

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЗАКОНА КОМПЕНСАЦИИ ОШИБКИ ВОСПРИЯТИЯ СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ ДЛЯ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ, УСТАНОВЛЕННОЙ НА БЕСПИЛОТНОМ ЛЕТАТЕЛЬНОМ АППАРАТЕ

© 2019 А.А. Задорожний, С.В. Рыбаков

АО «Ульяновское конструкторское бюро приборостроения»

Статья поступила в редакцию 23.05.2019

В статье приводятся результаты расчета и моделирования закона компенсации ошибки восприятия статического давления для типовой системы воздушных сигналов, установленной на беспилотном летательном аппарате. Постановка задачи формулируется следующим образом: необходимо обеспечить проведение летного эксперимента и последующую обработку его результатов с целью определения эталонного значения статического давления воздушного потока, неискаженного влиянием фюзеляжа объекта и посторонних сил. При этом задачу необходимо решить штатными средствами бортового оборудования объекта, без использования дополнительных систем траекторных измерений. Численное моделирование и определение корректирующих коэффициентов проводилось в САЕ-системе MathLab. Анализ результатов введения данной компенсации показал, что определение и компенсация погрешности по статическому давлению может быть выполнена и без использования дорогостоящих внешних систем либо продувок объекта в аэродинамической трубе. При использовании штатных радиовысотомера, датчиков давления и спутниковой системы с высокой точностью, а также большому числу полетов, в ожидаемых условиях эксплуатации, можно ожидать снижения погрешности по абсолютной барометрической высоте до  $\pm 2$  м.

*Ключевые слова:* система воздушных сигналов, моделирование параметров, многофункциональный приемник, беспилотный летательный аппарат.

Авиация в России и за рубежом развивается стремительными темпами и в настоящее время все больше производителей подключаются к разработке нового поколения летательных аппаратов – беспилотные летательные аппараты. Это стало доступно в частности благодаря современным достижениям в развитии цифровой техники, уменьшении массы и размеров бортового оборудования, возможности реализации сложнейших алгоритмов в системах управления. Однако, в процессе разработки и испытаний не всегда возможно просто «заменить» пилота на компьютер и использовать методики проведения экспериментов, применяемые для пилотируемой авиации.

Так, например, при применении «классической» системы воздушных сигналов, для обеспечения необходимой для осуществления безопасных полетов точности вычисления абсолютной барометрической высоты требуется выполнение работ по определению закона компенсации ошибки восприятия статического давления (ОВСД), возникающей от влияния фюзеляжа на давления в месте установки приемника воздушных давлений.

Эти работы можно реализовать тремя путями:

1) Математическим моделированием

*Задорожний Алексей Александрович, аспирант.*

*E-mail: alezador@gmail.com*

*Рыбаков Сергей Владимирович, аспирант.*

*E-mail: spider94.ru@mail.ru*

3D-модели объекта, с определением необходимых коэффициентов.

2) Продувка уменьшенной копии ЛА в аэродинамической трубе и получение экспериментальных данных

3) Проведение серии летных экспериментов (пробежки по полосе, подлеты, полеты на разных высотах и скоростях) по эталонному прибору для набора экспериментальных данных.

Для некоторых случаев перечисленные выше решения экономически, либо технически нецелесообразны.

Так, например для турбовинтовых ЛА, требуется дополнительно проводить моделирование вращения лопастей винта, для оценки их влияния на поле распределения давлений, что существенно увеличивает время моделирования, а соответственно сроки проведения разработки.

Продувка статической модели в аэродинамической трубе тоже не может дать достоверного результата, так как вращение винта и влияние возникающих при этом возмущений не производится.

При выполнении серии летных экспериментов удастся получить истинные значения давлений в местах установки датчиков с учетом влияния всех вышеуказанных факторов. Однако, необходимо отметить ключевые моменты, препятствующие использованию типовой методики получения законов компенсации ОВСД на БЛА:

1) Невозможность установки датчиковой группы в местах, не подверженных влиянию аэродинамики фюзеляжа и возмущения от двигателей;

2) Отсутствие на объекте контрольной аппаратуры, обеспечивающей формирование эталонов с нормируемой точностью;

3) Невозможность обеспечить БЛА истинными показаниями по углам атаки и скольжения, в том числе с помощью ПВД, установленного на выносной штанге;

4) Отсутствие пилота, осуществляющего пилотаж и как следствие летные ограничения, а также ограничение по используемым в САУ алгоритмам управления объектом.

В основном это вызвано стремлением разработчика самолета уменьшить габариты ЛА, и невозможностью обучить компьютер САУ реакции на недостоверные показания. Однако, для обеспечения возможности проведения летного эксперимента, была предложена следующая методика, использующая для оценки показаний штатные средства КБО объекта.

Этап 1 – Подготовка.

С целью обеспечения БЛА первичными данными о давлении приемник ПВД располагается в месте, наиболее вынесенном в невозмущенный поток. Для этого на носу или крыле устанавливаются штангу, в которой размещают приемник ПВД. Давления (полное и статическое), воспринимаемые данным приемником, заводят на вход одного из каналов штатной СВС объекта. Давления полное и статическое в местах установки датчиков ПВД измеряют оставшимися каналами СВС. Настраивают штатную систему регистрации параметров на запись показаний по давлению от всех каналов СВС. В САУ объекта вводят алгоритм, осуществляющий пилотирование по данным первого канала.

Этап 2 – Проведение наземных и летных экспериментов.

В первую очередь определяется закон компенсации ОВСД для приемника на носовой штанге. В последующем он будет использоваться как «эталон» для формирования закона для оставшихся каналов СВС.

Для определения аэродинамических поправок по статическому давлению требуется выполнить так называемые «парные проходы со встречными курсами», т.е. две «площадки» прямолинейного установившегося горизонтального полета на одной и той же высоте с одинаковыми воздушными скоростями ( $H_{абс} = const, V_{пр} = const, \psi_k = const, V_{уби} = const, \gamma \approx \beta \approx 0$ ), курс второй «площадки» должен отличаться от курса первой «площадки» на  $180^\circ \pm 3^\circ$ .

Продолжительность каждой «площадки» – 20 ... 30 с.

Требуемая точность выдерживания параметров при выполнении режимов:

- $\pm 3$  км/ч по приборной скорости;
- $\pm 3$  град по курсу;
- $\pm 10$  м по высоте;

Данные «площадки» выполняются последовательно, начиная с пробежки с подлетом (высота 0 - 10 м), затем выполняются полеты на высотах  $H = 200, 600, 1000$  м ...  $H_{макс}$ . После выполнения каждого полета производится уточнение закона компенсации ОВСД с учетом вновь полученных данных.

По результатам полетов производится определение ошибки путем разницы измеренного давления в месте восприятия с вычисленными «эталонными» данными по статическому давлению.

На этом этапе остановимся поподробнее и рассмотрим процесс формирования «эталонных» значений по абсолютной барометрической высоте и приборной скорости, на примере реальных данных, полученных при полете БЛА с турбовинтовыми двигателями.

Эталонная абсолютная барометрическая высота получается исходя из знаний о геометрической высоте, измеренной штатным радиовысотометром, спутниковой высотой, полученной по данным GPS/GLONASS, температуры наружного воздуха, измеренной датчиком температуры.

На данном ЛА бортовое оборудование обеспечивает выдачу данных со следующими погрешностями:

- по спутниковой высоте (Нспутник) не более  $\pm 1$  м;
- по геометрической высоте от радиовысотометра ( $H_{рв}$ ) не более  $\pm 1$  м (после высоты 200 м показания от радиовысотометра искажаются рельефом местности и не принимаются в расчет);
- по статическому давлению не более  $\pm 0,3$  гПа;
- по температуре наружного воздуха не более  $\pm 1^\circ$  С.

При этом от штатной СВС требуется обеспечить погрешность показаний по абсолютной барометрической высоте не более  $\pm 6$  м в диапазоне высот от минус 500 до 1000 м.

1) Первым шагом необходимо привести все известные высоты к одной исходной точке (нулю аэродрома).

Устраняем погрешность измерения радиовысоты приведя 0 радиовысоты к 0 аэродрома.

$$\Delta H_{г0} = H_{г0} - 0, \quad (1)$$

где  $H_{г0}$  – значение геометрической высоты, измеряемое во время стоянки самолета

$$H_{гпр} = H_{г} - \Delta H_{г0}, \quad (2)$$

Вычисляем величину сдвига спутниковой высоты для приведения к абсолютной при текущем давлении дня.

$$\Delta H_{сп0} = H_{сп0} - H_{абс0}, \quad (3)$$

где  $H_{сп0}$  – значение спутниковой высоты, измеряемое во время стоянки самолета,  $H_{абс0}$  – значение абсолютной барометрической высоты, измеряемой во время стоянки самолета.

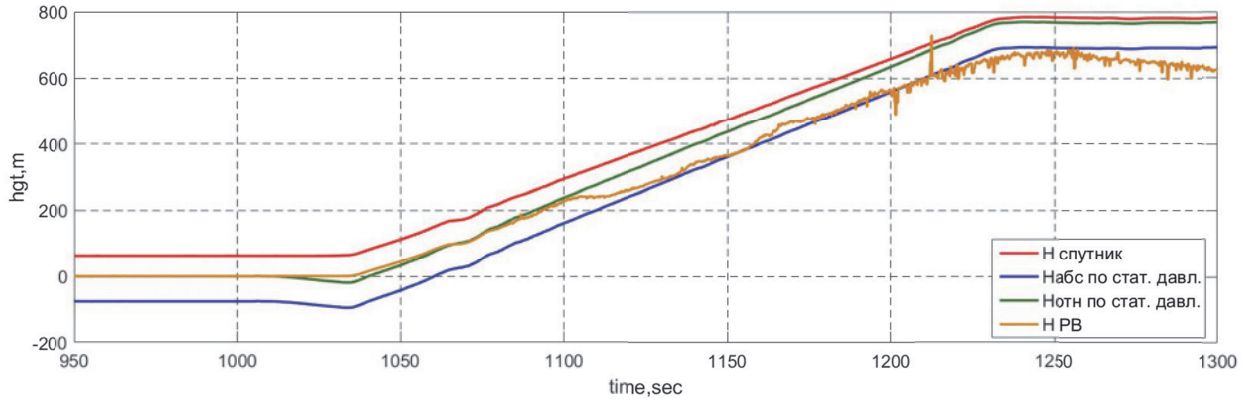


Рис. 1. Измеренные данные по высоте по результатам первого полета

Получаем приведенную абсолютную барометрическую высоту, используя выражение:

$$H_{СППР} = H_{СП} - \Delta H_{СПО}, \quad (4)$$

Выполняем пересчет приведенной спутниковой высоты в «эталонное» статическое давление с учетом сжимаемости воздуха измеренной температуры  $T_H$ .

$$P_{ЭТ} = P_3 \cdot \exp \left[ \frac{-g \cdot (H_{ГЕОМ}^{СНС} - H_3)}{R_c \cdot \left( \frac{T_3 - T_H}{2} + 273,15 \right)} \right], \quad (5)$$

Следующим шагом необходимо полученные значения статического давления пересчитать в «эталонную» абсолютную барометрическую высоту по формуле стандартной атмосферы [1].

$$H_{абс}^* = 44330,769 * \left[ 1 - \left( \frac{P_{cm}^*}{1013,25} \right)^{0,1902631} \right], \quad (6)$$

Относительная барометрическая высота с учетом заданной барокоррекции будет вычислена по формуле:

$$H_{отн}^* = H_{абс}^* - 44330,769 * \left[ 1 - \left( \frac{P_3}{1013,25} \right)^{0,1902631} \right], \quad (7)$$

Таким образом, в момент стоянки, разбега и торможения графики приведенных высот должны сойтись.

Полученная погрешность может быть вычислена по формуле

$$\Delta H_{абс} = H_{абс}^* - H_{абс}, \quad (8)$$

В данном полете максимальная погрешность показаний по абсолютной высоте составила 25,45 м.

3) Величину вводимой поправки находим как разницу между измеренным значением статического давления и «эталонным».

4) Затем с помощью регрессионного анализа выполняется расчет функциональной зависимости значения вводимой поправки от вычисленного числа  $M$  (без поправки).

$$M_{изм} = \sqrt{5 * \left[ \left( \frac{P_{полн}}{P_{cm}} \right)^{\frac{1}{3,5}} - 1 \right]}, \quad (9)$$

$$\frac{dP}{P_{cm}} = f(M), \quad (10)$$

Скорректированное статическое давление с учетом поправки вычисляется по формуле:

$$P_{cm}^* = P_{cm} * \left( 1 + \frac{\Delta P}{P_{cm}} \right), \quad (11)$$

Обычно полученная функция представляет собой полином 3 либо 4 степени, однако при определенных ситуациях (неудачное расположение датчиков, мало исходных данных для анализа) точности полученной функции бывает недостаточно.

В этом случае переходят к кусочному разбиению полета на участки и получению отдель-

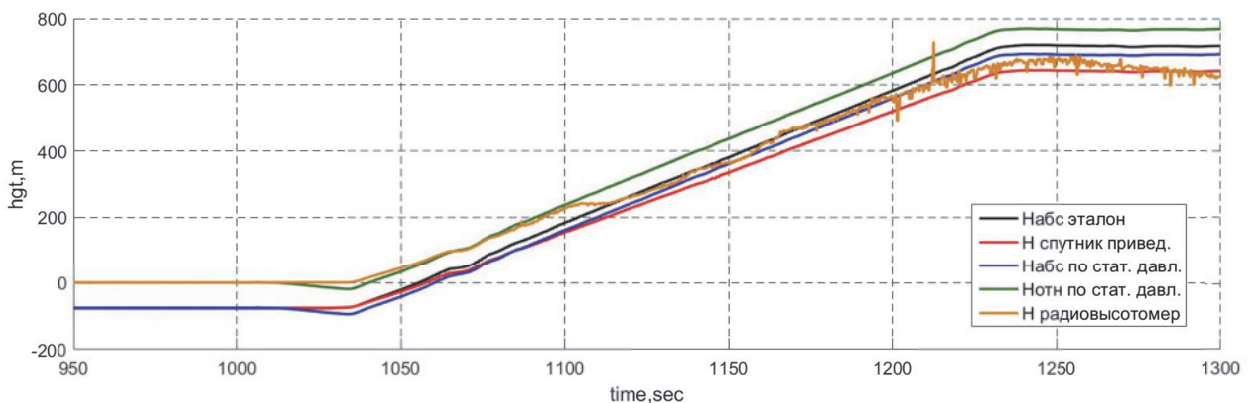


Рис. 2. Полученные приведенные значения высот по результатам первого полета

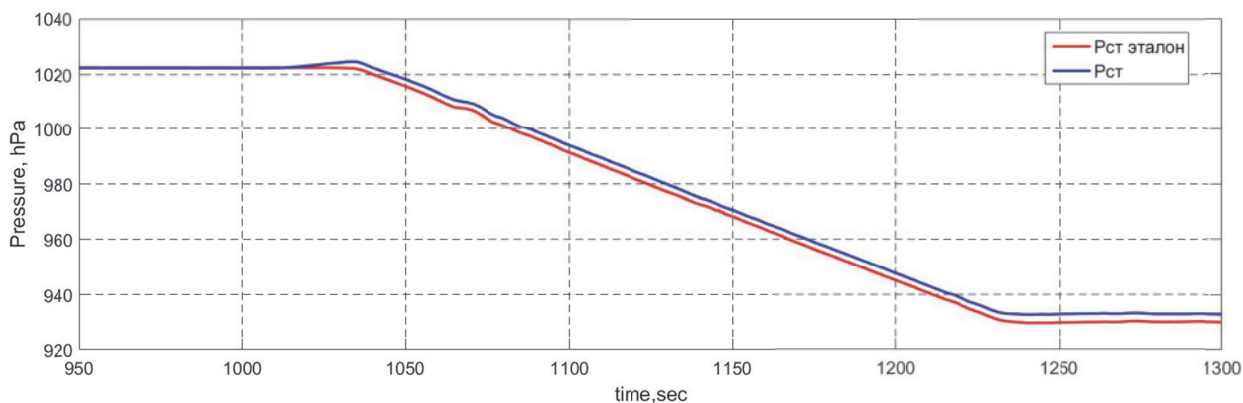


Рис. 3. Эталонное и измеренное статическое давление в первом полете

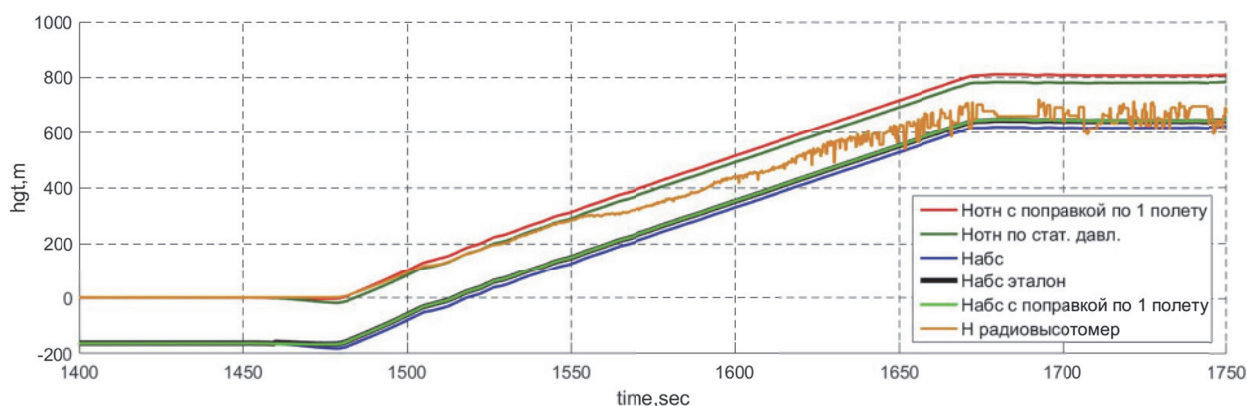


Рис. 4. Измеренные данные по высоте и эталон по результатам второго полета

ных функциональных зависимостей на каждом из участков. При этом обеспечивают плавный переход между участками за счет изменения «веса» влияния каждой поправки.

Этап 3 – Оценка результатов.

Производится ввод коэффициентов коррекции ОВСД, вычисленных по предыдущему этапу и затем выполняется полетная программа, аналогичная Этапу 2. По результатам полетов производится оценка высотно-скоростных параметров (с учетом компенсации) с вычисленными «эталонными» значениями абсолютной барометрической высоты и приборной скорости (вычисление производить по методу, изложенному в п.1 этапа 2).

Полученная погрешность может быть вычислена по формуле (8).

В данном полете исходная максимальная погрешность показаний по абсолютной высоте (без использования коррекции) составила 23,04 м. При использовании закона коррекции ОВСД, полученного на предыдущем шаге, максимальная погрешность измерений составила не более 2,30 м.

Таким образом, использование данной методики позволило привести погрешность измерения абсолютной барометрической высоты в соответствие требованиям ТЗ с использованием

только штатных средств бортового оборудования объекта.

Результат использования данной методики заключается в повышении точности измерения высотно-скоростных параметров и обеспечении БЛА информацией, необходимой для осуществления безопасного пилотирования.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Измерители аэродинамических параметров летательных аппаратов: учебное пособие / Г.И. Ключев, Н.Н. Макаров, В.М. Солдаткин, И.П. Ефимов [под ред. В.А. Мишина]. Ульяновск: УлГТУ, 2005. 509 с.
2. Кравцов В.Г., Алексеев Н.В. Анализ современных бортовых средств измерения высотно-скоростных параметров // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 2000. №8. С. 47-50
3. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. М.: Изд-во стандартов, 1982. 182 с.
4. ГОСТ 5212-74. Таблица аэродинамическая. Динамические давления и температуры торможения воздуха для скорости полета от 10 до 4000 км/ч. Параметры. М.: Изд-во стандартов, 1974. 239 с.
5. Олейник А.И. Архитектура перспективного информационного комплекса высотно-скоростных параметров полета самолета // Перспективы науки. 2009. №1. С. 36-38
6. Петунин А.Н. Методы и техника измерений параметров газового потока (приемники давления и



- скоростного напора). М.: Машиностроение, 1972. 332 с.
7. Жуков К.С. Реализация аэродинамического измерителя углов атаки и скольжения для беспилотного летательного аппарата // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана: электронное издание. 2013. URL: <http://engjournal.ru/articles/524/524.pdf> (дата обращения 14.03.2019).
8. Погрешность восприятия полного давления приемником с протоком в камере торможения / С.Г. Пушкиков, Е.Г. Харин, В.Р. Кожурин, Л.Л. Ловицкий // Авиакосмическое приборостроение. 2010. №5. С. 3-8.

## DEFINITION OF STATIC PRESSURE ERROR COMPENSATION LAW FOR THE AIR DATA SYSTEM, INSTALLED ON UAV DRONE

© 2019 A.A. Zadorozhniy, S.V. Rybakov

JSC "Ulyanovsk Instrument Manufacturing Design Bureau"

This article contains information about result of estimations and modeling's for defined static pressure error compensation law for typical air data system, installed on unmanned air vehicle drone. The problem statement: it necessary to provide flight test and post-flight data processing with performing of results to purpose definition of reference static air pressure data, without addicted errors caused by influence of object fuselage and extra forces. Wherein is necessary to give problem decision by means stock drone systems, without using additional trajectory acquiring systems. The optimization and definitions of law was performed by using the computer-aided system MathLab. Analysis of effects after using this law give confirmation, that defining and compensation erroneous static pressure data may be completed without using of expensive external systems or investigation of object in a aerodynamic duct. If stock onboard radio altitude, pressure sensors and GPS altitude with high accuracy will be used, and big number of flight data will be getted, then in expected flight conditions may be reached the descent accuracy of measuring absolutely barometric height to  $\pm 2$  m.

*Keywords:* air data system, air data modeling, air drone.

---

*Aleksey Zadorozhniy, Post-Graduate Student.*

*E-mail: alezador@gmail.com*

*Rybakov Sergei, Post-Graduate Student.*

*E-mail: spider94.ru@mail.ru*