех трех БИНС. Погрешность выбранной по статистическому контролю качественно лучшей системы — зеленый график (рис. 3) не превышает одного километра в течение всего полета. Приведены также погрешности виртуальных БИНС, которые формируются как осредненная суммарная погрешность по двум БИНС, имеющих погрешности противоположного знака (фиолетовый — первая и вторая БИНС и бирюзовый график — вторая и третья БИНС). Они незначительно отличаются от графика, среднего по трем БИНС (розовый цвет), его погрешность составляет примерно 3 км за семь часов полета, а на отдельных участках может достигать 3–4 километров.

На третьей оси приведены графики радиальной погрешности для всех трех перечисленных выше случаев. Анализ графиков показывает, что радиальная погрешность виртуальной БИНС (бирюзовый график) на протяжении всего полета имеет минимальное значение, а радиальная погрешность лучшей БИНС (зеленый график) на отдельных участках превышает значения виртуальной БИНС (бирюзового цвет), а на конечном участке становится меньшей.

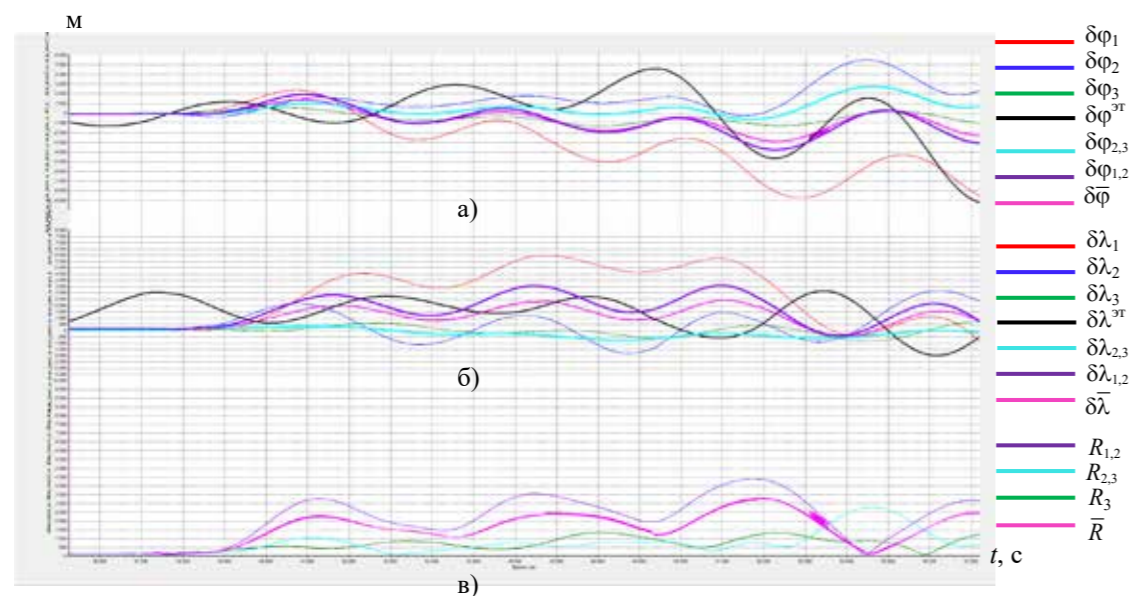


Рис. 3. Погрешности широты (а) и долготы (б) за час полета, радиальные погрешности (в)

3. Анализируя графики, приведенные на рис. 4, видим, что и в этом полете выделяется 3-й БИНС (зеленый график), имеющий наименьшую

погрешность в течение всего полета. В этом случае средняя погрешность по трем БИНС (розовый график) и по двум БИНС (бирюзовый график) половина полета почти не отличаются друг от друга, на второй половине они расходятся, но в течение всего полета отличаются от 3-й БИНС (лучшей БИНС). Такой же результат подтверждают графики на третьей оси. Радиальная погрешность третьей БИНС имеет наименьшую величину (зеленый график) в течение всего полета.

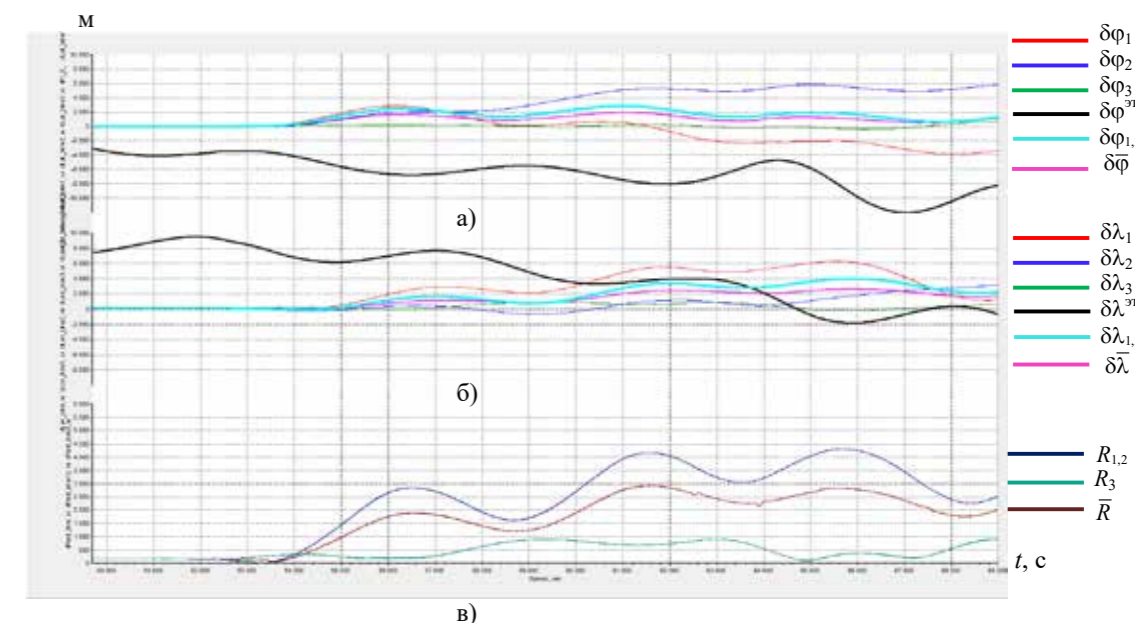


Рис. 4. Погрешности широты (а) и долготы (б) за час полета, радиальные погрешности (в), полет от 19.10.17

Анализируя графики полета в районе Северного полюса (рис. 5), заметим, что примерно через 10,5 часов погрешность осредненных данных составляет по широте 14–12 км, а по долготе более 14 км. БИНС3 в это время имеет погрешность по широте 2 км и около 2 км по долготе.

В районе полюса на широте меньше 89° погрешность изменения координат по данным БИНС колеблется в пределах ±10 км и на широте больше 89° погрешность может достигать нескольких десятков километров по координатам и несколько десятков м/с по скорости. Такие значения погрешности приводят к отбраковке систем по параметральному контролю, в результате которого выбирается первая исправная система. Третья БИНС остается лучшим в течение всего полета и на полюсе в том числе.

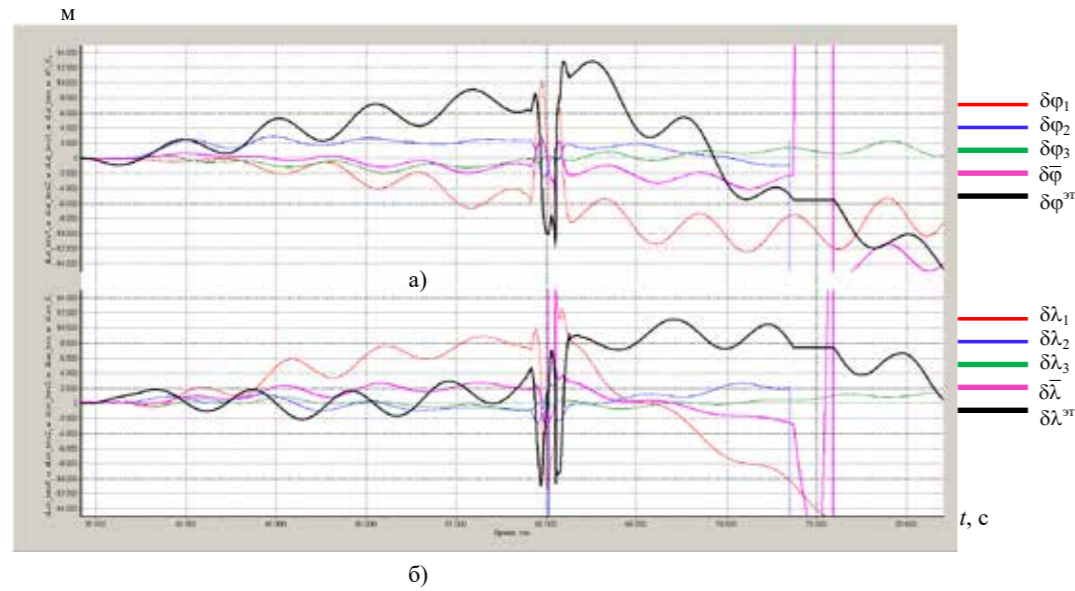


Рис. 5. Погрешности широты (а) и долготы (б), район Северного полюса

В районе полюса на широте меньше 89° погрешность изменения координат по данным БИНС колеблется в пределах ± 10 км, на широте больше 89° погрешность может достигать нескольких десятков километров по координатам и несколько десятков м/с по скорости. Такие значения погрешности приводят к отбраковке систем по параметральному контролю. Одновременно исключаются из обработки данные СНС по превышению допустимой разности между данными БИНС (осредненное значение) и СНС.

Таким образом, результаты испытаний показали: когда погрешности всех трех систем находятся в одной области, применение статистического контроля позволяет выделить из трех/двух систем качественно лучшую, имеющую минимальную из трех систем функцию потерь [3].

Если характеристики одной из систем имеют положительное значение, а другой отрицательное и их функции потерь (функции близости) отличаются менее чем на 20%, то данные этих систем могут осредняться, что позволяет получить дополнительную виртуальную осредненную систему. Находится ее функция потерь и устанавливается рейтинг новой дополнительной системы. Если рейтинг виртуальной системы становится наивысшим, в обработку берутся данные этой системы.

Такой подход позволяет дополнительно уменьшить погрешность определения координат в автономном режиме полета.

Схема формирования виртуальной системы представлена на рис. 6.

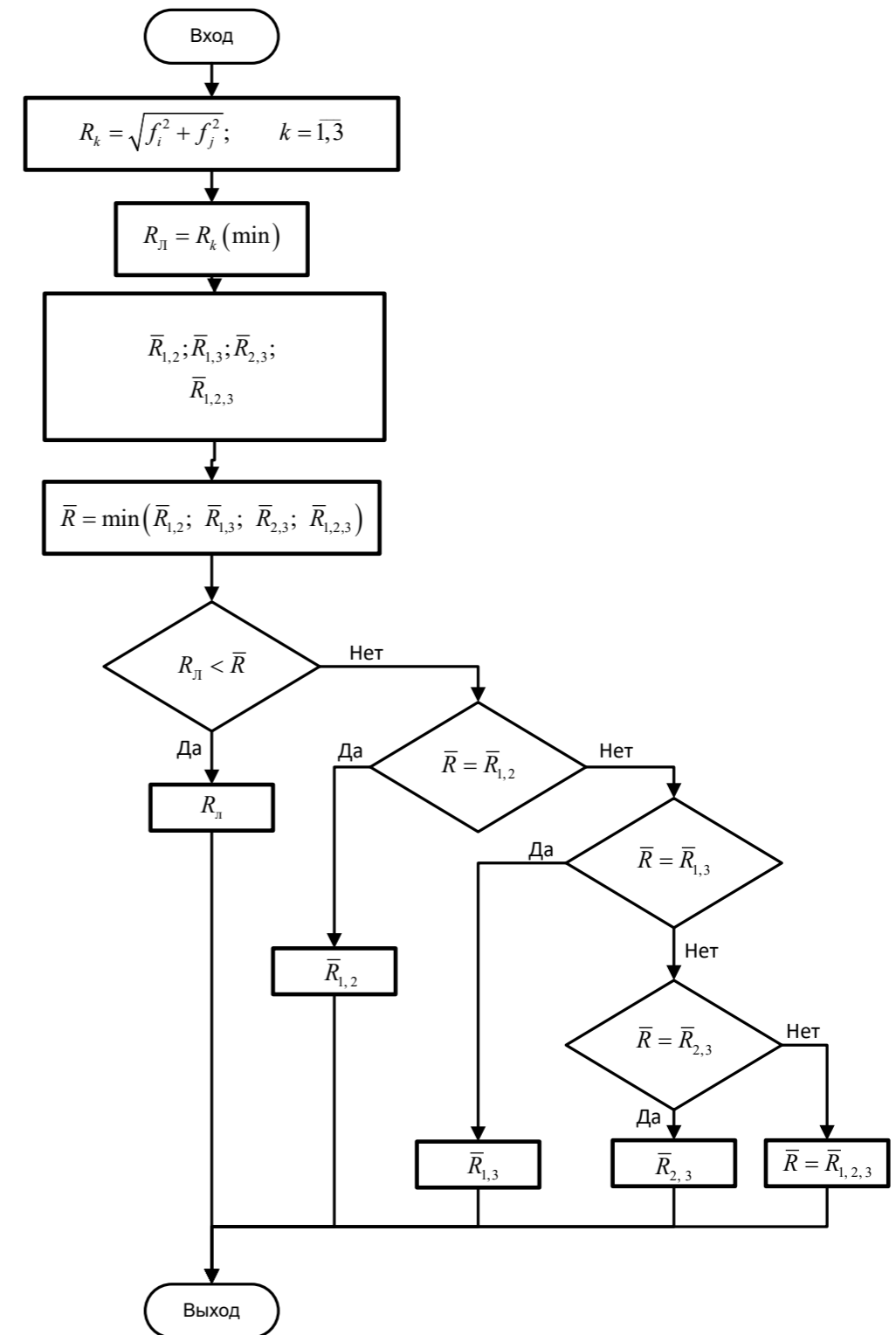


Рис. 6. Схема формирования виртуальной системы

На рисунке приняты следующие обозначения: R_k — радиальная функция потерь k -ой БИНС; f_k^i — функция потерь i -го элемента (широты или долготы) k -ой БИНС, $\bar{R}_{12}, \bar{R}_{13}, \bar{R}_{23}, \bar{R}_{123}$ — радиальные погрешности от средних значений по трем/двум БИНС; $R_{\text{л}}$ — БИНС, выбранная по минимальной функции потерь.

Подводя итоги, можно сделать следующие выводы:

1. Проведенная серия летных испытаний выявила среди работающих систем лучшую, имеющую наименьшую погрешность практически во всех полетах: третья БИНС.

2. Анализ полученных графиков показал [3], что среднее значение параметров трех БИНС не всегда имеет лучшие показатели по сравнению с другими системами;

3. Практически во всех полетах две системы могут находиться в разных зонах, положительной и отрицательной, и по модулю их значения близки, что позволяет их осреднять, получив дополнительную виртуальную систему, установить ее рейтинг [1] и выбрать в качестве лучшей системы. Предложена схема получения виртуальной системы.

4. Перелет через полюс показал, что и в этом случае лучшей системой является третья БИНС. Выбор одной (лучшей) системы позволяет избежать скачков данных БИНС на полюсе и перелететь с минимальной ошибкой.

Этот материал может уточняться по результатам следующих летных испытаний.

Литература

1. *Грошев В. В., Данилин П. Е., Зайцева Н. А.* Принципы построения системы контроля навигационной информации, Русский инженер, № 4 (39) 2013, Издательский дом МКПП (р).
2. *Афенко К. А., Гавриленко Ю. В., Грошев В. В., Зайцева Н. А.* Метод контроля навигационной информации инерциальных систем. // Труды МИЭА. Навигация и управление летательными аппаратами. № 8, 2014 г.
3. *Афенко К. А., Гавриленко Ю. В., Грошев В. В.* и др. Оценка функционирования автономного режима навигационного контура по результатам летных испытаний, НТО № ИВУК.НТО.01-911-18, ПАО «МИЭА», 2018 г.