

Тихомиров Владимир Александрович

ФГБОУ ВПО «Комсомольский-на-Амуре государственный технический университет»
Россия, Комсомольск-на-Амуре
Кандидат технических наук, профессор
E-Mail: kmopevm@knastu.ru

Александров Сергей Юрьевич

ФГБОУ ВПО «Комсомольский-на-Амуре государственный технический университет»
Россия, Комсомольск-на-Амуре
Кафедра «Математическое обеспечение и применение ЭВМ»
Старший преподаватель
E-Mail: sandrov@mail.ru

Моделирование информационного потока безплатформенной инерциальной системы самолета

Аннотация. Статья посвящена вопросу компьютерного моделирования информационных потоков безплатформенной инерциальной навигационной системы самолета (БИНС). Представлена частичная математическая модель, имитирующего информационный поток инерциального канала БИНС. Разработан программный комплекс, выполняющий указанное моделирование, и позволяющий в наземных условиях выполнять тестирование и настройку бортового оборудования, зависящего от БИНС, по протоколам, обычным путем доступным только во время летных испытаний.

Ключевые слова: математическая модель; безплатформенная инерциальная навигационная система; программный комплекс.

Безплатформенная инерциальная навигационная система (БИНС) обеспечивает непрерывную выработку информации о курсе, координатах, скорости движения и параметрах угловой ориентации платформы, на которой установлена [4]. Такие особенности БИНС как автономность и отсутствие демаскирующих признаков работы, определяют широкое использование БИНС в авиации.

На этапе производства летательного аппарата, при проведении контрольно-испытательных проверок работоспособности бортового оборудования самолета, требуется воспроизведение летных ситуаций в наземных условиях. В настоящее время для такого воспроизведения производится выноска блока БИНС из корпуса самолета и установка его на специальные поворотные столы. Это позволяет воссоздавать крен, тангаж и рыскание самолета, а так же имитировать угловые скорости и ускорения по осям самолета прямо в цехе. Параллельно, при этом возможно моделирование скорости и высоты полета, воздействуя воздушным давлением на соответствующие датчики самолета.

В целом такие приемы имитации [3], из-за своей механической ограниченности, не позволяют в полном объеме воссоздать весь информационный поток БИНС, который должен поступать в бортовую сеть самолета в полете.

Объектом моделирования в данной статье, является БИНС-СП-2 [2], предназначенная для определения местоположения летательного аппарата, комплексной обработки и выдачи навигационной, пилотажной информации в бортовую вычислительную машину. Требовалось разработать программно аппаратный комплекс для имитации работы БИНС, который должен позволять проведение наземных испытаний бортового оборудования самолета с полноформатной имитацией работы бесплатформенной инерциальной навигационной системы в полете.

Предлагаемая в данной работе концепция полунатурного моделирования БИНС, имеет своей целью построение замкнутого программного комплекса имитации показаний датчиков навигационной системы. Она включает:

- имитацию пространственной траектории летательного аппарата, а также идеализированных сигналов гироскопов, акселерометров и приёмника спутниковой навигационной системы (СНС) на этой траектории, на основе разработки и использования математической модели динамики полета самолета;
- выбор модели погрешностей чувствительных элементов, необходимой и достаточной для адекватного представления характеристик бесплатформенного инерциального измерительного блока низкого или среднего класса точности;
- использование статистических параметров погрешностей датчиков ИНС и СНС в соответствии с выбранной моделью по результатам натурных испытаний (из третьих источников);
- генерацию сигналов ошибок датчиков как случайных процессов с полученными ранее статистическими параметрами и их наложение на идеальные показания.

Ценность такой методики состоит в создании, без помощи специальных стендов, информационного потока БИНС при тех его условиях движения и вибрации носителя, которые близки к полетным условиям эксплуатации реальных авиационных ИНС. Статья освещает отдельные моменты реализации методики имитации только части первого пункта из перечисленных выше задач.

Модель информационного потока основного канала БИНС

За основу средств имитации информационного потока основного канала БИНС выбрана модель динамики маневренного самолета, рассматриваемого как твёрдое тело с шестью степенями свободы, движущееся над шарообразной, не вращающейся Землёй [1].

Траекторию полёта и пространственное положение самолёта рассчитывают с помощью системы, включающей тринадцать уравнений: из них девять кинематических уравнений, три динамических уравнения и одно уравнение расхода масс. На начальном этапе будем считать, что ветер отсутствует ($W=0$), т.е. земная (истинная) и воздушная скорости совпадают, т.е. $V_k=V$.

Три уравнения движения центра масс (ц.м.) самолёта в стартовой системе координат имеют вид:

$$\frac{dx_{цм}}{dt} = V_k \cos \Theta \cos \Psi \approx \frac{\Delta x_{цм}}{\Delta t} ; \quad (1)$$

$$\frac{dy_{цм}}{dt} = \frac{dH}{dt} = V_k \sin \Theta \approx \frac{\Delta H}{\Delta t} \quad (2)$$

$$\frac{dz_{цм}}{dt} = -V_k \cos \Theta \sin \Psi \approx \frac{\Delta z_{цм}}{\Delta t} \quad (3)$$

Здесь ось x направлена на север параллельно географическому меридиану; ось z направлена на восток параллельно географической параллели; Ψ – угол пути (угол между проекцией скорости V_k на местную горизонтальную плоскость и направлением на север; Θ – угол наклона траектории (угол между скоростью V_k и местной горизонтальной плоскостью). Все углы определяются в соответствии с ГОСТ 20058-80.

Три уравнения, описывающие вращение самолёта относительно нормальной системы координат следующие:

$$\frac{d\vartheta}{dt} = \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma \approx \frac{\Delta \vartheta}{\Delta t} ; \quad (4)$$

$$\frac{d\gamma}{dt} = \omega_x - \operatorname{tg} \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \approx \frac{\Delta \gamma}{\Delta t} ; \quad (5)$$

$$\frac{d\psi}{dt} = \sec \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \approx \frac{\Delta \psi}{\Delta t} . \quad (6)$$

Здесь ϑ – угол тангажа; γ – угол крена; ψ – угол рыскания.

Кроме того, при имитировании информационного потока БИНС использовались три геометрических соотношения между углами:

$$\sin \beta = \cos \Theta [\sin \vartheta \sin \gamma \cos(\Psi - \psi) - \cos \gamma \sin(\Psi - \psi)] - \sin \Theta \cos \vartheta \sin \gamma \quad (7)$$

$$\sin \alpha = \frac{1}{\cos \beta} [(\sin \vartheta \cos \gamma \cos(\Psi - \psi) + \sin \gamma \sin(\Psi - \psi)) \cos \Theta - \sin \Theta \cos \vartheta \cos \gamma] \quad (8)$$

$$\sin \gamma_a = \frac{1}{\cos \Theta} [(\cos \alpha \sin \beta \sin \vartheta - \cos \vartheta (\sin \alpha \sin \beta \cos \gamma - \cos \beta \sin \gamma)) , \quad (9)$$

здесь: β – угол скольжения;

α – угол атаки;

γ_a – скоростной угол крена.

и три динамических уравнения движения ц.м. самолёта:

$$m \frac{dV}{dt} = P \cos(\alpha + \varphi_p) \cos \beta - X_a - mg \sin \Theta \approx m \frac{\Delta V}{\Delta t}; \quad (10)$$

$$mV \frac{d\Theta}{dt} = P [\sin(\alpha + \varphi_p) \cos \gamma_a + \cos(\alpha + \varphi_p) \sin \beta \sin \gamma_a] + Y_a \cos \gamma_a - Z_a \sin \gamma_a - mg \cos \Theta \approx mV \frac{\Delta \Theta}{\Delta t}; \quad (11)$$

$$-mV \cos \Theta \frac{d\Psi}{dt} = P [\sin(\alpha + \varphi_p) \sin \gamma_a - \cos(\alpha + \varphi_p) \sin \beta \cos \gamma_a] + Y_a \sin \gamma_a + Z_a \cos \gamma_a \approx -mV \cos \Theta \frac{\Delta \Psi}{\Delta t}. \quad (12)$$

Здесь m – масса самолёта; P – тяга силовой установки: максимальное значение тяги $P_{max} = 25000 \text{кГ}$ на форсажном режиме и $P_{max} = 15700 \text{кГ}$ на безфорсажном режиме; φ_p – угол между вектором тяги и продольной осью самолёта (в нашем случае $\varphi_p = 0$).

Дополнительно в имитации участвует уравнение расхода массы топлива:

$$\frac{dm}{dt} = -\frac{c_{PR} \cdot P}{3600} \approx \frac{\Delta m}{\Delta t}. \quad (13)$$

Здесь c_{PR} – удельный часовой расход топлива ($\text{кг/кГ тяги} \cdot \text{час}$), равный 1,92 на форсажном режиме, 0,75 на максимальном режиме и 0,67 на крейсерском режиме.

Набор вышеперечисленных уравнений, при выполнении имитационных расчетов, поддерживают следующие ограничения:

1. Ограничения по полётной массе:

$$\text{Предельно допустимая масса при взлёте } 38800 \text{ кг}; \quad (14)$$

$$\text{Предельно допустимая масса при посадке } 30000 \text{ кг}.$$

Аэродинамические силы Y_a , X_a и Z_a в формулах (10)...(12) рассчитывают так:

Подъёмная сила всего самолёта:

$$Y_a = c_{ya} \frac{\rho_H V^2}{2} S = c_{ya} (0,7 \rho_H M^2) S. \quad (15)$$

Здесь $c_{ya} = c_{ya}(\alpha, \varphi_{cm})$ – коэффициент подъёмной силы самолёта, зависящий от угла атаки α и угла установки стабилизатора φ_{cm} (если самолёт без подвесок, то коэффициент c_{ya} для $\varphi_{cm} = 0$ задается таблично, для $\varphi_{cm} \neq 0$ задан аналитически ниже);

если $\varphi_{cm} > 0$ (хвостик стабилизатора отклоняется вниз), то

$$c_y = c_{y(\varphi_{cm}=0)} + 0,0138 \varphi_{cm} \quad (\varphi_{cm \max} = 15^\circ); \quad (16)$$

если $\varphi_{cm} < 0$ (хвостик стабилизатора отклоняется вверх), то

$$c_y = c_{y(\varphi_{cm}=0)} + 0,0127 \varphi_{cm} \quad (\varphi_{cm \min} = -20^\circ); \quad (17)$$

2. Ограничения по максимальному углу атаки α_{don} :

Сначала для самолёта без подвесок в крейсерской конфигурации:

если $M \leq 0,5$ то $a_{\text{дон}} = 24^0$;

если $0,5 < M \leq 0,9$ то $a_{\text{дон}}$ уменьшается линейно от 24^0 до 20^0 ;

если $0,9 < M \leq 1,3$ то $a_{\text{дон}}$ уменьшается линейно от 20^0 до 10^0 ;

если $M > 1,3$ то $a_{\text{дон}} = 10^0$;

теперь для самолёта с подвесками в крейсерской и взлётно-посадочной конфигурациях:

если $M \leq 0,9$ то $a_{\text{дон}} = 20^0$;

если $0,9 < M \leq 1,3$ то $a_{\text{дон}}$ уменьшается линейно от 20^0 до 10^0 ;

если $M > 1,3$ то $a_{\text{дон}} = 10^0$;

во взлётно-посадочной конфигурации на высотах менее 50 м $a_{\text{дон}} = 15^0$.

Формулы (1)-(17), в совокупности с дополнительными математическими описателями, определяют модель, обеспечивающую вычисление и генерацию информационного потока по каналу инерциального расчета движения самолета в пространстве.

Программный комплекс имитации БИНС

Схема функционирования разработанного программного комплекса имитационного моделирования инерциальных систем на летательном аппарате представлена на рис. 2.

В состав комплекса входят следующие модули.

Имитатор БИНС станции - располагается на ноутбуке и включает в себя:

- Блок расчета имитационных параметров БИНС;
- Блок управления БИНС станцией;
- Блок графической визуализации расчетных данных БИНС;

Указанные три блока работают совместно и производят основной расчет имитационных параметров системы БИНС. Эти параметры укладываются в памяти ПЭВМ в специальный, отображаемый в память, файл, который называется «таблица управления» программным комплексом.



Рис. 2. Схема функционирования ПК имитации БИНС

С таблицей управления связаны еще три программных модуля системы, работающие в параллельных процессах:

- Сервер таблицы управления;
- Сервер мультиплексного канала информационного обмена (МКИО);
- Сервер каналов ARING.

Первый сервер по каналу Wi-Fi 4 связывает таблицу управления с пультом дистанционного управления 3, позволяющего оператору, находящемуся в кабине самолета 1 дистанционно управлять станцией БИНС на ноутбуке, дистанционно запускать и останавливать режимы моделирования БИНС.

Второй сервер (МКИО) передает расчетные данные БИНС в компьютерную сеть самолета через коммутатор 5 МКИО.

Третий сервер (сервер каналов ARINC) передает расчетные данные БИНС в компьютерную сеть самолета через три линии ARINC-429.

Оператор, находящийся за главным пультом управления (ноутбук) или вспомогательным пультом (в кабине) имеет возможность с помощью моделей джойстиков на дистанционном пульте, управлять тангажом, креном и путевым углом полета самолета. Имеется, так же, движок тяги двигателя. Таким образом, производится имитация управления самолетом в полете.

Заключение

Разработанный программный комплекс максимально близко к реальности воспроизводит информационный поток, поступающий с БИНС в бортовую сеть самолета при разных программах полета. В частности:

- при свободном полете самолета (при управлении от ручки управления)
- при движении по заданным траекториям (например, при выполнении режима ВОЗВРАТ на аэродром)

Комплекс обладает повышенной мобильностью и малым временем развертывания и настройки при проведении испытаний. Размещаться на переносных компьютерных устройствах и подключаться к бортовой компьютерной сети самолета через мультиплексный канал информационного обмена и три канала ARING-429.

Комплекс имеет возможность дистанционного управления от оператора, расположенного в кабине пилота с помощью отдельного пульта.

Комплекс поддерживает номенклатуру сигналов и протоколы их передачи в бортовую вычислительную машину самолета согласно инструкции по функционированию БИНС-СП-2.

Стиль отображения вырабатываемой и передаваемой комплексом в бортовую сеть самолета, информации, на программных продуктах комплекса, соответствует внешнему виду приборов в реальной кабине самолета.

В целом, разработанный программный комплекс существенно снижает затраты на проведение контрольно-испытательных операций навигационного оборудования при производстве самолетов на серийных предприятиях.

ЛИТЕРАТУРА

1. Миеле А. Механика полета. Том 1. Теория траекторий полета. Пер. с англ. М.: Наука, 1965. – 408 с.
2. Московский институт электромеханики и автоматики // <http://aomiea.ru/ins.html> - ОАО«МИЭА» 2011-2012. Версия 2.0, 29.04.2014
3. Тихомиров В.А. Автоматизация трассировки электрожгутов машиностроительных изделий// Тихомиров В.А., Александров С.Ю., Комсомольск-на-Амуре, Ученые записки КнАГТУ, «Науки о природе и технике», № III - 1(11). 2012. с. 35-42.
4. Qi H. Direct Kalman Filtering Approach for GPS/INS Integration// Qi H, Moore J.B. , IEEE TRANS-ACTIONS ON AEROSPACE AND ELECTRONIC SYSTEMS. - 2002. - Vol. 38, № 2. - P. 687-693.

Vladimir Tikhomirov

Komsomolsk-on-Amur state technical University
Russia, Komsomolsk-on-Amur
E-Mail: kmopevm@knastu.ru

Alexandrov Sergey

Komsomolsk-on-Amur state technical University
Russia, Komsomolsk-on-Amur
E-Mail: sandrov@mail.ru

Simulation of information flow platformless aircraft inertial system

Abstract. The article focuses on computer modeling of information flows platformless aircraft inertial navigation system (SINS). Is a partial mathematical model that simulates the flow of information inertial channel SINS. Developed a software package that performs the above simulation, and allows to perform ground-based testing and tuning on-board equipment, depending on the SINS, the protocols in the usual manner accessible only during flight tests.

Keywords: mathematical model; platformless inertial navigation system; software system.

REFERENCES

1. Miele A. *Mehanika poleta. Tom 1. Teorija traektorij poleta. Per. s angl.* M.: Nauka, 1965. – 408 s.
2. Moskovskij institut jelectromehaniki i avtomatiki // <http://aomiea.ru/ins.html> - OAO«MIJeA» 2011-2012. Versija 2.0, 29.04.2014
3. Tihomirov V.A. Avtomatizacija trassirovki jelektrozgugotov mashinostroitel'nyh izdelij// Tihomirov V.A., Aleksandrov S.Ju., Komsomol'sk-na-Amure, Uchenye zapiski KnAGTU, «Nauki o prirode i tehnike», № III - 1(11). 2012. s. 35-42.
4. Qi H. Direct Kalman Filtering Approach for GPS/INS Integration// Qi H, Moore J.B. , IEEE TRANS-ACTIONS ON AEROSPACE AND ELECTRONIC SYSTEMS. - 2002. - Vol. 38, № 2. - P. 687-693.