В случае профилированного вытеснителя К2 квазитвёрдое течение формируется за счет кругового поверхностного трения о вытеснитель. Показатель степени в зависимости скорости от безразмерного радиуса в квазипотенциальном течении равен (0,3), в квазитвердом – (–1) для любой конфигурации вытеснителя.

2. Обнаружено, что профиль скорости имеет экстремум при радиусе r_m. Для конфигурации К2 экстремум смещен к стенке сепарационной камеры циклона, для вытеснителя конфигурации К1 – к границе центрального вихря. Значение максимальной скорости закрученного потока существенно изменяется по длине сепарационной камеры циклона.

3. В диффузорно-конфузорной зоне сепарационной камеры впервые экспериментально обнаружено паразитное пристенное противоточное течение, обусловленное перепадом давлений на поверхностях конфузорной и диффузорной части вытеснителя.

Работа выполнена по плану государственных заданий высшим учебным заведениям на 2013 год и на плановый период 2014 и 2015 годов в части проведения научно-исследовательских работ «Исследование двухфазных закрученных потоков в кольцевом канале переменного сечения», номер государственной регистрации № 01201257743.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Алексеенко С. В., Окулов В.Л. Закрученные потоки в технических приложениях: обзор // Теплофизика и аэромеханика. 1996. Т. 3. № 2. С. 101–138.
2. Исследование полей скоростей и давлений закрученного потока в кольцевом канале / М. И. Аршинский, А. А. Асламов, И. М. Кулакова, В. С. Асламова // Современные технологии. Системный анализ. Моделирование. 2012. № 4 (36). С. 75–78.
3. Поля скоростей и давлений закрученного потока в кольцевом канале / М. И. Аршинский, А. А. Асламов, И. М. Кулакова, О. Н. Карпачева, В. С. Асламова // Безопасность регионов – основа устойчивого развития : материалы 3-й Междунар. науч.-практ. конф. (Иркутск, 12-15 сентября 2012). Иркутск : Изд- во ИрГУПС, 2012. С. 139–144.
4. Гуцол А. Ф. Эффект Ранка // Успехи физических наук. Т. 167. № 6. С. 665–687.
5. Гупта А., Лилли Д., Сайред Н. Закрученные потоки. М. : мир, 1987. 588 с.
6. Сабуров Э. Н. Карпов С.В., Осташев С.И. Теплообмен и аэродинамика закрученного потока в циклонных устройствах. Л. : Изд-во Ленингр. ун-та, 1989, 276 с.

УДК 629.7.05

Кивокурцев Александр Леонидович,
доцент кафедры авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов Иркутского филиала МГТУ ГА, тел. 89148839187, e-mail: kivokurtsev_al@mail.ru
Мишин Сергей Владимирович,
к. т. н., доцент, декан факультета авиационных систем и комплексов Иркутского филиала МГТУ ГА, тел. 89148832815, e-mail: sv_mishin@mail.ru

СИНТЕЗ ВЫСОКОТОЧНОГО БЕЗРАЗГОННОГО ЭКОНОМИЧНОГО АЛГОРИТМА БЛОКА ОРИЕНТАЦИИ АВИАЦИОННОЙ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

A.L. Kivokurtsev, S.V. Mishin

A SYNTHESIS OF HIGHLY-PRECISE EFFICIENT ORIENTATION UNIT ALGORITHM WITHOUT ACCELERATING OF AVIATION STRAPDOWN INERTIAL NAVIGATION SYSTEM

Аннотация. *Представлена структура алгоритмического обеспечения авиационной бесплатформенной инерциальной навигационной системы. Дана общая характеристика семейства разгонных и безразгонных экономичных алгоритмов ориентации. Предложена методика синтеза безразгонного экономичного алгоритма ориентации повышенной точности на основе правила Рунге. Приведены результаты исследования разработанных алгоритмов ориентации, сформированы общие их характеристики.*

Ключевые слова: *бесплатформенная инерциальная навигационная система, алгоритмы ориентации, правило Рунге, синтез безразгонных экономичных алгоритмов.*

Abstract. *General characteristic of the family of efficient orientation algorithms with and without accelerating for aircraft strapdown inertial navigation system is given. The methods of synthesis of highly-precise efficient algorithms based on the Runge rule are suggested. The results of the developed algorithms research are presented, their common characteristics are formed.*

Keywords: *strapdown inertial navigation system, orientation algorithms, the Runge rule, synthesis of efficient algorithms without accelerating.*

1. Особенности алгоритмического обеспечения БИНС

Одной из ключевых идей, заложенных в принципе действия инерциальных навигационных систем, является способ исключения из показаний акселерометров вектора удельной гравитационной силы (ускорения гравитационной силы) $\bar{g}$. Его техническая реализация заключается в том, что два акселерометра размещаются в горизонтальной плоскости на гиростабилизированной платформе. При этом вектор $\bar{g}$ не проецируется на оси чувствительности датчиков и акселерометры измеряют абсолютные ускорения данной платформы.

Однако для реализации той же идеи можно поступить иным образом, а именно вычислять удельную гравитационную силу и математически исключать ее из дальнейших расчетов. При этом необходимо лишь знать ориентацию данных акселерометров относительно гравитационной вертикали. Эта мысль и легла в основу принципа действия нового типа инерциальных навигационных систем, не имеющих гиростабилизированной платформы.

Принцип действия БИНС состоит в следующем. Путем обработки сигналов гироскопов вычисляется угловое положение ЛА в инерциальном пространстве. Если известна ориентация опорного навигационного трехгранника $\xi\eta\zeta$ относительно Земли, а также относительно инерциального пространства, то может быть вычислена ориентация ЛА относительно опорного трехгранника, в том числе в виде трех пилотажных углов. Эта информация является выходной, а также используется для преобразования сигналов акселерометров к осям трехгранника $\xi\eta\zeta$. Далее, как и в платформенных ИНС, интегрируются дифференциальные уравнения для акселерометров (точнее, для соответствующих проекций их выходных сигналов на горизонтальные оси) и определяются горизонтальные составляющие вектора скорости. В зависимости от используемых уравнений может быть вычислена как абсолютная, так и земная скорость (относительно вращающейся Земли). На основе полученных данных производится счисление координат ЛА и определение ориентации опорного навигационного трехгранника. Описанный принцип поясняется схемой обработки информации в БИНС [1, 2, 3].

На этой схеме нетрудно выделить канал ориентации, где вычисляется угловое положение самолета, и навигационный канал, где производится счисление координат. Оба этих канала во многом независимы, что позволяет в дальнейшем рассматривать их алгоритмы отдельно друг от друга.

Следует заметить, что такое деление алгоритмов БИНС довольно условное, и может быть предложено несколько способов прохождения границы между каналами ориентации и навигации. Например, можно считать, что вычисление ориентации самолета относительно трехгранника $\xi\eta\zeta$ вместе с процедурами определения пилотажных углов входит в канал ориентации. Такое деление кажется вполне логичным, но при этом функционирование данного канала зависит от выходных сигналов навигационного канала. А можно ограничиться в нем вычислением углового положения ЛА относительно инерциального пространства и полагать, что определение курса, тангажа и крена проводится в навигационном канале. Тогда канал ориентации становится независимым от навигационного. Примем для определенности вторую схему деления алгоритмов БИНС на каналы.

Заметим, что положение трехгранника $\xi\eta\zeta$. относительно ЛА определяется в вычислителе. Поэтому иногда говорят о так называемой «аналитической платформе», оси которой отождествляют с осями этого трехгранника.

В БИНС используются современные высокоточные акселерометры и гироскопы нового поколения интегрирующего типа, поэтому при разработке алгоритмов ориентации и навигационных вычислений необходимо учитывать эту особенность [1, 2, 3].

При синтезе алгоритмического обеспечения используют различные кинематические параметры: матрицы направляющих косинусов, параметры Родрига – Гамильтона – кватернионы, вектор Эйлера. Выбор тех или иных параметров определяется типом датчиков первичной информации, организацией вычислительного процесса (разбиение на циклы вычислений), конкретными техническими решениями конструкции БИНС, а также выбором класса точности ИНС в составе ИКБО [1, 2, 3].

Исследования, проводимые отечественными и зарубежными специалистами, показывают, что до 80 % погрешностей БИНС обусловлены погрешностью аналитического построения расчетной системы координат (СК), т. е. системы ориентации [1, 2, 3].

Погрешности системы ориентации разделяются на три типа:

− инструментальные погрешности (погрешности гироскопов);

− погрешности начальной выставки;

− вычислительные погрешности, обусловленные методическими погрешностями алгоритмов и погрешностями округления чисел в БЦВМ.

Первые два типа погрешностей можно считать неустранимыми, так как они определяются уровнем развития производства гироскопов и БИНС в целом. Вычислительные погрешности могут быть снижены до любого требуемого на практике уровня за счет применения высокоточных алгоритмов системы ориентации и выбора ЦВМ с требуемым быстродействием и разрядностью чисел.

Для получения заданных характеристик БИНС, отвечающих современным требованиям, необходимы не только прецизионные датчики (гироскопы: $\sigma_{\omega\,фл} = 0{,}001$ град/ч; акселерометры: $\sigma_a \le 1 \cdot 10^{-5} g$) и требуемая точность выставки ($\Delta\psi,\ \Delta\upsilon,\ \Delta\gamma \le 30$ угл. сек), но и соответствующее программно-математическое обеспечение алгоритмов ориентации.

Так как именно алгоритмы вычисления параметров ориентации предъявляют наиболее «жёсткие» требования к характеристикам БЦВМ, то здесь особую важность и актуальность приобретает проблема разработки и выбора экономичных алгоритмов ориентации БИНС [1, 2, 3].

2. Общая характеристика семейства экономичных алгоритмов блока ориентации БИНС

Одним из путей вычисления параметров ориентации связанного базиса маневренного объекта является интегрирование кинематических дифференциальных уравнений известными классическими численными методами – Эйлера, Рунге – Кутта, Адамса, но этот способ приемлем для БИНС на гироскопах, измеряющих угловую скорость. Современные же БИНС используют датчики на новых физических принципах (лазерные, твёрдотельные волновые, в обозримом будущем возможно использование атомных гироскопов), которые являются интегрирующими датчиками, измеряющими в момент времени $t_к$ интегралы от проекций абсолютных угловых скоростей на соответствующие оси чувствительности (квазикоординаты) [1, 2, 3, 7]:

$$\overline{q}_k = \int_{t_{k-1}}^{t_k} \overline{\omega}(t)dt\,, \qquad (1)$$

где t_{k-1}, t_k – предыдущий и текущий моменты времени выдачи сигнала датчиком;

$\overline{\omega}(t) = \begin{bmatrix} \omega_x & \omega_y & \omega_z \end{bmatrix}^T$ – проекции вектора абсолютной угловой скорости вращения связанной СК на соответствующие оси чувствительности.

Дифференцирование выходного сигнала (1) гироскопического блока по времени с последующим решением кинематических уравнений для параметров ориентации приводит к быстрому накоплению погрешностей ориентации, счисляемой в БИНС. Эта проблема привела к необходимости разработки специализированных алгоритмов ориентации БИНС, использующих в качестве сигналов первичной инерциальной информации квазикоординаты.

Наиболее эффективным решением задачи определения ориентации является разбиение процесса вычислений на циклы (сверхбыстрые) с решением в каждом из них кинематического уравнения для промежуточного параметра. В качестве таковых необходимо выбрать параметры, полностью или частично удовлетворяющие следующим требованиям:

- невырождаемость при малых значениях;

- наименьшее число кинематических дифференциальных уравнений, требующих решения в реальном времени;

- наиболее простая связь с матрицей направляющих косинусов.

Для уменьшения методических погрешностей следует продолжительность сверхбыстрого цикла вычисления промежуточного параметра принять равной величине дискретности снятия сигнала с блока гироскопов, поскольку за этот промежуток времени угловая скорость и ориентация изменятся незначительно.

Частота съема информации у современных гироскопических датчиков составляет 100–200 Гц. Это позволяет предположить, что за период дискретности τ угол поворота связанной СК не превысит значения π. В этом случае в качестве промежуточных параметров можно применять векторы ориентации, не опасаясь их вырождения. Снижение количества дифференциальных уравнений до трех вместо шести для матрицы направляющих косинусов позволит снизить вычислительные нагрузки БЦВМ. Переход к матрице направляющих косинусов можно осуществлять с меньшей

частотой (быстрый цикл), которая, однако, также должна быть достаточной для требуемой точности решения задач ориентации и навигации [1, 2, 3].

Примем в качестве промежуточного параметра вектор ориентации Эйлера. Он представляет собой ось $\bar{e}$, вокруг которой необходимо совершить поворот на угол φ, чтобы связанная СК из положения в начальный момент переместилась в следующее положение. Этот процесс может быть описан следующим матричным уравнением:

$$U(t_m) = U(t_{m-1}) \cdot A(t_m). \qquad (2)$$

В этом выражении $A(t_m)$ – некоторый оператор вращения, переводящий связанную СК из начального положения $U(t_{m-1})$ в следующее положение, описываемое матрицей направляющих косинусов $U(t_m)$. Промежуток времени $t_m - t_{m-1}$ между двумя последовательными вычислениями матрицы направляющих косинусов называется *быстрым циклом*. Для вектора ориентации Эйлера оператор поворота $A(t_m)$ может быть получен по формуле

$$A(t_m) = E + \frac{\sin(\varphi(t_m))}{\varphi(t_m)} \cdot \Phi(t_m) + \frac{1-\cos(\varphi(t_m))}{\varphi^2(t_m)} \cdot \Phi^2(t_m), \qquad (3)$$

$$\Phi(t_m) = \begin{bmatrix} 0 & -\varphi_z(t_m) & \varphi_y(t_m) \\ \varphi_z(t_m) & 0 & -\varphi_x(t_m) \\ -\varphi_y(t_m) & \varphi_x(t_m) & 0 \end{bmatrix}, \qquad (4)$$

где $\varphi(t_m) = \sqrt{\varphi_x^2(t_m) + \varphi_y^2(t_m) + \varphi_z^2(t_m)}$ – угол поворота (модуль вектора ориентации);

$\Phi(t_m)$ – кососимметрическая матрица, составленная из координат вектора ориентации.

Кинематическое дифференциальное уравнение для вектора Эйлера (уравнение Борца) имеет вид аналогичный выражению (3). Решение данного уравнения при интегральном характере выходных сигналов датчиков составляет основную трудность определения промежуточного параметра ориентации. В ряде работ получено аналитическое решение уравнения (3), на основе которого предложены различные методики, позволяющие синтезировать алгоритмы различной структуры и степени точности. В них промежуточные параметры ориентации вычисляются по одношаговым и многошаговым алгоритмам. Так, при использовании метода последовательного приближения решено уравнение (3) и получено семейство разнотипных алгоритмов, имеющих различную структуру (по организации вычислительного цикла, т. е. разгонные и безразгонные) и, как следствие, различное быстродействие и различную степень точности [2, 3, 4].

Приведём примеры таких алгоритмов.

1) Безразгонные алгоритмы:

– одношаговый алгоритм второго порядка точности (алгоритм 1):

$$\bar{\varphi}_1 = \bar{q}_1; \qquad (5)$$

– двухшаговый алгоритм четвертого порядка точности (алгоритм 2):

$$\bar{\varphi}_2 = \bar{q}_1 + \bar{q}_2 + \frac{2}{3} \cdot (\bar{q}_1 \times \bar{q}_2); \qquad (6)$$

– трехшаговые алгоритмы четвертого порядка точности:

(алгоритм 3):

$$\bar{\varphi}_{31} = \bar{q}_1 + \bar{q}_2 + \bar{q}_3 + \frac{9}{8} \cdot (\bar{q}_1 \times \bar{q}_3); \qquad (7)$$

(алгоритм 3.1):

$$\bar{\varphi}_{32} = \bar{q}_1 + \bar{q}_2 + \bar{q}_3 + \frac{9}{20}(\bar{q}_1 - \bar{q}_3) \times (\bar{q}_3 + \frac{3}{2}\bar{q}_2); \qquad (8)$$

– четырехшаговый алгоритм четвертого порядка точности (алгоритм 4):

$$\bar{\varphi}_4 = \bar{q}_1 + \bar{q}_2 + \bar{q}_3 + \bar{q}_4 + \frac{2}{3}(\bar{q}_1 + \bar{q}_2) \times (\bar{q}_3 + \bar{q}_4); \qquad (9)$$

– пятишаговый алгоритм четвертого порядка точности (алгоритм 5):

$$\bar{\varphi}_5 = \bar{q}_1 + \bar{q}_2 + \bar{q}_3 + \bar{q}_4 + \bar{q}_5 - \frac{1375}{432}(\bar{q}_2 \times \bar{q}_4) - \\ - \frac{1625}{864}(\bar{q}_1 \times \bar{q}_5) + \frac{875}{216}((\bar{q}_2 \times \bar{q}_5) + (\bar{q}_1 \times \bar{q}_4)). \qquad (10)$$

На рис. 1 представлена организация вычислительного процесса при реализации безразгонных алгоритмов ориентации БИНС. Безразгонные алгоритмы «работают» быстрее, поскольку вычисления матриц ориентации производятся реже, иначе говоря, для их реализации требуются меньшие вычислительные затраты. При этом они являются менее точными по сравнению с разгонными [2, 3, 4].

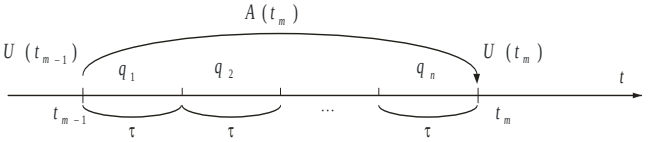


Рис. 1. Организация вычислительных циклов безразгонных алгоритмов ориентации БИНС

2) Разгонные алгоритмы:

- двухшаговый (с одним шагом разгонки) алгоритм 3-го порядка точности (алгоритм 6):

$$\bar{\varphi}_2 = \bar{q}_2 + \frac{1}{12} \cdot (\bar{q}_1 \times \bar{q}_2); \qquad (11)$$

- трёхшаговый (с двумя шагами разгонки) алгоритм 4-го порядка точности (алгоритм 7):

$$\bar{\varphi}_3 = \bar{q}_3 + \frac{1}{6}\cdot(\bar{q}_2 \times \bar{q}_3) - \frac{1}{24}\cdot(\bar{q}_1 \times \bar{q}_3); \qquad (12)$$

На рис. 3 представлена организация вычислительного процесса при реализации разгонных алгоритмов ориентации БИНС.

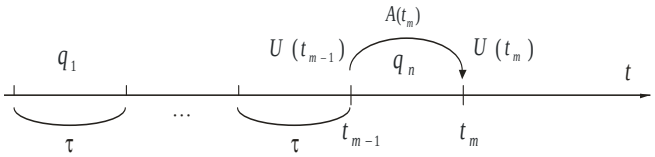


Рис. 2. Организация вычислительных циклов разгонных алгоритмов БИНС

Разгонные алгоритмы являются более точными, поскольку информация об ориентации ВС обновляется с каждым шагом измерений. При этом «работают» медленно, поскольку вычисления матриц ориентации производятся чаще, для их реализации требуется больше вычислительных затрат [2, 3, 4].

Соотношения (2, 3, 4) для приведённых выше алгоритмов будут иметь одинаковый вид, а совместно с одним из выражений семейства (5–12) образуют алгоритм для определения ориентации ЛА в инерциальном пространстве по показаниям гироскопических датчиков интегрирующего типа.

Синтезированные алгоритмы имеют ряд преимуществ:

- повышенную точность;
- значительно снижены вычислительные нагрузки на БЦВМ по причине отсутствия дифференциальных уравнений;
- не требуется предварительное дифференцирование выходных сигналов гироскопических датчиков;
- инвариантность к проблеме некоммутативности конечных поворотов;
- возможность решения в реальном масштабе времени.

3. Синтез высокоточного безразгонного экономичного четырехшагового алгоритма ориентации БИНС с использованием правила Рунге

Следует заметить, что (алгоритм 4+) является четырехшаговым алгоритмом повышенной точности. Он синтезирован для обеспечения работы БИНС в особой ситуации (отказ вычислительного ядра ИКБО). Этот алгоритм, с одной стороны, является алгоритмом повышенной точности, с другой стороны, среди однотипных алгоритмов его реализация обеспечивает минимальную загрузку БВМ. Для решения задачи синтеза используем семейство безразгонных алгоритмов, требующих меньше вычислительных затрат. В БИНС частота опроса гироскопов фиксирована (f = 100 Гц), и решить задачу повышения точности традиционно, т. е. чаще получить информацию об угловой скорости, не представляется возможным. Поэтому используем более простой способ – метод Рунге, который обеспечивает вывод формулы высокой точности из формулы низкой точности (рис. 4) [6].

В качестве исходного возьмем 4-шаговый алгоритм 4-го порядка точности (алгоритм 4), получим для него реализацию на сетке 4 с шагом h = τ. Затем возьмем 2-шаговый алгоритм 4-го порядка точности (алгоритм 2), получим реализацию на сетке 2 с шагом h = 2τ (разрежение сетки). Расчет во второй – разряженной сетке позволяет оценить погрешность расчета на первой сетке с точностью до членов более высокого порядка, т. е. пятого. Из формулы, реализованной на сетке 2, вычитаем формулу, реализованную на сетке 4, в итоге получаем (алгоритм 4+).

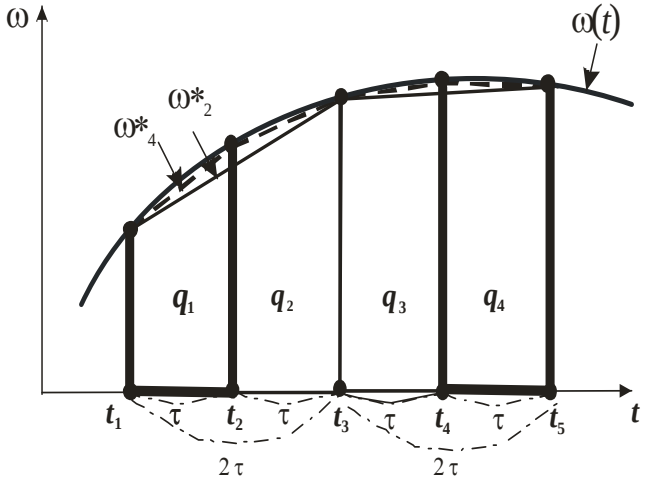


Рис. 3. Геометрическая интерпретация синтеза алгоритма ориентации 4+ для БИНС

Обозначения на рис. 3:

$\omega(t)$ – точное значение функции изменения угловой скорости;

$\omega(t,h)^*$ – прибл. значение функции на сетке *h*;

$\omega(t) = \omega(t,h)^* + \Delta h$,

где Δh – погрешность на сетке *h*;

$\omega_4 = \omega_4^* + \Delta_4$ – значение функции $\omega(t)$ на сетке 4 с шагом h = τ;

$\omega_2 = \omega_2^* + \Delta_2$ – значение функции ω(t) на сетке 2 с шагом h = 2τ;

$\bar{q}_k = \int_{t_{k-1}}^{t_k} \bar{\omega}(t)dt$ – квазикоординаты (выходной сигнал гироскопа), т. е. площадь трапеций q_1, q_2, q_3, q_4 при $\tau = t_i - t_{i-1} = const$; $\varphi = f(\omega)$.

Методика синтеза алгоритма с использованием метода Рунге:

а) вычисления на сетке 4 с шагом $h=\tau$ ($\varphi_4 = \varphi_4^* + \Delta\varphi_4$):

$$\bar{\varphi}_4(\bar{q}_1,\bar{q}_2,\bar{q}_3,\bar{q}_4) = \bar{q}_1 + \bar{q}_2 + \bar{q}_3 + \bar{q}_4 + \frac{2}{3}(\bar{q}_1 + \bar{q}_2)\times(\bar{q}_3 + \bar{q}_4);$$

б) вычисления на сетке 2 с шагом h = 2τ, выполним разрежение сетки: $q_1=q_2$; $q_4=q_3$ ($\varphi_2 = \varphi_2^* + \Delta\varphi_2$):

$$\bar{\varphi}_4(\bar{q}_1,\bar{q}_4) = \bar{q}_1 + \bar{q}_2 + \bar{q}_3 + \bar{q}_4 + \frac{4}{3}(\bar{q}_1 + \bar{q}_4);$$

в) оценка погрешности расчета на сетке 4 (1-я формула Рунге $\Delta = \Delta\varphi_2 - \Delta\varphi_4$):

$$\Delta = \bar{q}_1 - \bar{q}_2 - \bar{q}_3 + \bar{q}_4 + \frac{4}{3}(\bar{q}_1 + \bar{q}_4) - \frac{2}{3}(\bar{q}_1 + \bar{q}_2)\times(\bar{q}_3 + \bar{q}_4);$$

г) получение выражения более высокого порядка точности (2-я формула Рунге $\varphi_{4+} = \varphi_4 - \Delta$):

4-шаговый безразгонный алгоритм повышенной точности:

$$\bar{\varphi}_{4+} = \bar{q}_2 + \bar{q}_2 + \bar{q}_3 + \bar{q}_3 + \frac{4}{3}((\bar{q}_1\times\bar{q}_3) + (\bar{q}_2\times\bar{q}_3) + (\bar{q}_2\times\bar{q}_4)). \quad (13)$$

Таким образом, синтезирован экономичный четырехшаговый алгоритм повышенной точности. Этот алгоритм и представленные выше алгоритмы (5–12) совместно с выражениями (2–4) являются экономичными, циклическими алгоритмами ориентации, которые совместно с алгоритмом навигации могут быть использованы в составе БИНС.

4. Результаты исследования синтезированных алгоритмов ориентации БИНС

Путем математического и имитационного моделирования проведены исследования разработанных алгоритмов ориентации. Одним из наиболее неблагоприятных для бесплатформенной системы является коническое движение, то есть периодическое угловое движение объекта, при котором одна из его осей (ось OZ) описывает коническую поверхность. В этом случае гироскопический блок БИНС измеряет угловую скорость относительно оси симметрии конуса. При исследованиях задавались различные параметры конического движения (конинга):

$1 \rightarrow (\alpha = 0{,}087\,рад,\ \nu = 1\,рад/с)$;

$2 \rightarrow (\alpha = 0{,}5\,рад,\ \nu = 1\,рад/с)$.

Анализ графиков, представленных на рис. 4 показывает, что для параметров конинга 1 величины ошибок за исключением алгоритма (1) не выходят за допустимые пределы (10^{-3} град/ч), необходимые для высокоточного определения координат.

Это говорит о возможности использования данного семейства алгоритмов для определения ориентации в БИНС. Алгоритм (1) для параметров конинга 2 (на рис. 4 не показан) имеет ошибку соизмеримую с инструментальной ошибкой гироскопов, этот факт подтверждает актуальность проблемы разработки и выбора высокоточных алгоритмов ориентации БИНС.

На рост погрешности влияет увеличение угла и угловой скорости конинга. Все это говорит о необходимости использования на этапах захода на посадку и посадки (углы и угловые скорости конинга имеют динамический характер) более точных алгоритмов ориентации.

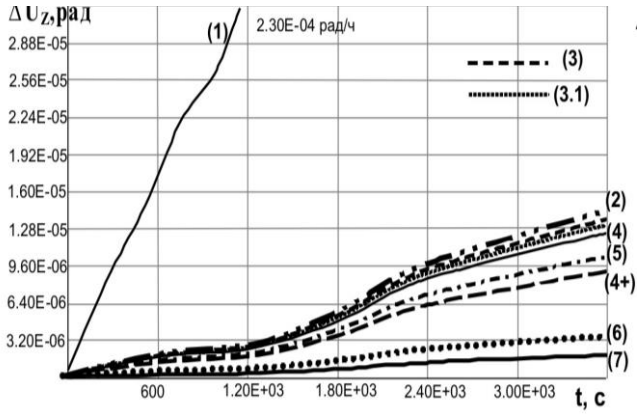


Рис. 4. Погрешности синтезированных алгоритмов ориентации БИНС для параметров конинга 1

Необходимо учитывать применение быстродействующих БЦВМ, т. к. у более точных алгоритмов более длительное время реализации. Все это относится к безразгонным алгоритмам. Для разгонных алгоритмов время реализации зависит от частоты опроса датчиков (гироскопов). Сравнивая точностные характеристики синтезированных алгоритмов, можно сделать вывод, что самыми точными являются алгоритмы (7) и (6), они относятся к классу разгонных, что подтверждает теоретические выводы. Далее по мере убывания точности алгоритмы представлены следующим образом: (4+), (5), (4), (3.1), (3), (2) и (1). Если сравнивать два однотипных 4-шаговых алгоритма, то можно сделать вывод, что алгоритм (4+) точнее, чем алгоритм (4), на 25 %.

Общие характеристики алгоритмов представлены на рис. 5. С увеличением шаговости

наблюдается уменьшение погрешности алгоритмов как разгонных, так и безразгонных.

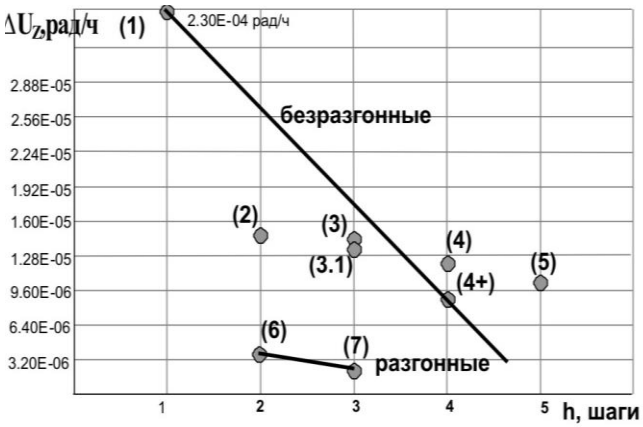


Рис. 5. Общие характеристики синтезированных алгоритмов ориентации БИНС

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Бабич О. А. Обработка информации в навигационных комплекса. М. : Машиностроение, 1991. 512 с.
2. Панов А. П. Математические основы теории инерциальной ориентации. Киев : Наукова думка, 1995. – 280с.
3. Бранец В. Н. Шмыглевский И.П. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем. М. : Наука, 1992. 280с.
4. Кивокурцев А. Л. Экономичные алгоритмы ориентации бесплатформенной инерциальной навигационной системы // Информационные системы контроля и управления на транспорте. Автоматизация технологических процессов в промышленности и на транспорте : сб. науч. тр. Иркутск : Изд-во ИрГУПС, 2004. Вып. 11. С.24–28.
5. Кивокурцев А. Л. Семейство экономичных алгоритмов для авиационной бесплатформенной инерциальной навигационной системы // Вестник ИГТУ. Сер.: Машиностроение 2006. № 4(28). С. 95–97.
6. Калиткин Н. Н. Численные методы. М. : Наука, 1978. 258–261 с.
7. Кивокурцев А. Л. Перспективы развития и эксплуатационные особенности бесплатформенных инерциальных навигационных систем // Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества : сб. тезисов докл. участ. Междунар. науч.-техн. конф. посв. 40-лет. Образования. (Москва, 26 мая 2011 г.). М. : МГТУ ГА, 2011. 130 с.