

одновимірного наближення. Порівнюються сітчасто-характеристичний метод, метод Годунова і метод Родіонова. Аналіз результатів показав, що метод Родіонова дозволяє проводити розрахунки з високою точністю на грубих сітках і швидко сходиться при зменшенні кроку сітки. Показано, що для отримання рішення заданої точності методом Родіонова можна проводити розрахунки на сітках з кроком в 3 – 6 разів більшим, ніж методом Годунова, що дозволяє отримати вигреш у часі розрахунку в 10 – 20 разів.

Ключові слова: модель течії, гідропушка, сітчастий метод, гідроімпульсні технології.

In this article evaluated the accuracy of the calculations of the hydrodynamic parameters hydrocannon different numerical methods. The study was performed in the framework of an ideal compressible fluid quasi approximation. We compare grid-characteristic method, the method of Godunov's method Rodionova. Analysis of the results showed that the method Rodionova allows calculations with high accuracy on coarse meshes and converges rapidly with decreasing mesh size. It is shown that for a given accuracy of the solution method Rodionova can perform calculations on grids in increments of 3 – 6 times larger than the Godunov method that allows you to calculate the gain in time of 10 – 20.

Key words: flow model, hydraulic gun, mesh method hidroimpulsi technology.

УДК 629.054

Н.Е. ХАЦЬКО, асистент, НТУ «ХПИ»

РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ СОВМЕСТНОЙ РАБОТЫ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ И НАВИГАЦИИ

Представлены результаты моделирования совместной работы системы управления летательным аппаратом и инерциальной навигационной системы. Для повышения точности управления использован метод алгоритмической компенсации ошибок измерений инерциальных датчиков. Параметры математических моделей ошибок датчиков получены в процессе их калибровки. Показано, что разработанные методики калибровки инерциальных датчиков средней точности позволяют повысить качество инерциального измерительного блока до навигационного.

Ключевые слова: инерциальная навигационная система, автоматическая система управления, алгоритмическая компенсация, гироскоп, акселерометр.

Введение. В настоящее время в аэронавигации высокоточное позиционирование воздушных подвижных объектов является одной из ключевых задач управления. Вместе с тем, огромное значение для общества имеет безопасность полетов, их упорядочивание. Современная международная навигация развивается в соответствии с этими целями. Для их достижения была разработана концепция *Performance Based Navigation* (PBN) – навигации, основанной на характеристиках [1]. В этой концепции рассматриваются характеристики воздушного судна в целом, а не отдельных его модулей (управления, навигации и тому подобное).

Чаще всего при пилотировании летательными аппаратами (ЛА) различного класса решается задача выведения объекта в заданную точку. Совре-

менные возможности высокоточного пилотирования основаны на комплексировании информации, получаемой от глобальных навигационных спутниковых систем и инерциальных систем. Вместе с тем, в процессе функционирования навигационной системы не исключаются случаи отсутствия информации от спутников. При этом, перерывы в получении достоверной спутниковой информации по оценкам информационных центров GPS/ГЛОНАСС, которые сейчас функционируют, могут достигать 15 мин. [2]. Такая ситуация возможна даже при штатном *созвездии спутников*. В это время работа системы автоматического управления полетом (САУП) осуществляется только по информации инерциальной подсистемы. Из соображений безопасности каждая интегрированная инерциально-спутниковая навигационная система обязательно исследуется в условиях автономной работы, при отсутствии спутниковой информации. Подобные исследования называются *калибровкой*.

Анализ современных методов. Используемые в авиации инерциальные измерительные блоки (ИИБ) конструируются на основе дорогостоящих прецизионных датчиков, обеспечивающих высокое качество навигационной информации. В последнее десятилетие, в связи с развитием новых технологий, установилась тенденция к удешевлению инерциальных блоков за счет включения в них датчиков средней и низкой точности. Однако замена составляющих ИИБ ведет к понижению его точности, что влечет за собой понижение точности выработки навигационных параметров алгоритмом бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС). Одним из эффективных путей получения высокоточных оценок алгоритмом БИНС является алгоритмическая компенсация первичных измерений ИИБ с использованием калибровочных поправок ошибок измерений.

Методы калибровки за последнее время также претерпели изменения – с развитием массового выпуска инерциальных датчиков их индивидуальная калибровка стала невозможна. Это особенно актуально для нового типа микро-электро-механических датчиков [3, 4]. Процессы калибровки унифицируются [5, 6], и в настоящее время выпускаются стенды для проведения калибровки партий датчиков, вплоть до 1000 штук [7]. Массовая калибровка не дает индивидуальных характеристик, определяет только стандартизированный набор констант, который может не удовлетворять в последующем составе параметров математической модели компенсации ошибок. Поэтому перед использованием инерциальных датчиков средней и низкой точности в ИИБ необходимо дополнительно проводить их калибровку теми методами, которые позволят уточнить или идентифицировать необходимые для дальнейшего применения индивидуальные калибровочные параметры каждого датчика. Кроме того, методы и планы калибровочных экспериментов зависят от состава лабораторного оборудования. Активно развиваются методы калибровки с использованием лабораторного оборудования низкой точности, что также удешевляет производство ИИБ.

Таким образом, рассмотрение особенностей совместной работы системы автоматического управления и инерциальной навигационной системы с ИИБ средней и низкой точности является актуальным в рамках современной концепции PBN.

Моделирование работы системы автоматического управления и БИНС. В Национальном техническом университете «Харьковский политехнический институт» (Украина) [7] разработаны методы калибровки инерциальных датчиков средней и низкой точности с использованием лабораторного оборудования низкой точности. Для проверки эффективности применения полученных калибровочных параметров разработан программный комплекс (ПК), моделирующий работу САУП. В состав ПК входят: блок синтеза управляющих воздействий, модель движения ЛА, модель ИИБ, алгоритм БИНС. На рисунке показана функциональная схема ПК, стрелками указано прохождение информации о параметрах состояния ЛА и параметрах управления. САУП позволяет корректировать управление ЛА с учетом оценки реального состояния объекта управления, формируемое алгоритмом БИНС. Вектор состояния всей системы включает координаты, скорости и углы ориентации ЛА: $(R, V, A) = (x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, \psi, \theta, \gamma)$.

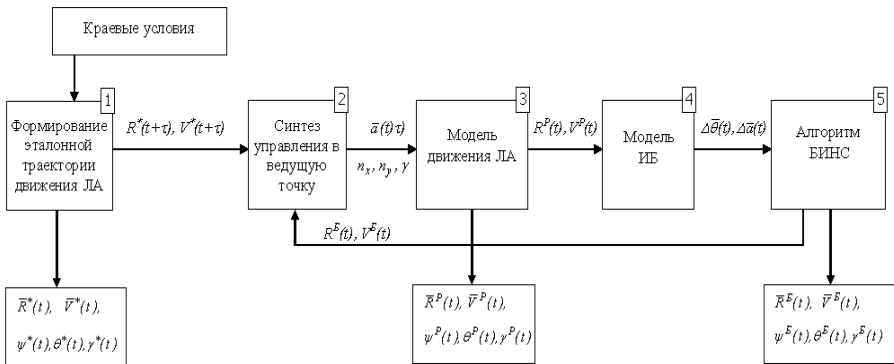


Рисунок – Функциональная схема ПК.

Входными данными ПК являются:

- массогабаритные параметры ЛА, необходимые для вычислений аэродинамические характеристики ЛА,
- краевые условия, характеризующие состояние ЛА в начальный и конечный моменты времени движения,
- время движения.

В блоке 1 определяется эталонная траектория движения, удовлетворяющая заданным краевым условиям и заданному времени движения. В бло-

ке 2 в начале каждого такта работы САУП с учетом текущей информации о положении и скорости объекта вычисляются требуемые управляющие воздействия. Блок 3 реализует модель пространственного и углового движения ЛА. Блок 4 генерирует инерциальные данные, соответствующие показаниям гироскопов (ГС) и акселерометров (АК) в текущий момент движения ЛА, с учетом заданной модели погрешности измерений. Блок 5 формирует оценки текущих параметров движения ЛА, по значениям которых корректируются управляющие воздействия на следующем такте работы САУП.

Моделирование совместной работы системы автоматического управления и БИНС проводилось с данными ИИБ средней точности, а именно: дрейф нуля волоконно-оптического ГС ОИУС501 (производство ООО НПК «Оптолинк» [9], Россия) составляет 0,3 град/ч, сдвиг нуля АК (ММА8451Q, Freescale Semiconductor Inc (USA, Texas) – 0,005 м/с². Экспериментальные исследования указанных приборов по оригинальным разработанным методикам калибровки [10, 11] позволили определить параметры математических моделей ошибок измерений указанных датчиков. А именно, моделей зависимости дрейфа нуля ГС от температурных параметров и внешнего магнитного поля; значения сдвига нуля АК. Использование алгоритмической компенсации измерений позволило снизить уровень ошибок датчиков: у ГС остаточный после компенсации дрейф нуля (*уровень воспроизводимости*) составил 0,05 град/ч, сдвиг нуля АК – 0,001 м/с².

Для исследования влияния точности БИНС на точность САУП использовался *критерий точности управления*, определенный как близость фактических координат точки в конце интервала движения к эталонным значениям координат. В этом случае радиальной ошибке управления соответствует формула

$$\mu = \sqrt{\sum_i (R_i^R - R_i^*)^2}, \quad i = 1, 2, 3,$$

где индекс «*R*» обозначает реализованные, а «*» – эталонные координаты ЛА.

Результаты моделирования. В таблице приведены результаты моделирования 9-ти характерных участков полета продолжительностью около 10 мин. каждый, отличающихся формой траектории, скоростью движения и другими характеристиками. Для каждого примера синтез управления проводился в 5 режимах функционирования БИНС, которые предусматривали использование: идеальных (без погрешности) измерений датчиков; измерений с моделями погрешности, соответствующими датчикам среднего класса точности (ОИУС501, ММА8451Q); измерений с учетом компенсации ошибок только блока ГС с использованием разработанных математических моделей; измерений с учетом компенсации ошибок только блока АК; измерений с учетом компенсации ошибок измерений обоих блоков датчиков – ГС и АК.

Таблица – Радиальные ошибки управления при различной точности ИИБ

| № при- мера | Радиальная ошибка, м. | | | | | Отношение ошибок в выделенных столбцах |
|----------------|----------------------------------|-----------------------------------|---|---|---|--|
| | Иде- альные изме- рения | Измерения без ком- пенсации | Измере- ния с компен- сацией блока ГС | Измере- ния с компен- сацией блока АК | Полная компенса- ция изме- рений | |
| 1 | 1,7 | 326 | 106 | 300 | 23 | 14 |
| 2 | 1,9 | 490 | 139 | 386 | 35 | 14 |
| 3 | 5,8 | 531 | 147 | 418 | 38 | 14 |
| 4 | 226 | 1568 | 941 | 1718 | 332 | 5 |
| 5 | 164 | 868 | 872 | 1380 | 239 | 4 |
| 6 | 111 | 777 | 451 | 1009 | 157 | 5 |
| 7 | 62 | 269 | 177 | 323 | 77 | 3,5 |
| 8 | 384 | 3770 | 1079 | 4470 | 418 | 9 |
| 9 | 75 | 1692 | 604 | 1307 | 200 | 8,46 |

Сравнение выделенных цветом столбцов в таблице демонстрирует, во-первых, невозможность использования датчиков среднего класса в автоматических системах пилотирования вследствие высокого уровня ошибок управления; во-вторых, значительное снижение ошибки управления после применения компенсирующих моделей, как минимум, в 3 раза (пример №7). Результаты моделирования также показали, что степень влияния ошибок измерений и эффективности компенсации на точность управления, также как и на точность самой навигации, зависит от вида движения. Так, наблюдается уменьшение радиальной ошибки в 14 раз при движении в горизонтальной плоскости (примеры №1 – 3), при движении в вертикальной плоскости повышение терминальной точности на порядок ниже (примеры № 4 – 6). При пространственных маневрах (примеры №7 – 9), сочетающих движения в различных плоскостях, также наблюдается повышение точности, но устоявшейся зависимости не наблюдается из-за большой изменчивости динамики движения.

Выводы. Приведенные данные свидетельствуют о том, что использование ИИМ средней точности с применением предварительной калибровки и последующей алгоритмической компенсации измерений в большинстве случаев позволяет САУП в периоды отсутствия достоверной спутниковой информации привести ЛА в заданную точку с достаточно высокой точностью. Полученная в экспериментах точность достижения терминальной точки удовлетворяет требованиям РВН, накладываемым на точность управления при движении по различным маршрутным типам.

Таким образом, разработанные методики калибровки инерциальных датчиков средней точности на низкоточном оборудовании позволяют повысить качество ИИБ до навигационного и использовать его в САУП ЛА.

В статье продемонстрирована возможность управления ЛА по данным гироскопов и акселерометров средней точности, причем точность управления соответствует международным требованиям PBN.

Список літератури: 1. Performance Based Navigation. Doc 9613, 3 edition // Montreal, ICAO, 2008. – 264р. 2. Performance Specification Dynamic Reference Unit HYBRID (DRUH) // INCH-POUND MIL-PRF-71185 (AR) 30 July 1999. – 237р. 3. Xie, H. Integrated microelectromechanical gyroscopes / H. Xie, G. K. Fedder // Journal of aerospace engineering. – 2003. – №4. – р. 65 – 75. 4. Бабич О. А. Обработка информации в навигационных комплексах / О. А. Бабич. – М.: Машиностроение, 1991. – 512с. 5. iTS – inertial Test Solutions – <http://www.acutronic.com/global/us/test-solutions.html> 6. Gaitan M. MEMS Testing Standards: A Path to Continued Innovation. // M. Gaitan, K. Lightman, M. Takacs – Pittsburgh : MEMS Industry Group – 2011. 7. Кробка Н. И. Методики калибровки микроэлектромеханических инерциальных измерительных блоков в массовом производстве. / Н. И. Кробка, А. П. Мезенцев, О. А. Мезенцев // XIV СПб. междунац. конф. по интегрированным навигационным системам. – СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электронприбор», 2007. – С. 96 – 99. 8. Официальный сайт кафедры систем и процессов управления – <http://kpsipu.info/ru/> 9. Официальный сайт компании «Оптолинк» – <http://www.optolink.ru/ru/> 10. Успенский В. Б., Хацько Н. Е. Разработка и экспериментальная проверка методики паспортизации микроакселерометра // Вестник НТУ «ХПИ»: «Системный анализ, управление и информационные технологии». – Харьков: НТУ «ХПИ», 2009. – №10. – С. 188–194. 11. Успенский В. Б., Хацько Н. Е., Кузнецов Ю. А., Олейник С. В. Исследование температурной зависимости дрейфа ВОГ // Радиоэлектроника Информатика Управління. – Запоріжжя: ЗНТУ, 2012. – №2(27). – С. 152 – 156.

Поступила в редколлегию 06.10.2013

УДК 629.054

Результаты моделирования совместной работы систем управления и навигации / Н. Е. Хацько // Вісник НТУ «ХПІ». Серія: Математичне моделювання в техніці та технологіях. – Харків: НТУ «ХПІ», 2013. – №54 (1027). – С. 195 – 200. Бібліогр.: 11 назв.

Надано результати моделювання спільної роботи системи управління літальним апаратом і інерціальної навігаційної системи. Для підвищення точності керування використано метод алгоритмічної компенсації похибок вимірів інерціальних датчиків. Параметри математичних моделей похибок датчиків отримані в процесі їх калібрування. Показано, що розроблені методики калібрування інерціальних датчиків середньої точності дозволяють підвищити якість інерціального вимірювального блоку до навігаційного.

Ключові слова: інерціальна навігаційна система, автоматична система керування, алгоритмічна компенсація, гіроскоп, акселерометр.

The article presents the results of modeling of collaboration of the aircraft control system and the inertial navigation system. Despite the fact that the navigation systems necessarily are included in the circuit of automatic plan control, the are traditionally treated separately, and the relationship between them performed only at the interface level. The main purpose of research is to develop algorithms of synthesis of control actions according to the inertial navigation system.

To improve the control accuracy the method of algorithmic error compensation of inertial sensor measurements is used. Parameters of the mathematical models of sensors errors are obtained by the individual calibration process. This article demonstrates the possibility of the aircraft control according to date of medium accuracy gyroscopes and accelerometers, and it must be noted that control precision complies with international requirements of PBN.

It is shown that the developed calibration techniques of the medium accuracy inertial sensors can improve the quality of inertial measurement unit up to navigation one.

Key words: aircraft, strapdown inertial navigation system, automatic control system by flight, terminal'nya exactness, algorithmic indemnification.