

УПРАВЛЕНИЕ, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И ИНФОРМАТИКА

УДК: 629.197.005,629.7.05

© В.М. КОСТЮКОВ, А.М. МЕРКУЛЬЕВ, 2009

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ АЛГОРИТМОВ КОМПЛЕКСНОЙ ОБРАБОТКИ ИЗМЕРЕНИЙ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

КОСТЮКОВ Вячеслав Михайлович – Московский авиационный институт (государственный технический университет), заведующий кафедрой, д.т.н., профессор
Тел.: 8-910-477-30-11; e-mail: kost_slv@mail.ru

Vyatcheslav M. KOSTYUKOV – head of a department, doctor, professor
Phone: 8-910-477-30-11; e-mail: kost_slv@mail.ru

МЕРКУЛЬЕВ Алексей Михайлович – Московский авиационный институт (государственный технический университет), аспирант
Тел.: 8-926-590-48-23; e-mail: merkuljev@yandex.ru

Alexey M. MERKULIEV – Moscow Aviation Institute (State Technical University), postgraduate
Phone: 8-926-590-48-23. e-mail: merkuljev@yandex.ru

Рассмотрена задача оценки эффективности применения алгоритмов комплексной обработки измерений на борту летательного аппарата. Предлагается решение данной задачи на основе применения комплексного математического моделирования. Исследованы три различных алгоритма комплексной обработки измерений вертикального канала. Проведено статистическое моделирование, и получены характеристики ошибок оценки алгоритмами комплексной обработки измерений параметров состояния летательного аппарата.

Task of estimating effectiveness of employing complex measurement processing algorithms in control system of the aircraft was considered. Solution of this task based on employing complex mathematical simulation was proposed. Three different complex measurement processing algorithms were investigated. Statistic simulation was carried out and descriptions of errors of estimation of status variables of aircraft were calculated.

Ключевые слова: ЖРД малых тяг, испытания ЖРД, огневой стенд.

Key words: modeling of the flight; models of measurement errors; complex measurement processing.

1. Постановка задачи

Ядро современного пилотажно-навигационного комплекса (ПНК) составляют инерциальные навигационные (ИНС) системы как наиболее универсальные и автономные источники навигационной информации. В состав ПНК также входят ра-

дионавигационные устройства, системы спутниковой навигации и системы воздушных сигналов. Алгоритмы комплексной обработки измерений служат одной из наиболее важных частей общего функционального алгоритма ПНК. При разработке и исследовании алгоритмов такого типа важной

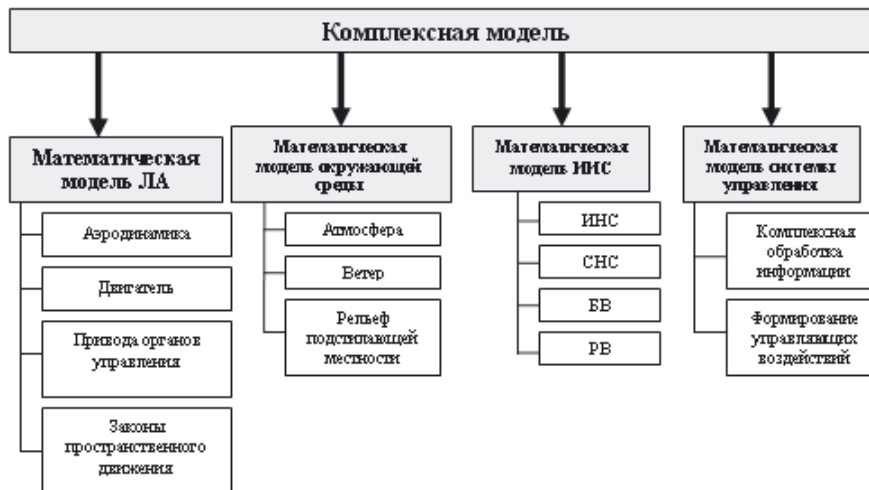


Рис. 1. Структурная схема комплексной модели

задачей является оценка эффективности применения алгоритмов на борту летательного аппарата (ЛА) в различных режимах полета. В настоящей работе предлагается решение данной задачи на основе применения комплексного математического моделирования. Оценка эффективности применения алгоритмов комплексной обработки измерений на борту ЛА заключается в определении статистических характеристик качества функционирования алгоритмов на различных типовых режимах полета.

2. Комплексное математическое моделирование

Для решения поставленной задачи оценки эффективности применения алгоритмов комплексной обработки измерений в системе управления ЛА был разработан исследовательский инструментарий в форме программно-математического комплекса, позволяющего проводить комплексное математическое моделирование системы «Среда + ЛА + информационно-измерительная система + система автоматического управления» в условиях, приближенных к реальным условиям полета ЛА. Структура реализованной комплексной модели имеет вид, представленный на рис. 1. Элементы комплексной модели дополнены конкретным описанием конструктивных параметров, аэродинамики и характера движения ЛА, а также конкретными алгоритмами комплексной обработки измерений и алгоритмами моделей информационно-измерительной системы и системы управления.

3. Математическая модель объекта управления

При моделировании пространственного движения летательный аппарат рассматривается как твердое тело (не учитываются упругие колебания корпуса). Согласно [1], для описания пространственного движения самолета используются уравнения (1) динамики и кинематики движения центра масс

ЛА и движения ЛА относительно центра масс. Методика расчета аэродинамических сил и моментов приведена в работах [1] и [2]. Для численного интегрирования системы дифференциальных уравнений (1) используется метод Рунге–Кутты четвертого порядка с постоянным шагом интегрирования, который позволяет осуществлять моделирование пространственного движения ЛА с требуемой для большинства практических задач точностью:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= F_{x_a} / m, \quad \dot{\theta}_a = F_{y_a} / (mV), \quad \dot{\varphi}_a = -F_{z_a} / (mV), \\ \dot{X}_g &= V \cos \psi_a \cos \theta_a, \quad \dot{Y}_g = V \sin \theta_a, \quad \dot{Z}_g = -V \sin \psi_a \cos \theta_a, \\ J_{x1} \dot{\omega}_{x1} - J_{xy1} \dot{\omega}_{y1} + (J_{z1} - J_{y1}) \omega_{y1} \omega_{z1} + J_{xy1} \omega_{x1} \omega_{y1} &= M_{R_x} + M_{D_x}, \\ J_{y1} \dot{\omega}_{y1} - J_{xy1} \dot{\omega}_{x1} + (J_{x1} - J_{z1}) \omega_{x1} \omega_{z1} - J_{xy1} \omega_{y1} \omega_{z1} &= M_{R_y} + M_{D_y}, \\ J_{z1} \dot{\omega}_{z1} + (J_{y1} - J_{x1}) \omega_{x1} \omega_{y1} - J_{xy1} (\omega_{x1}^2 - \omega_{y1}^2) &= M_{R_z} + M_{D_z}, \\ \dot{\psi} &= (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) / \cos \theta, \quad \dot{\theta} = (\omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma), \\ \gamma &= \omega_x - \operatorname{tg} \theta (\omega_y \cos \gamma + \omega_z \sin \gamma) = \omega_x - \psi \sin \theta \end{aligned} \quad (1)$$

В качестве законов управления использован режим стабилизации, назначением которого является автоматическая стабилизация положения ЛА относительно заданного невозмущенного положения [3].

4. Математическая модель окружающей среды

Под окружающей средой понимается состояние атмосферы на текущей высоте полета, ветер и рельеф подстилающей местности. Расчет состояния атмосферы проводится с использованием общепринятой стандартной атмосферы (СА). Поскольку значения температуры и атмосферного давления на нулевой высоте и градиента изменения температуры на разных широтах, в разное время года и дня, при разных погодных условиях могут отличаться от предложенных СА и, тем более, не быть постоянными, в модели окружающей среды учитывается случайный характер из-

менения этих параметров. Отклонение моделируется коррелированным случайным марковским процессом первого порядка со следующими параметрами:

- для отклонения T_0 : математическое ожидание – 15 °С; СКО – 10 °С; время корреляции – 1000 с;
- для отклонения τ : математическое ожидание – 0,0065 К/м; СКО – 0,001 К/м; время корреляции – 1000 с;
- для отклонения P_0 : математическое ожидание – 760 мм рт.ст.; СКО – 13 мм рт.ст.; время корреляции – 1000 с.

Модель воздействия ветра на параметры состояния ЛА учитывает турбулентность, переменный профиль ветра и постоянный ветер. Структурная схема генератора атмосферных воздействий представлена на рис. 2.

В качестве модели турбулентности использована модель Друдена [2] с корреляционными функциями вида:

$$R_X(t) = \sigma_X^2 \cdot e^{-|\tau| \frac{V}{2L_X}}, \quad R_Y(t) = \sigma_Y^2 \cdot e^{-|\tau| \frac{V}{2L_Y}} \times (1 - |\tau| \cdot \frac{V}{2L_Y}), \quad R_Z(t) = \sigma_Z^2 \cdot e^{-|\tau| \frac{V}{2L_Z}} \cdot (1 - |\tau| \cdot \frac{V}{2L_Z}).$$

При моделировании были выбраны следующие параметры ветра:

- скорость постоянного ветра в проекциях на оси нормальной системы координат: 5 м/с – 1 м/с – 2 м/с;
- СКО турбулентности по осям нормальной системы координат: 2,5 м/с – 1,97 м/с – 0,76 м/с;
- Масштабы турбулентности по осям нормальной системы координат: 244 м – 122 м – 122 м.

Моделирование рельефа подстилающей местности базируется на цифровом картографировании. Ошибка представления картографической инфор-

мации моделируется в виде коррелированного случайного процесса. СКО процесса берется равным 0,5-10 м в зависимости от используемого масштаба и точности цифровой карты. Радиус корреляции зависит от свойств подстилающей местности.

5. Математическая модель инерциальной навигационной системы

Модель измерительной части ИНС представляет собой модель ошибок измерения угловой скорости и кажущегося ускорения. Модель ошибок измерения кажущегося ускорения учитывает следующие погрешности:

- постоянные смещения нуля акселерометров;
- измерительные шумы акселерометров;
- погрешности масштабных коэффициентов акселерометров;
- ошибка нелинейности акселерометров;
- погрешности из-за неортогональности и перекоса осей чувствительности акселерометров.

Модель ошибок измерения угловой скорости учитывает следующие погрешности:

- постоянные, температурные дрейфы гироскопов и их случайные измерительные шумы;
- удельные скорости дрейфа гироскопов, пропорциональные перегрузкам;
- погрешности масштабных коэффициентов гироскопов;
- дрейфы из-за неортогональности и перекоса осей чувствительности гироскопов.

При проведении моделирования были приняты следующие значения параметров ошибок измерения высотных параметров полета:

- СКО измерительных шумов вертикального акселерометра – 0,1 м/с²;
- СКО измерительных шумов вертикального гироскопа – 0,002 град/ч.

Модель вычислительной части ИНС согласно [5] включает функциональный алгоритм определе-

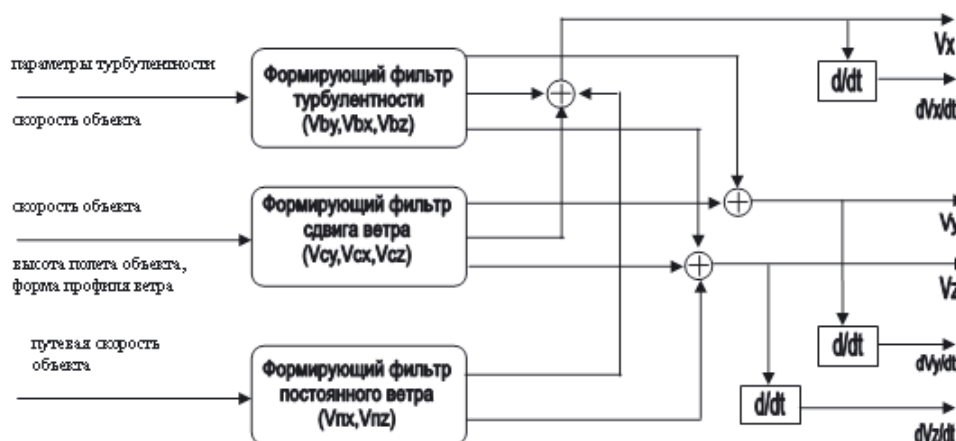


Рис. 2. Структурная схема генератора атмосферных воздействий

ния навигационных параметров, который учитывает особенности модели Земли (эллипсоидную форму и модель гравитационного поля):

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} U_E \\ U_N \\ U_H \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & (\omega_Z + 2 \cdot U_H) & -(\omega_Y + 2 \cdot U_N) \\ -(\omega_Z + 2 \cdot U_H) & 0 & \omega_X \\ (\omega_Y + 2 \cdot U_N) & -\omega_X & 0 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} U_E \\ U_N \\ U_H \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ g_Y \\ g_Z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} n_X \\ n_Y \\ n_Z \end{bmatrix};$$

$$\begin{aligned} \omega_X &= -\dot{\varphi}; & \omega_Y &= \dot{\lambda} \cdot \cos(\varphi); \\ \omega_Z &= \dot{\lambda} \cdot \sin(\varphi); & \dot{\varphi} &= \frac{U_N}{\rho_1 + H}; & \dot{\lambda} &= \frac{U_E}{\rho_2 + H} \cdot \sin(\varphi) \end{aligned}$$

и алгоритм определения параметров ориентации, основанный на интегрировании дифференциального уравнения Пуассона либо в обычной форме (2), либо в кватернионной форме (3):

$$\frac{d[C]}{dt} = -[\Omega_r] \cdot [C] + [C] \cdot [\Omega_c]; \quad (2)$$

$$\frac{d[Q]}{dt} = \frac{1}{2} \cdot [\Omega] \cdot [Q]. \quad (3)$$

Предпочтительным является использование кватернионной формы (3), поскольку форма (2) имеет характерные точки неопределенности матрицы $[C]$ в окрестности значений углов курса 0° , 90° , 180° и 270° .

Определяемая в результате интегрирования уравнения (2) или (3) матрица взаимной ориентации связанной системы координат и горизонтного базиса $[C]$ необходима для приведения измеренных в приборной системе координат проекций ускорения и угловой скорости к проекциям на горизонтный базис:

$$\begin{aligned} n_x &= C_{11} \cdot n_1 + C_{12} \cdot n_2 + C_{13} \cdot n_3, \\ \Omega_x &= C_{11} \cdot \Omega_1 + C_{12} \cdot \Omega_2 + C_{13} \cdot \Omega_3, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} n_y &= C_{21} \cdot n_1 + C_{22} \cdot n_2 + C_{23} \cdot n_3, \\ \Omega_y &= C_{21} \cdot \Omega_1 + C_{22} \cdot \Omega_2 + C_{23} \cdot \Omega_3, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} n_z &= C_{31} \cdot n_1 + C_{32} \cdot n_2 + C_{33} \cdot n_3, \\ \Omega_z &= C_{31} \cdot \Omega_1 + C_{32} \cdot \Omega_2 + C_{33} \cdot \Omega_3. \end{aligned}$$

6. Математические модели измерительных систем вертикального канала

В разработанном программно-математическом комплексе реализованы математические модели баровысотомера, радиовысотомера, СНС. В качестве модели баровысотомера рассмотрена модель ошибок измерения статического давления, учитывающая следующие погрешности:

- флуктуационные ошибки, вызванные случайными колебаниями давления из-за турбулентных флуктуаций;
- ошибки измерения, вызванные наличием ненулевых углов атаки и скольжения;
- динамические ошибки, возникающие при вертикальных маневрах объекта.

Флуктуационные ошибки измерения статического давления моделируются в виде суммы двух коррелированных случайных марковских процессов. При моделировании были заданы следующие параметры процессов:

- низкочастотный процесс: СКО – 0.15 мм рт.ст.; время корреляции – 10 с; шаг моделирования процесса – 100 мс;
- высокочастотный процесс: СКО – 0.15 мм.рт.ст.; время корреляции – 0.8 с; шаг моделирования процесса – 100 мс.

При моделировании измерения радиовысоты используется математическая модель конусного радиовысотомера, учитывающая следующие ошибки измерения:

- ошибки из-за смещения средней оценки измерения высоты;
- флуктуационные ошибки;
- динамические ошибки.

Ошибки, носящие флуктуационный характер, моделируются в виде коррелированного случайного марковского процесса. При моделировании были выбраны следующие параметры процесса:

- СКО флуктуаций измеренной радиовысоты:
 - для высот рельефа до 50 м – 0.4 м;
 - для высот рельефа от 50 м до 500 м – 0.5 м;
 - для высот рельефа свыше 500 м – 1.5 м;
- время корреляции процесса – 0.1 с;
- шаг моделирования процесса – 20 мс.

Динамические ошибки измерения радиовысоты промоделированы в виде задержки измерения на время 60 мс. Статическая ошибка измерения радиовысоты составляет $\pm 1 \pm 0.5\% H_{PB}$.

Как при моделировании радиовысотомера, так и при моделировании цифровой карты рельефа подстилающей местности, использована модель ошибок картографирования, описанная выше.

Для математического описания ошибок СНС принята модель, содержащая три компоненты: постоянную ошибку, белый шум определенной интенсивности и коррелированную ошибку. При моделировании были приняты следующие параметры модели ошибок:

- модель ошибок измерения высоты: постоянная составляющая – 8 м; интенсивность белого шума – 4 м; СКО коррелированной ошибки – 12 м; время корреляции – 1-10 с;
- модель ошибок измерения вертикальной скорости: интенсивность белого шума – 0,2 м/с; СКО коррелированной ошибки – 0,3 м/с; время корреляции – 1-10 с.

7. Алгоритмы комплексной обработки измерений

В настоящей работе были исследованы следующие типы алгоритмов комплексной обработки измерений:

- бароинерциальный фильтр, оценивающий параметры вертикального движения ЛА по измерениям баровысотомера и ИНС;
- наपोинерциальный фильтр, оценивающий параметры вертикального движения ЛА по измерениям СНС и ИНС;
- комплексный фильтр, оценивающий параметры вертикального движения по измерениям ИНС, БВ, РВ, СНС.

Все перечисленные алгоритмы реализованы на основе дискретного фильтра Калмана (ДФК). Различие подходов к реализации алгоритмов состоит в различном построении моделей поведения системы (модели движения), моделей наблюдения

(измерения), а также в формировании вектора управления, измерительных и формирующих шумов. Функциональные схемы рассмотренных фильтров представлены на рис. 3.

При реализации бароинерциального и наपोинерциального фильтров была применена структура оптимального фильтра на основе ДФК, реализующая принцип перераспределения информации [4], согласно которому сигналы с ИНС используются в качестве управляющих воздействий. Дискретные модели процесса и измерения представляются следующим образом:

$$\left. \begin{aligned} X_i &= \Phi \cdot X_{i-1} + B \cdot u_{i-1}^x + G \cdot \xi_{i-1}^x, \\ Z_i &= H \cdot X_i + \xi_i^z. \end{aligned} \right\}$$

Вектор состояния фильтра в данном случае имеет вид

$$X = \begin{bmatrix} H_{\text{абс}} & V_H & \dot{V}_H \end{bmatrix}^T,$$

где $H_{\text{абс}}$ – высота полета; V_H – вертикальная скорость; \dot{V}_H – паспортное значение ненулевого сигнала вертикального акселерометра ИНС.

Вектор управляющих воздействий в структуре ДФК в данном случае имеет вид

$$u_x = \begin{bmatrix} 0 & \dot{V}_H & 0 \end{bmatrix}^T,$$

где \dot{V}_H – сигнал вертикального акселерометра ИНС.

Модель измерений строится на основе сигналов используемого измерителя вертикальных пара-

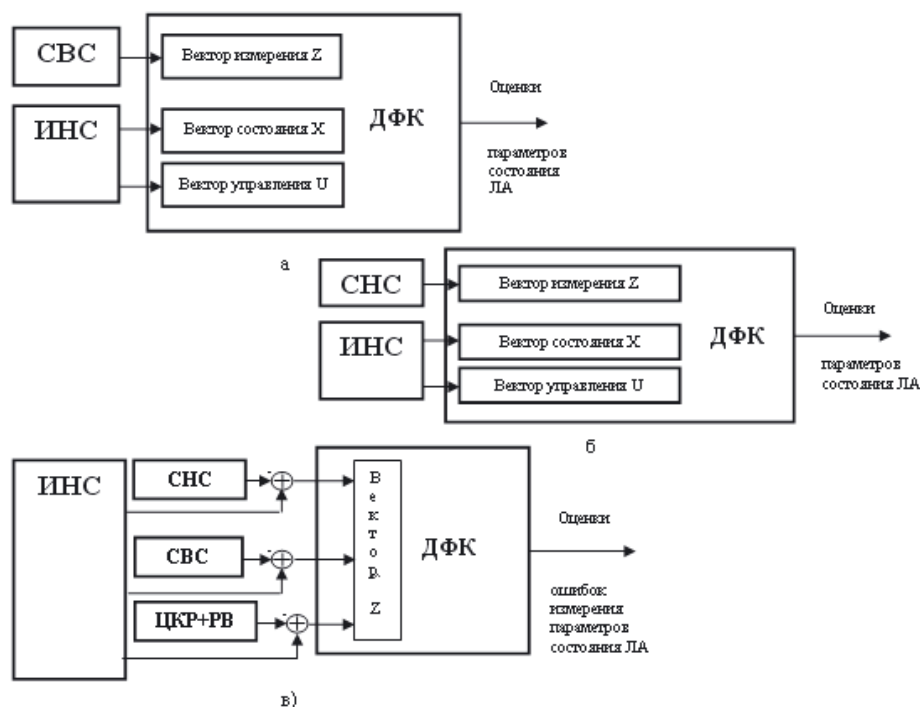


Рис. 3. Функциональные схемы фильтров: а – бароинерциального, б – наपोинерциального, в – комплексного

метров движения (БВ или СНС):

$$Z = [(H_{изм} + \xi_H) \ 0 \ 0]^T,$$

где $H_{изм}$ — текущее измерение высоты; ξ_H - шум измерения высоты.

Более подробно данный алгоритм оптимального оценивания вертикальных параметров движения и результаты моделирования рассмотрены в работе [4].

Реализация алгоритма комплексного фильтра представляет собой оптимальную оценку ошибок измерений вертикальных навигационных параметров измерительными системами. Оценки ошибок измерений, полученные с помощью данного алгоритма, используются в бортовой программе управления для коррекции навигационных параметров ИНС.

Вектор состояния фильтра в данном случае имеет вид

$$X = \begin{bmatrix} \Delta H_{ИНС} & \Delta V_{ИНС} & \Delta a_{ИНС} & \Delta \varepsilon_{ИНС} \\ \Delta H_{СНС} & \Delta V_{СНС} & \Delta H_{БВ} & \Delta H_{РВ} & \Delta H_{РЕЛ} \end{bmatrix}^T.$$

Модель измерений строится на основе разности информации от БИНС и других систем:

$$\left. \begin{aligned} Z_1 &= H_{ИНС} - H_{СНС} = \Delta H_{ИНС} - (\Delta H_{СНС} + \delta H_{СНС}), \\ Z_2 &= V_{ИНС} - V_{СНС} = \Delta V_{ИНС} - (\Delta V_{СНС} + \delta V_{СНС}), \\ Z_3 &= H_{ИНС} - H_{БВ} = \Delta H_{ИНС} - (\Delta H_{БВ} + \delta H_{БВ}), \\ Z_4 &= H_{ИНС} - (H_{РВ} + H_{РЕЛ}) = \Delta H_{ИНС} - \\ & - (\Delta H_{РВ} + \delta H_{РВ} + \Delta H_{РЕЛ}) \end{aligned} \right\},$$

где $\delta H_{СНС}, \delta V_{СНС}, \delta H_{БВ}, \delta H_{РВ}$ — составляющие погрешностей типа белых шумов.

Более подробно данный алгоритм и результаты моделирования его функционирования рассматриваются в работах [6, 7].

8. Результаты статистического моделирования

Оценка эффективности применения описанных алгоритмов комплексной обработки измерений в бортовой программе управления производилась в два этапа: исследование алгоритмов в «пассивном» режиме работы и исследование алгоритмов в «активном» режиме работы. На первом этапе оценки вертикальных параметров полета не используются в системе управления. Исследование алгоритмов на данном этапе состоит в определении статистических характеристик

ошибок оценки высотных параметров движения ЛА. На втором этапе алгоритмы комплексной обработки замкнуты в контуре управления объектом и оценки вертикальных параметров движения используются при формировании управляющих воздействий. Исследование алгоритмов на данном этапе подразумевает определение статистических характеристик ошибок оценки высотных параметров движения ЛА, аналогичного первому этапу, и определение статистических характеристик неточности управления. Под неточностями управления понимаются отклонения значений текущих высотных параметров движения от соответствующих программных значений, заданных априорно в полетном задании.

Статистический анализ массивов ошибок проводится с использованием основных понятий и формул теории вероятности. В результате обработки были определены следующие характеристики накопленных ошибок: математическое ожидание $M[X]$; дисперсия $D[X]$; среднее квадратическое отклонение $\sigma[X]$; вероятности наименьших и наибольших значений ошибок $P[X_{\min}]$ и $P[X_{\max}]$.

В процессе статистического моделирования комплексное моделирование проводилось по следующим тестовым маршрутам, реализующим типовые режимы полета:

- горизонтальный полет на дальность 200 км на постоянной высоте 7 км и постоянной линейной скорости полета 200 м/с;
- полет с маневрами. Траектория полета представлена на рис. 4. При полете системой управления выдерживались постоянная высота 7 км и постоянная линейная скорость 200 м/с.
- посадка с высоты 250 м при линейной скорости 65 м/с.

В настоящей работе алгоритмами комплексной обработки измерений оценивались абсолютная высота полета и вертикальная составляющая скорости ЛА. Результаты проведенного согласно описанной выше методике статистического моделирования сведены в табл. 1 и 2. На рис. 5,а при-

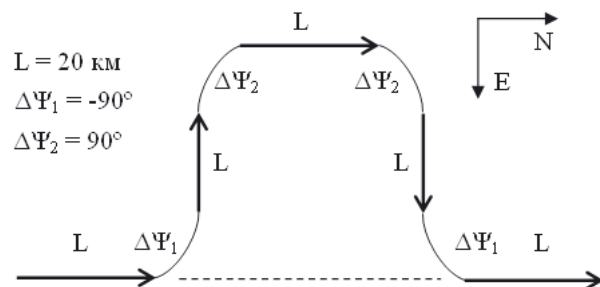
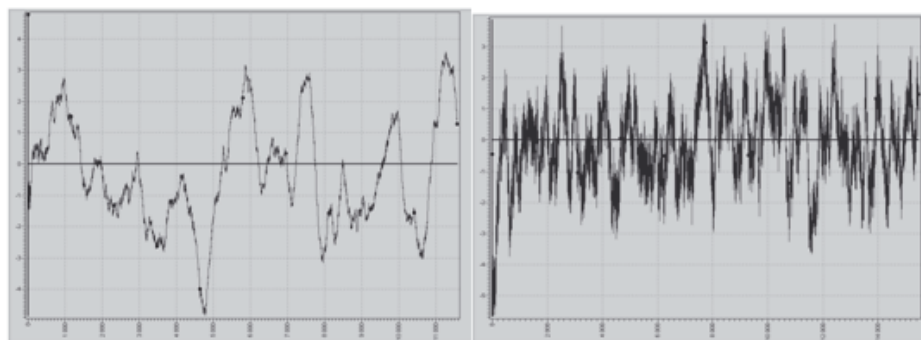


Рис. 4. Траектория маршрута полета с маневрами

Статистические характеристики ошибок оценки вертикальных параметров движения алгоритмами комплексирования при «пассивном» режиме функционирования

	$\sigma[X]$ (фильтр №1/2/3)	$M[X]$ (фильтр №1/2/3)	$P[X_{MIN}]$ (фильтр №1/2/3)	$P[X_{MAX}]$ (фильтр №1/2/3)
1. Моделирование без учета ошибок измерения				
1.1. Горизонтальный полет				
ΔH	0.053 / 0.011 / 0.0072	-0.09 / 0.0025 / 0.00035	0.12 / 0.0 / 0.0	0.0 / 0.04 / 0.0
ΔV_H	0.00237 / 0.0011 / 0.0034	0.00022 / 0.0015 / 0.0036	0.0 / 0.0 / 0.0	0.025 / 0.04 / 0.02
1.2. Полет с маневрами				
ΔH	0.2 / 1.55 / 0.017	-0.147 / 0.386 / 0.006	0.04 / 0.0 / 0.008	0.0 / 0.03 / 0.01
ΔV_H	0.034 / 0.18 / 0.014	-0.0005 / 0.028 / 0.006	0.02 / 0.007 / 0.01	0.01 / 0.02 / 0.02
1.3. Посадка				
ΔH	0.027 / 0.24 / 0.01	-0.097 / 0.45 / -0.005	0.84 / 0.0 / 0.0	0.0 / 0.2 / 0.0
ΔV_H	0.0098 / 0.06 / 0.002	0.00138 / 0.05 / 0.00033	0.0 / 0.0 / 0.0	0.04 / 0.05 / 0.02
2. Моделирование с учетом ошибок измерения				
2.1. Горизонтальный полет				
ΔH	1.74 / 4.57 / 1.35	0.166 / -1.64 / 0.06	0.0 / 0.0 / 0.004	0.0 / 0.0 / 0.0
ΔV_H	0.138 / 0.286 / 0.117	0.0061 / -0.1 / 0.014	0.0 / 0.0 / 0.0	0.0 / 0.0 / 0.0026
2.2. Полет с маневрами				
ΔH	3.76 / 8.72 / 1.3	-1.65 / -5.0 / -0.1	0.0 / 0.03 / 0.008	0.0 / 0.0 / 0.0
ΔV_H	1.0 / 0.665 / 0.12	-0.12 / -0.34 / 0.042	0.0 / 0.025 / 0.0	0.0 / 0.0 / 0.006
2.3. Посадка				
ΔH	1.05 / 2.34 / 1.84	1.14 / -0.73 / -0.09	0.0 / 0.03 / 0.0	0.0 / 0.0 / 0.0
ΔV_H	0.12 / 0.154 / 0.114	0.13 / 0.067 / 0.025	0.0 / 0.0 / 0.0	0.004 / 0.013 / 0.0



а)

б)

Рис. 5. Оценка высоты полета: а – ошибка оценки высоты бароинерциальным фильтром в «активном» режиме полета; б – неточность управления при наличии такой ошибки

Статистические характеристики ошибок оценки вертикальных параметров движения алгоритмами комплексирования при "активном" режиме функционирования

	$\sigma[X]$ (фильтр№1/2/3)	$M[X]$ (фильтр№1/2/3)	$P[X_{MIN}]$ (фильтр№1/2/3)	$P[X_{MAX}]$ (фильтр№1/2/3)
1. Моделирование без учета ошибок измерения				
1.1. Горизонтальный полет				
ΔH	0.0012 / 0.0093 / 0.037	0.0014 / 0.0088 / 0.04	0.0 / 0.0 / 0.0	0.04 / 0.04 / 0.045
ΔV_H	0.0002 / 0.001 / 0.015	0.00018 / 0.00065 / 0.0168	0.0 / 0.0 / 0.0	0.025 / 0.03 / 0.057
ΔH_U	0.0012 / 0.0094 / 0.017	-0.0014 / -0.0088 / 0.047	0.037 / 0.04 / 0.0	0.0 / 0.0 / 0.58
ΔV_{HU}	0.00011 / 0.00063 / 0.0004	0.000004 / -0.000016 / 0.0002	0.01 / 0.01 / 0.003	0.01 / 0.01 / 0.006
1.2. Полет с маневрами				
ΔH	0.33 / 1.33 / 0.13	-0.023 / -0.2 / 0.068	0.03 / 0.03 / 0.01	0.0 / 0.0 / 0.02
ΔV_H	0.05 / 0.24 / 0.032	-0.004 / -0.015 / 0.028	0.01 / 0.02 / 0.0	0.01 / 0.01 / 0.02
ΔH_U	0.7 / 2.0 / 0.85	-0.024 / 0.08 / -0.22	0.01 / 0.02 / 0.013	0.008 / 0.01 / 0.01
ΔV_{HU}	0.36 / 0.43 / 0.55	-0.003 / -0.00065 / -0.000535	0.013 / 0.01 / 0.014	0.013 / 0.015 / 0.014
1.3. Посадка				
ΔH	0.027 / 0.24 / 0.1	-0.097 / 0.45 / -0.43	0.84 / 0.0 / 0.1	0.0 / 0.2 / 0.0
ΔV_H	0.0098 / 0.06 / 0.017	0.001 / 0.05 / -0.0027	0.0 / 0.0 / 0.026	0.04 / 0.04 / 0.0
ΔH_U	0.022 / 0.022 / 0.0219	-0.087 / -0.085 / -0.0088	0.92 / 0.92 / 0.924	0.0 / 0.0 / 0.0
ΔV_{HU}	0.0042 / 0.0042 / 0.0423	-0.001 / -0.000955 / -0.001	0.05 / 0.046 / 0.0488	0.0 / 0.0 / 0.0
2. Моделирование с учетом ошибок измерения				
2.1. Горизонтальный полет				
ΔH	1.56 / 4.19 / 1.26	-0.013 / 1.32 / -0.2	0.0 / 0.0 / 0.0	0.0 / 0.0 / 0.0
ΔV_H	0.138 / 0.4 / 0.112	-0.006 / 0.05 / 0.022	0.0 / 0.006 / 0.0022	0.0 / 0.001 / 0.0023
ΔH_U	1.37 / 4.4 / 1.46	0.28 / 0.34 / -0.02	0.0 / 0.0 / 0.001	0.004 / 0.0 / 0.002
ΔV_{HU}	0.23 / 0.79 / 0.54	0.0008 / -0.007 / -0.0009	0.006 / 0.0043 / 0.0	0.004 / 0.0047 / 0.002
2.2. Полет с маневрами				
ΔH	2.0 / 5.33 / 1.263	0.02 / -1.53 / -0.084	0.0 / 0.0 / 0.0011	0.0 / 0.0 / 0.0
ΔV_H	0.17 / 0.51 / 0.113	0.0013 / -0.075 / 0.033	0.001 / 0.0045 / 0.0002	0.003 / 0.004 / 0.0024
ΔH_U	1.988 / 4.9 / 1.6	-0.929 / 0.78 / -0.21	0.01 / 0.0 / 0.003	0.0 / 0.0 / 0.001
ΔV_{HU}	0.414 / 1.26 / 0.65	-0.0013 / -0.003 / -0.002	0.01 / 0.007 / 0.0045	0.01 / 0.011 / 0.003

веден вид ошибки оценки высоты полета бароинерциальным фильтром. На рис. 5,б представлен вид неточности управления при наличии ошибки, представленной на рис. 5,а.

9. Выводы

В результате проведенной работы было предложено решение задачи оценки эффективности применения алгоритмов комплексной обработки измерений в системе управления ЛА на основе применения комплексного математического моделирования. С использованием разработанных для решения поставленной задачи специализированных средств и инструментов был проведен ряд экспериментов по исследованию эффективности применения выбранных трех конкретных различных алгоритмов комплексной обработки измерений. В результате экспериментальных исследований были определены статистические характеристики качества функционирования исследуемых алгоритмов (табл. 1, 2).

По результатам анализа полученных статистических характеристик можно сделать следующие выводы об эффективности применения в бортовой программе управления рассматриваемых алгоритмов комплексной обработки измерений:

- бароинерциальный фильтр: статистические характеристики не сохраняют стабильности на различных режимах полета. Данный алгоритм наиболее выгодно применять для проведения коррекции параметров ИНС при равномерном горизонтальном движении в те моменты, когда, кроме ИНС и СВС, другие измерительные системы недоступны или не могут быть использованы. В этом случае погрешности управления составляют $\sim \pm 5$ м по высоте и $\sim \pm 1$ м/с по вертикальной скорости;

- наपोинерциальный фильтр: статистические характеристики ошибок оценки также не сохраняют стабильность на различных режимах полета. Данный алгоритм наиболее выгодно применять для

проведения коррекции параметров ИНС при равномерном горизонтальном движении в те моменты, когда, кроме ИНС и СНС, другие измерительные системы недоступны или не могут быть использованы. В этом случае погрешности управления составляют $\sim \pm 6-9$ м по высоте и $\sim \pm 0,45 - 0,9$ м/с по вертикальной скорости;

- комплексный фильтр: статистические характеристики сохраняют стабильность на всех промоделированных режимах полета, что говорит об универсальности применения данного алгоритма на различных режимах полета. Уровни погрешностей управления составляют $\sim \pm 4$ м по высоте и $\sim \pm 0,36$ м/с по вертикальной скорости.

Библиографический список

1. Аэромеханика самолета / Под ред. Бочкарева А.Ф. — М.:Машиностроение, 1977.
2. Запорожец А.В., Костюков В.М. Проектирование систем отображения информации. — М.:Машиностроение, 1992.
3. Красовский А.А. Системы автоматического управления полетом и их аналитическое конструирование. — М.: Наука, 1973.
4. Белоглазов И.Н., Джанджгава Г.И., Чигин Г.П. Основы навигации по геофизическим полям. — М.:Наука, 1985.
5. Дмитроченко Л.А., Гора В.П., Савинов Г.Ф. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы. — М.:МАИ, 1984.
6. Готцев А.В. Методика исследования влияния подстилающей поверхности на алгоритмы управления низколетящих летательных аппаратов // Авиакосмическое приборостроение. № 3. 2006.
7. Готцев А.В. Разработка адаптивной структуры вертикального канала системы управления НБЛА // Авиакосмическое приборостроение. № 6. 2007.

Московский авиационный институт
(государственный технический университет)