

УДК 629.7.05

doi: 10.26102/2310-6018/2018.23.4.028

А.В. Сизов, С.В. Ипполитов, А.Ю. Савченко, В.А. Мальшев
**МЕТОДИКА ФОРМИРОВАНИЯ ТРЕБОВАНИЙ К СИСТЕМЕ
КОРРЕКЦИИ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ
НА ОСНОВЕ РЕШЕНИЯ МНОГОПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ
ОПТИМИЗАЦИОННОЙ ЗАДАЧИ**

*Воронежский государственный технический университет
ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и
Ю.А. Гагарина», Воронеж, Россия*

В статье предложена методика формирования требований к системе коррекции инерциальной навигационной системы на основе решения многопараметрической оптимизационной задачи, которая позволит обосновать требуемые значения навигационных параметров для различных типов авиационных комплексов с целью повышения их боевой эффективности. Суть данной методики заключается в выборе требуемых оптимальных значений показателей точности навигации и точности коррекции, ограниченных нормативно-технической документацией и ресурсами вычислительными среды с одной стороны, и достижением максимальной боевой эффективности с другой. Полученные оптимальные значения параметров точности навигации и скорость нарастания ошибки счисления координат инерциальной навигационной системы определяют частоту коррекции инерциальной навигационной системы. На основе выявленной связи точности навигации и размера рабочей области ЭКМ получена зависимость вычислительных ресурсов от точности навигации. А на основе выявленной связи точности коррекции и количества секторов рабочей области ЭКМ получена зависимость вычислительных ресурсов от точности коррекции. В результате решения многопараметрической оптимизационной задачи определена взаимосвязь частоты коррекции и точности навигации при неизменной скорости нарастания ошибки счисления координат. Данное решение позволяет определить оптимальное значение точности навигации и точности коррекции, обеспечивающие максимальную боевую эффективность.

Ключевые слова: инерциальная навигационная система, оптико-электронная система, электронная карта местности, оптимизация.

Высокоэффективное ведение боевых действий невозможно без знания своего географического положения. Анализ типичных навигационных задач, возникающих на различных этапах боевого полета воздушных судов (ВС), показывает, что для большинства этапов (таких, например, как полет по заданному маршруту к объектам удара, преодоление ПВО противника, выход на объекты действий, применение

средств поражения и др.) требуемая точность определения координат ВС составляет единицы метров.

Очевидно, что для обеспечения сформулированных требований ВС должны быть оснащены соответствующей высокоточной навигационной системой [1].

В настоящее время для определения координат текущего местоположения ВС широко используются инерциальные навигационные системы (ИНС). Как известно, ИНС позволяют получать всю совокупность необходимых навигационных параметров для управления ВС, включая углы ориентации. При этом данные системы полностью автономны, т. е. для их нормального функционирования не требуется использования какой-либо информации от других систем (кроме, начальной выставки, когда требуется задать начальные условия по координатам и проекциям скорости). Еще одним достоинством этих систем является высокая скорость «выдачи» информации внешним потребителям: скорость обновления углов ориентации составляет до 100 Гц, навигационной – от 10 до 100 Гц. Этот показатель для спутниковых систем составляет для лучших приемников 10 Гц, а, как правило, 1 Гц. Вместе с тем, инерциальным системам присущи недостатки, которые не позволяют использовать их долгое время в автономном режиме. Измерительным элементам ИНС, прежде всего, гироскопам и акселерометрам, присущи собственные методические и инструментальные ошибки, начальные условия не могут быть введены абсолютно точно, вычислитель, входящий в состав ИНС, вносит свои погрешности. Под влиянием этих факторов ИНС работает в, так называемом, «возмущенном» режиме, и получаемая с нее информация будет содержать ошибки, вызванные влиянием перечисленных возмущений. Для устранения влияния этих факторов переходят к коррекции ИНС другими системами навигации (спутниковой навигационной системой (СНС), радиотехнические системы ближней (дальней) навигации (РСБН, РСДН) и т.п.). Точность позиционирования местоположения ВС этими системами значительно выше, но их применение для коррекции ИНС связано с рядом проблем, таких как потери полезного сигнала от средств радиокоррекции, вызванных противодействием противника, отсутствием радиолокационного поля и др. В последние годы все большее распространение получают СНС, которые обладают рядом преимуществ, таких как – неограниченная зона применения, малые габариты и стоимость, высокая точность. Однако, имеются и недостатки, которые связаны с дискретностью во времени навигационной информации, зависимостью от помеховой обстановки и не автономностью. На основе

бесплатформенных ИНС (БИНС) и СНС разработаны новые системы навигации, в которых используются волоконно-оптические гироскопы (БИНС–500), либо системы на основе триад микромеханических гироскопов и акселерометров, а также барометрический высотомер и трехосный магнитометр. Комплексирование сигналов этих датчиков с данными приемника СНС, позволяет формировать полное навигационное решение по координатам и углам ориентации. Системы имеют малый вес и высокую точность и могут быть установлены даже на сверхмалые беспилотные летательные аппараты. Однако и эти ИНС не устранили в полной мере недостатки используемых датчиков первичной навигационной информации, что наглядно проявилось при угоне американского БЛА RQ-170 иранскими военными, когда посредством внешнего сигнала были сформированы ложные координаты и обеспечена посадка [2].

Таким образом, приведён краткий анализ, показывающий, что перспективным направлением является развитие автономных систем коррекции ИНС.

Предлагается для коррекции ИНС использовать оптико-электронную систему (ОЭС) и электронную карту местности (ЭКМ) из состава комплексного бортового оборудования ВС, что позволит осуществлять коррекцию ИНС автономно и с высокой точностью. При этом необходимо обосновать требования к точности навигации, точности и частоте коррекции ИНС с целью обеспечения повышения боевой эффективности при существующих ограничениях вычислительных ресурсов, требований нормативно-технической документации (НТД), а также точностных характеристик ИНС.

Введём обозначения:

1) точность навигации $(\Delta X, \Delta Z)$ – максимально допустимая ошибка определения географических координат ВС;

2) точность коррекции $(\delta X, \delta Z)$ – максимально допустимая ошибка определения географических координат ВС в момент коррекции.

3) частота коррекции $(f_{\text{кор}})$ – количество коррекций в единицу времени.

4) требования НТД $(\Delta X_{\text{н}}, \Delta Z_{\text{н}})$ – нормативно установленные допустимые ошибки навигации и коррекции.

5) вычислительные ресурсы $(V_{\text{в}})$ – объём вычислений на обработку одного сектора ЭКМ.

б) характеристики ИНС $(\Delta X^*, \Delta Z^*)$, в части рассматриваемой задачи, это скорость нарастания ошибки счисления координат.

Перейдём к рассмотрению зависимости требуемых вычислительных ресурсов от точности навигации.

Для более наглядного представления рабочая область ЭКМ будет рассмотрена в горизонтальной плоскости (X, Z) .

На Рисунке 1 представлены фрагменты ЭКМ при различных требованиях к точности навигации. Как видно, данный навигационный параметр определяет необходимый размер области ЭКМ. Причём, при повышении точности навигации, т.е. при уменьшении допустимых ошибок навигации $(\Delta X, \Delta Z)$, рабочая область ЭКМ уменьшается. Постепенно будем увеличивать допустимую ошибку навигации $(\Delta X, \Delta Z)$, т.е. ухудшать её точность и наблюдать за изменением требуемых для обработки ЭКМ вычислительных затрат. При этом будем полагать, что точность коррекции постоянна $(\delta X, \delta Z) = \text{const}$.

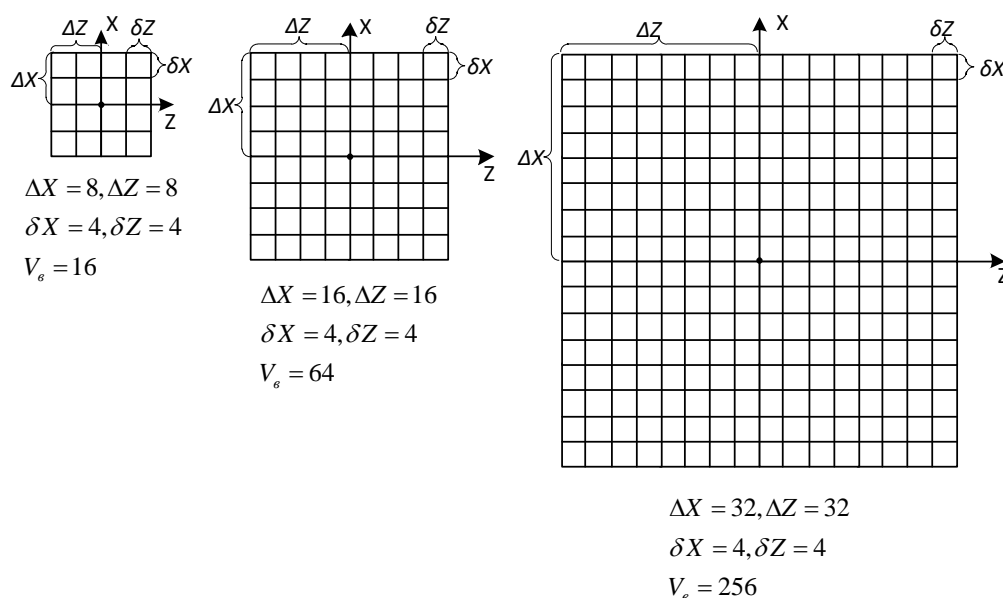


Рисунок 1 – Связь точности навигации и размера рабочей области ЭКМ

На основе Рисунка 1 выявлена следующая зависимость:

$$V_B = \frac{\Delta^2}{4},$$

где Δ – точность навигации.

На Рисунке 2 показан график зависимости вычислительных ресурсов от точности навигации.

Исходя из представленного на Рисунке 2, можно сделать вывод, что объём вычислений (V_B) возрастает с увеличением допустимой ошибки навигации ($\Delta X, \Delta Z$) при неизменных требованиях к точности коррекции ($\delta X, \delta Z = \text{const}$).

Далее исследуем зависимость требуемых вычислительных ресурсов от точности коррекции.

Точность коррекции определяет количество обрабатываемых секторов выделенной рабочей области ЭКМ. Т.е. при неизменных требованиях к точности навигации, рабочая область ЭКМ не меняется, но при уменьшении допустимой ошибки коррекции (повышение точности коррекции) увеличивается количество обрабатываемых секторов данной области (Рисунок 3).

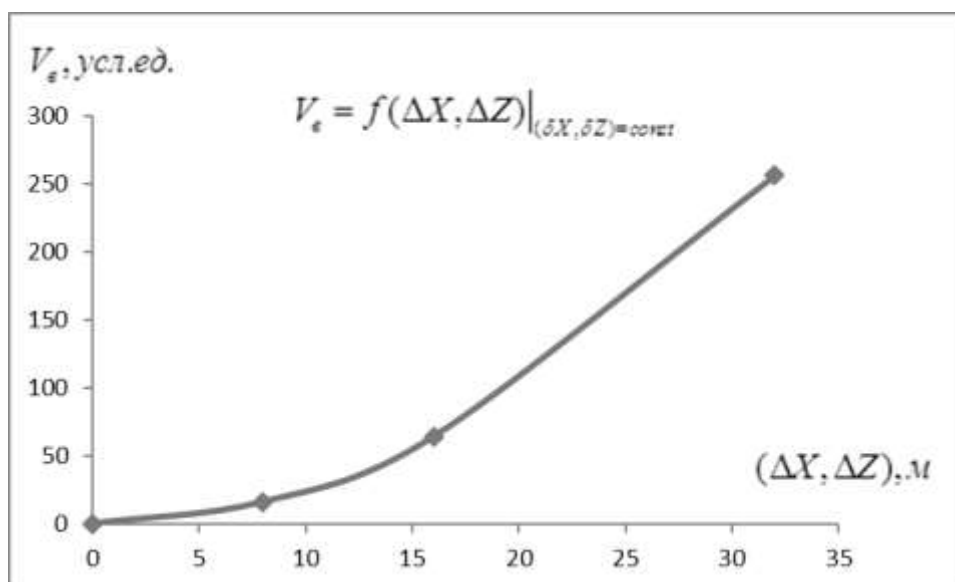


Рисунок 2 – График зависимости вычислительных ресурсов от точности навигации

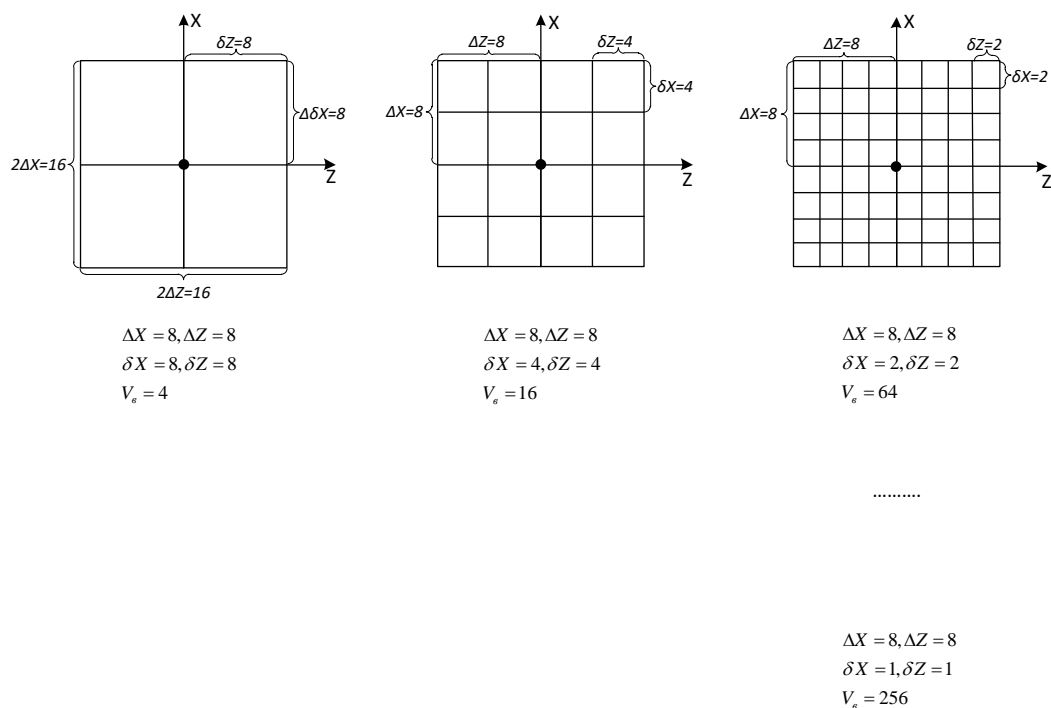


Рисунок 3 – Связь точности коррекции и количества секторов рабочей области ЭКМ

На основе Рисунка 3 выявлена следующая зависимость:

$$V_B = \frac{256}{\delta^2},$$

где δ – точность коррекции.

На Рисунке 4 построен график зависимости вычислительных ресурсов от точности коррекции.

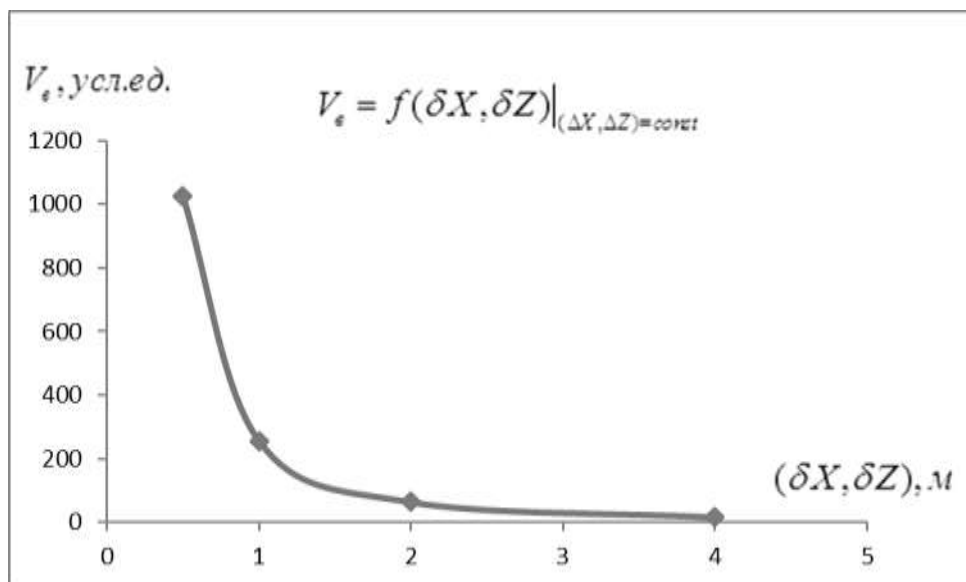


Рисунок 4 – График зависимости вычислительных ресурсов от точности коррекции

Как показано на Рисунке 4 объём вычислений ($V_{в}$) возрастает в квадратичной зависимости от уменьшения допустимой ошибки коррекции $(\delta X, \delta Z)$, при неизменных требованиях к точности навигации $(\Delta X, \Delta Z) = const$.

Определим зависимость частоты коррекции от точности навигации.

Как указывалось выше, частота коррекции ИНС зависит от полученных оптимальных значений параметров точности навигации $(\Delta X, \Delta Z)$ и скорости нарастания ошибки счисления координат ИНС.

Для примера рассматривается интегрированная инерциально-спутниковая навигационная система КомпаНаВ – 2М, входящая в состав БЛА.

Ошибка определения координат данной навигационной системы в инерциальном режиме за час полёта составляет 7,2 км (это приблизительно 2 м/с). Оптимальное значение показателей точности навигации примем 10 метров. Тогда коррекцию ИНС необходимо осуществлять каждые 5 секунд или с частотой коррекции равной 0,2 Гц:

$$\begin{matrix} \Delta X^* = 7,2 \text{ км/ч} = 2 \text{ м/с} \\ \Delta Z^* = 7,2 \text{ км/ч} = 2 \text{ м/с} \end{matrix} \Bigg|_{\substack{\text{КомпаНаВ-2М} \\ \Delta X = 10 \text{ м} \\ \Delta Z = 10 \text{ м}}} \Rightarrow t = \frac{\Delta X}{\Delta X^*} = \frac{\Delta Z}{\Delta Z^*} = \frac{10}{2} = 5 \text{ сек} \Rightarrow f_{кор} = \frac{1}{t} = 0,2 \text{ Гц}$$

Введём обозначение: Δ^* – скорость нарастания ошибки определения координат ИНС. Тогда:

$$f_{\text{кор}} = \frac{\Delta^*}{\Delta}$$

На Рисунке 5 представлен график зависимости частоты коррекции от точности навигации при неизменной скорости нарастания ошибки счисления координат $(\Delta X^*, \Delta Z^*) = \text{const}$.

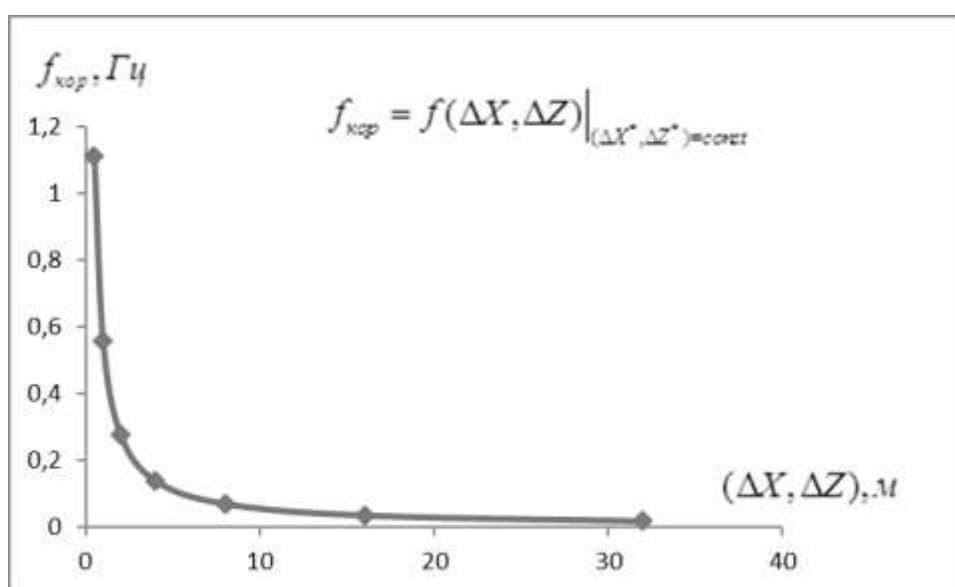


Рисунок 5 – График зависимости частоты коррекции от точности навигации

Из графика видно, что с уменьшением допустимой ошибки навигации частота коррекции ($f_{\text{кор}}$) увеличивается и наоборот.

Таким образом для повышения боевой эффективности авиационного комплекса (АК) с учётом представленных ограничений необходимо сформировать следующие требования (Рисунок 6):



Рисунок 6 – Схема формирования требований к системе коррекции инерциальной навигационной системы (СК ИНС)

1. Оптимальные значения показателей точности навигации и точности коррекции в зависимости от ограничений, накладываемых требованиями НТД и возможностями вычислительной среды с одной стороны и достижением максимальной боевой эффективности с другой;

2. Частота коррекции ИНС в зависимости от полученных оптимальных значений параметров точности навигации и скорости нарастания ошибки счисления координат ИНС.

Предлагается следующая методика формирования требований к СК ИНС на основе решения многопараметрической оптимизационной задачи:

1. Определение ограничений, накладываемых на точность навигации и точность коррекции нормативно-технической документацией (НТД):

– максимально допустимая ошибка определения географических координат воздушного судна (ВС) ($\Delta X, \Delta Z$);

– максимально допустимая ошибка определения географических координат ВС в момент коррекции ($\delta X, \delta Z$).

2. Определение ограничений, накладываемых вычислительными возможностями навигационной системы:

– характеристики вычислительной среды (V_b)*.

3. Выбор общего критерия (интегральной характеристики) боевой эффективности авиационного комплекса (АК), который необходимо повысить (улучшить).

Например, для ударного боевого авиационного комплекса (УБАК) общий критерий боевой эффективности – вероятность поражения цели или математическое ожидание нанесённого ущерба равно произведению частных критериев [3]:

$$W_{\text{пор}} = P_0 \bar{P}_{\text{ПВО}} P_{\text{вых}} P_{\text{пор}},$$

где P_0 – вероятность своевременного вылета, позволяющая застать цель, особенно подвижную, в заданном районе и характеризующая эффективность СНОП; $\bar{P}_{\text{ПВО}}$ – вероятность преодоления ПВО, характеризующая эффективность выбора маршрута полета, маневренность ЛА, бортовых средств обороны; $P_{\text{вых}}$ – вероятность выхода на цель и ее атаки, характеризующая эффективность функционирования навигационного комплекса, бортовых средств обнаружения и опознавания цели; $P_{\text{пор}}$ – вероятность поражения одиночной малоразмерной цели, характеризующая эффективность прицельных систем и применяемого бортового вооружения.

Для разведывательного БАК (РБАК) общий критерий боевой эффективности – вероятность выполнения задачи разведки и равный произведению частных критериев, характеризующих вероятность выполнения отдельных этапов полёта [3]:

$$W_p = P_0 \bar{P}_{\text{ПВО}} P_{\text{обн}} P_{\text{дос}},$$

где P_0 – вероятность своевременного вылета, позволяющая застать разведываемый объект в ожидаемом месте; $\bar{P}_{\text{ПВО}}$ – вероятность преодоления ПВО, характеризующая эффективность выбора маршрута полета, маневренность ЛА, бортовых средств обороны; $P_{\text{обн}}$ – вероятность обнаружения и опознавания объекта разведки (при этом $P_{\text{обн}}$ зависит от $P_{\text{вых}}$); $P_{\text{дос}}$ – вероятность своевременной доставки разведданных.

4. Выбор частного критерия (частной характеристики) боевой эффективности АК, который непосредственно зависит от точности навигации и точности коррекции.

Для УБАК – $P_{\text{вых}}$, для РБАК – $P_{\text{обн}}$.

5. Решение многопараметрической оптимизационной задачи определения значений показателей точности навигации и точности коррекции с целью предъявления их, как требуемых для СК ИНС:

$P_i((\Delta X, \Delta Z); (\delta X, \delta Z); V_g^*) \Rightarrow \max, i$ – наименование частного критерия, при следующих ограничениях:

$$\begin{cases} V_B^* \leq \text{const}; \\ \Delta_H \leq \text{const}; \\ \delta_H \leq \text{const}, \end{cases}$$

где Δ_n – ограничения точности навигации НТД; δ_n – ограничения точности коррекции НТД.

6. Определение скорости нарастания ошибки счисления координат ИНС (паспортная характеристика ИНС) и расчёт частоты коррекции ($f_{кор}$) в зависимости от данной характеристики и оптимальных значений показателей точности навигации и точности коррекции.

Итак, данная методика позволит сформировать требования к СК ИНС для конкретной боевой задачи под конкретный БАК, с целью достижения максимальной боевой эффективности. Основой разработанной методики является многопараметрическая оптимизационная задача, которая позволяет получить ограниченное множество решений в виде проекции кривой полученной в результате пересечения поверхностей $V_b = \frac{\Delta^2}{4}$ и $V_b = \frac{256}{\delta^2}$ на плоскость (Δ, δ) с учётом установленных ограничений. Выбор конечного решения зависит от требуемых значений точности навигации и точности коррекции, обусловленных конкретной боевой задачей.

ЛИТЕРАТУРА

1. Головин С.А., Сизов Ю.Г., Скоков А.Л., Хунданов Л.Л. Высокоточное оружие и борьба с ним. М.: В.П.К., 1996. 232 с.
2. Веремеенко К.К., Кошелев Б.В., Соловьев Ю.А. Анализ состояния разработок интегрированных инерциально-спутниковых навигационных систем. Научно-технический журнал по проблемам навигации. Новости навигации № 4, 2010 г.
3. Боевые авиационные комплексы и их эффективность: учебник для слушателей и курсантов инженерных ВУЗов ВВС / И.В. Арбузов, О.В. Болховитинов, О.В. Волочаев, И.И. Вольнов, А.В. Гостев, Л.В. Мышкин, Р.Н. Хабиров, В.Л. Шеховцов. М.: Изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008. 224 с.

A.V. Sizov, S.V. Ippolitov, A.Y. Savchenko, V.A. Malyshev

**METHOD OF FORMING REQUIREMENTS TO THE
CORRECTION SYSTEM OF THE INERTIAL NAVIGATION SYSTEM
ON THE BASIS OF THE MULTIPARAMETER OPTIMIZATION
PROBLEM SOLUTION**

Voronezh State Technical University

*MESC AF «Military air force academy named after professor N.E.
Zukovskiy and Y.A. Gagarin», Voronezh, Russia*

The article proposes a method of forming the requirements for the correction system of the inertial navigation system based on the solution of multi-parameter optimization problem, which will justify the required values of navigation parameters for different types of aircraft systems in order to improve their combat effectiveness. The essence of this method is to select the required optimal values of indicators of the accuracy of navigation and the accuracy of correction, limited by regulatory and technical documentation and the resources of the computing environment on the one hand and the achievement of maximum combat effectiveness on the other hand. The obtained optimal values of the navigation accuracy parameters and the rate of increasing the error of the inertial navigation system coordinates number determine the frequency of inertial navigation system correction. The dependence of computing resources on the accuracy of correction is obtained on the basis of the revealed relationship between the navigation accuracy and the size of electronic terrain map. And on the basis of the revealed connection between the accuracy of correction and the number of sectors of the electronic terrain map, the dependence of computing resources on the accuracy of correction is obtained. The solution of the multiparameter optimization problem defined the relationship of the frequency of correction and the accuracy of navigation at a constant slew rate of the error number of coordinates. This solution allows to determine the optimal value of the navigation accuracy and the correction accuracy, providing maximum combat effectiveness.

Keywords: inertial navigation system, optical-electronic system, electronic terrain map, optimization.

REFERENCE

1. Golovin S.A., Sizov Y.G., Skokov A.L., Khundanov L.L. Precision weapons and fight against them. M.: V.P.K., 1996 p. 232
2. Veremeyenko K.K., Koshelev B.V., Solovyov Y.A. Analysis of the state of development of integrated inertial satellite navigation systems. Scientific and technical journal on navigation. Navigation news №4, 2010.
3. Combat aircraft systems and their effectiveness: textbook for students and cadets of engineering universities of the air force / I.V. Arbuzov, O.V. Bolkhovitinov, O.V. Volochayev, I.I. Volnov, A.V. Gostev, L.V. Myshkin,

R.N. Khabirov, V.L. Shekhovtsev. M.: Publishing MAFA named after Prof.
N.E. Zhukovskiy, 2008. p.224