

---

УДК:629.197.005, 629.7.05

**Оценка точности определения траектории самолета в режиме посадки с помощью информационно-вычислительного комплекса бароинерциального типа**

**Чан Куанг Дык**

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3,*

*125993, Россия*

*e-mail: [tranduc@mail.ru](mailto:tranduc@mail.ru)*

**Аннотация**

В статье рассмотрена задача оценки точности определения траектории самолета с помощью информационно-вычислительного комплекса (ИВК) бароинерциального типа. Решение данной задачи предлагается на основе применения комплексного математического моделирования микро и макро моделей систем летательного аппарата. Проведено моделирование движения самолета в режим посадки по глиссаде и получены оценки ошибки определения высоты самолета с разными структурными алгоритмами оценки высоты.

**Ключевые слова:** траектория самолета, посадка самолета, бароинерциальная система, информационно-вычислительный комплекса, приемник воздушного давления.

## **Введение**

Алгоритм реализует моделирование движения самолета в неинерциальной (нормальной Земной) системе координат (СК) в соответствии с полетным заданием, состоянием среды движения (с вариациями атмосферы), используя общие нелинейные модели характеристик самолета, систему управления, содержащую алгоритм оптимального управления самолетом для поиска требуемых траекторий и законов управления, алгоритм стабилизации и балансировки самолета, измерительно-вычислительный комплекс на базе гиринерциального блока, баровысотомера и БЦВМ.

Новизна исследования состоит в том, что система воздушных сигналов (СВС) моделируется с максимальной точностью в плане описания работы аэрометрической части ИВК с помощью использования разрабатываемых математических моделей обтекания самолета и течения воздушных потоков в трубопроводах СВС на основе компьютерных решений уравнений Навье-Стокса.

Алгоритм инерциального блока состоит из алгоритма вычислителя углов ориентации и алгоритма вычислителя скорости и координат. Определение высоты полета по показаниям инерциальной системы является неустойчивым вычислительным процессом. Для обеспечения точности определения высоты полета используется способ, основанный на совместной обработке измерений инерциальной системы и

системы воздушных сигналов. В статье отражено исследование влияния параметров аэрометрических характеристик СВС (места установки ПВД, диаметра отверстия трубопроводов, длины трубопроводов, углов установки ПВД и т.д.) на погрешности (статические и динамические) измерения высоты полета.

### **1. Математическая модель самолета.**

С учетом вращения Земли земная система координат (ЗСК) является неинерциальной, так что уравнения движения самолета в ЗСК имеют вид:

$$\begin{aligned} m \frac{d\mathbf{V}}{dt} &= \mathbf{F}_{\text{вн}} + \mathbf{P} + \mathbf{F}^e + \mathbf{F}^k; \\ \frac{d\mathbf{K}}{dt} &= \mathbf{M}_{\text{вн}} + \mathbf{M}_P + \mathbf{M}^e + \mathbf{M}^k, \end{aligned} \quad (1)$$

где  $\mathbf{V}$  - вектор скорости самолета;

$\mathbf{K}$  - вектор момента количества движения самолета относительно его центра масс;

$\mathbf{F}_{\text{вн}}, \mathbf{M}_{\text{вн}}$  – главный вектор и главный момент внешних сил;

$\mathbf{P}, \mathbf{M}_P$  – тяга двигателей и момент тяги двигателей относительно центра масс;

$\mathbf{F}^e, \mathbf{M}^e$  – переносная сила и момент, обусловленный силой  $\mathbf{F}^e$ ;

$\mathbf{F}^k, \mathbf{M}^k$  – кориолисова сила и момент, обусловленный силой  $\mathbf{F}^k$ .

Проецируя систему уравнений (1) на оси разных систем координат, получаем полную математическую модель движения самолета.

Подробнее полная математическая модель движения самолета в атмосфере указана в работе [1]. Аэродинамические и массо-инерционные характеристики самолета, используемого как объекта моделирования в данной работе, указаны в [2].

## ***2. Математическая модель атмосферы.***

В основу принципа действия современных бортовых систем измерения параметров движения самолета относительно воздушной среды положен аэрометрический метод, предполагающий измерение следующих параметров воздушного потока: статического давления, полного давления, температуры торможения воздуха. При разработке комплекса моделирования под окружающей средой понималась вся совокупность факторов, окружающих самолета. При разработке модели окружающей среды были учтены следующие основные факторы: состояние атмосферы на текущей высоте полета, ветер, плотность, температура, и.т.д.

Поскольку значения температуры и статического давления на нулевой высоте на разных широтах, в разное время года и дня, при разных погодных условиях могут отличаться от предложенных стандартной атмосферы (СА) и, тем более, не быть постоянными, в модели атмосферы учитывается случайный характер изменения этих параметров. Были учтены при моделировании следующие отклонения:

- отклонение значения температуры воздуха от значения согласно СА;
- отклонение значения плотности от значения согласно СА;
- отклонение значения атмосферного давления от значения согласно СА;

При моделировании отклонений было принято, что форма отклонения есть коррелированный случайный процесс. Согласно [3], формирующий фильтр второго порядка для ветрового возмущения. Уравнение фильтра для ветра имеет вид:

$$\frac{d^2W}{dh^2} + a_{1W}(h) \frac{dW}{dh} + a_{0W}(h)W = b_W(h)\xi(h). \quad (2)$$

где  $W$ - скорость ветра;  $h$ - высота;  $a_{1W}, a_{0W}, b_W$ – коэффициенты формирующего фильтра скорости ветра (см. [3], рис. 3.5, стр. 161);  $\xi(h)$  – белый шум.

С помощью изложенной методики [3] был определен также формирующий фильтр второго порядка для отклонений плотности, давления атмосферы от стандартной, коэффициенты которого также представлены [3] (на рис.3.7, стр.162).

### ***3. Моделирование работы инерциального блока системы измерения и погрешность инерциальной системы.***

Ядро современного пилотажно-навигационного комплекса (ПНК) составляет инерциальная навигационная система (ИНС) как наиболее универсальный и автономный источник навигационной информации.

Входными сигналами в модель инерциальной системы измерения являются угловые скорости самолета  $(\omega_{x1} \ \omega_{y1} \ \omega_{z1})^T$  и линейные ускорения  $(a_{x1} \ a_{y1} \ a_{z1})^T$  в проекциях на оси связанной с самолетом системы координат (ССК)  $O_1X_1Y_1Z_1$ , поступающие из его модели движения.

Гиро-инерциальный блок и связанная с ним приборная система координат (ПСК) отклонены на некоторые углы относительно связанной с корпусом самолета системы координат  $O_1X_1Y_1Z_1$ , поэтому измеряемые линейные ускорения и угловые скорости отличаются от их фактических значений:

$$\begin{cases} a_x = a_{x_1} + \varphi_{az} a_{y_1} - \varphi_{ay} a_{z_1}; \\ a_y = a_{y_1} - \varphi_{az} a_{x_1} + \varphi_{ax} a_{z_1}; \\ a_z = a_{z_1} + \varphi_{ay} a_{x_1} - \varphi_{ax} a_{y_1}; \end{cases} \quad \begin{cases} \omega_x = \omega_{x_1} + \varphi_{\omega z} \omega_{y_1} - \varphi_{\omega y} \omega_{z_1}; \\ \omega_y = \omega_{y_1} - \varphi_{\omega z} \omega_{x_1} + \varphi_{\omega x} \omega_{z_1}; \\ \omega_z = \omega_{z_1} + \varphi_{\omega y} \omega_{x_1} - \varphi_{\omega x} \omega_{y_1}, \end{cases} \quad (3)$$

где  $a_x, a_y, a_z$  – компоненты измеряемого ускорения в ПСК;  $a_{x_1}, a_{y_1}, a_{z_1}$  – проекции ускорения от аэродинамических сил и силы тяги двигателя на оси ССК самолета;  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  – компоненты вектора абсолютной угловой скорости в ПСК;  $\omega_{x_1}, \omega_{y_1}, \omega_{z_1}$  – проекции вектора абсолютной угловой скорости самолета на оси ССК;  $\varphi_{ax}, \varphi_{ay}, \varphi_{az}, \varphi_{\omega x}, \varphi_{\omega y}, \varphi_{\omega z}$  – элементы матриц перехода от ПСК в ССК.

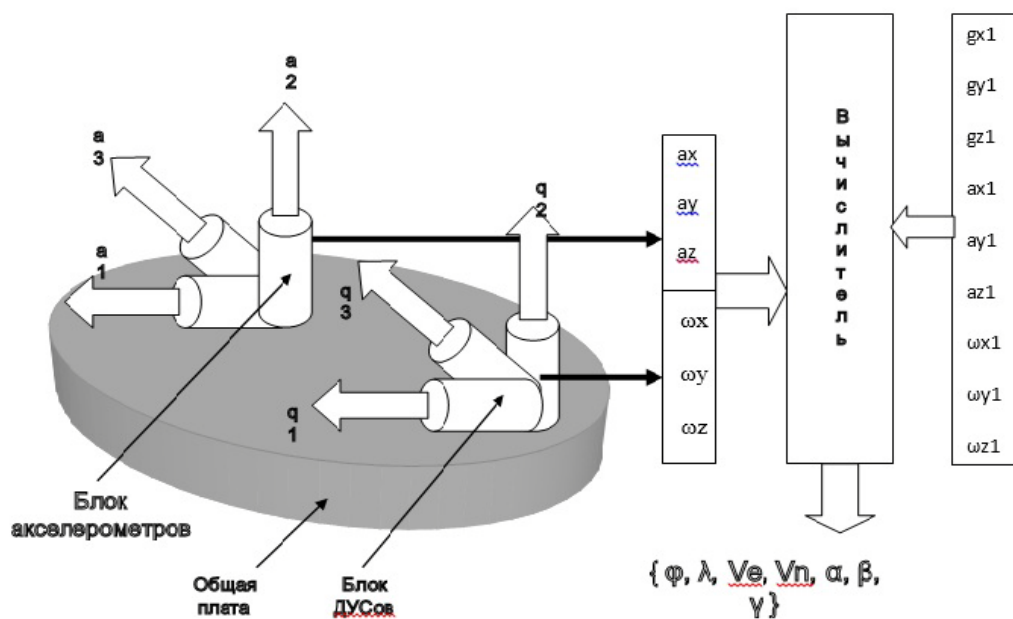


Рис.1 Типовая схема построения БИНС

С учетом дрейфа, изменения масштабных коэффициентов и других факторов измеряемые линейные ускорения самолета, полученные на выходе измерительной системы определяются выражениями (в виде количества импульсов) [4]:

$$\begin{cases} a_{x_{\text{имп.}}} = \frac{1}{K_{ax}}(1+k_{ax}^M)(a_x + a_{x0} + k_{ax}^T \Delta T); \\ a_{y_{\text{имп.}}} = \frac{1}{K_{ay}}(1+k_{ay}^M)(a_y + a_{y0} + k_{ay}^T \Delta T); \\ a_{z_{\text{имп.}}} = \frac{1}{K_{az}}(1+k_{az}^M)(a_z + a_{z0} + k_{az}^T \Delta T), \end{cases} \quad (4)$$

где  $K_{ax}, K_{ay}, K_{az}$  – цена импульса;  $a_{x0}, a_{y0}, a_{z0}$  – смещения нуля;  $k_{ax}^M, k_{ay}^M, k_{az}^M$  – отклонение масштабных коэффициентов;  $k_{ax}^T, k_{ay}^T, k_{az}^T$  – температурный коэффициент изменения смещения нуля;  $\Delta T$  – отклонение текущей температуры акселерометра от температуры его калибровки,

а измеряемые угловые скорости - выражениями:

$$\begin{cases} \omega_{x_{\text{имп.}}} = \frac{1}{K_{\omega x}}(1+k_{\omega x}^M)(\omega_x + \omega_{x0} + k_{\omega x0} t + k_{\omega x}^T \Delta T); \\ \omega_{y_{\text{имп.}}} = \frac{1}{K_{\omega y}}(1+k_{\omega y}^M)(\omega_y + \omega_{y0} + k_{\omega y0} t + k_{\omega y}^T \Delta T); \\ \omega_{z_{\text{имп.}}} = \frac{1}{K_{\omega z}}(1+k_{\omega z}^M)(\omega_z + \omega_{z0} + k_{\omega z0} t + k_{\omega z}^T \Delta T), \end{cases} \quad (5)$$

где  $K_{\omega x}, K_{\omega y}, K_{\omega z}$  – цена импульса;  $\omega_{x0}, \omega_{y0}, \omega_{z0}$  – смещения нуля;  $k_{\omega x0}, k_{\omega y0}, k_{\omega z0}$  – коэффициент линейной составляющей смещения нуля;  $k_{\omega x}^M, k_{\omega y}^M, k_{\omega z}^M$  – отклонение масштабного коэффициента от своего среднеквадратического значения;  $k_{\omega x}^T, k_{\omega y}^T, k_{\omega z}^T$  –

температурный коэффициент изменения;  $\Delta T$  - отклонение текущей температуры гироскопа от температуры его калибровки;  $t$  – время работы.

Алгоритм обработки информации блока системы измерения: измеренные линейные ускорения и угловые скорости, поступающие от акселерометров (ДЛУ) и гироскопов (ДУС) в модуль обработки информации, обрабатываются по формулам:

$$\begin{cases} a'_x = K_{ax} a_{x_{\text{изм.}}} (1 + k_{ax}^M)^{-1} - a_{x0} - k_{ax}^T \Delta T; \\ a'_y = K_{ay} a_{y_{\text{изм.}}} (1 + k_{ay}^M)^{-1} - a_{y0} - k_{ay}^T \Delta T; \\ a'_z = K_{az} a_{z_{\text{изм.}}} (1 + k_{az}^M)^{-1} - a_{z0} - k_{az}^T \Delta T; \end{cases}$$

$$\begin{pmatrix} a'_{x1} \\ a'_{y1} \\ a'_{z1} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \varphi_{az} & -\varphi_{ay} \\ -\varphi_{az} & 1 & \varphi_{ax} \\ \varphi_{ay} & -\varphi_{ax} & 1 \end{pmatrix}^{-1} \begin{pmatrix} a'_x \\ a'_y \\ a'_z \end{pmatrix}, \quad (6)$$

$$\begin{cases} \omega'_x = K_{\omega x} (1 + k_{\omega x}^M)^{-1} \omega_{x_{\text{изм.}}} - \omega_{x0} - k_{\omega x0} t - k_{\omega x}^T \Delta T; \\ \omega'_y = K_{\omega y} (1 + k_{\omega y}^M)^{-1} \omega_{y_{\text{изм.}}} - \omega_{y0} - k_{\omega y0} t - k_{\omega y}^T \Delta T; \\ \omega'_z = K_{\omega z} (1 + k_{\omega z}^M)^{-1} \omega_{z_{\text{изм.}}} - \omega_{z0} - k_{\omega z0} t - k_{\omega z}^T \Delta T; \end{cases}$$

$$\begin{pmatrix} \omega'_{x1} \\ \omega'_{y1} \\ \omega'_{z1} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \varphi_{\omega z} & -\varphi_{\omega y} \\ -\varphi_{\omega z} & 1 & \varphi_{\omega x} \\ \varphi_{\omega y} & -\varphi_{\omega x} & 1 \end{pmatrix}^{-1} \begin{pmatrix} \omega'_x \\ \omega'_y \\ \omega'_z \end{pmatrix},$$

где  $(a'_{x1} \ a'_{y1} \ a'_{z1})^T$ ,  $(\omega'_{x1} \ \omega'_{y1} \ \omega'_{z1})^T$  - используемые в алгоритме навигации

векторы линейных ускорений и угловых скоростей в связанной СК.

На рис.2. представлена блок-схема общего алгоритм навигации.





Рис.2. блок-схема общего алгоритм навигации.

Наличие выше указанных коэффициентов инструментальных погрешностей ГИБ приводит к следующим ошибкам БИНС:

- ошибка угловой ориентации самолета;
- ошибка расчета составляющих линейной скорости;
- ошибка определения координат: широты, долготы, высоты;

Итак, для проведения моделирования БИНС необходимо реализовать описанный выше алгоритмы формирования инструментальных ошибок БИНС.

#### 4. Моделирование приемника воздушного давления (ПВД)

В состав ПНК входит система воздушных сигналов. Абсолютная барометрическая высота полета является функцией от статического давления и температуры воздушного потока.

Для определения высоты полета используем в данной работе алгоритм [1]:

$$H = \frac{T_0}{\tau_T} \cdot \left(1 - \frac{P}{P_0}\right)^{R \cdot \tau_T} \quad . \quad (7)$$

где принято в работе, что  $T_0 = 288,15K$  - температура воздуха на нулевой высоте;  $\tau_T = 0,0065$  - градиент изменения температуры с изменением высоты;  $P$  - измеренное статическое атмосферное давление;  $P_0 = 760\text{мм рт. ст.}$  - статическое атмосферное давление на нулевой высоте;  $R = 29,27$  м/град - универсальная газовая постоянная.

Для определения значения статического давления используется приемник воздушного давления.

При измерении давления имеют место следующие источники погрешностей:

- нестабильность градуировочной характеристик датчиков;
- погрешность преобразования выходного сигнала датчика давления в виде периода следования импульсов в двоичный код в вычислительную машину;
- погрешность алгоритма вычисления высотно скоростных параметров;

Кроме выше указанных, погрешность измерения статического давления зависит от места установки приемника воздушного давления, диаметра и длины проводки ПВД, а также зависит от запаздывания давления в проводке статического давления.

Согласно [5], при определении мест размещения приемников воздушного давления, оценивалось расположение областей статического давления воздуха у

фюзеляжа самолета, в которых статическое давление равно или близко к статическому в невозмущенном потоке. На рис.3 показано рассчитанное [5] место размещения ПВД.

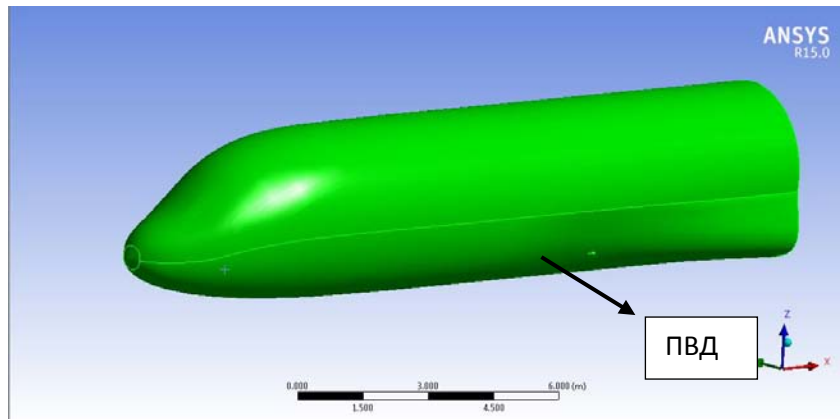


Рис.3. Место размещения ПВД.

Отметим что, ПВД размещен на фюзеляжа таким образом, чтобы его плоскость симметрии была перпендикулярна плоскости поперечного сечения фюзеляжа в месте установки (плоскости шпангоута)

На рис.4 представлена геометрия приемника воздушного давления.

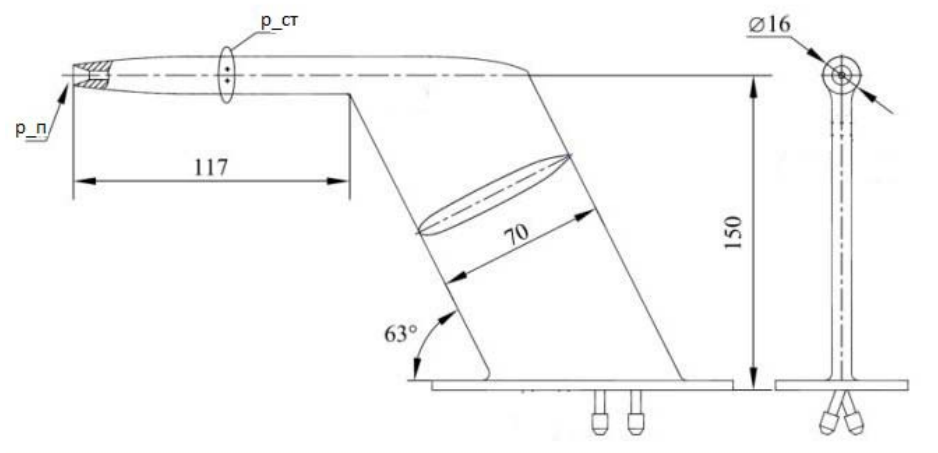


Рис.4. Геометрия ПВД

Длина трубопровода от отверстия  $P_{ст}$  до чувствительного элемента датчика давления равно 21 см (датчик давления генераторного типа находится сразу под обшивкой корпуса самолета). Внутренний диаметр трубопровода 1 мм.

Из-за ненулевых углов атаки происходит дополнительный наддув трубки приемника  $P_{ст}$ , что приводит к изменениям в давления поступающего из ПВД в датчик системы воздушных сигналов (СВС). Что и указано в виде рассчитанного приращения давления:  $\Delta_{1P_{ст}}$  на приведенном графике рис.5 [5].

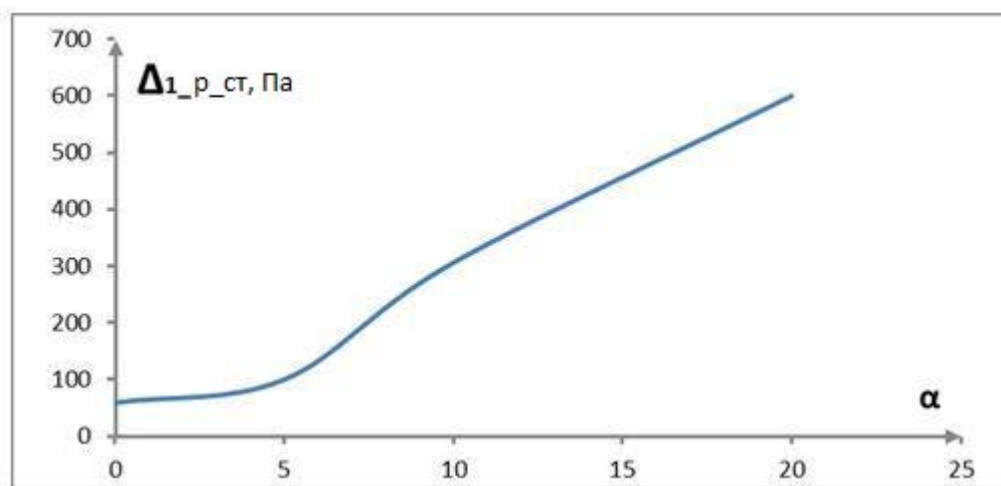


Рис.5. Зависимость дополнительного давления  $P_{ст}$  в датчике в зависимости от угла атаки

Также учитывается искажение давления ( $\Delta_{2P_{ст}}$ ), из-за смещения статического давления по корпусу ПВД, хотя и на небольшую величину, но всетаки отличающуюся от статического давления на корпусе самолета (которое в свою очередь ведет к изменению  $\Delta_{2P_{ст}} \sim 10$  Па).

В ранее рассмотренной работе [5] при моделировании ПВД также была разработана динамическая модель изменения давления в каналах измерения  $P_{ст}$  ПВД.

Разностное уравнение модели динамики измерения  $P_{ст}$  в СВС выявлено в форме уравнения первого порядка с чистом запаздыванием на 1 шаг (0.0001с) :

$$P_{ст\_пвд}(k) - 0,4641116 P_{ст\_пвд}(k - 1) = 0,5383 P_{ст}(k - d - 1). \quad (6)$$

Расчетные значения погрешностей  $\Delta_{1P_{ст}}$ ,  $\Delta_{2P_{ст}}$  и динамических искажений позволяют спрогнозировать погрешности  $P_{ст}$  в СВС и при недостаточной точности программно в БЦВМ СВС реализовать компенсацию искажений.

### ***5. Моделирование оценки точности***

В данной работе проведена оценка точности определения траектории самолета бароинерциальной системой в процессе снижения по глиссаде и выравнивании. Исходные данные при моделировании посадки приняты:

- Высота начала снижения – 100 метров.
- Угол наклона глиссады – 2.5 градуса.
- Высота начала выравнивания – 30 метров.
- Начальная скорость – 70 м/с.
- Снижение производится с выпущенными закрылками и шасси.

Требования к параметрам самолета на глиссаде посадки:

- Вертикальная скорость – не более 4 метров в секунду.
- Угол атаки – не более  $15^\circ$ .
- Отклонения рулей высоты - не более  $\pm 25^\circ$ .

Требования к параметрам самолета в момент касания:

- Вертикальная скорость –  $\approx 0,3$  метров в секунду.
- Время до касания ВПП – не более 60 секунд (с высоты 100м).

- Угол тангажа – от  $0^\circ$  до  $10^\circ$ .
- Отклонения рулей высоты - не более  $\pm 25^\circ$ .

Управляющие воздействия призваны минимизировать отклонение траектории полета самолета от глиссады.

Ниже приведены графики, отображающие процесс приземления самолета в зависимости от времени.

На рис.6 представлены зависимость фактической высоты полета от времени и оценка высоты с помощью БИНС (без СВС).

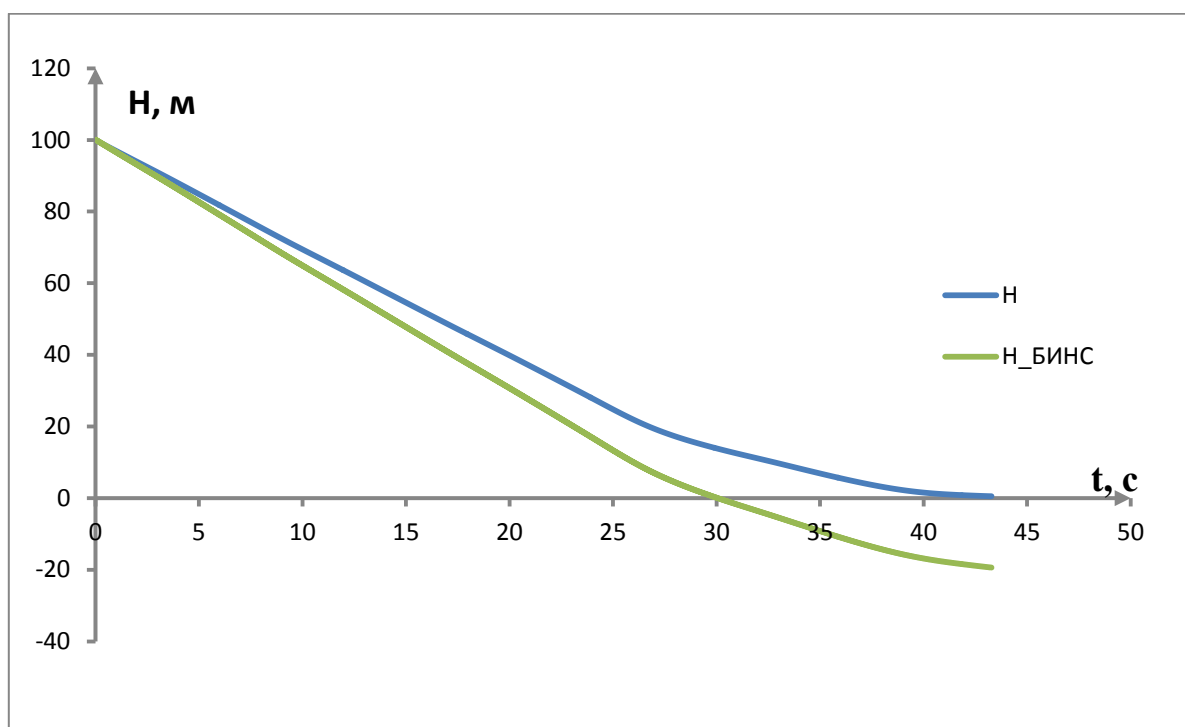


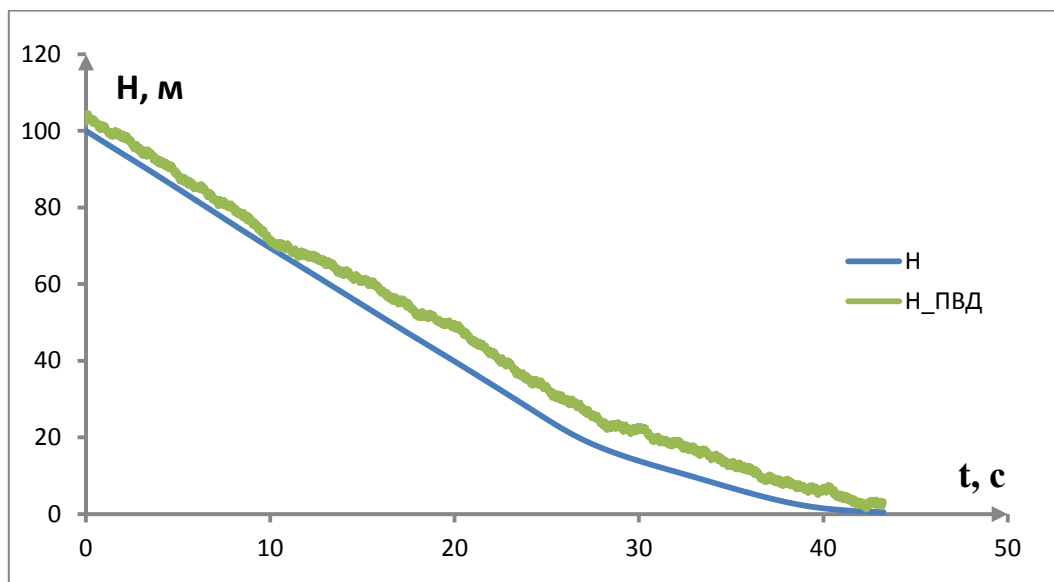
Рис.6. Зависимость фактической высоты полета от времени и оценка высоты самолета с помощью БИНС (без СВС).

Где - H – фактическая высота полета;

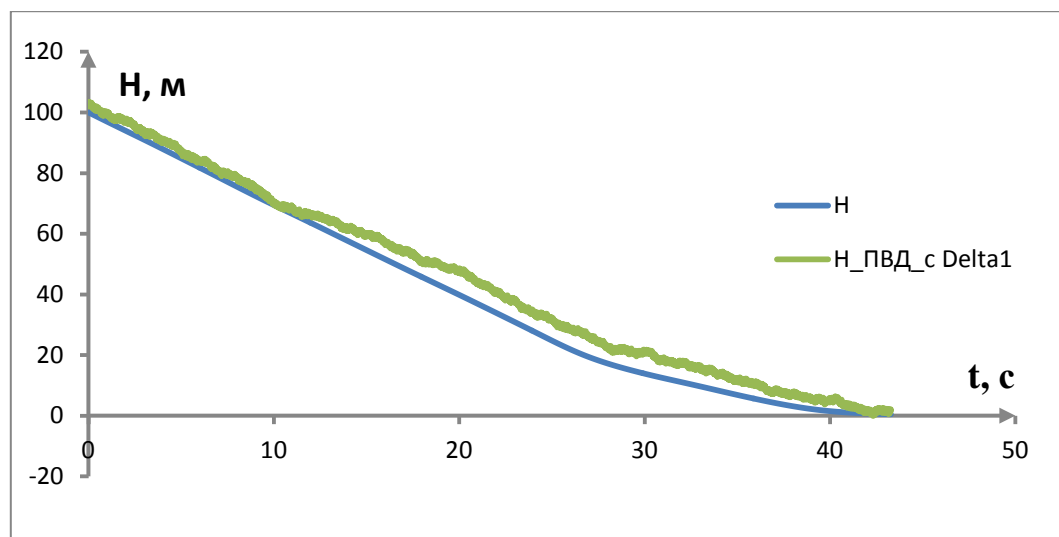
H\_БИНС – высота измеренная БИНСом.

Из графиков видно, что при использовании только БИНС погрешности определения высоты полета велики.

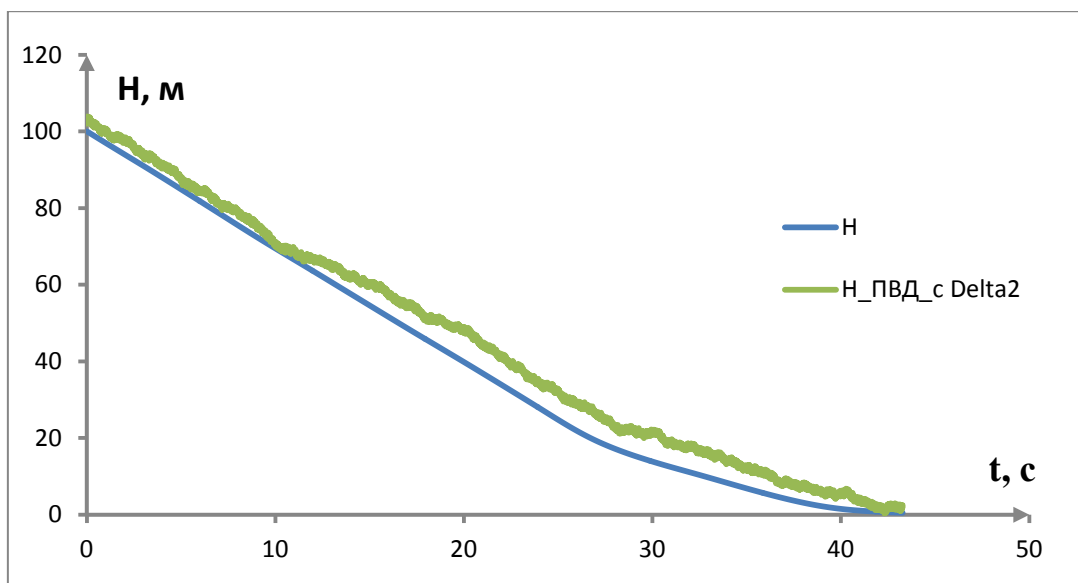
В работе также рассмотрено определение высоты полета с помощью СВС (без БИНС). На рис.7 показана высота полета определенна с помощью СВС.



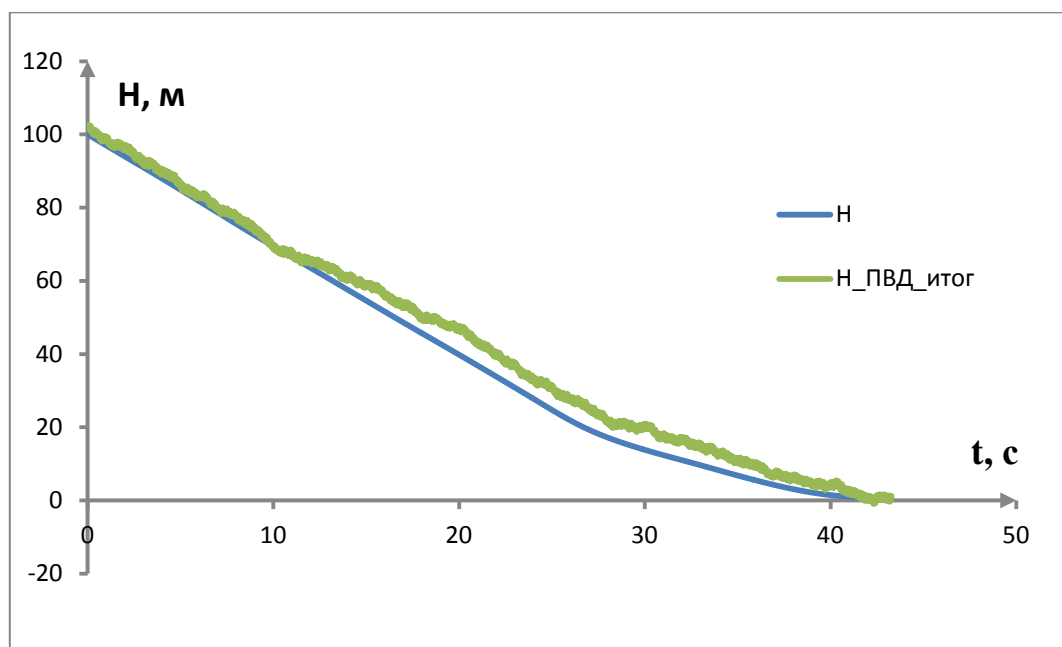
а)



б)



в)



г)

Рис.7. Зависимость фактической высоты полета от времени и оценка высоты самолета с помощью ПВД.

Где  $H$  – фактическая высота;



на рис 7.а:  $H_{\text{ПВД}}$  - измеренная высота по показаниям фактического давления в датчике СВС (статическое давление определено в канале статического давления ПВД при наличии динамических искажений);

на рис 7.б:  $H_{\text{ПВД\_cDelta1}}$  -измеренная высота по показаниям фактического давления в датчике СВС с коррекцией по углу обтекания ПВД (статическое давление определено в канале статического давления ПВД с компенсацией искажений давления из-за ненулевых углов обтекания ПВД ( $\Delta_{1P_{\text{ст}}}$ ));

на рис 7.в:  $H_{\text{ПВД\_cDelta2}}$  -измеренная высота по показаниям фактического давления в датчике СВС с коррекцией интерференции корпуса самолета и ПВД (статическое давление определено в канале статического давления ПВД с компенсацией искажений давления из-за влияния корпуса самолета на давление  $P_{\text{ст}}$  в ПВД ( $\Delta_{2P_{\text{ст}}}$ ));

на рис 7.г:  $H_{\text{ПВД\_итог}}$  – измеренная высота по показаниям давления в датчике СВС с компенсацией искажений (статическое давление определено в канале статического давления ПВД с учетом суммарной компенсации искажений).

Большой разброс между фактической высотой полета и высотой определенной с помощью ПВД в основном из-за не нулевого угла обтекания самолета, места установки ПВД, диаметра отверстия на корпусе ПВД и длины проводки канала статического давления.

Для повышения точности определения высоты полета используется способ, основанный на совместной обработке измерений  $a_y$  (БИНС) и  $\hat{H}$  (СВС). Алгоритм реализуем как

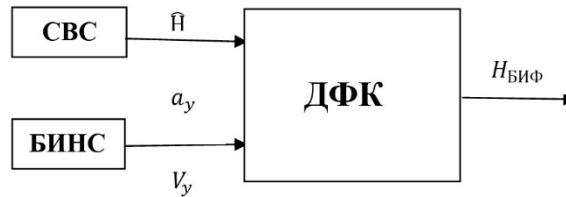


Рис.8. Функциональная схема бароинерциального фильтров

Модель процесса и модель измерения в общем виде:

$$\begin{cases} \dot{H}_{\text{БИФ}} - \dot{V}_y = \xi_x^1, \\ \dot{V}_y = a_y + \xi_x^2, \\ \hat{H} = H_{\text{БИФ}} + \xi_z^1. \end{cases}$$

где  $\xi_x$  - вектор формирующих шумов;  $\xi_z$  - вектор шумов измерений;

Формирующие шумы  $\xi_x$  и шумы измерений  $\xi_z$  являются независимыми центрированными гауссовыми дискретными белыми шумами с дисперсиями, определенным из анализа характеристик БИНС [7]:  $D_x=0.000625$  и корреляционная функция случайных составляющих давления  $P_{\text{ст}}$  в пересчете на высоту из анализа функции (рис.7г) имеет вид:  $R_z(\tau) = \sigma_z^2 e^{-\alpha \cdot |\tau|}$ , т.е  $D_z=4.2$ .

Дискретные модели процесса и измерения представляются следующим образом:

$$\begin{cases} H_{\text{БИФ}}^{(i)} = H_{\text{БИФ}}^{(i-1)} - \tau \cdot V_y^{(i-1)} - \frac{\tau^2}{2} \xi_x^{1,(i-1)}, \\ V_y^{(i)} = V_y^{(i-1)} + \tau \cdot a_y^{(i-1)} - \tau \cdot \xi_x^{2,(i-1)}, \\ \hat{H}^{(i)} = H_{\text{БИФ}}^{(i)} + \xi_z^{1,(i)}. \end{cases}$$

где  $\tau$  - шаг дискретизации (счета) фильтра,  $\tau = \tau_{\text{нав.}}$ .

На рис.9 показана зависимость определенной высоты с помощью общего алгоритма навигации(совместной системы БИНС и СВС).

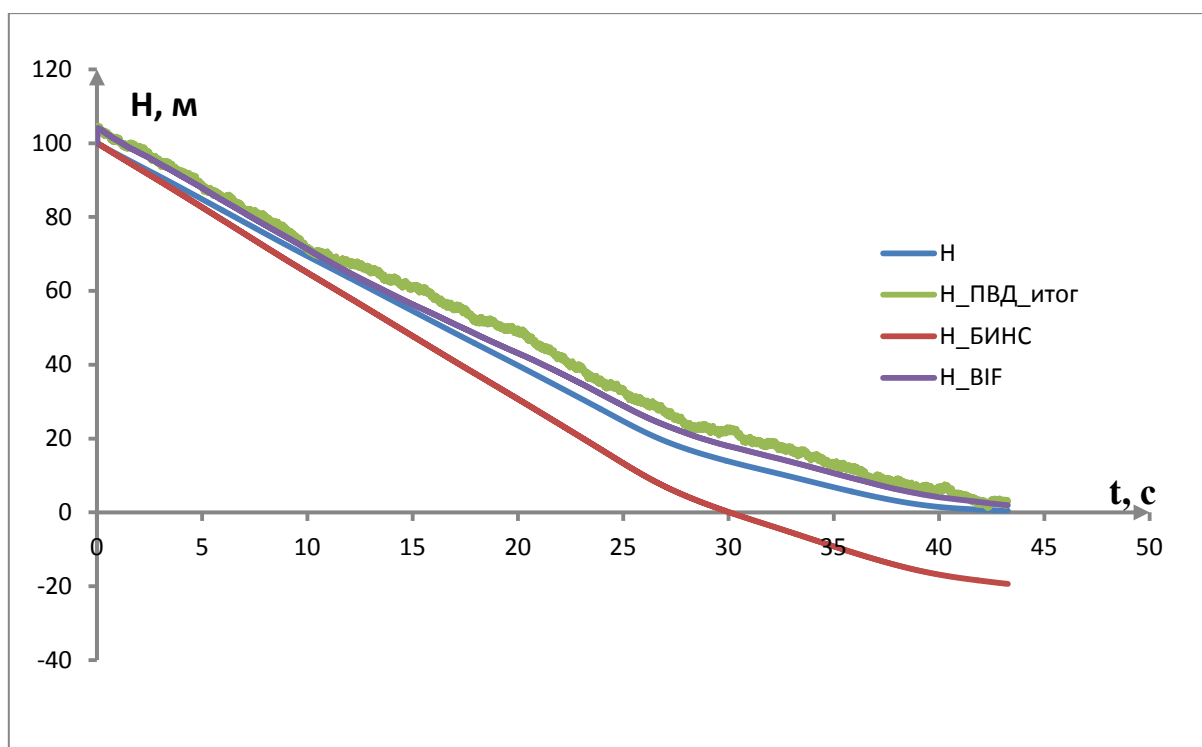


Рис.9. Зависимость высоты полета от времени и высоты самолета с помощью БИФ .

Где  $H$  – фактическая высота полета;

$H_{\text{БИНС}}$  – высота измеренна БИНСом;

$H_{\text{ПВД\_итог}}$  – высота измеренна ПВД;

$H_{\text{ВIF}}$  – комплексная оценка высоты на основе СВС с ПВД.

Анализируя полученных результатов показано, что максимальное отклонение высоты измеренной СВС от фактической высоты:

+ без компенсации искажения по углу обтекания ПВД и интерференции корпуса самолета и ПВД:  $\sim 10,45$  м;

+ с коррекцией по углу обтекания ПВД ( $\Delta_{1\text{PCT}}$ ):  $\sim 8,35$  м;

+ с коррекцией интерференции корпуса самолета и ПВД ( $\Delta_{2\text{PCT}}$ ), но без коррекции  $\Delta_{1\text{PCT}}$ :  $\sim 9,61$  м;

+ с компенсацией искажений суммарная погрешность:  $\sim 8,26$  м.

Комплексная совместная обработка в ДФК измерений в БИНС и СВС дает отклонение высоты не более: 4,14 м.

### **Вывод**

Разработанная математическая модель турбулентности с параметрами изложенными в работе [6] позволяет обосновано моделировать обтекание самолета и течение воздушных потоков в трубопроводах СВС.

Применение разработанной модели позволило решить задачу нахождения места установки ПВД, оптимизации характеристик ПВД, а также расчет погрешностей измерения ПВД. Расчетные значения погрешностей  $\Delta_{1\text{PCT}}$ ,  $\Delta_{2\text{PCT}}$  и динамических искажений позволяют спрогнозировать погрешности  $P_{\text{CT}}$  в СВС программно в БЦВМ СВС и реализовать их компенсацию.

Полученные в данной работе результаты позволяют оценивать влияние параметров характеристик СВС с ПВД на погрешности измерения высоты полета. Показано, что динамическое искажение мало влияет на погрешности измерения высоты. А искажения по углу обтекания ПВД и интерференция корпуса самолета и ПВД существенно влияют на погрешности измерения. И для повышения точности определения высоты полета целесообразно использовать приведенный алгоритм совместной обработки измерений БИНС и СВС.

### **Библиографический список**

1. Костюков В.М., Нгуен Н.М. Компьютерное исследование точности движения тяжелого беспилотного самолета с измерительно-вычислительным комплексом (ИВК) на основе бароинерциальной системы // Вестник Московского Авиационного Института. 2012. Т.19. №1. С.102-114.
2. Запорожец А.В., Костюков В.М. Проектирование систем отображения информации. – М.: Машиностроение, 1992, - 336 с.
3. Лебедев А.А., Красильщиков М.Н., Малышев В.В. Оптимальное управление движением космических летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1974, 199 с.
4. Savage P.G. Strapdown Analytics, Strapdown Associates. Inc., Maple Plain, Minnesota, 2000.

5. Чан К.Д., Костюков В.М. Исследование статических и динамических характеристик процесса измерения давления атмосферы в приемнике воздушного давления. // Вестник Московского Авиационного Института. 2015. Т.22. №2. С.15-24.
6. Костюков В.М., Чан К.Д. Обоснование модели турбулентности для расчета параметров обтекания и аэродинамических характеристик пассажирского самолета // Вестник Московского Авиационного Института. 2015. Т.22. №1. стр.14-20.
7. Костюков В.М., Меркульев А.М. Сравнительный анализ эффективности применения алгоритмов комплексной обработки измерений в системе управления летательного аппарата // Вестник Московского Авиационного Института. 2010. Т.17. №1, С. 140-148.