

На правах рукописи



Чан Куанг Дык

**ТЕОРЕТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК
ДВИЖЕНИЯ ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЁТА С
ИЗМЕРИТЕЛЬНО-ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫМ КОМПЛЕКСОМ
БАРОИНЕРЦИАЛЬНОГО ТИПА В РЕЖИМЕ ПОСАДКИ**

Специальность 05.07.09

«Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов»

Автореферат

диссертации на соискание учёной степени

кандидата технических наук

Москва-2016

Работа выполнена на кафедре «Приборы и измерительно-вычислительные комплексы» - Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

Научный руководитель:

Костюков Вячеслав Михайлович

доктор технических наук, профессор,
заведующий кафедрой «Приборы
и измерительно-вычислительные комплексы»
Московского авиационного института
(Национального исследовательского
университета).

Официальные оппоненты:

Разоренов Геннадий Николаевич

доктор технических наук, ФГКВОУВПО
"Военная академия Ракетных войск
стратегического назначения им. Петра Великого"
МО РФ, г.Москва

Кубланов Михаил Семенович

доктор технических наук, Московский
государственный технический университет
гражданской авиации

Ведущая организация:

**Акционерное общество «Гражданские
самолеты Сухого»**

Защита состоится «15» сентября 2016 г. в 15:00 на заседании диссертационного совета Д 212.125.12 при Московском авиационном институте по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в научно-технической библиотеке Московского авиационного института (125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4) и на сайте <http://www.mai.ru>.

Автореферат разослан «__» _____ 2016 г.

Учёный секретарь
диссертационного совета
Д. 212.125.12, к.т.н.



А.В. Старков

Общая характеристика работы

Актуальность работы.

Обеспечение точности выдерживания траектории самолета в момент посадки является важнейшей задачей решаемой проектировщиками самолета. Для решения данной задачи, особенно на этапе первоначального проектирования необходимы математические модели динамики самолета и измерительно-управляющих процессов на борту.

В работе рассмотрен вопрос построения всего комплекса математических моделей подсистем, определяющих точность движения самолета с акцентом на теоретические модели взаимодействия самолета с воздушной средой, оценки точности измерительных процессов в приемнике воздушного давления (ПВД) системы воздушных сигналов (СВС), что является актуальным дополнением и в чем-то альтернативой (благодаря достигнутой мощности ЭВМ) высокотратной экспериментальной оценки точностных характеристик ПВД и СВС в целом.

Целью диссертационной работы является разработка моделей контура управления самолетом и их применение для оценки точности движения самолета с измерительно-вычислительным комплексом (ИВК) бароинерциального типа. При разработке математических моделей основное внимание обращено на модели взаимодействия самолета с воздушной средой для этапа посадки и разработки алгоритма коррекции ошибок ИВК.

Исходя из этого, в диссертации решаются следующие задачи:

1. Обоснование выбора достоверной математической модели обтекания самолета в режиме посадки на основе сопоставления полученных расчетным путем аэродинамических характеристик самолета с частично доступными на этапе проектирования экспериментальными данными.
2. Разработка статических и динамических моделей процессов измерения статического давления атмосферы в ПВД.
3. Проведение анализа влияния параметров ПВД на погрешности измерения давления в СВС.
4. Проведение оптимизации размещения ПВД на корпусе самолета из условия минимизации погрешности измерения статического давления.
5. Анализ влияния различных алгоритмов коррекции погрешности измерения давления в СВС на точность функционирования контура «САМОЛЕТ- СВС-БИНС» при стабилизации программной траектории посадки.

6. Моделирование движения самолета в режиме посадки с измерительно-вычислительным комплексом бароинерциального типа.

Методами исследования в работе являются численное моделирование движения самолета в неинерциальной системе координат, моделирование обтекания самолета потоком вязкого газа на основе решения уравнений Навье-Стокса с использованием метода контрольного объема, методы статистического анализа экспериментальных данных, методы идентификации характеристик динамических процессов, методы оптимизации.

Достоверность полученных научных положений, результатов и выводов, приведенных в диссертации, гарантируется последовательным использованием при построении математической модели обтекания самолета основных уравнений механики сплошных сред, корректностью сопоставления экспериментальных и численных оценок характеристик обтекания самолета, согласованием отдельных результатов вычислительного эксперимента с данными независимых экспериментов.

Научная новизна диссертационной работы состоит в следующем:

1. Реализована программная модель взаимосвязи точности движения проектируемого самолета в режиме посадки с характеристиками воздушного потока, параметрами приемного тракта измерения статического давления в ПВД СВС (ИВК), параметрами БИНС и алгоритмом совместной обработки сигналов в ИВК минимального состава (БИНС и СВС).
2. Обоснован выбор наиболее достоверной из существующих модели турбулентности и оптимизированы её параметры для описания обтекания самолета методом сравнения расчетных и частично известных аэродинамических характеристик самолета, позволяющей оценить распределение давления по поверхности самолета.
3. Оптимизировано размещение ПВД на фюзеляже самолета.
4. Проведено исследование влияния параметров ПВД на точностные характеристики измерения высоты в СВС.
5. Реализован алгоритм оценки искажения статического давления атмосферы в ПВД и построена модель погрешности оценки статического давления атмосферы в СВС, учитывающая не только искажения в статике измерения, но и динамическое искажение оценки давления, что позволяет расчетным путем исследовать точность оценки статического давления атмосферы и, следовательно, точность измерения высоты полета самолета.

Практическая значимость диссертационной работы.

Предложена схема компенсации в вычислителе СВС искажения оценки высоты полета исходя из реализованных автором моделей. Результаты исследований, вошедшие в диссертацию, используются в учебном процессе МАИ и для расчета точностных характеристик ИВК самолета в НИР МАИ.

Результатом работы является создание расчетного алгоритма и программы оценки взаимосвязи точностных характеристик движения самолета с точностными характеристиками датчиков ИВК и алгоритмов обработки, основанной на использовании комплекса разработанных математических моделей.

Основные положения, выносимые на защиту:

1. Формирование математической модели воздушного потока обтекания самолета на основе выбора и оптимизации параметров в компьютерной реализации решения уравнений Навье-Стокса.
2. Реализация компьютерного метода идентификации статических и динамических моделей ошибок измерительной системы на основе построенных моделей измеряемых процессов.
3. Реализация алгоритмов исследования влияния параметров измерительной системы на точностные характеристики движения самолета по высоте.
4. Комплекс имитационного моделирования, реализующий все вышеуказанные алгоритмы на языке C++.
5. Анализ точности движения самолета в режиме посадки с различным составом автономной измерительной системы самолета.

Апробация основных результатов работы. Основные положения и результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались на Международных конференциях «Авиация и космонавтика-2014» (г. Москва, 2014г.), «Инновации в авиации и космонавтике» (г. Москва, 2015г.).

Публикации. По теме диссертации опубликовано 7 научных работ. Основное содержание диссертационного исследования отражено в 5 опубликованных статьях (из них 5 в рекомендованных ВАК РФ изданиях) и 2 тезисах докладов.

Внедрение и реализация. Основные результаты диссертационной работы внедрены в учебный процесс на кафедре «Приборы и измерительно-вычислительные комплексы» МАИ, что подтверждается соответствующим актом о внедрении.

Структура и объем диссертации. Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения и списка литературы. Объем диссертации составляет 156 страницы. Работа включает 67 рисунков, 7 таблиц.

Содержание работы

Во введении обосновывается актуальность работы, формулируется тема и цель работы, анализируется состояние вопроса по теме диссертации, определяются задачи и методы исследования, отмечаются научная новизна, достоверность, практическая значимость работы и основные положения, выносимые на защиту, кратко излагается содержание работы по главам.

В первой главе проведен обзор структуры, алгоритмов и точностных характеристик измерительно-вычислительного комплекса пассажирского самолета.

Основные структуры ИВК обычно соответствуют ARINC-700, которые имеют рекомендательный характер и охватывают практически все бортовое оборудование. С целью анализа точностных характеристик движения пассажирского самолета в работе рассмотрена система автоматического управления с ИВК бароинерциального типа.

Для обеспечения автоматической посадки самолета обычно используют радиосистемы аэродрома, обеспечивающие движение по глиссаде (система посадки ILS или MLS) и автономные системы самолета: бесплатформенную инерциальную навигационную систему (БИНС), систему воздушных сигналов (СВС), радиовысотомер (РВ), и независимую от аэродрома спутниковую навигационную систему (СНС). В работе проведено исследование основных точностных характеристик движения самолета с ИВК бароинерциального типа для целей возможного использования его в автономной автоматической посадочной системе минимального состава ИВК (СВС - БИНС) (рис. 1).

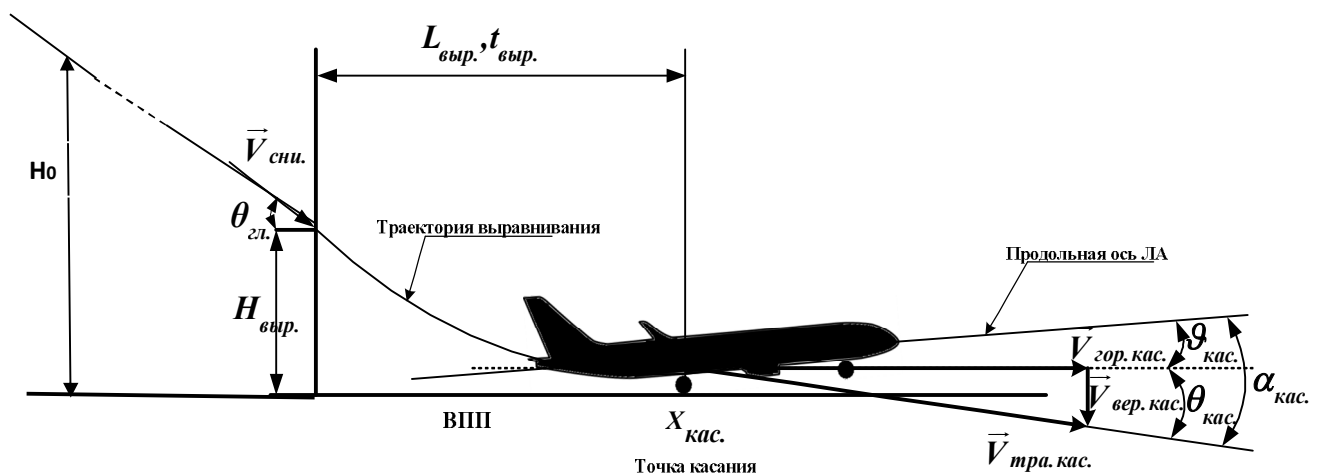


Рис.1. Конечный участок траектории посадки с ограничениями на вектор состояния самолета в момент касания полосы: $-0.6 м/с < V_{вер.кас.} < 0 м/с$; $0 < \theta_{кас.} < 12, град$;
 $\alpha_{кас.} < 11, град$; $-20 < \delta_{\theta} < +20, град$;

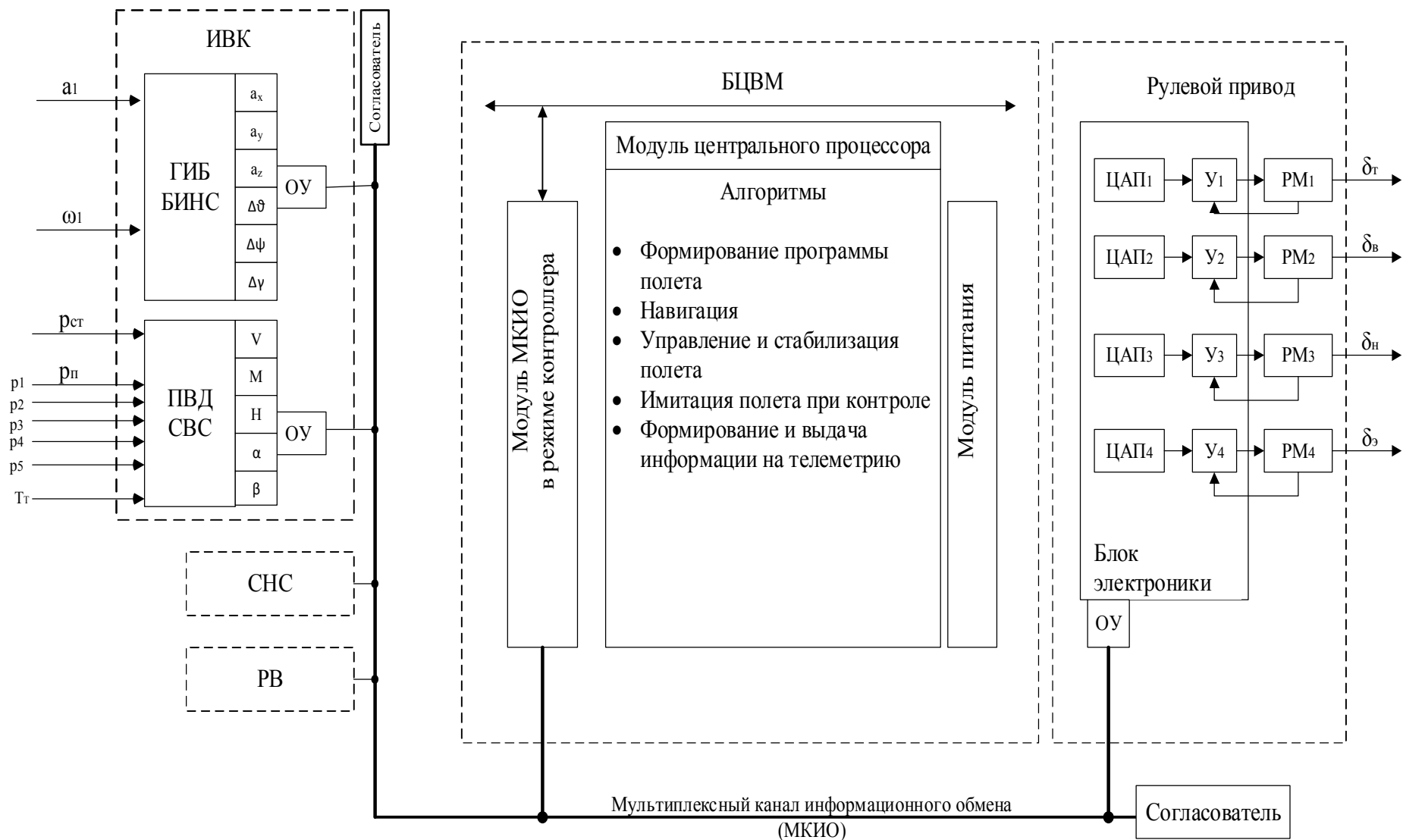


Рис.2. Рассмотренный (базовый) состав бортового оборудования самолета

где: a_1 - вектор кажущегося ускорения самолета; ω_1 - вектор абсолютной угловой скорости самолета, $p_{ст}$ - статическое давление, p_1, p_2, p_3, p_4, p_5 - давления в отверстие сферической части носка ПВД для оценки в СВС α, β

В работе проводится анализ точности движения самолета с ИВК, содержащего СВС и БИНС, реализующего алгоритм объединения сигналов в форме фильтра (дискретный фильтр Калмана-ДФК):

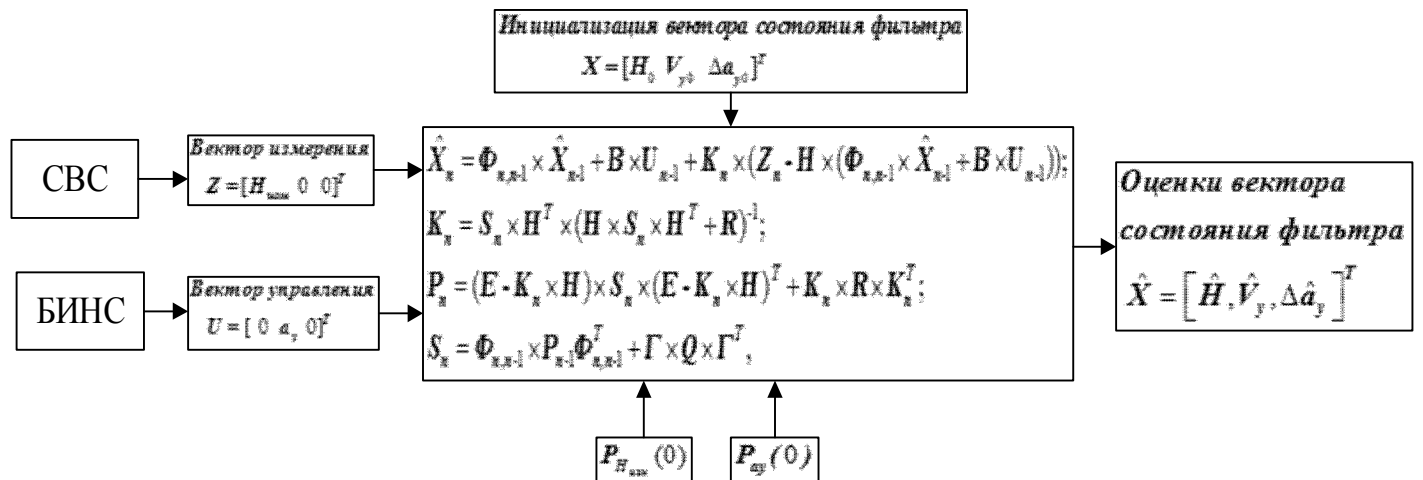


Рис.3. Функциональная схема рассмотренного бароинерциального ИВК

$H_{изм}$ - измеренная высота от СВС;

a_y - оценка вертикального ускорения от БИНС;

\hat{H} - оценка высоты по фильтру;

\hat{V}_y - оценка вертикальной скорости по фильтру;

$\Delta \hat{a}_y$ - оценка ошибки измерения вертикального ускорения;

$P_{H_{изм}}(0)$ - дисперсия погрешности измерения высоты СВС;

$P_{a_y}(0)$ - дисперсия погрешности оценки вертикального ускорения БИНС;

Техническая постановка решаемой задачи: Разработать и реализовать программную модель взаимосвязи точности движения проектируемого самолета в режиме посадки с характеристиками воздушного потока, параметрами приемного тракта измерения статического давления в ПВД СВС (ИВК), параметрами БИНС (средней точности) и алгоритмом совместной обработки сигналов в ИВК минимального состава (БИНС + СВС).

В второй главе произведен выбор наиболее достоверной модели турбулентного обтекания воздушным потоком пассажирского самолета с помощью программного комплекса ANSYS FLUENT (лицензия 00632255) на основе сопоставления расчетных получаемых из модели аэродинамических характеристик с доступными экспериментальными данными.

В данной работе рассмотрено обтекание в атмосфере самолета (рис. 4). Аэродинамические характеристики самолета рассчитаны при различных условиях, в частности при углах атаки $\alpha = 0^0 \dots 20^0$, числах $0,2 < M < 0,8$, числах Рейнольдса $7 \times 10^6 < Re < 28 \times 10^7$.

Важную роль играют характеристики обтекания самолета на крейсерском режиме, поэтому в работе проведены сравнения аэродинамических характеристик

самолета расчетных и экспериментальных в этом режиме (соответствует числу Маха от 0.6 до 0.9).

Расчет параметров обтекания и аэродинамических характеристик выполнен с использованием следующих моделей турбулентности: модели Спаларта-Аллмараса, «SST k- ω », и «k- ϵ ». Проведено сопоставление полученных с помощью ANSYS FLUENT результатов расчета с доступными экспериментальными данными. В результате получены зависимости аэродинамических коэффициентов C_{xa} , C_{ya} , mz модели (для обоснования модели) (рис. 5), а также поле давления у корпуса самолета. Наибольшее совпадение с экспериментальными данными выявлено у модели «SST k- ω », параметры для которой определяются из условия максимального совпадения с экспериментальными.

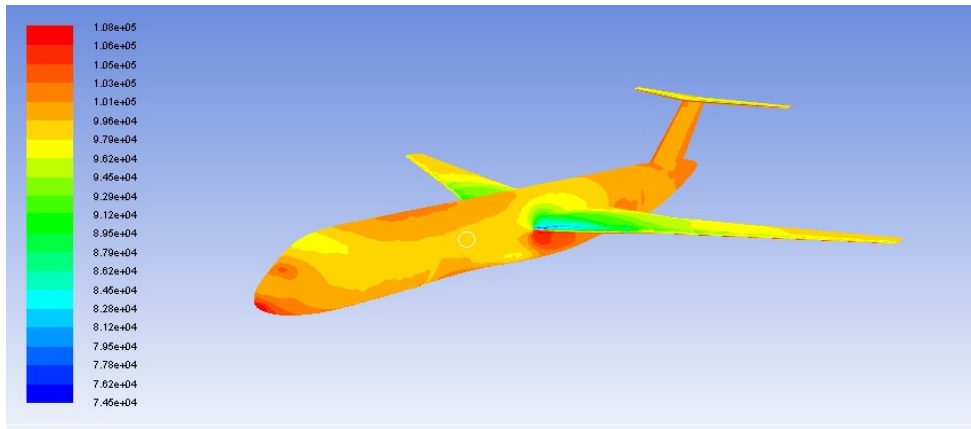


Рис. 4. Распределение статического давления на поверхности самолета при $M=0.6$, $\alpha=4^0$ (модель «SST k- ω »).

В модели турбулентности «SST k- ω » используется два транспортных уравнения для кинетической энергии турбулентных пульсаций k и удельной скорости диссипации турбулентной энергии ω :

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] - \rho \overline{u_i' u_j'} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \rho \beta^* k \omega$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] - a \frac{\omega}{k} \rho \overline{u_i' u_j'} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \rho \beta \omega^2 + F \rho \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}$$

где: u_i, u_j – декартовы составляющие осредненной скорости в направлении соответствующих осей; u_i', u_j' – декартовы составляющие пульсационной скорости; μ_t – турбулентная вязкость, $\mu_t = a^* \frac{\rho k}{\omega}$; k – кинетическая энергия турбулентных пульсаций, ω – удельная скорость диссипации турбулентной энергии. В ней используются константы $\beta^* = 9/100$; $\beta = 3/40$; $\alpha = 5/9$; $\sigma^* = 1/2$; $\sigma = 1/2$., а σ_k, σ_ω – источники, определяемые пользователем.

На рис.5. представлены зависимости аэродинамических коэффициентов самолета от угла атаки при числе $M=0.6$ при использовании различных моделей.

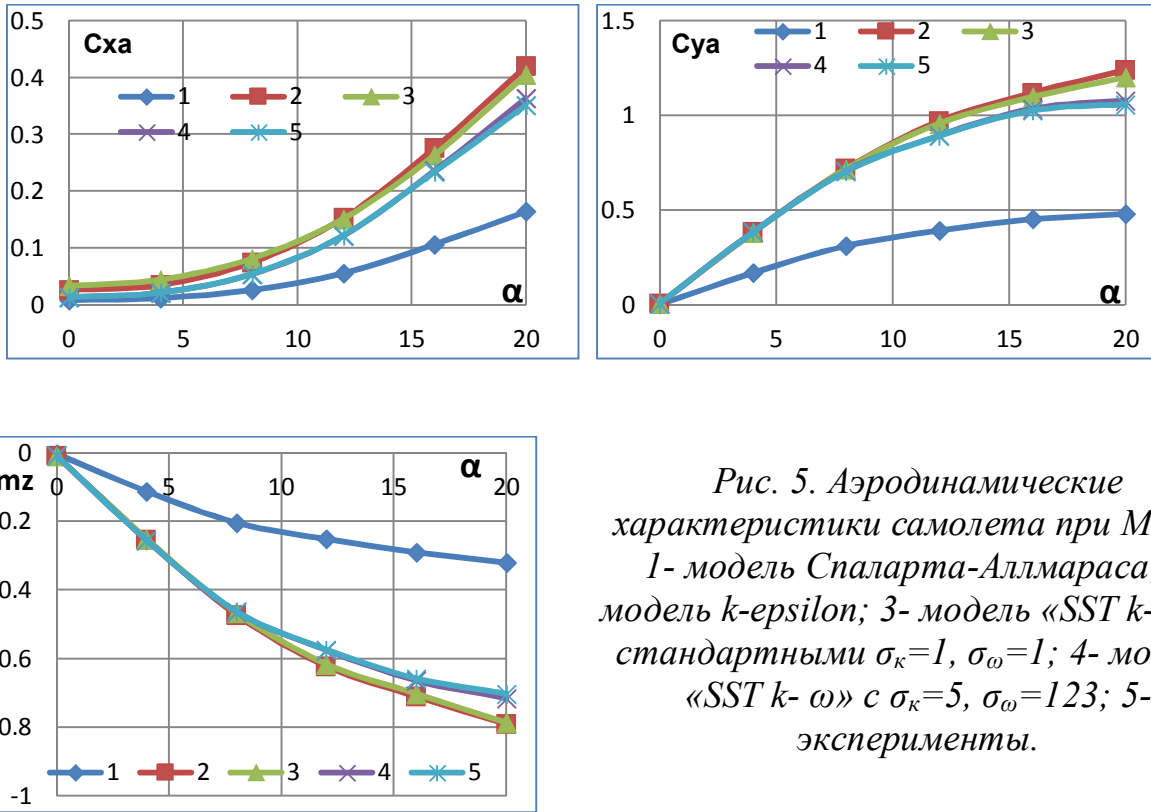


Рис. 5. Аэродинамические характеристики самолета при $M=0,6$
 1- модель Спаларта-Аллмараса; 2- модель k - ϵ ; 3- модель «SST k - ω » с стандартными $\sigma_k=1$, $\sigma_\omega=1$; 4- модель «SST k - ω » с $\sigma_k=5$, $\sigma_\omega=123$; 5- эксперименты.

Видно (из рис. 5), что по сравнению с другими моделями турбулентности расчеты с помощью модели «SST k - ω » наилучшим образом совпадают с данными эксперимента и описывают изменение аэродинамических коэффициентов по углу атаки. Но при этом эта модель (со стандартными $\sigma_k=1$, $\sigma_\omega=1$) дает результаты с большой погрешностью ($\sim 10\%$). Предложено подобрать и подобраны константы модели «SST k - ω » (оптимизированные на совпадение с данными эксперимента). Значения констант: $\sigma_k=5$, $\sigma_\omega=123$, позволили улучшить совпадение расчетных значений и данных эксперимента. Расчеты с помощью этой модели дают результаты с погрешностью меньше 3% при углах атаки больше 15° , а при углах атаки меньше 15° отличия не наблюдается вообще.

В работе проведено сравнение построенной расчетами и экспериментальной поляры (для посадочной конфигурации самолета) (рис. 6). Показано, что расчеты с помощью найденной модели дают результаты с погрешностью меньше 6%.

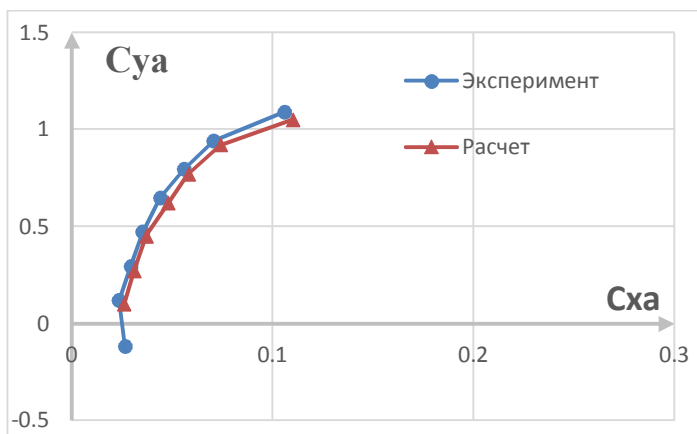


Рис. 6. Аэродинамические характеристики самолета (экспериментальная и расчетная (модели «SST k - ω ») поляры для режима посадки).

В третьей главе реализована математическая модель процесса измерения статического давления в ПВД СВС на основе обоснованной модели турбулентности.

Для исследования влияния компоновки самолета на обтекание самолета в предполагаемой области размещения ПВД, рассчитано обтекание целой конструкции самолета и отдельно его носовой части (рис.7) с числом $M=0.6$ с углами $\alpha=0^0 \dots 20^0$.

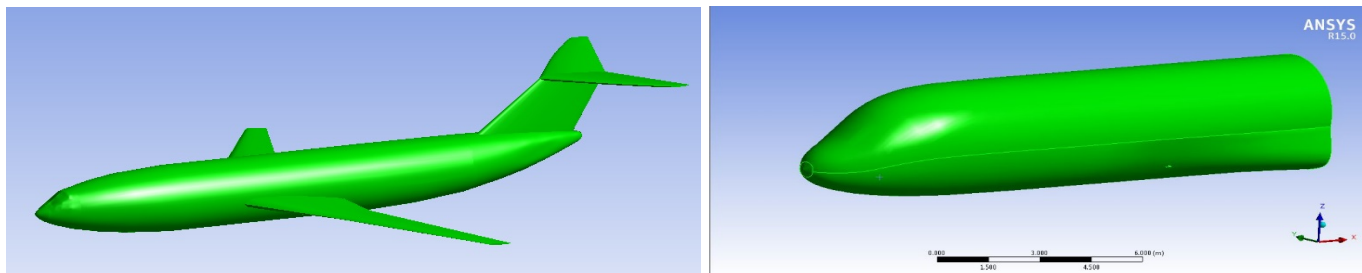


Рис. 7. Геометрия самолета и его носовой части фюзеляжа

Пример распределения давления по контуру по поперечным сечениям фюзеляжа для полной компоновки самолета и его носовой части приведен на рис.8.

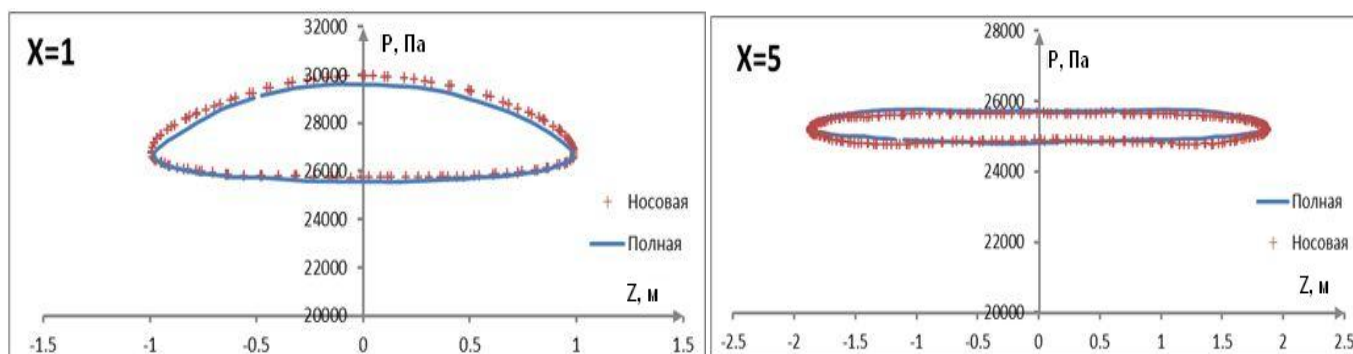


Рис.8. Распределение давления на поверхности фюзеляжа в различных поперечных сечениях при числе $M=0.6$ и угле атаки $\alpha=0^0$ (где X - расстояние от носа самолета до сечения)

Видно, что распределение давления по носовой части самолета не зависит от наличия крыла и других задних частей самолета по потоку. Поэтому далее в работе используется упрощенная геометрия самолета (для участка полета вне экрана), содержащая только носовую часть фюзеляжа.

Проведена оценка возможности применения полученной модели «SST $k-\omega$ » с $\sigma_k=5$, $\sigma_\omega=123$ для описания распределения давления во внутренних каналах ПВД СВС. Сравнение зависимости оценки давления полученных расчетным путем из полученной модели с экспериментальными данными для ПВД, имеющего конструкцию, показанную на рис. 9, для которого известны из эксперимента распределения давления в отверстиях, указывает на хорошее совпадение, что позволяет использовать найденную модель для описания распределения давления в трубках ПВД.

Давления p_1, p_2, p_3, p_4, p_5 в отверстиях сферического ПВД связаны с углом атаки α и скольжения β зависимостями $f(\alpha), f(\beta)$.

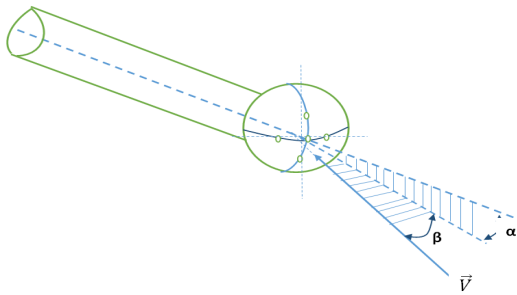


Рис. 9. Конструкция ПВД
 Приемник имеет сферическую воспринимающую часть и цилиндрическую часть: 5 отверстий расположены под углом в 45° , диаметр отверстий $d=5\text{мм}$

Результаты известного эксперимента и моделирование приемника при скорости набегающего потока 30 м/с приведены на рисунке 10 по модели «SST k- ω » с $\sigma_k=5$, $\sigma_\omega=123$.

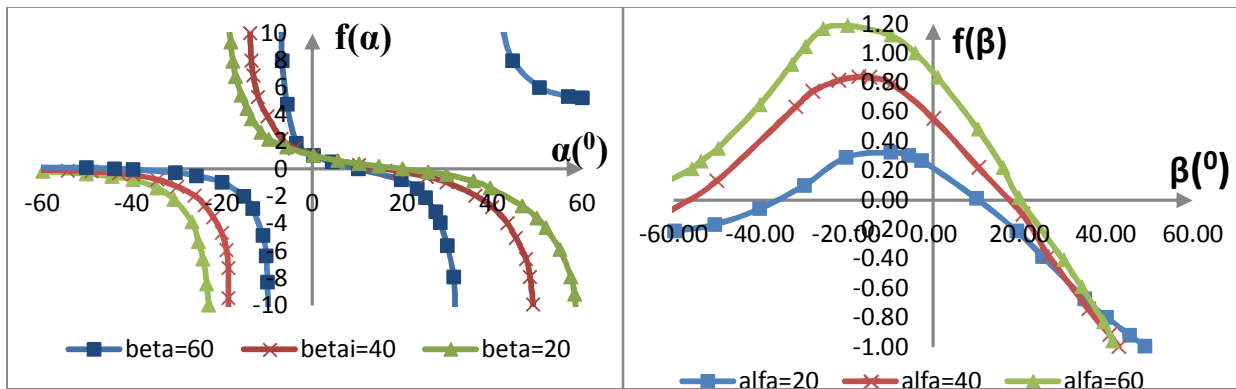


Рис. 10. Зависимости $f(\alpha) = \frac{p_1 - p_3}{p_1 - p_5}$, $f(\beta) = \frac{p_1 - p_2}{p_1}$
 (сплошные линии – эксперимент, отмеченные точки – расчеты)

Анализ зависимостей представленных на рис. 10. приводит к оценке погрешности определения углов α и β менее 0,1% при их значениях менее 20° .

С целью исследования влияния параметров ПВД на точностные характеристики измерений $p_{ст}$ СВС в работе рассмотрен многофункциональный приемник воздушного давления (рис.11):

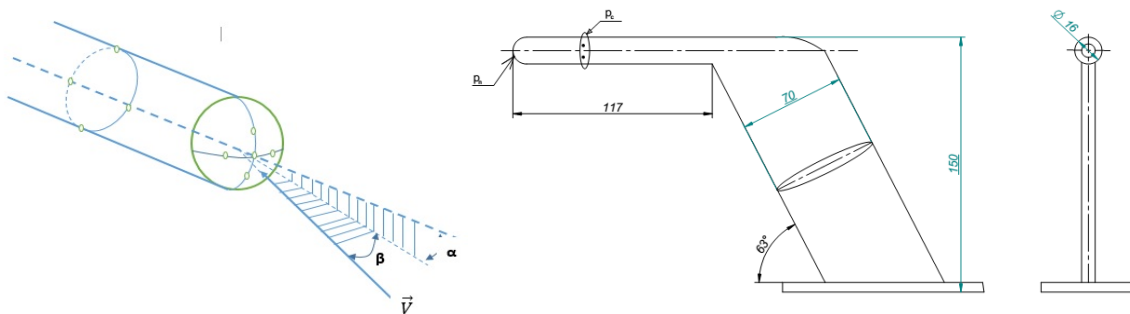


Рис.11. Многофункциональный ПВД

Длина трубопровода от отверстия $p_{ст}$ до чувствительного элемента датчика давления – $l_{првд}$ см. Внутренний диаметр трубопровода $d_{првд}$ см. На рис. 12. представлено распределение давление по корпусу ПВД на фюзеляже самолета.

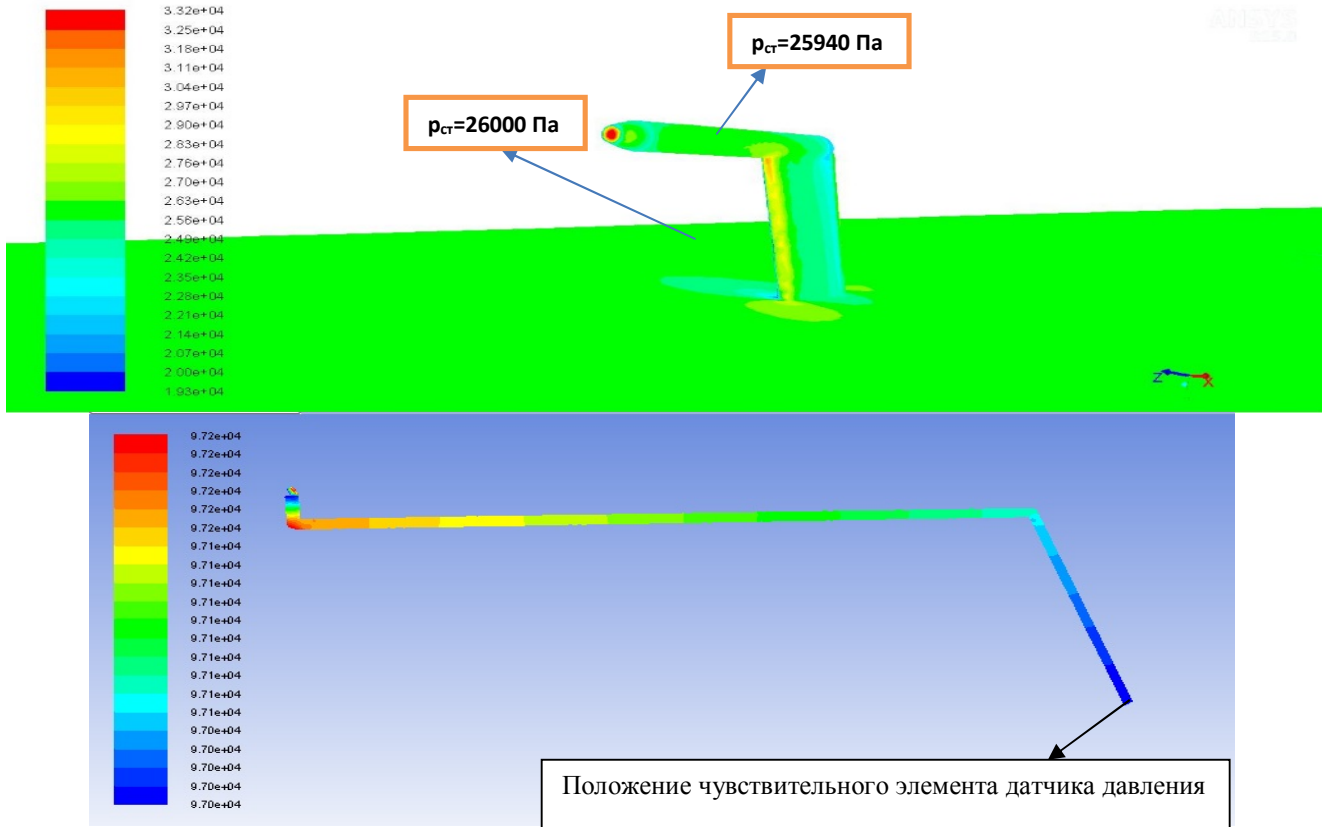


Рис.12. Распределение статического давления по корпусу ПВД на фюзеляже самолета и по длине трубопровода канала статического давления ПВД при $M=0.6$, $\alpha=4^0$

В работе рассмотрены некоторые варианты: $l_{\text{првд}} = 30, 40, 60, 150$ см, $d_{\text{првд}} = 0.1, 0.4, 0.6, 0.8$ см. Статические погрешности измерения определяется по формуле: $\varepsilon = \frac{p_{\text{ст}} - p_{\text{изм}}}{p_{\text{ст}}}$ (%). Результаты исследования влияния длины и диаметра трубопровода канала статического давления на ошибку ε представлены на рис.13.

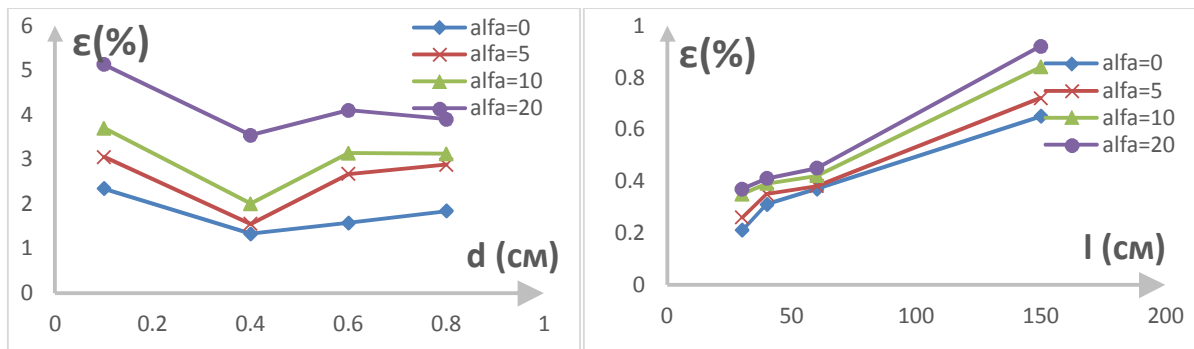


Рис.13. Зависимость статической погрешности измерения статического давления атмосферы от диаметра отверстия и длины трубопровода ПВД при различных углах атаки

Далее принят диаметр приемного отверстия статического давления $d_{\text{првд}} = 0.4$ см, а длина трубопровода приняты $l_{\text{првд}} = 30$ см.

В работе рассмотрены 3 варианта места размещения ПВД: $L=8, 10, 12.5$ м, где L – расстояние от носа фюзеляжа до места размещения ПВД (по продольной оси). В таблицах №1,2 представлены расхождения между статическим давлением в атмосфере и давлением (в установившемся режиме полета) в области чувствительного элемента датчика давления СВС в различных местах размещения с различными углами атаки и скольжения.

Таблица №1,2

	α	0°	5°	10°	20°		β	0°	5°	10°	20°
$L=8$ м	$\varepsilon(p_{ст})$ %	0.531	0.770	0.849	1.226	$L=8$ м	$\varepsilon(p_{ст})$ %	0.566	0.609	1.056	0.566
$L=10$ м	$\varepsilon(p_{ст})$ %	0.561	0.870	0.852	1.247	$L=10$ м	$\varepsilon(p_{ст})$ %	0.949	0.513	1.145	0.949
$L=12.5$ м	$\varepsilon(p_{ст})$ %	0.185	0.375	0.305	1.235	$L=12.5$ м	$\varepsilon(p_{ст})$ %	0.182	0.609	0.397	0.182

Анализ полученных результатов позволил сделать вывод, что одним из возможных мест размещения ПВД, для проектируемого самолета наименее чувствительным к изменению истинных углов атаки и скольжения, является точка на поверхности носовой части, имеющая координаты: $X \approx 12.5$ м, $Y \approx -1.3$ м (следовательно: $Z \approx 1.5$ м).

Из-за ненулевых углов атаки и скольжения происходит дополнительный наддув трубки приемника $p_{ст}$, что приводит к изменениям давления поступающего из ПВД в датчик СВС, что и оценивается на основе разработанной модели в виде: $\Delta_{1p_{ст}}$ на приведенном графике рис. 14.

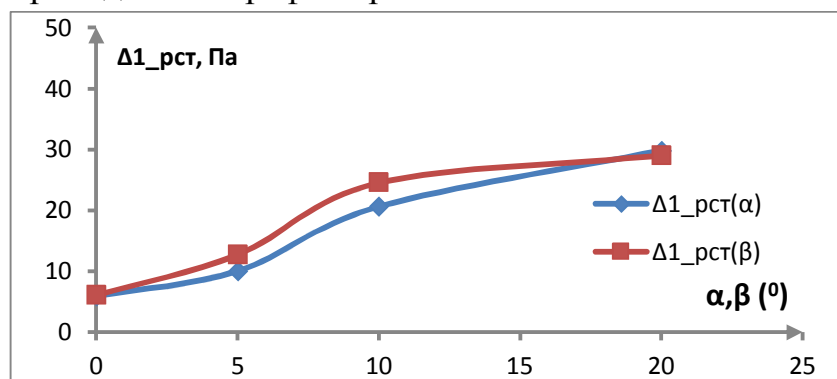


Рис.14. Зависимость дополнительного давления в датчике $p_{ст}$ от угла атаки и скольжения

Расчеты указывают также на искажение давления $p_{ст}$ ($\Delta_{2p_{ст}}$), из-за отличия статического давления на корпусе ПВД от статического давления на корпусе самолета, хотя и на небольшую величину $\Delta_{2p_{ст}} \approx 15$ Па.

При полете самолета на высоте, меньшей размаха крыла (при выравнивании), значительные погрешности измерения высоты полета в СВС вносит аэродинамическое влияние экрана на поле скоростей и давлений вблизи самолета, и в частности где крепится ПВД. Погрешность измерения ПВД, зависит от высоты полета, конфигурации самолета, параметров потока обтекания и составляет $\Delta_{3p_{ст}} = 13 \dots 95$ Па (рис.15).

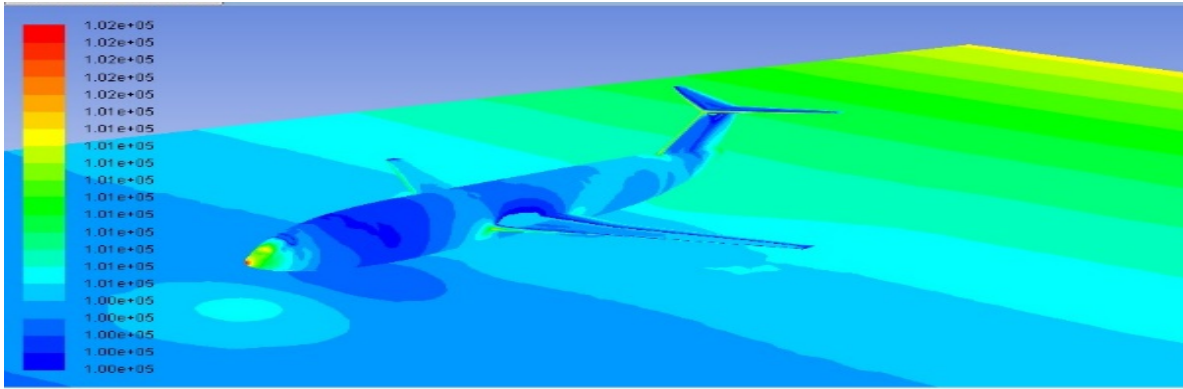


Рис.15а. Распределения давления на поверхности самолета при $\alpha = 5^\circ; H = 5$ м

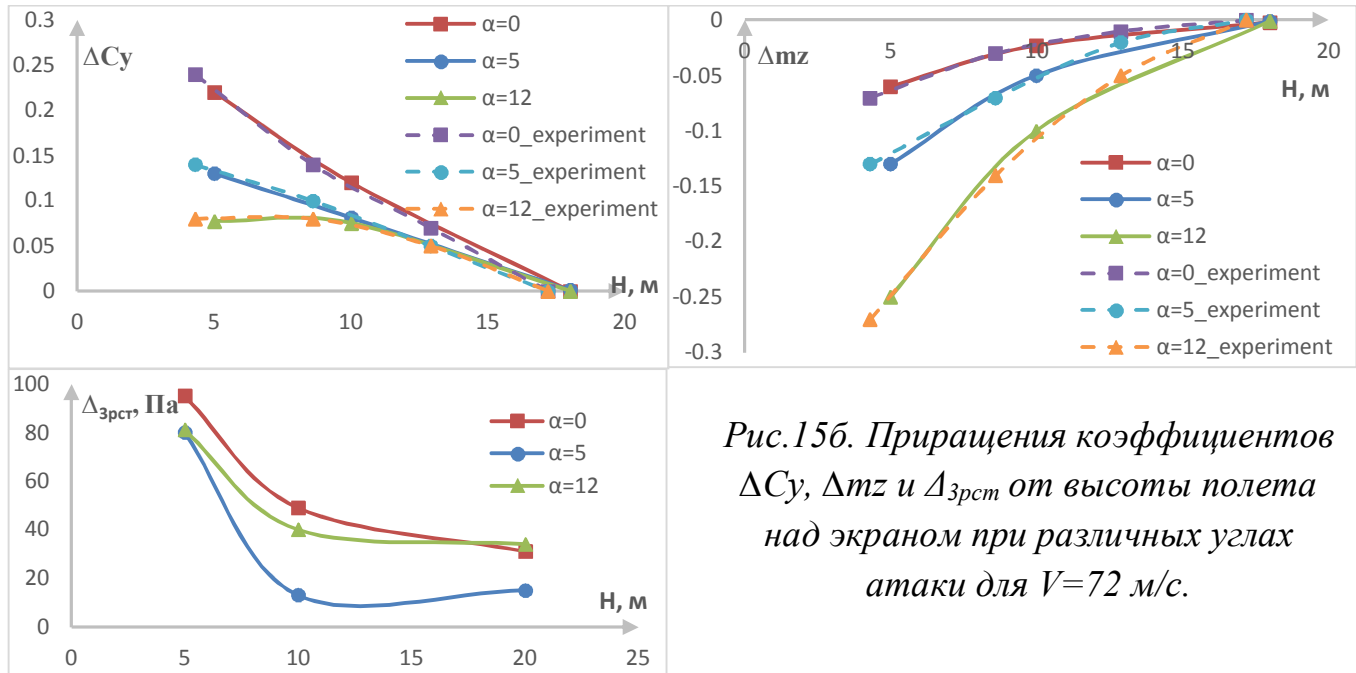


Рис.15б. Приращения коэффициентов ΔC_y , Δm_z и Δz_{pst} от высоты полета над экраном при различных углах атаки для $V = 72$ м/с.

Для учета динамики измерительных процессов в ПВД (и СВС в целом) в работе проведено построение модели искажений $p_{ст}(t)$ в форме дискретного разностного уравнения. Разностное уравнение (для случая длины трубопровода $l_{пвд} = 30$ см):

$$p_{ст_{пвд}}(k) - 0,464 p_{ст_{пвд}}(k - 1) = 0,538 p_{ст}(k - d - 1); k = 1 \div 120; d = 1;$$

Разностное уравнение (для случая длины трубопровода $l_{пвд} = 150$ см):

$$p_{ст_{пвд}}(k) - 1,248 p_{ст_{пвд}}(k - 1) + 0,393 p_{ст_{пвд}}(k - 2) = 0,295 p_{ст}(k - d - 1) - 0,151 p_{ст}(k - d - 2); k = 1 \div 120; d = 2.$$

где: t - время; $T_0 = 0.0001$ с - тактовый шаг по времени; $k = t/T_0$ - дискретное время; $d = \tau/T_0$ - величина чистого запаздывания.

В четвертой главе рассмотрена задача оценки точности движения самолета по высоте в режиме посадки с высоты $H = 100$ м до касания ВПП по измерениям и алгоритму ИВК бароинерциального типа. Проведен анализ влияния параметров ПВД и алгоритмов коррекции на итоговую точность работы посадочного автономного

контура управления. Решение данной задачи проведено на основе комплексного математического моделирования контура «САМОЛЕТ – СРЕДА - ИВК».

Математическая модель движения самолета

Принятая модель движения самолета в форме необходимой для решения перспективных задач высокоточной навигации (в неинерциальной системе координат) показана на рис. 15,16, а обозначения перечислены в таблице №3.

Таблица №3

Обозначение	Описание
T_x, T_y, T_z	Компоненты вектора силы тяги двигателя в проекциях на оси связанной СК
$F_{x\Pi}, F_{y\Pi}, F_{z\Pi}$	Компоненты вектора суммарной силы тяги и веса самолета в проекциях на оси полусвязанной СК
$F_{xк}, F_{yк}, F_{zк}$	Компоненты вектора результирующей силы в проекциях на оси траекторной СК
$X_{\Pi}, Y_{\Pi}, Z_{\Pi}$	Аэродинамические силы в проекциях на оси полусвязанной СК
$M_{x\Pi}, M_{y\Pi}, M_{z\Pi}$	Аэродинамические моменты в проекциях на оси полусвязанной СК
M_{x1}, M_{y1}, M_{z1}	Компоненты аэродинамических моментов в проекциях на оси связанной СК
M_{Tz1}, M_{Ty1}	Компоненты момента силы тяги в проекциях на оси связанной СК
$I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, I_{xy}$	Моменты инерции самолета
m	Масса самолета
X_n, Y_n, Z_n	Координаты самолета в навигационной СК
H	Высота полета самолета
$\dot{X}_n, \dot{Y}_n, \dot{Z}_n$	Компоненты вектора скорости самолета в навигационной СК
V, V_w	Скорость самолета и скорость ветра
$\omega_{x\Pi}, \omega_{y\Pi}, \omega_{z\Pi}$	Составляющие угловой скорости самолета в полусвязанной СК
$\omega_{xк}, \omega_{yк}, \omega_{zк}$	Составляющие угловой скорости самолета в траекторной СК
$\omega_{x1}, \omega_{y1}, \omega_{z1}$	Составляющие угловой скорости самолета в связанной СК
$\delta\omega_x, \delta\omega_y, \delta\omega_z$	Приращения угловых скоростей самолета в связанной СК за счет вращения Земли
$\delta\omega_{xк}$	Приращение скорости крена в траекторной СК за счет вращения Земли
ϑ, γ, ψ	Углы тангажа, крена и курса
$\vartheta_k, \gamma_c, \psi_k$	Скоростные углы тангажа, крена и курса
$\dot{\vartheta}, \dot{\gamma}, \dot{\psi}$	Производные углов ϑ, γ, ψ
$\dot{\vartheta}_k, \dot{\gamma}_c, \dot{\psi}_k$	Производные углов $\vartheta_k, \gamma_c, \psi_k$
$\delta\dot{\vartheta}, \delta\dot{\gamma}, \delta\dot{\psi}$	Приращения углов ϑ, γ, ψ за счет вращения Земли
λ, φ	Широта и долгота самолета
$\dot{\lambda}, \dot{\varphi}$	Производные параметров λ, φ
$\alpha, \alpha_w, \beta, \beta_w$	Углы атаки, скольжения в скоростной и ветровой СК
$\dot{\alpha}, \dot{\alpha}_w, \dot{\beta}, \dot{\beta}_w$	Производные углов $\alpha, \alpha_w, \beta, \beta_w$
$\delta\dot{\alpha}, \delta\dot{\beta}$	Приращения угла атаки и угла скольжения за счет вращения Земли

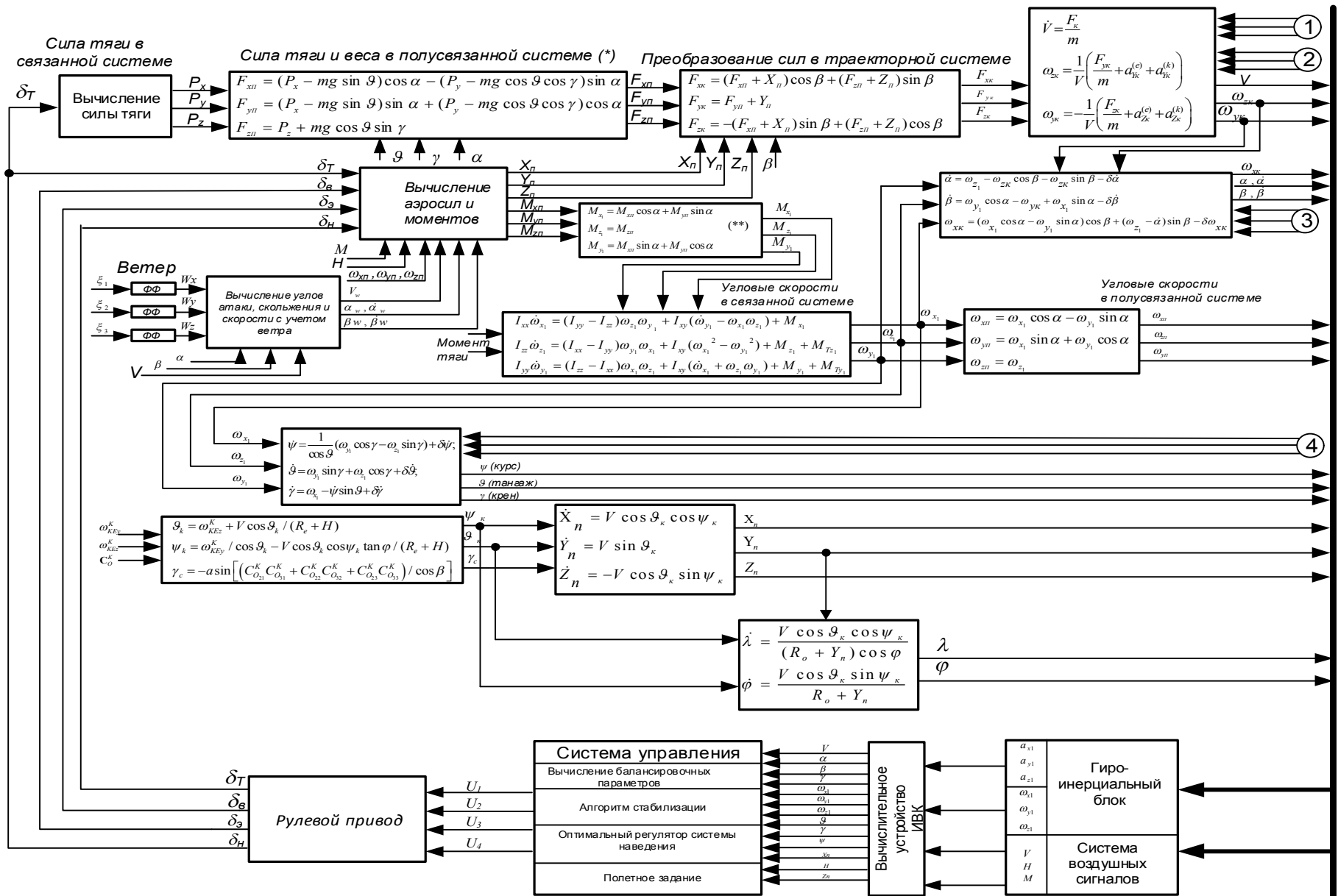
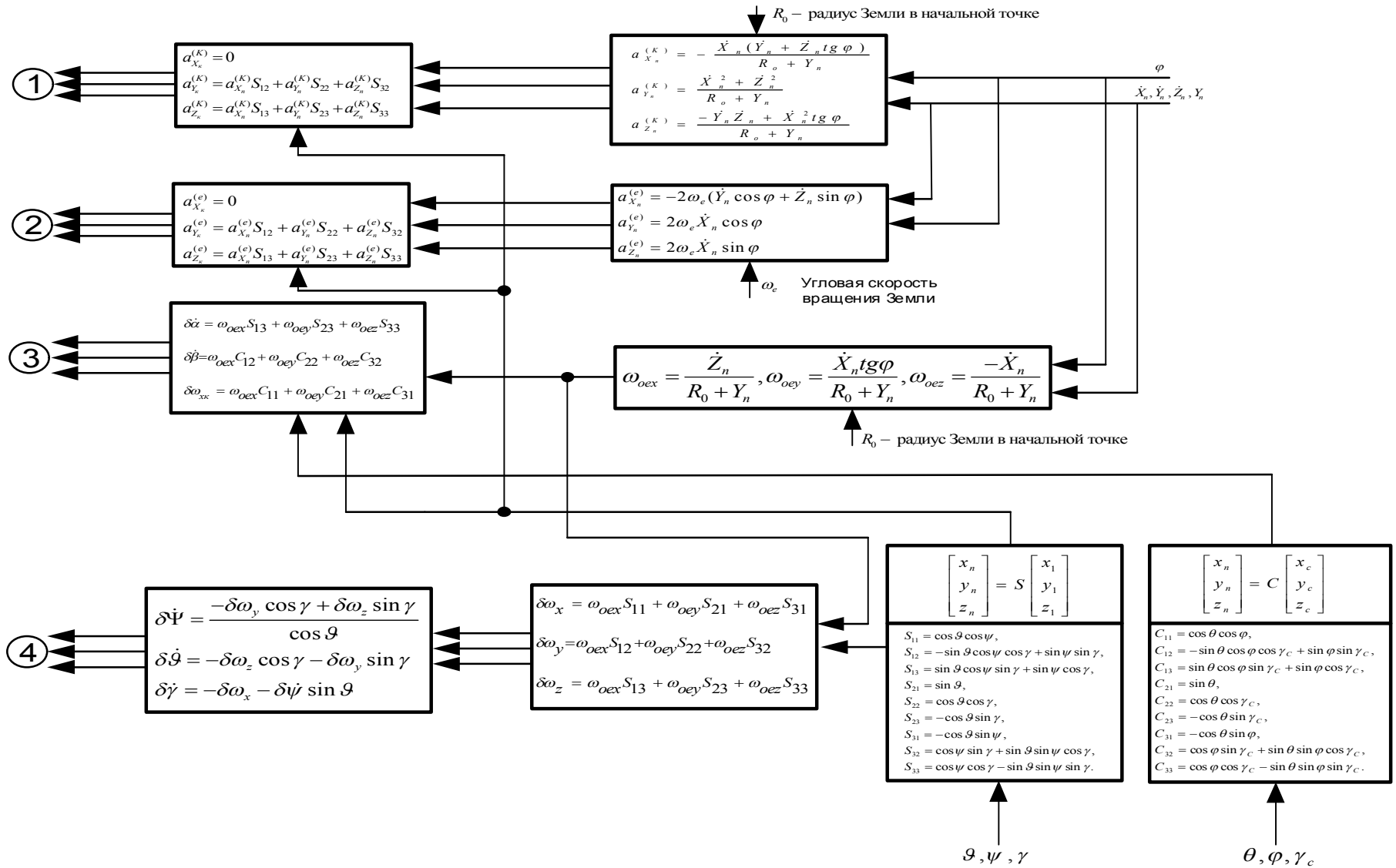


Рис. 15. Математическая модель движения самолета в атмосфере в неинерциальной системе координат связанной с Землей.



Формула Гельмерта-Кассиниса для гравитационного ускорения:

$$g \approx g_0 \left(1 - \frac{2H}{R}\right), \quad g_0 = g_s (1 + k_1 \sin^2 \varphi - k_2 \sin^2 2\varphi), \quad g_s = g_s(R, \varphi_0, \lambda_0), \quad k_1, k_2 - \text{const}$$

Рис.16. (продолжение рис.15)

Алгоритм управления рулями самолета обеспечивает типовые законы управления:

$$\Delta U_1 = k_{PV}(V - V_{TP}) + k_{PH}(H - H_{TP});$$

$$\Delta U_2 = k_\theta(\theta - \theta_{TP}) + k_{\dot{\theta}}(\dot{\theta} - \dot{\theta}_{TP}) + k_H(H - H_{TP}) + k_{\gamma_1}(\gamma - \gamma_{TP});$$

$$\Delta U_3 = k_{\gamma_2}(\gamma - \gamma_{TP}) + k_{\dot{\gamma}}(\dot{\gamma} - \dot{\gamma}_{TP}) + k_{\psi_1}(\psi - \psi_{TP});$$

$$\Delta U_4 = k_{\psi_2}(\psi - \psi_{TP}) + k_{\dot{\psi}}(\dot{\psi} - \dot{\psi}_{TP}) + k_{\gamma_3}(\gamma - \gamma_{TP}).$$

Где: $k_{PV} = -0.005$; $k_{PH} = 10.5$; $k_\theta = 0.8$; $k_{\dot{\theta}} = 1.05$; $k_H = 0.015$; $k_{\gamma_1} = 0.005$;

$k_{\gamma_2} = -0.35$; $k_{\dot{\gamma}} = -0.025$; $k_{\psi_1} = -0.75$; $k_{\psi_2} = -1.55$; $k_{\dot{\psi}} = -1.0$; $k_{\gamma_3} = -0.3$

$U_i = \Delta U_i + U_{PP}$; $i = 1 \div 4$.

U_{PP} - программный сигнал из решения задачи балансировки (при движении по глиссаде) и задачи оптимального управления (при выравнивании).

$V_{TP}, H_{TP}, \theta_{TP}, \gamma_{TP}, \psi_{TP}$ - требуемое значение, полученное из решения задачи балансировки и оптимального выравнивания.

Система воздушных сигналов

В работе рассмотрен алгоритм вычисления в СВС аэроматрических параметров в соответствии со схемой рис. 17:

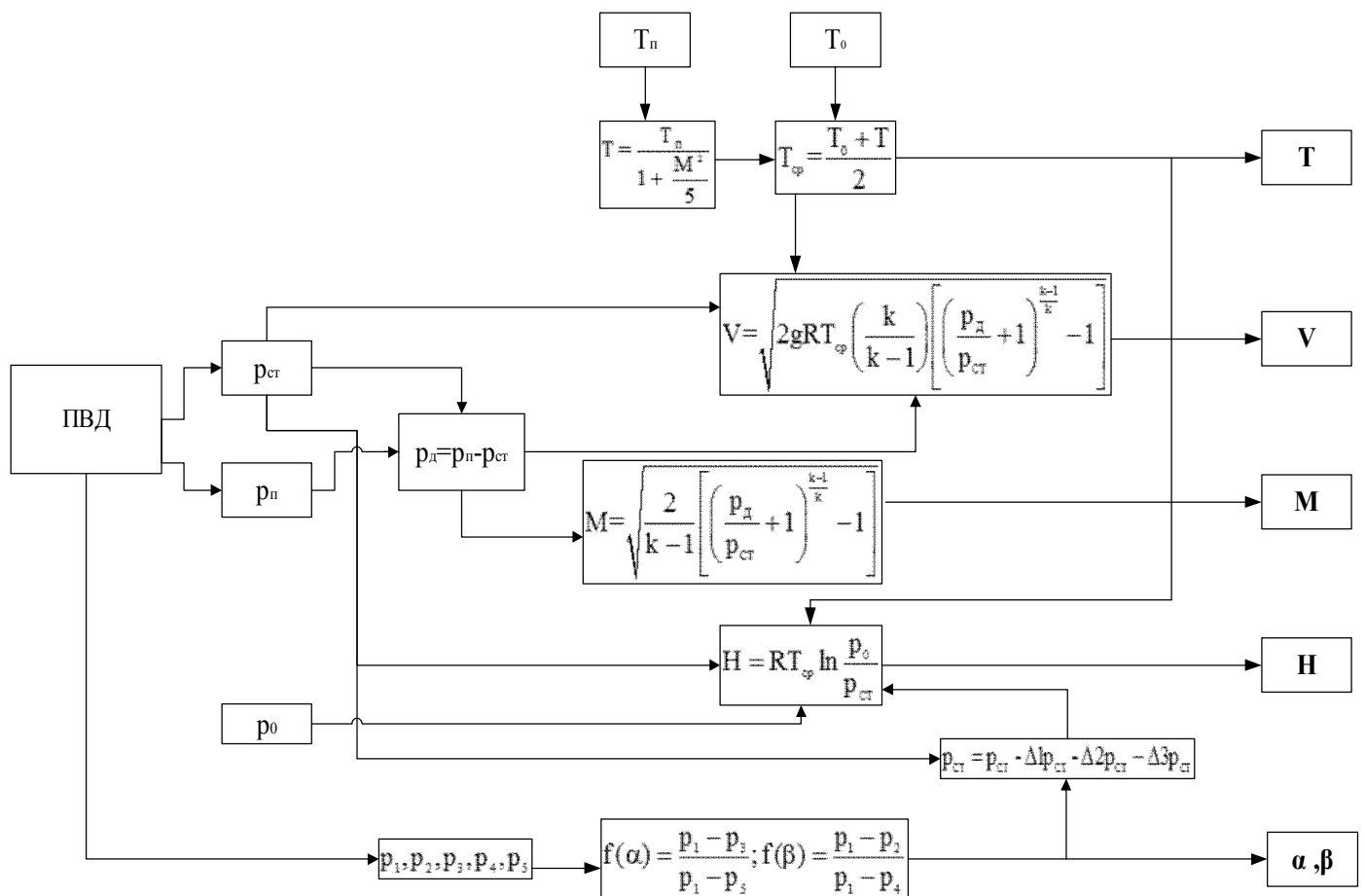


Рис.17. Схема алгоритма СВС

Модель атмосферы:

При разработке модели окружающей среды учтена стандартная атмосфера с вариациями состояния атмосферы на текущей высоте полета: ветер, вариация давления и плотности. При моделировании отклонений было принято, что форма отклонения есть коррелированный случайный процесс.

Использован формирующий фильтр второго порядка для отклонений:

$$\frac{d^2 X}{dh^2} + a_{1X}(h) \frac{dX}{dh} + a_{0X}(h)X = b_X(h)\xi(h).$$

где X – отклонение (давления, плотности).

Для моделирования ветра используется модель Друдена.

Для сопоставления точностей работы подсистем ИВК погрешность оценки давления и температуры у Земли нулевая.

Инерциальный блок системы измерения

В работе рассмотрен полный базовый бортовой алгоритм БИНС соответствующий схеме рис. 18, которая является наиболее распространённой в задачах навигации самолетов.

Рассмотрен типовой набор характеристик гиринерциального блока средней точности и типовой набор погрешностей. Для сопоставления точностей работы подсистем ИВК принята нулевая погрешность начальной выставки.

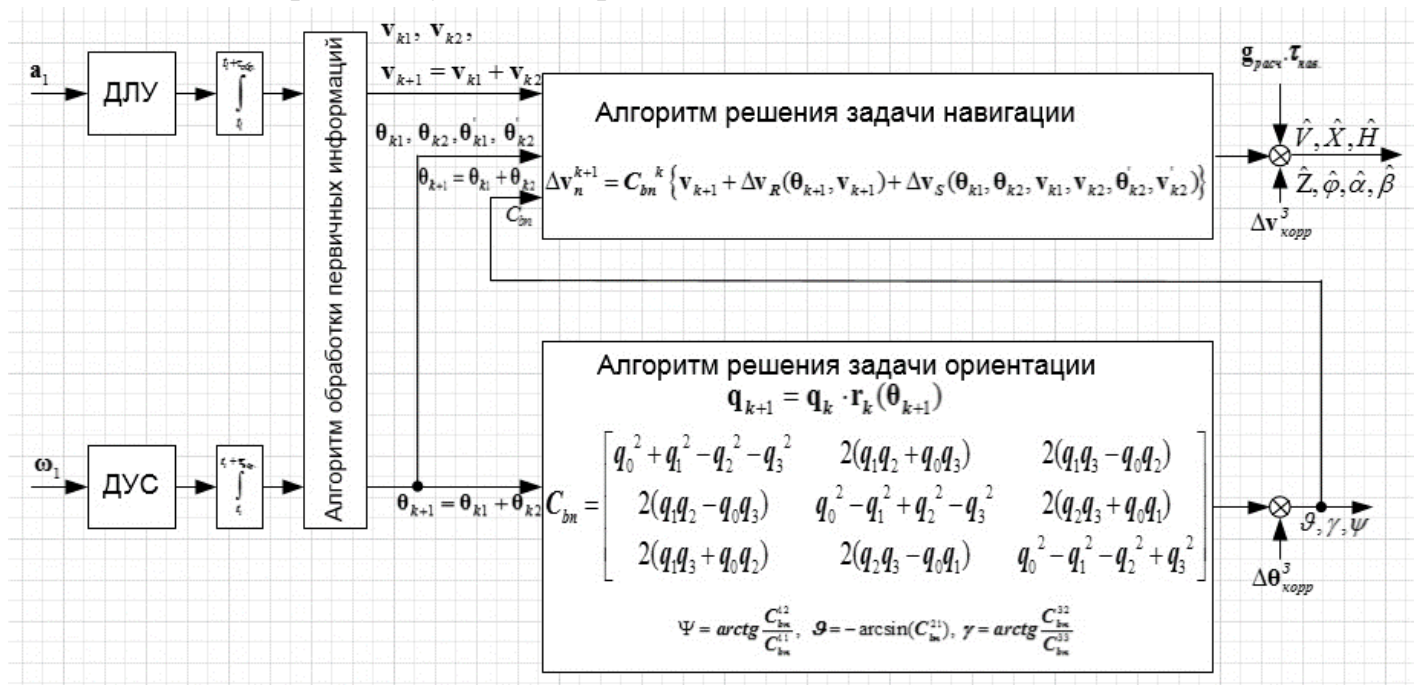


Рис.18. Блок-схема алгоритма решения задач ориентации и навигации самолета.

где a_1, ω_1 - векторы кажущегося ускорения и абсолютной угловой скорости самолета в ССК; $\Delta v_{корр}^3$ - вектор коррекций приращения скорости по вращению Земли; $\Delta \theta_{корр}^3$ - вектор коррекций приращения углов по вращению Земли; v_i, θ_i - приращения

вектора кажущейся скорости и углов поворота самолета за интервал времени $\tau_{\text{нав}}$; $g_{\text{расч}}$ - расчетный вектор ускорения силы тяготения.

В реальных ситуациях учет ненулевых начальных погрешностей: выставки БИНС, давления, и температуры у Земли не вызывает затруднений.

Для принятой модели погрешностей БИНС и СВС по реализациям вычисление характеристик случайной составляющей приводит к СКО $\sigma_{H_{\text{изм}}} = 2.62 \text{ м}$; $\sigma_{ay} = 0.003 \text{ м/с}^2$, которые и использованы в модели ДФК при комплексировании сигналов.

Анализ точности движения самолета в режиме посадки

Комплексное моделирование работы всего контура управления с ИВК разной комплектации производится на языке С++ и наиболее характерные графики реализации работы системы автоматической посадки по высоте представлены на нижеприведенном рисунке 19.

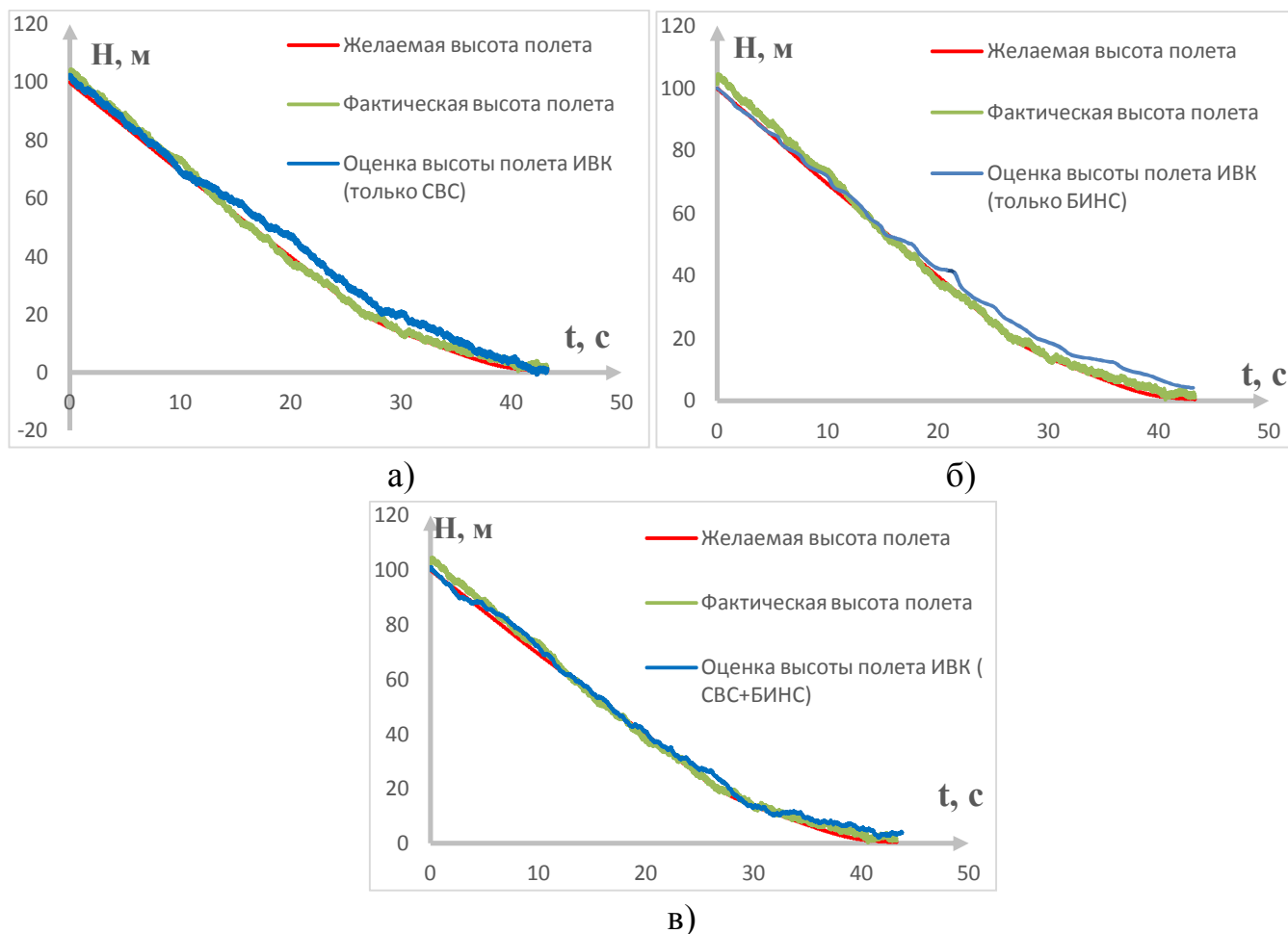


Рис.19. Графики траекторий посадки по высоте

где: с ИВК (только на основе СВС)-рис 19.а

с ИВК (только на основе БИНС) – рис 19.б

с ИВК (на основе комплексирования измерения БИНС и СВС в ДФК)- рис 19.в

Максимальная погрешность движения (относительно желаемой траектории) по высоте полета самолета (с учетом сделанных допущений):

+ИВК на основе БИНС: 4.14 м

+ИВК на основе СВС: 8.54 м

+ИВК на основе БИНС+СВС: 2.45 м

В работе проведен многократное моделирование (100 экспериментов) для оценки точности движения самолета в точке касания ВПП. На рис.20 приведено распределение вероятностей оценки точности движения самолета в точке касания ВПП. Если используем более чем 100 экспериментов, то это не влияет на оценку значение вероятности.

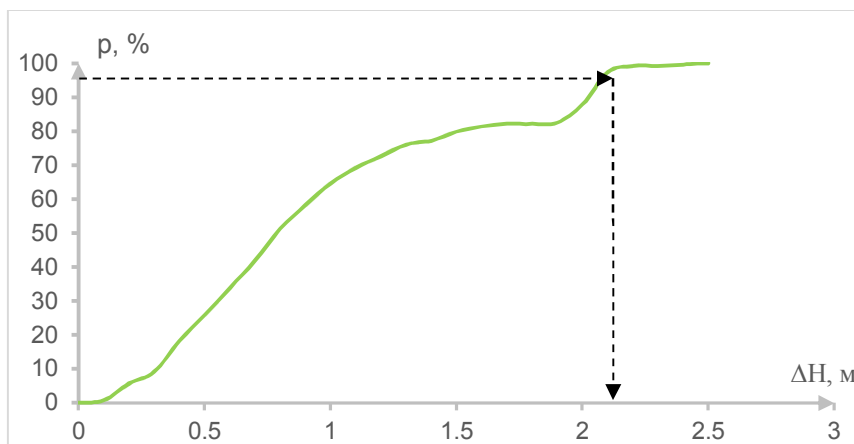


Рис.20. Распределение вероятностей оценки точности движения самолета в точке касания ВПП

где ΔH = отклонение фактической высоты полета от оценки высоты на основе ИВК в точке касания ВПП.

Из графика видно, что доверительный интервал погрешности в точке касания ВПП равен ± 2.45 м, соответствующий значению доверительной вероятности 0.99.

На процесс посадки накладываются достаточно жесткие ограничения, в особенности на его завершающий этап – касание взлетно-посадочной полосы. В работе показано, что для обеспечения успешной автономной автоматической посадки самолета с ИВК в составе БИНС и СВС с прямыми характеристиками возмущений.

В заключении сформулированы основные результаты и выводы по диссертации.

Основные результаты и выводы

1. Реализована программная модель взаимосвязи точности движения проектируемого самолета в режиме посадки с характеристиками воздушного потока, параметрами приемного тракта измерения статического давления в ПВД СВС (ИВК), параметрами БИНС и алгоритмом совместной обработки сигналов в ИВК минимального состава (БИНС и СВС).

2. Найдена наилучшая модель турбулентности для моделирования обтекания самолета на основе сопоставления рассчитанных по построенным моделям аэродинамических характеристик и доступных экспериментальных аэродинамических характеристик (погрешность менее 6%).

3. Реализована проверка применимости модели турбулентности для описания распределения давления во внутренних каналах ПВД СВС. Результаты сопоставления показали, что принятая модель турбулентности дает сходимости расчетных и экспериментальных характеристик распределения давления не только для случая внешнего обтекания самолета, но и установления давления в трубопроводе ПВД СВС.

4. Полученные математические модели позволяют исследовать влияния параметров ПВД на точности измерения статического давления в ПВД СВС. В следствие этого, можно формализовать этапы процесса разработки ПВД с требуемыми точностными характеристиками измерений на первоначальном этапе разработки самолета (ИВК).

5. Разработан алгоритм и реализовано численное решение задачи нахождения наиболее целесообразных областей размещения ПВД, на основе расчета погрешностей в статическом режиме полета в зависимости от углов атаки и скольжения, скорости и т.д.

- Получена расчетным путем модель динамики измерения $p_{ст}$ в СВС.

- Рассчитанные значения статических погрешностей $\Delta_{1рст}$, $\Delta_{2рст}$, $\Delta_{3рст}$ и модели динамических искажений позволяют спрогнозировать итоговые погрешности канала $P_{ст}$ ПВД в СВС и, при недостаточной точности, программно в БЦВМ реализовать компенсацию статической погрешности и искажений.

6. Количественные оценки полученной из моделей влияния на погрешности измерения высоты показывают что:

- динамическое искажение, влияние экрана и искажение по углу обтекания существенно влияют на погрешности измерения высоты полета самолета (максимальная погрешность $\Delta H \approx 8.54$ м).

- для обеспечения точности движения самолета целесообразно использовать приведенный алгоритм совместной обработки измерений БИНС и СВС.

- совместная работа на основе ДФК с СВС и БИНС обеспечивает определение высоты полета в режиме посадки, в этапе выравнивания и касания с ВПП (в условиях принятых допущений).

7. Предложена методика расчета распределения давления по корпусу ЛА и параметров ПВД отличающаяся от существующих:

–Использованием комплекса расчетным путем получаемых математических моделей, адекватность которых подтверждена сравнением результатов моделирования и частично доступных результатов аэродинамических испытаний;

–Выбором модели турбулентности «k- ω SST» при использовании пакетов программ трехмерного моделирования течений жидкости и газа, где определены константы модели турбулентности;

–Выбором геометрических параметров ПВД на основе проведенных исследований, основанных на результатах математического моделирования по найденным математическим моделям.

Публикации по теме диссертации:

1. Чан К.Д. Исследование статических и динамических характеристик процесса измерения давления атмосферы в приемнике воздушного давления / Чан К.Д, Костюков В.М. // Вестник Московского Авиационного Института – 2015. – т22, №2. – С. 15-23.

2. Чан К.Д. Обоснование модели турбулентности для расчета параметров обтекания и аэродинамических характеристик пассажирского самолета/ Чан К.Д, Костюков В.М. // Вестник Московского Авиационного Института – 2015. – т22, №1. – С. 14-20.

3. Чан К.Д. Оценка точности определения траектории самолета в режиме посадки с помощью информационно-вычислительного комплекса бароинерциального типа. Электронный журнал «Труды МАИ», – 2015. – №82 – 10 с.

4. Чан К.Д. Численное исследование влияния движителей на аэродинамические характеристики дирижабля. / Чан К.Д, Семенчиков Н.В., Ле К.Д, Яковлевский О.В. // Электронный журнал «Труды МАИ», – 2012. – №52 – 9 с.

5. Чан К.Д. Влияние струй от винтов на аэродинамические характеристики дирижабля вблизи экрана / Чан К.Д, Семенчиков Н.В., Ле К.Д, Яковлевский О.В. // Электронный журнал «Труды МАИ», – 2012. – №52 – 12 с.

6. Чан К.Д, Костюков В.М. Исследование статических и динамических характеристик процесса измерения давления атмосферы в приемнике воздушного давления. Сборник тезисов докладов 13-й международной конференции «Авиация и космонавтика - 2014». Москва, 17-21 ноября 2014.

7. Чан К.Д., «Обоснование модели турбулентности для расчета параметров обтекания и аэродинамических характеристик пассажирского самолета». Сборник тезисов докладов Московской молодёжной научно-практической конференции «Инновации в авиации и космонавтике». Москва, 21-23 апреля 2015.

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание учёной степени

кандидата технических наук

Множительный центр МАИ (НИУ)

Заказ от «__» _____ 2016 г.

Тираж ___ экз.