

Труды МАИ. 2023. № 132
Trudy MAI, 2023, no. 132

Научная статья

УДК 621.396.6.

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=176861>

АЛГОРИТМ КАЛИБРОВКИ И НАСТРОЙКИ ЭЛЕМЕНТОВ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ

Кирилл Александрович Иваненко¹, Сергей Иванович Егоров²,

Дмитрий Борисович Борзов³✉

^{1,2,3}Юго-Западный государственный университет (ЮЗГУ),

Курск, Россия

¹k.iwanencko@gmail.com

²sie58@mail.ru

³borzovdb@kursknet.ru✉

Аннотация. Объектом исследования данной работы являются методы калибровки термокомпенсированных датчиков статического и динамического давления. Рассматривается математический аппарат для приведения показаний барометрических датчиков в заданные диапазоны. Разрабатываются алгоритмы, методики и осуществляется настройка технологического оборудования для выполнения калибровочных процедур системы воздушных сигналов.

Ключевые слова: система воздушных сигналов, датчики, калибровка, статическое и динамическое давление, технология, летательный аппарат

Для цитирования: Иваненко К.А., Егоров С.И., Борзов Д.Б. Алгоритм калибровки и настройки элементов системы воздушных сигналов // Труды МАИ. 2023. № 132.

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=176861>

Original article

ALGORITHM FOR CALIBRATION AND ADJUSTMENT OF AIR SIGNAL SYSTEM ELEMENTS

Kirill A. Ivanenko¹, Sergey I. Egorov², Dmitry B. Borzov³✉

^{1,2,3}South-Western State University (SWSU),

Kursk, Russia

¹k.iwanencko@gmail.com

²sie58@mail.ru

³borzovdb@kursknet.ru✉

Abstract. The aircraft position determining in the airspace is is one of the key and important components of navigation. An important subtask herewith for achieving the goal is altitudes, speeds and accelerations determining, since the specified trajectory cannot be maintained in the absence of these parameters.

The main types of the employed radio altimeters are the barometric and radio altimeters. Instruments based on the principle of computing the return time of the signal reflected from the Earth are employed for the most part while the aircraft takeoff and landing, while for the most portion of the flight, the work is being performed by the barometric instruments.

The pressure sensors readings are being affected by the ambient temperature. They are divided into compensated and uncompensated by the principle of dependence on

temperature. Temperature compensation of the sensor implies the return of the sensor to the readings that it would give without accounting for the temperature effect, after a certain time and with a certain error. The basic compensation properties, such as error and return time, can also depend on temperature factors in practice and vary over the temperature range. Besides, sensor membranes are subjected to aging, and the temperature compensation properties of sensors may depend on the wear factors as well.

In case of employing sensors without compensation, all the work on temperature correction of readings is performed by a mathematical apparatus, which is based on the readings of the sensors themselves, as well as on the readings of a number of other sensors that measure the properties of the environment. When applying sensors with temperature compensation, the mathematical apparatus can perform thermal correction operations at the boundary sections of the temperature range.

Besides the temperature correction, mathematical apparatus in air signal systems is required to compensate for the static pressure error, which increases with the measured altitude increasing. Thus, with deviations of 0–5 meters in the altitude range of 0–1000, in the range of 4500–5500 meters, the error may already be of 15–25 m, which is unacceptable in the requirements for modern airborne signal systems (Air Signal System).

The main problem of dynamic pressure sensors is opposite to the static data, namely it consists in in error values increasing at low speeds of 0–75 m. Besides, this device should be insensitive to the wind interference in a stationary state on the ground, so as not to interfere with the other equipment operation. With the speeds growth, the in error increase is not as obvious as at low speeds.

The above said problems demonstrate the relevance of creating an algorithmic and mathematical apparatus for preliminary calibration of the SHS systems, a calibration methodology, as well as a system for its hardware support.

The object of study of this work is methods for calibrating the temperature-compensated static and dynamic pressure sensors, forming the air signal system.

The subject of the study is a mathematical apparatus for bringing the readings of barometric sensors into specified ranges.

As a result of the design, the following was accomplished:

- an algorithm for calibrating static and dynamic pressure sensors has been developed;

- a method has been formulated for reducing the natural curve of sensor readings to the reference ones;

As the result, a mathematical model, algorithm and calibration technique are proposed with subsequent mathematical correction of the readings of temperature-compensated sensors of the SHS system, based on an analysis of the behavior of selected sensors when changing functional and temperature ranges, using modern technological equipment. A method for calibrating air signal sensors has been developed and debugged, allowing performing input control of the employed sensors, identifying in advance devices with an inoperative compensation apparatus, by analyzing data obtained by simulating flight conditions.

The authors developed iterative algorithms for interaction between the traffic controller and the hardware and software complex that implement the existing methodology.

Keywords: air signal system, sensors, calibration, static and dynamic pressure, technology, aircraft

For citation: Ivanenko K.A., Egorov S.I., Borzov D.B. Algorithm for calibration and adjustment of air signal system elements. *Trudy MAI*, 2023, no. 132. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=176861>

Введение

Определение местоположения летательного аппарата в воздушном пространстве является одной из ключевых и важных составляющих навигации. При этом важной подзадачей для достижения цели является определение высот и скоростей, а также ускорений – без этих параметров нельзя выдержать заданную траекторию.

На показания датчиков давления влияет температура окружающего воздуха, по принципу зависимости от температуры они делятся на скомпенсированные и некомпенсированные. Температурная компенсация датчика подразумевает возврат датчика к показаниям, которые он бы выдавал без учёта температурного воздействия, через определённое время и с определённой погрешностью [1].

Помимо температурной коррекции математический аппарат в системах воздушных сигналов требуется использовать для компенсации ошибки по статическому давлению, увеличивающейся с ростом измеряемой высоты [2]. Так, при отклонениях 0 - 5 метра в диапазоне высот 0 – 1000, в диапазоне 4500 – 5500

метров ошибка может составлять уже 15 – 25 м, что недопустимо в требованиях к современным СВС [3].

Основная проблема датчиков динамического давления обратна статическим данным – это возрастание значений ошибок на малых скоростях 0 – 75 м. Кроме того, необходимо делать прибор нечувствительным к ветровым помехам в стационарном состоянии на земле, чтобы не сбивать работу другого оборудования. При увеличении скоростей возрастание ошибки не так наглядно, как на малых скоростях [4].

Описанные проблемы показывают актуальность создания алгоритмического и математического аппарата предварительной калибровки систем СВС, методики калибровки, а также системы её аппаратной поддержки.

Целью проекта является разработка алгоритмов, методики и технологического оборудования для выполнения калибровочных процедур системы воздушных сигналов.

Разработка алгоритма и методики калибровки подсистемы СВС

Температурную и функциональную приработку предлагается совмещать, что наиболее эффективно, так как мембрана датчиков переходит в противоположные состояния на каждой температурной полке, то есть параллельно выполняются и термоциклирование, и элементы функциональной работы [5]. Такая программа приработки будет соответствовать таблице 1.

Таблица 1. Воздействия на приработку для блоков ПНС-1

Время от	Температура,	Статическое давление, Па	Динамическое давление, Па
----------	--------------	--------------------------	---------------------------

включения питания ПНС-1, ч	°С		
0	-25	-40000	7000
2	-25	3000	0
4	-25	-40000	7000
6	-25	3000	0
Время включения питания ПНС-1, ч	Температура, °С	Статическое давление, Па	Динамическое давление, Па
8	+55	-40000	7000
10	+55	3000	0
12	+55	-40000	7000
14	+55	3000	0
16	-25	-40000	7000
18	-25	3000	0
20	-25	-40000	7000
22	-25	3000	0
24	+55	-40000	7000
26	+55	3000	0
28	+55	-40000	7000
30	+55	3000	0
32	-25	-40000	7000
34	-25	3000	0
36	-25	-40000	7000
38	-25	3000	0
40	+55	-40000	7000
42	+55	3000	0
44	+55	-40000	7000
46	+55	3000	0
48	-25	-40000	7000
50	-25	3000	0

52	-25	-40000	7000
54	-25	3000	0
56	+55	-40000	7000
58	+55	3000	0
60	+55	-40000	7000

К
онкре
тные
значе

ния давления имитируют максимальные разнонаправленные воздействия согласно применяемым к данной аппаратуре требованиям.

Значения температуры являются крайними границами рабочего диапазона устройства [6].

Математическая постановка задачи калибровки подсистемы СВС

Предлагаемая модель действует в рамках процедур термостатирования и подачи имитационных воздействий. Она отражает зависимости погрешностей датчиков от температуры окружающей среды, а также от изменения величин их показаний, позволяя при этом выявить неисправные датчики и отбраковать их. Может применяться как к термоскомпенсированным, так и к нетермоскомпенсированным датчикам.

Предположим, что датчик статического давления выдаёт на выходе значение P , отличное от значения имитатора $P_{эт}$ на величину Δ :

$$P_{эт} - P = \Delta.$$

Температурный диапазон работы датчика составляет $[T_{min} .. T_{max}]$,

i – значение температуры в данный момент времени.

Тогда температурная погрешность на каждом градусе будет составлять $\Delta(i) = P_{эт}(i) - P(i)$.

Поиск множества температурных погрешностей

$\{\Delta(T_{min}), \Delta(T_{min+1}), \dots, \Delta(T_{max})\}$, при которых $\Delta(i) \rightarrow 0$ и есть основная задача этапа калибровки – термостатирования [7].

Предположим, что существует показатель $K_{st0} = \sum_{T_{min}}^{T_{max}} \Delta(i)$, отражающий изначальную точность датчика статического давления во всём температурном диапазоне.

На показания датчиков давления влияет температура окружающего воздуха, по принципу зависимости от температуры они делятся на скомпенсированные и некомпенсированные. Температурная компенсация датчика подразумевает возврат датчика к показаниям, которые он бы выдавал без учёта температурного воздействия, через определённое время и с определённой погрешностью. Основные свойства компенсации, погрешность и время возврата, на практике также могут зависеть от температурных факторов, и различаться в температурном диапазоне.

Для скомпенсированных датчиков статического давления сумма $K_{st0} = \sum_{T_{min}}^{T_{max}} \Delta(i)$ изначально будет заметно меньше, чем для некомпенсированных. Предположим, что после проведения термостатирования для датчика давления найдено множество $\{\Delta(i)\}, i \in \{T_{min} \dots T_{max}\}$.

Тогда $K_{st} = \sum_{T_{min}}^{T_{max}} \Delta(i)$, а разница $K_{stt} = K_{st} - K_{st0}$ показывает качество термостатирования датчика статического давления. Чем меньше значение K_{stt} , тем выше качество термостатирования, которое сводится к минимизации данного коэффициента [8].

Аналогично для датчика динамического давления:

$K_{dynt} = K_{dyn} - K_{dyn0}$, цель $K_{dynt} \rightarrow 0$.

В датчиках давления помимо погрешностей, вносимых температурой, имеются ещё и погрешности, вносимые по мере изменения величин. Рассмотрим датчик статического давления. Для него при отклонениях 0 - 5 метра в диапазоне высот 0 – 1000, в диапазоне 4500 – 5500 метров ошибка может составлять уже 15 – 25 м, что недопустимо в требованиях к современным СВС.

Предположим, что в диапазонах высот 0...5000 метров зависимость $\Delta(P) = P_{эт} - P$ близка к линейной с коэффициентом линейности. Если датчик работает в режиме альтиметра, а H – измеряемая высота, то

$\Delta(H) = H_{эт} - H$, причём $H_{эт} \approx k_{st} * \Delta(H)$.

Цель этапа подачи имитационных воздействий для датчиков статического давления – поиск k_{st} , при котором в диапазоне высот 0..5000 $\Delta(H) \rightarrow 0$ [9].

Общая формула расчёта скорректированного статического давления по температуре в любой момент времени будет выглядеть как

$$P = P(t) - k_{st} * P(t).$$

Если учесть в ней фактор старения мембраны через некоторую величину a , характерную для конкретных датчиков, то

$$P = P(t) - k_{st} * P(t) + a,$$

а также

$$H = H(t) - k_{st} * H(t) + a.$$

Для датчиков динамического давления основные закономерности, определяющие зависимость изменения погрешности измерения от величины,

отличаются. Величина скоростного напора P_{dyn} , вычисляемая датчиком, определяется скоростью движения тела и плотностью воздуха:

$$P_{dyn} = \rho_H \frac{V^2}{2}, \quad (1)$$

где P_{dyn} – скоростной напор;

ρ_H – массовая плотность воздуха;

V – воздушная скорость.

Из формулы 3 следует, что воздушная скорость равна:

$$V = \sqrt{\frac{2P_{dyn}}{\rho_H}}. \quad (2)$$

Выразим массовую плотность ρ_H через значения статического давления воздуха $P_H = P_{ст}$, абсолютной температуры воздуха на высоте полета T_H , газовой постоянной R и ускорения силы тяжести g :

$$\rho_H = \frac{P_H}{gRT_H}. \quad (3)$$

Тогда

$$V = \sqrt{\frac{2q}{P_{ст}} qRT_H}. \quad (4)$$

Исходя из формулы 6, получается, что для того чтобы измерить истинную скорость полета при малых скоростях необходимо измерить статическое, динамическое давление и температуру воздуха на высоте. При движении ЛА на скоростях, превышающих 400 км/ч, нужно учитывать сжимаемость воздуха, но в данной работе рассматриваются датчики со скоростями до 420 км/ч [10].

Основная проблема датчиков динамического давления обратна статическому давлению – это возрастание значений ошибок на малых скоростях $0 - 75$ м при $P_{dyn} \rightarrow 0$. Кроме того, необходимо делать прибор нечувствительным к ветровым помехам в стационарном состоянии на земле, чтобы не сбивать работу другого оборудования. Наименьшее значение ошибки ΔV наблюдается при $V \in [180..260]$ км/ч, что для датчиков SM3041 установлено экспериментально на большом числе образцов. При $V \in [0..180]$ км/ч ΔV обратно пропорционально давлению набегающего потока (Пито) и скорости, а при $V \in [260..420]$ км/ч ΔV зависит прямо пропорционально [11]. При этом на прямо-пропорциональной ветке зависимость линейная и незначительная, по сравнению с допустимой погрешностью, поэтому ей можно пренебречь. На обратно-пропорциональной ветви зависимость можно учесть через коэффициент k_{dyn} , задаваемый пользователем после получения калибровочных данных:

$$V = V(t) - k_{dyn} * V(t) + b$$

Этот коэффициент для применяемых датчиков также может вычисляться через функциональную Δ при $V_{эт} = 50$ км/ч:

$$k_{dyn} * V(t) = 50 - V_{изм},$$

из чего следует [12]:

$$k_{dyn} = (50 - V_{изм}) / V(t), \text{ или}$$

$$k_{dyn} = \Delta(50) / V(t).$$

Сведём обобщённый алгоритм калибровки к следующему алгоритму (рисунок 1).

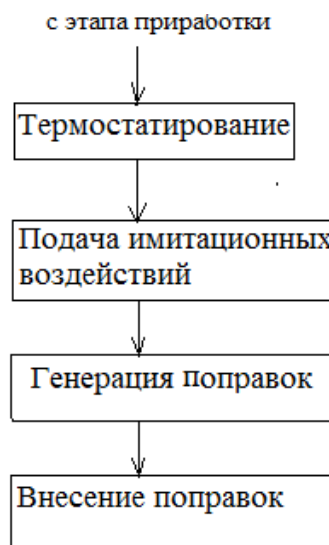


Рисунок 1. Алгоритм калибровки подсистемы СВС

Алгоритм термостатирования для удобства выполнения технологических процедур и однозначности трактовки временных интервалов выгодно делать итерационным. Механизм взаимодействия сервисной программы и регулировщика представлен итерационным алгоритмом на рисунке 2 [13].

Для входа в режим необходимо его выбрать из двух вариантов (“термостатирование” и “имитация полёта”). От каждого подтверждённого действия регулировщика отсчитывается время, в течении которого включается или отключается запись лога для последующего анализа.

Статирование выполняется в наиболее информативных точках:

- абсолютная высота 0 м, что соответствует 760 мм.рт.ст;
- приборная скорость 50 км/ч, что соответствует давлению Пито набегающего потока 118 Па [14].

Приборная скорость не берётся за 0, так как в нейтральном состоянии на земле любое возмущение ветра способно вызвать импульс давления для чувствительного датчика, способный дать “ложную” скорость. Технический контроль самолётных СВС проводится от 75 км/ч, точка 50 км/ч, во-первых, даст более высокую точность на малых скоростях, во-вторых, позволит свести любые разумные возмущения ветра на аэродроме в зону менее 30 км/ч, что не позволит дать ложные показания бесплатформенной курсовертикали [15].

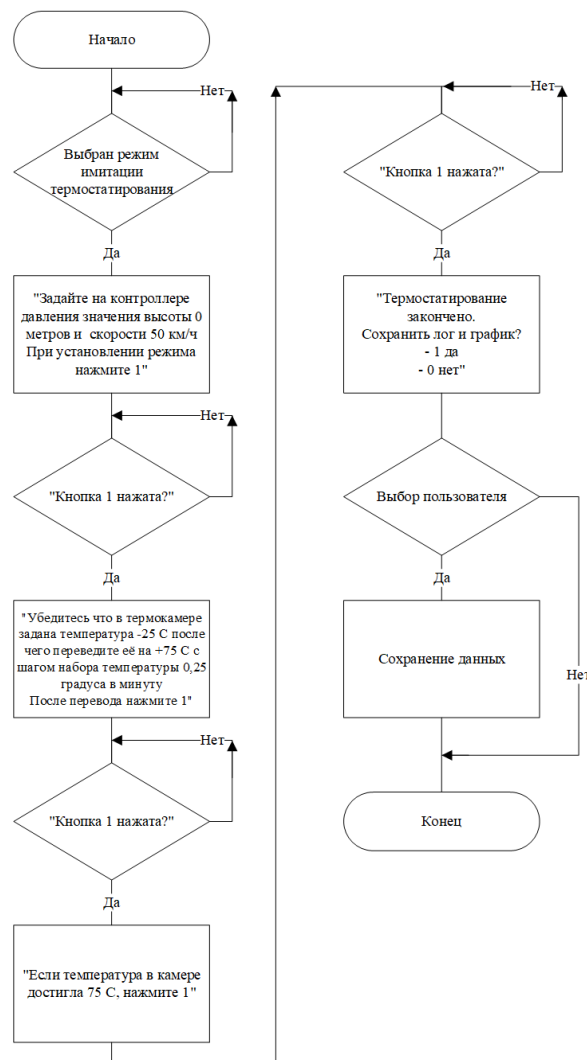


Рисунок 2. Итерационный алгоритм термостатирования

Алгоритм имитации полёта подачей воздействий также целесообразно выполнять интерактивно, ввиду наличия человеческого фактора и невозможности соблюдать точные интервалы времени. Данный алгоритм приведён на рисунке 3.

Также итеративность точно позволяет устанавливать программные стробы для разграничения интервалов, внутри которых вычисляются средние арифметические значения. Изменение воздействий (высота и приборная скорость) происходит пошагово, на первой группе шагов фиксируется задаваемая высота (0 метров), далее фиксируется приборная скорость и осуществляется перебор высот [16].

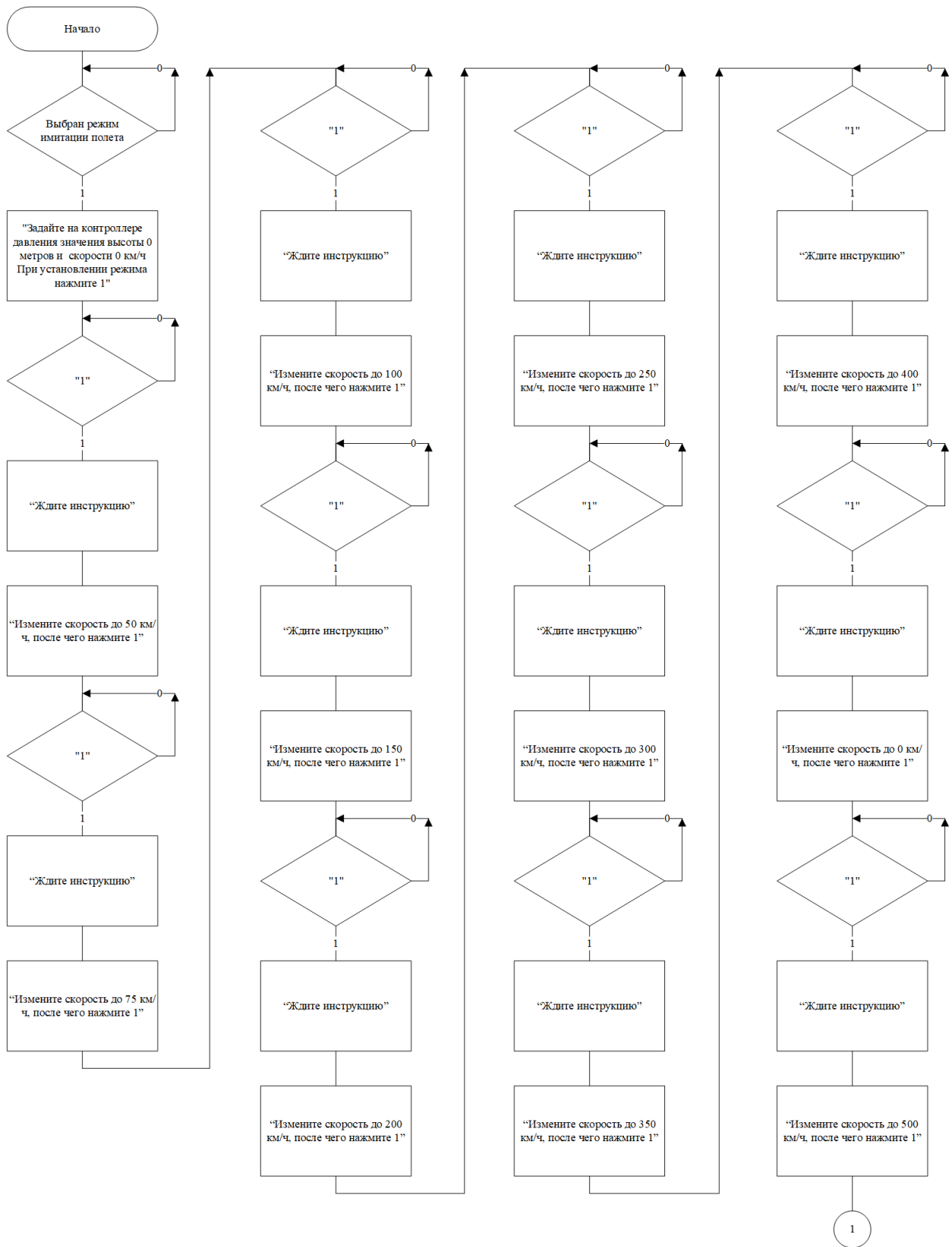


Рисунок 3. Итерационный алгоритм имитации полёта

Продолжение рисунка 3.

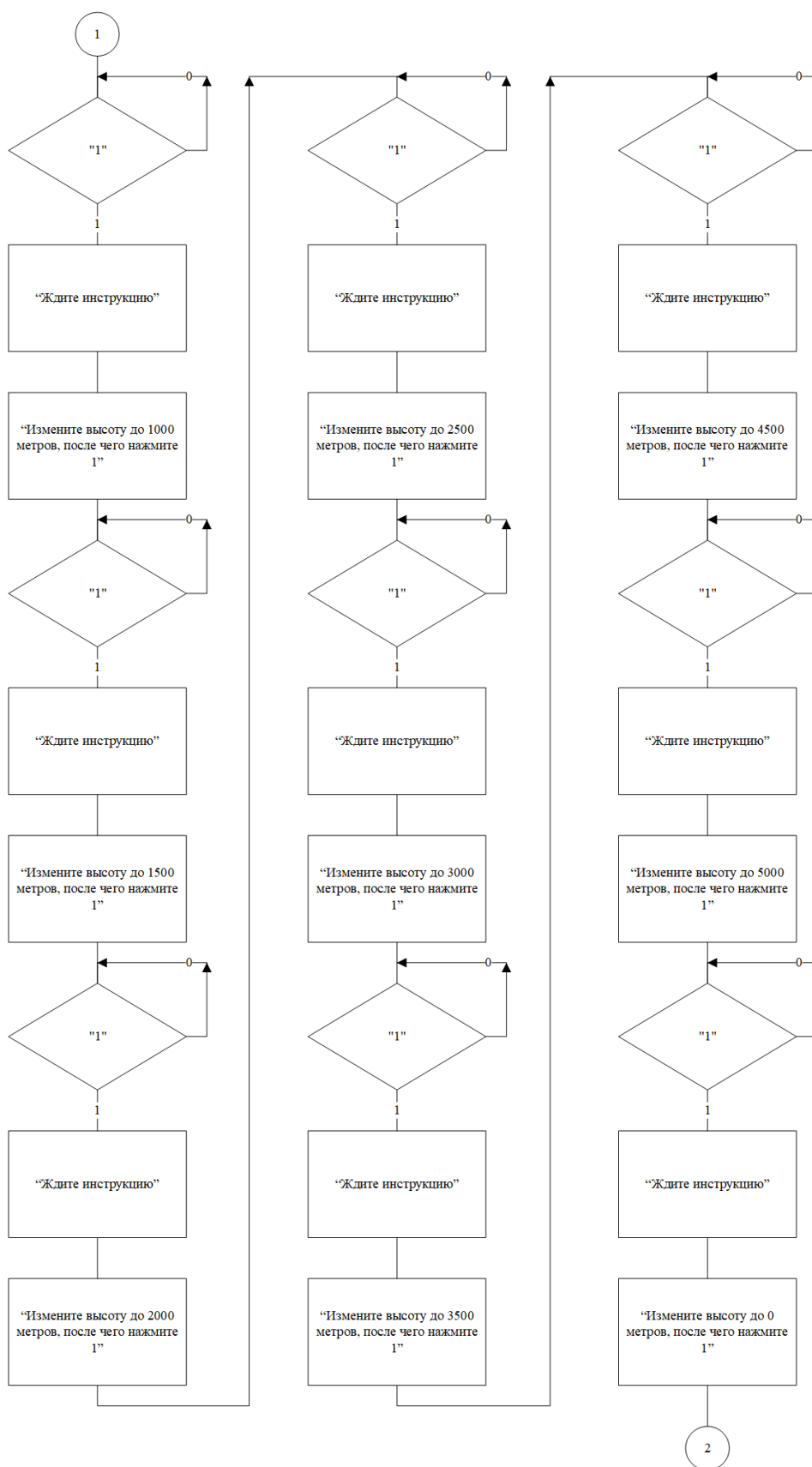


Рисунок 3. Итерационный алгоритм имитации полёта

Продолжение рисунка 3.

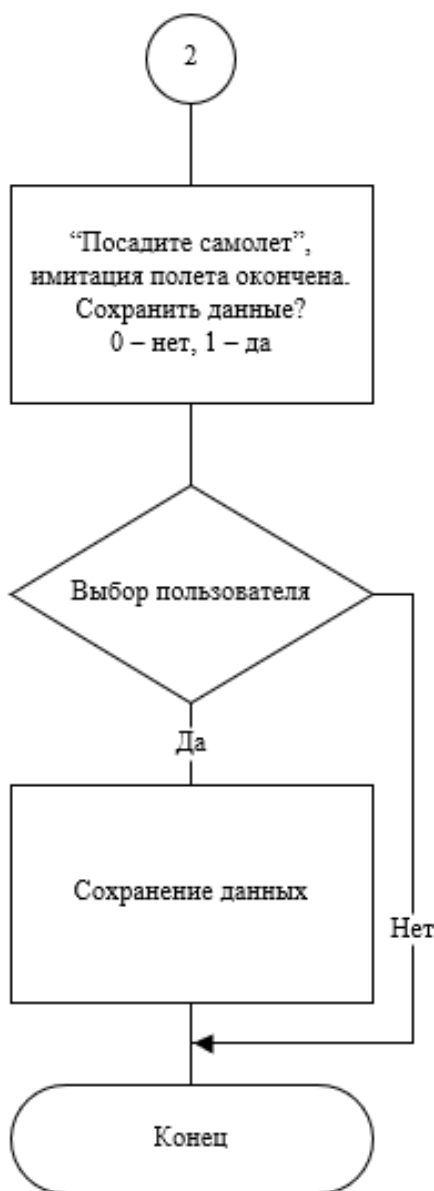


Рисунок 3. Итерационный алгоритм имитации полёта

По выполнению приведённого алгоритма ПО производит построение графиков, в том числе графика зависимости погрешностей с увеличением воздействующих на датчики факторов. Таким образом формируется функциональная составляющая формул поправок измеряемых величин, которая далее будет учитываться в программе в течение жизненного цикла программы [17].

Разработка методики калибровки подсистемы СВС

Методика калибровки датчиков подсистемы СВС, входящих в состав модуля коммутации ПНС-1, опирается на предлагаемый алгоритм и состоит из нескольких этапов. Последовательность выполнения процедур данной методики приведена на рисунке 4.

Подготовка модуля коммутации к калибровке, на котором распаяна система СВС, предложенная в бакалаврской работе, заключается в выполнении следующих процедур:

- первичная настройка модуля;
- монтаж системы трубок на датчики СВС и её герметизация;
- проверка герметичности.

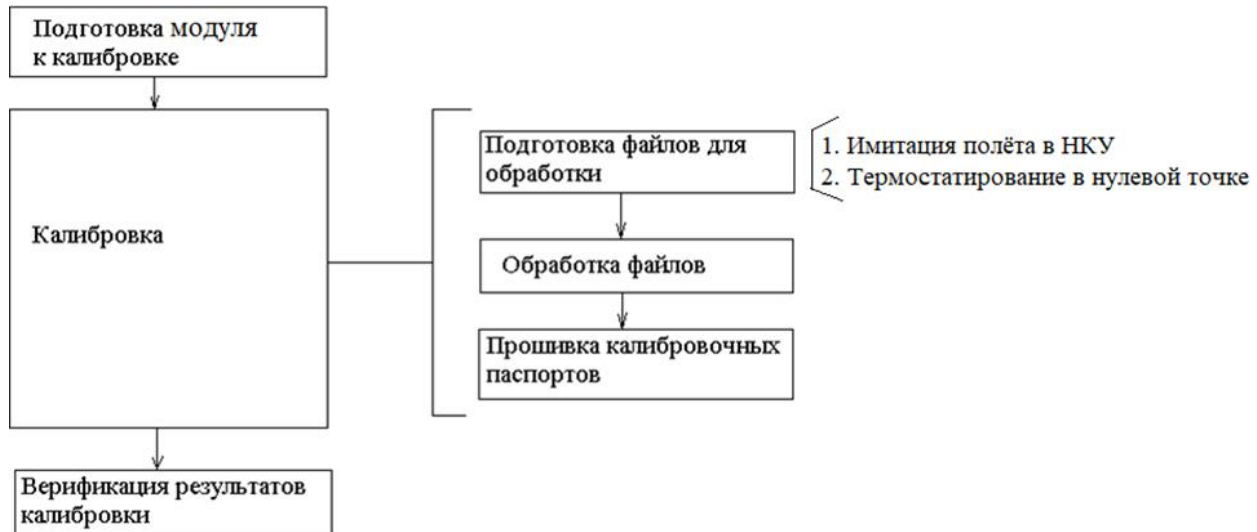


Рисунок 4. Этапы калибровки датчиков СВС

Настройка модуля подразумевает проверку несущей платы на короткие замыкания по цепям питания, проверку напряжений вторичных источников питания, проверку генераторов частоты на соответствие заявленным диапазонам, проверку герметичности системы воздухопроводов, подключённых к датчикам [18].

Подготовка файлов для обработки (логов) предусматривает сбор информации:

- о поведении системы датчиков в НКУ при подаче давлений с эталонного тестера воздушных сигналов (имитация полёта);

- о поведении системы датчиков в диапазоне рабочих температур согласно ТУ.

Обработка файлов предусматривает систематизацию отклонений показаний датчиков от эталонных воздействий и подбор аппроксимирующих функций коррекции, приведённых в главе 2.1, для максимального приближения значений подсистем СВС к эталонным.

Прошивка калибровочных паспортов, которые являются полученными в результате выполнения основного алгоритма структурами данных, позволяет внести в программное обеспечение контроллеров СВС следующие индивидуальные параметры, характерные только для данных подсистем СВС:

- поправки по высотам и приборным скоростям, соответствующим температурным диапазонам;

- аппроксимирующие функции, минимизирующие отклонения по всему диапазону высот и приборных скоростей.

Прошивка калибровочных паспортов предусматривает запись во флэш-память контроллера СВС бинарных файлов с калибровочными паспортами, используемыми при коррекции значений датчиков абсолютного и избыточного давлений. СВС считается откалиброванной после интеграции полученных калибровочных паспортов в функциональное программное обеспечение [19].

На этапе проверки герметичности воздухопроводов выполняется технологическая подготовка СВС к калибровке, включающая следующие шаги.

1. На патрубки датчика динамического давления и патрубков корпуса поверх датчика статического давления одеваются пластиковые трубки диаметра 10 мм согласно рисунку 5. Нарращивается диаметр патрубков датчика динамического давления. Это делается при помощи трубки с термоусадкой диаметром $\frac{1}{4}$ и длиной L (рисунок 6), а также фена. Должно быть не менее 2 слоев термоусадки.

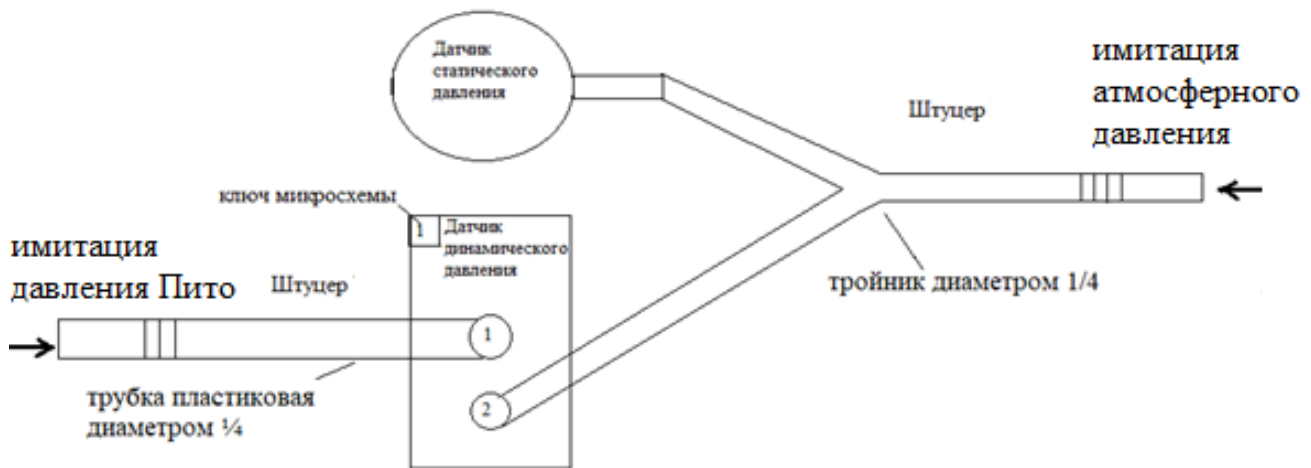


Рисунок 5. Схема соединения патрубков датчиков с тестером воздушных сигналов

ADTS42F

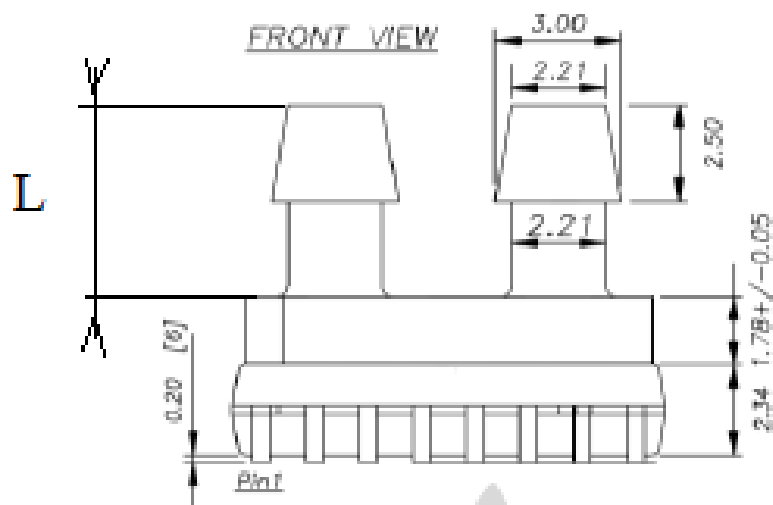


Рисунок 6. Внешний вид датчика динамического давления

2. Герметиком ВГО или аналогичным обрабатывается внешняя поверхность патрубков, не допуская при этом попадания герметика внутрь датчика.

3. Затем одеваются трубки на патрубки, как показано на рисунке 5. Резьбовые участки штуцеров смазываются герметиком и на них одеваются свободные концы трубок.

4. Через время не менее 15 часов шланги датчика давления подсоединяются к штуцерам как на рисунке 5 и выполняется проверка герметичности.

5. Выполняется загрузка “нулевой” версии ПО подсистемы СВС, где все коэффициенты паспорта, как температурные, так и функциональные, равны нулю.

6. Выполняется имитация полёта, состоящая из следующих шагов.

6.1 Модуль коммутации подключается к ПЭВМ и к источнику давления согласно схеме рисунка 7, с учётом рисунка 5.

6.2 Включается ПЭВМ и запускается программа ScriptCommunicator. Открывается окно следующего вида.

6.3 Выбирается опция sv_s_monitor_tool. Появляется окно следующего вида.

6.4 В окне программы sv_s_monitor_tool по нажатию кнопки Настройки необходимо убедиться, что настройки СОМ-порта соответствуют приведённым настройкам на рисунке 8. При необходимости требуется исправить номер СОМ-порта. Для того, чтобы правильно определить этот номер, необходимо зайти в Диспетчер устройств, выбрать меню Порты Com и LPT, найти номер, соответствующий USB Serial Port, и прописать его в настройках sv_s_monitor_tool.

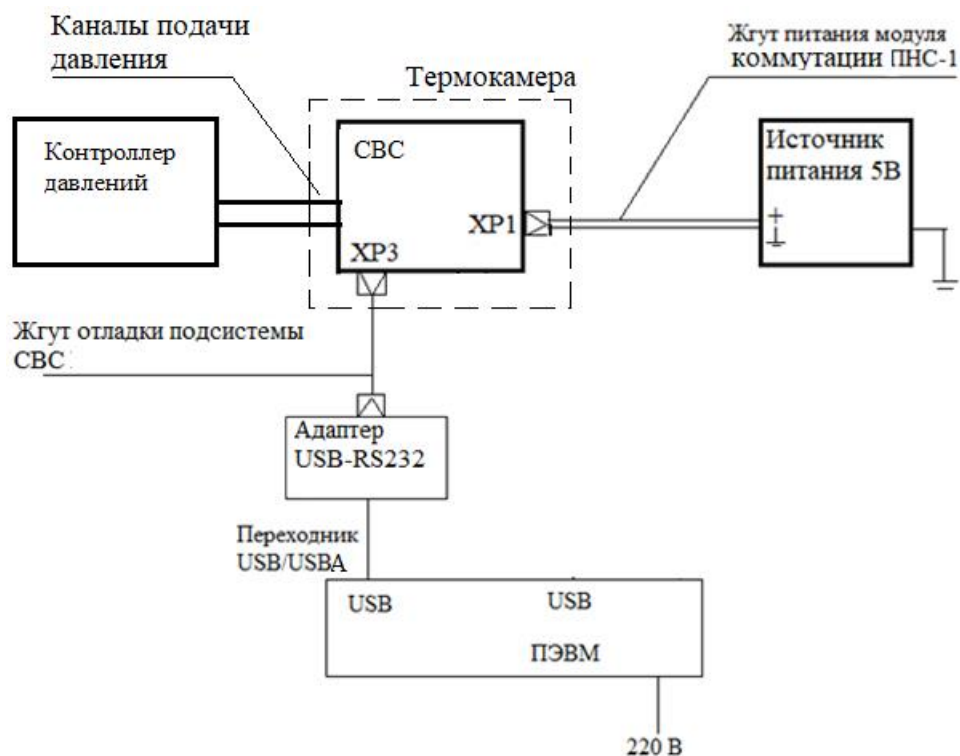


Рисунок 7. Схема подключения модуля коммутации при проведении калибровки

Во вкладке Настройки необходимо убедиться, что выставлен флажок Отображать логи.

6.5 Далее необходимо включить источник питания и нажать кнопку Подключиться. Через время не более 10 секунд в терминале начнёт отображаться и изменяться информация об измеряемом давлении с датчиков СВС, после чего необходимо нажать кнопку Отключиться.

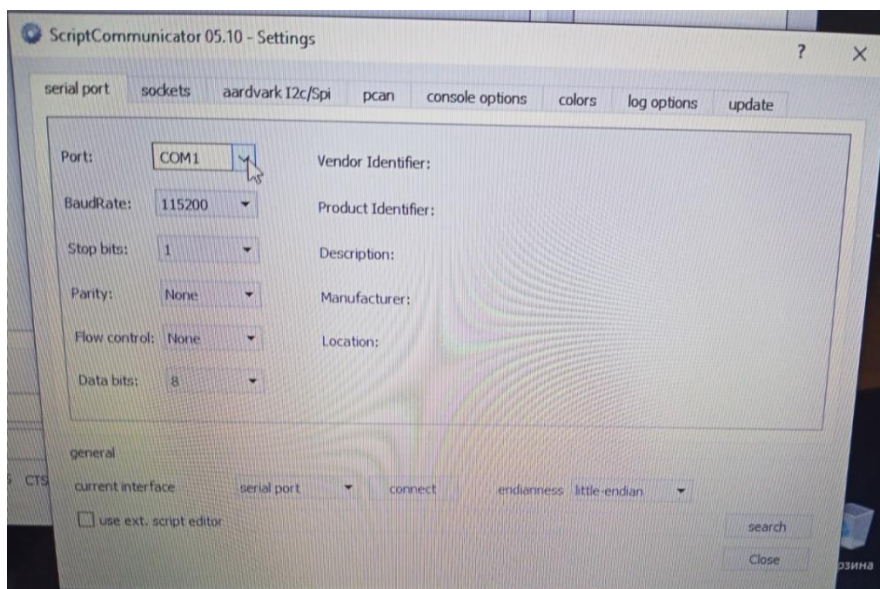


Рисунок 8. Настройки используемого порта

6.6 При помощи имитатора давления необходимо задать скорости и высоты для выполнения программы из таблицы 2.2, выдерживая интервал времени между шагами не менее 4 минут.

Таблица 2. Программа для реализации имитации полёта

Номер шага	Заданная высота, м	Заданная скорость, км/ч
1	0	0
2	0	50
Номер шага	Заданная высота, м	Заданная скорость, км/ч
3	0	75
4	0	100
5	0	120
6	0	150
7	0	200

8	0	250
9	0	300
10	0	400
11	0	0
12	500	0
13	1000	0
14	1500	0
15	2000	0
16	2500	0
17	3000	0
18	3500	0
19	4000	0
20	4500	0
21	5000	0

6.8 После выполнения программы из таблицы 2 нажать кнопку Отключиться программы sv_s_monitor_tool, а затем кнопку Сохранить отчет. В отчёте будут содержаться сведения о реакции конкретной СВС на эталонные воздействия.

7. Выполнить процедуру термостатирования, состоящую из ряда шагов.

7.1 Поместить модуль коммутации в термокамеру, сохраняя схему подключения рисунка 7.

7.2 Выставить в термокамере рабочую температуру, соответствующую нижнему значению температурного промышленного диапазона, $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$, и дождаться её установления, после чего выдержать модуль коммутации в течение 30 минут.

7.3 Включить датчик давлений, и выставить высоту 0 м и скорость

50 км/ч. Включить питание +5В системы СВС.

7.4 Включить ПЭВМ, запустить ПО Script Communicator и svb_monitor_tool, проверьте параметры СОМ-порта и нажмите кнопку Подключиться. Проконтролировать начало передачи информации по обоим датчикам.

7.5 Установить в термокамере целевую рабочую температуру +85 °С и скорость изменения температуры 0.25 °С в минуту, запустив набор температуры на исполнение.

7.6 После достижения камерой температуры +85 °С нажать кнопку Отключиться в программе svb_monitor_tool, а затем сохранить отчет.

7.7 Выключить питание СВС.

Данная методика позволяет выполнить две основные функции процедуры калибровки. В дальнейших главах будут рассмотрены вопросы разработки сопроводительного программного обеспечения и аппаратуры поддержки калибровки СВС [20].

Выводы

В статье сформулирована математическая модель, отражающая основные понятия калибровки системы СВС, алгоритм на её основе и методика реализации. Выделены основные стадии процесса калибровки, все действия на её основе формализованы. Создана основа для организации технологического процесса.

Приведена ориентировочная схема реализации калибровки, сформулированы требования к сервисному программному обеспечению, работающему по

предложенным математическим алгоритмам, необходимому для поддержки технического процесса калибровки систем воздушных сигналов.

Список источников

1. Сарайский Ю.Н., Алешков И.И. Аэронавигация. Часть 1. Основы навигации и применение геотехнических средств – СПб.: СПбГУГА, 2010. – 302 с.
2. Klein V. Estimation of Aircraft Aerodynamic Parameters from Flight Data // Progress Aerospace Sciences, 1989, no. 26, pp. 1–77. DOI:[10.1016/0376-0421\(89\)90002-X](https://doi.org/10.1016/0376-0421(89)90002-X)
3. Korsun O.N., Poplavskii B.K. Estimation of systematic errors of onboard measurement of angle of attack and sliding angle based on integration of data of satellite navigation system and identification of wind velocity // Journal of Computer and Systems Sciences International, 2011, vol. 50, pp. 130–143. DOI:[10.1134/S1064230711010126](https://doi.org/10.1134/S1064230711010126)
4. Шарапов В.М. Полищук Е.С. Датчики: справочное пособие. – М.: Техносфера, 2012. - 624 с.
5. Тарыгин И.Е., Козлов А.В. Анализ наблюдаемости в задаче калибровки температурных моделей погрешностей инерциальных датчиков авиационной навигационной системы // Труды МАИ. 2016. № 89. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=29692>
6. Семенов Б.Ю. Шина I2C в радиотехнических конструкциях: справочное пособие. – М.: СОЛОН-Пресс, 2010. - 224 с.
7. Алешин Б.С., Антонов Д.А., Веремеенко К.К., Жарков М.В., Зимин Р.Ю., Кузнецов И.М., Пронькин А.Н. Малогабаритный интегрированный навигационно-

посадочный комплекс // Труды МАИ. 2012. № 54. URL:

<https://trudymai.ru/published.php?ID=29692>

8. Вавилова Н.Б., Васинёва И.А., Парусников Н.А. О стендовой калибровке авиационных бескарданных инерциальных навигационных систем // Труды МАИ. 2015. № 84. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=63069>

9. Корнилов А.В., Корчагин К.С., Лосев В.В. Разработка алгоритмов комплексной измерительной навигационной системы авиационного применения на отечественной элементной базе // Труды МАИ. 2021. № 117. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=156235>. DOI: [10.34759/TRD-2021-117-09](https://doi.org/10.34759/TRD-2021-117-09)

10. Erokhin V., Lezhankin B., Portnova T. Bi-criteria Aircraft Trajectory Optimization in Implementing the Area Navigation Concept // Journal of Computer and Systems Sciences International, 2021, vol. 22, pp. 948–962. DOI: [10.1007/s42405-021-00353-3](https://doi.org/10.1007/s42405-021-00353-3)

11. Ефремова Е.С., Солдаткин В.М. Построение и погрешности системы воздушных сигналов на основе вихревого метода // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2020. № 8. С. 756-762. DOI: [10.17586/0021-3454-2020-63-8-756-762](https://doi.org/10.17586/0021-3454-2020-63-8-756-762)

12. Никитин А.В., Солдаткин В.В., Солдаткин В.М. Анализ статической точности системы воздушных сигналов самолета с неподвижным невыступающим приемником набегающего воздушного потока // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2019. № 8. С. 693-701. DOI: [10.17586/0021-3454-2019-62-8-693-701](https://doi.org/10.17586/0021-3454-2019-62-8-693-701)

13. Антонец Е.В., Кочергин В.И., Федосеева Г.А., Макушкина Л.В. Приборное оборудование воздушных судов и его летная эксплуатация. – Ульяновск: УВАУ ГА(И), 2010. - 201 с.
14. Матвеева Н.А., Матвеев А.В. Специальный текст по аэронавигации как объект исследования: типология и особенности // *Lingua mobilis*. 2014. № 2 (48). С. 73-80.
15. Savage P.G. Strapdown inertial navigation integration algorithm design. Part 1: attitude algorithms // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1998, vol. 21, no. 1, pp. 19–28. DOI:[10.2514/2.4228](https://doi.org/10.2514/2.4228)
16. Зея М.М., Хлопков А.Ю., Зин Ч., Тху Р.Т. Использование локального метода для расчета аэродинамических характеристик гиперзвуковых летательных аппаратов в переходных режимах // *Труды МАИ*. 2012. № 53. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=29714>
17. Чан К.Д. Оценка точности определения траектории самолета в режиме посадки с помощью информационно-вычислительного комплекса бароинерциального типа // *Труды МАИ*. 2015. № 82. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=58784>
18. Захарян Р.Р., Мологорский А.А. Вопросы построения автоматизированного стенда для экспериментальных исследований датчиков // *Труды МАИ*. 2012. № 59. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=34409>
19. Панферов В.И., Тренин Н.А., Панферов С.В., Хаютин А.М. и др. К настройке алгоритма вычисления барометрической высоты летательного аппарата системой воздушных сигналов // *Вестник ЮУрГУ. Серия: Компьютерные технологии, управление, радиоэлектроника*. 2020. № 1. DOI: [10.14529/ctcr200106](https://doi.org/10.14529/ctcr200106)

20. Haering E.A. *Airdata Measurement and Calibration*. NASA Technical Memorandum 104316. National Aeronautics and Space Administration, Dryden Flight Research Center, Edwards, California, 1995.

References

1. Saraiskii, Yu.N., Aleshkov I.I. *Aeronavigatsiya. Chast' 1. Osnovy navigatsii i primeneniye geotekhnicheskikh sredstv* (Air navigation. Part 1. Basics of navigation and the use of geotechnical means), Saint Petersburg, SPbGUGA, 2010, 302 p.
2. Klein V. Estimation of Aircraft Aerodynamic Parameters from Flight Data, *Progress Aerospace Sciences*, 1989, no. 26, pp. 1–77. DOI: [10.1016/0376-0421\(89\)90002-X](https://doi.org/10.1016/0376-0421(89)90002-X)
3. Korsun O.N., Poplavskii B.K. Estimation of systematic errors of onboard measurement of angle of attack and sliding angle based on integration of data of satellite navigation system and identification of wind velocity, *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2011, vol. 50, pp. 130–143. DOI: [10.1134/S1064230711010126](https://doi.org/10.1134/S1064230711010126)
4. Sharapov V.M. Polishchuk E.S. *Datchiki* (Sensors), Moscow, Tekhnosfera, 2012, 624 p.
5. Tarygin I.E., Kozlov A.V. *Trudy MAI*, 2016, no. 89. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=29692>
6. Semenov B.Yu. *Shina I2C v radiotekhnicheskikh konstruktsiyakh* (I2C bus in radio engineering designs), Moscow, SOLON-Press, 2010, 224 p.
7. Aleshin B.S., Antonov D.A., Veremeenko K.K., Zharkov M.V., Zimin R.Yu., Kuznetsov I.M., Pron'kin A.N. *Trudy MAI*, 2012, no. 54. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=29692>

8. Vavilova N.B., Vasineva I.A., Parusnikov N.A. *Trudy MAI*, 2015, no. 84. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=63069>
9. Kornilov A.V., Korchagin K.S., Losev V.V. *Trudy MAI*, 2021, no. 117. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=156235>. DOI: [10.34759/TRD-2021-117-09](https://doi.org/10.34759/TRD-2021-117-09)
10. Erokhin V., Lezhankin B., Portnova T. Bi-criteria Aircraft Trajectory Optimization in Implementing the Area Navigation Concept, *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2021, vol. 22, pp. 948–962. DOI: [10.1007/s42405-021-00353-3](https://doi.org/10.1007/s42405-021-00353-3)
11. Efremova E.S., Soldatkin V.M. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Priborostroenie*, 2020, no. 8, pp. 756–762. DOI: [10.17586/0021-3454-2020-63-8-756-762](https://doi.org/10.17586/0021-3454-2020-63-8-756-762)
12. Nikitin A.V., Soldatkin V.V., Soldatkin V.M. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Priborostroenie*, 2019, no. 8, pp. 693–701. DOI: [10.17586/0021-3454-2019-62-8-693-701](https://doi.org/10.17586/0021-3454-2019-62-8-693-701)
13. Antonets E.V., Kochergin V.I., Fedoseeva G.A., Makushkina L.V. *Pribornoe oborudovanie vozdushnykh sudov i ego letnaya ekspluatatsiya* (Aircraft instrumentation and its flight operation), Ul'yanovsk, UVAU GA(I), 2010, 201 p.
14. Matveeva N.A., Matveev A.V. Spetsial'nyi tekst po aeronavigatsii kak ob"ekt issledovaniya: tipologiya i osobennosti, *Lingua mobilis*, 2014, no. 2 (48), pp. 73–80.
15. Savage P.G. Strapdown inertial navigation integration algorithm design. Part 1: attitude algorithms, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1998, vol. 21, no. 1, pp. 19–28. DOI: [10.2514/2.4228](https://doi.org/10.2514/2.4228)
16. Zeya M.M., Khlopkov A.Yu., Zin Ch., Tkhu R.T. *Trudy MAI*, 2012, no. 53. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=29714>
17. Chan K.D. *Trudy MAI*, 2015, no. 82. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=58784>

18. Zakharyan R.R., Mologorskii A.A. *Trudy MAI*, 2012, no. 59. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=34409>
19. Panferov V.I., Trenin N.A., Panferov S.V., Khayutin A.M. et al. *Vestnik YuUrGU. Seriya: Komp'yuternye tekhnologii, upravlenie, radioelektronika*, 2020, no. 1. DOI: [10.14529/ctcr200106](https://doi.org/10.14529/ctcr200106)
20. Haering E.A. *Airdata Measurement and Calibration*. NASA Technical Memorandum 104316, National Aeronautics and Space Administration, Dryden Flight Research Center, Edwards, California, 1995.

Статья поступила в редакцию 11.09.2023

Одобрена после рецензирования 18.09.2023

Принята к публикации 27.10.2023

The article was submitted on 11.09.2023; approved after . on 18.09.2023; accepted for publication on 27.10.2023.