
УДК 531.787.08; 681.2; 621.382; 621.316.825

Принципы и схема построения системы измерения давления и скорости его изменения в магистральном самолете

Козлова О. А. *, Тюрина М. М. **

Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева,

КАИ, ул. К. Маркса, 10, Казань, 420111, Россия,

** e-mail: berezka1917@mail.ru*

*** e-mail: turina_m@mail.ru*

Аннотация

В работе рассматриваются вопросы разработки и исследования высокочувствительных и надежных систем измерения давления и скорости его изменения в салоне летательного аппарата. Проведен обзор и оценка существующих методов измерения скорости изменения давления, и обосновано применение в структуре системы струйно-конвективного преобразователя.

Ключевые слова: системы, структура, газодинамические параметры салона летательного аппарата, давление, скорость изменения давления

Введение

Развитие гражданской авиации, постоянный рост требований по комфортности условий полета пассажиров предъявляет все более жесткие требования [1] к системам регулирования газодинамических параметров в салоне магистрального самолета, и в частности, поддержание заданного уровня давления воздуха и скорости его изменения. Учитывая высокие требования по динамике, порогу реагирования и точности работы систем регулирования газодинамических параметров, существующие принципы и схемы их построения практически исчерпали дальнейшие возможности их совершенствования. Это обуславливает необходимость разработки и исследования систем измерения и регулирования газодинамических параметров на новых физических принципах, которые более полно удовлетворяют современным требованиям, предъявляемым к информативным сигналам по давлению и скорости его изменения в салоне самолета. Предложенные в работе принципы

построения системы регулирования газодинамических параметров могут быть использованы с некоторой коррекцией для решения задач контроля технологических параметров в химическом производстве, а также в системах фильтрации газоперекачивающих станций.

Анализ и особенности задачи измерения скорости изменения давления

Эффект воздействия изменений высоты полета на организм человека обусловлен, как понижением общего атмосферного давления, так и уменьшением парциальных давлений газов, характерных для нормальных атмосферных условий, прежде всего, парциального давления кислорода. Наиболее совершенным способом сохранения работоспособности экипажа в полете на большой высоте является герметизация салона самолета. В связи с этим, салон современного самолета представляет собой замкнутую герметичную систему (ГС), изолирующую экипаж и пассажиров от внешней среды и имеющую свою искусственную атмосферу. Чем больше высота и продолжительность полета, тем более строгими должны быть требования к точности поддержания газодинамических параметров воздуха в салоне самолета.

Количество воздуха, вытекающего из салона самолета, в значительной степени зависит от перепада давлений между салоном и атмосферой. Поэтому салон самолета схематично можно представить в виде герметичного объема W_k с площадью эквивалентного отверстия $f_{ут}$, которое определяет количество вытекающего в атмосферу воздуха. Изменение параметров воздуха в салоне самолета подчиняется политропическому закону, однако действительное значение показателя политропы определить очень сложно, даже теоретически [1]. Поэтому в работе газодинамические процессы, происходящие в салоне самолета, рассматриваются как изотермические. Это допустимо, так как при незначительных утечках воздуха (близких к норме) температура в салоне остается практически неизменной, поэтому можно принять температуру в салоне постоянной $T_k = const$. Связь между параметрами воздуха в ГС описывается уравнением состояния:

$$p_k V_k = m_k R T_k, \quad (1)$$

где p_k, V_k, m_k, T_k – давление, объем, масса и температура воздуха в салоне самолета; $R = 29,27$ [м/К] – универсальная газовая постоянная.

Поддержание заданного санитарными нормами давления в салоне обеспечивается системой регулирования давления (СРД). Основным требованием, предъявляемым к СРД, является автоматическое поддержание величин абсолютного и избыточного давлений в кабинах и скорости изменения давления в допустимых пределах [2].

Поддержание требуемого давления воздуха в ГС самолетов производится по определенной программе. Под программой регулирования подразумевается зависимость давления воздуха от высоты полета $p_h = f(h)$ (рисунок 1).

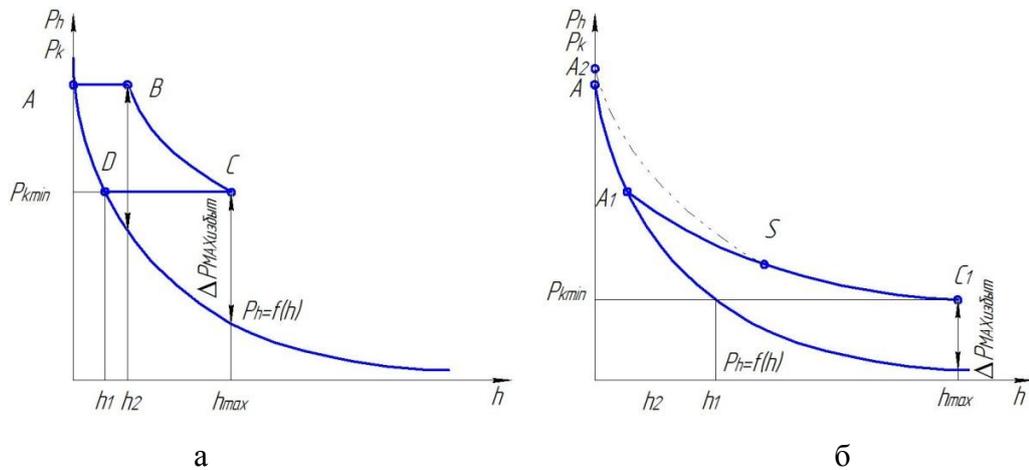


Рисунок 1. Программы регулирования давления воздуха в ГС:
 а – пассажирских самолетов; б – маневренных самолетов

Более благоприятной для самочувствия людей является программа регулирования давления по линии $A-B-C$, обеспечивающая нулевую скорость изменения давления на участке $A-B$ и относительно невысокую скорость изменения давления на участке $B-C$ (по сравнению с участком $A-D$).

В ГС на период полета должно поддерживаться давление, отличное от наземного, но не превышающее предельных значений, установленных для определенного режима полета самолета. Давление в ГС современных пассажирских самолетов по высотам должно поддерживаться в соответствии с зависимостью, график которой представлен на рисунке 2.

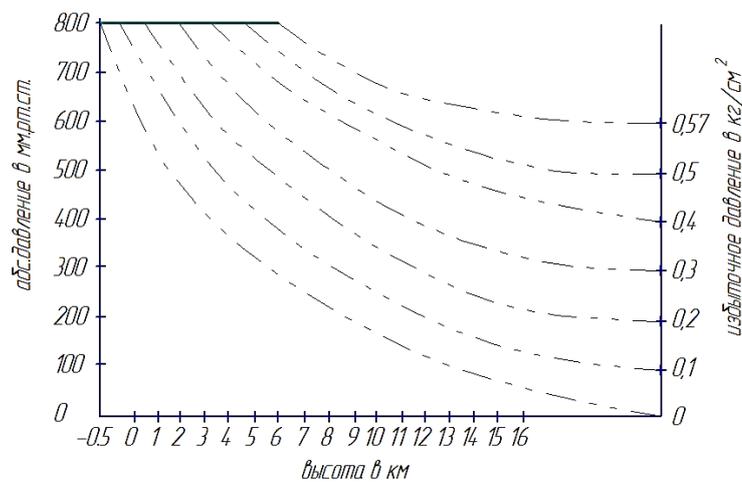


Рисунок 2. График зависимости давления в ГС в соответствии с высотами полета

Давление воздуха в кабинах пассажирских и транспортных самолётов должно поддерживаться не ниже 74,5 кПа (558,8 мм.рт.ст). При этом предупреждается развитие высотной декомпрессионной болезни и выраженной кислородной недостаточности. В кабинах маневренных самолётов с продолжительностью полёта до 2 ч допускается минимальное давление около 36 кПа, а при длительности полета более 2 ч – 46,5...41,3 кПа (348,8...309,8 мм.рт.ст). Такие параметры давления и времени его выдерживания достаточны для профилактики высотной декомпрессионной болезни, но требуют дополнительного кислородного обеспечения экипажа [2]. Для исключения попадания вредных примесей из окружающей среды в салон самолета в нем должно поддерживаться небольшое избыточное давление.

Нормативными документами [2] для пассажирских самолетов установлено, что при любых умеренно вероятных отказах системы кондиционирования воздуха (СКВ) и СРД скорость изменения давления воздуха в ГК не должна превышать 0,667 кПа/с на повышение давления и 1,33 кПа/с на понижение, что соответствует 5 мм.рт.ст/с и 10 мм.рт.ст/с соответственно. В соответствии с рекомендациями международной авиационной организации International Civil Aviation Organization (ICAO) комфортабельность условий полета пассажиров в салоне самолета обеспечивается при следующих допустимых значениях скорости повышения давления в ГС до 24 Па/с и скорости снижения давления до 34 Па/с.

Требуемые значения давления и скорости его изменения в салоне самолета должны обеспечиваться правильной работой системы наддува и системы стравливания давления с учетом установленных режимов полета. При нарушении этих режимов действительное значение скорости изменения давления в салоне самолетов может превосходить допустимые величины. При этом существующие штатные технические средства не позволяют этого избежать. В результате возникают болевые ощущения в ушах и легких вплоть до появления серьезных травм.

Существенную роль в регулировании давления воздуха салонов пассажирских самолетов на переходных режимах (взлет-посадка) для обеспечения комфортных условий полета имеет настройка регулятора давления на высоту аэродрома над уровнем моря, с которого самолет взлетает, и на высоту аэродрома, на котором должна производиться его посадка. Процесс перенастройки регулятора должен проходить таким образом, чтобы скорость изменения давления в кабине не превышала величину, регламентируемую нормами ICAO.

Таким образом, в соответствии с проведенным анализом и с учетом требований международной организации ICAO и авиационных правил, разрабатываемая система

измерения давления и скорости его изменения в салоне магистрального самолета должна иметь следующие характеристики: диапазон измерения 13 – 267 Па/с (0,1-2 мм.рт.ст); постоянная времени не более 0,1 с; максимальное выходное напряжение с датчика не менее 3В; максимально допустимая приведенная относительная погрешность не более 3%.

Обзор методов и технических средств измерения скорости изменения давления

Анализ публикаций [1, 3], посвященных разработке и исследованию методов и средств измерения давления и скорости его изменения в замкнутых (герметичных) объектах показывает, что их спектр достаточно широк и разнообразен. В каждом из этих устройств, служащих для измерения скорости изменения давления, в цепи преобразования информативного параметра осуществляется операция дифференцирования сигнала по давлению. Преобразователи скорости изменения давления, в которых осуществляется непрерывное дифференцирование сигнала, по последовательности преобразования исходного сигнала можно разделить на две подгруппы. К первой подгруппе относятся устройства, в которых осуществляется пневматическое дифференцирование сигнала с последующим преобразованием его в информативный сигнал другого вида энергии. Ко второй подгруппе относятся устройства, в которых вначале первичный (пневматический) сигнал преобразуется в электрический сигнал, который затем дифференцируется. Во втором случае преобразование пневматического сигнала по давлению осуществляется механическими, электромеханическими или теплоэлектрическими преобразователями.

Механические и электромеханические преобразователи содержат анероидную коробку с кинематическим, потенциометрическим, индуктивным или иным преобразователем величины прогиба мембраны в перемещение или электрический сигнал.

Пневматическое дифференцирование осуществляется, как правило, на элементах «дроссель-емкость», причем в качестве пневматической емкости может использоваться глухая или проточная камера. Выходным сигналом дифференцирующего устройства является либо перепад давления, либо расход газа.

На основании проведенного анализа существующих методов и средств измерения скорости изменения давления была разработана классификация систем измерения давления и скорости его изменения, которая представлена на рисунке 3.

При получении информации о скорости изменения давления на основе электрического сигнала при измерении малых скоростей преобразователь давления должен иметь высокую чувствительность. Повышение чувствительности приводит к увеличению веса и габаритов системы. Кроме того, не всегда удастся подобрать упругий чувствительный

элемент с необходимой чувствительностью, сохраняющей свою работоспособность в требуемом диапазоне изменения давления. При измерении скорости изменения давления в салоне самолета преобразователь должен обладать чувствительностью не хуже 10 Па (0,08 мм.рт.ст), при этом он должен работать в диапазоне изменения давлений от 13 до 110 кПа (100-800 мм.рт.ст).

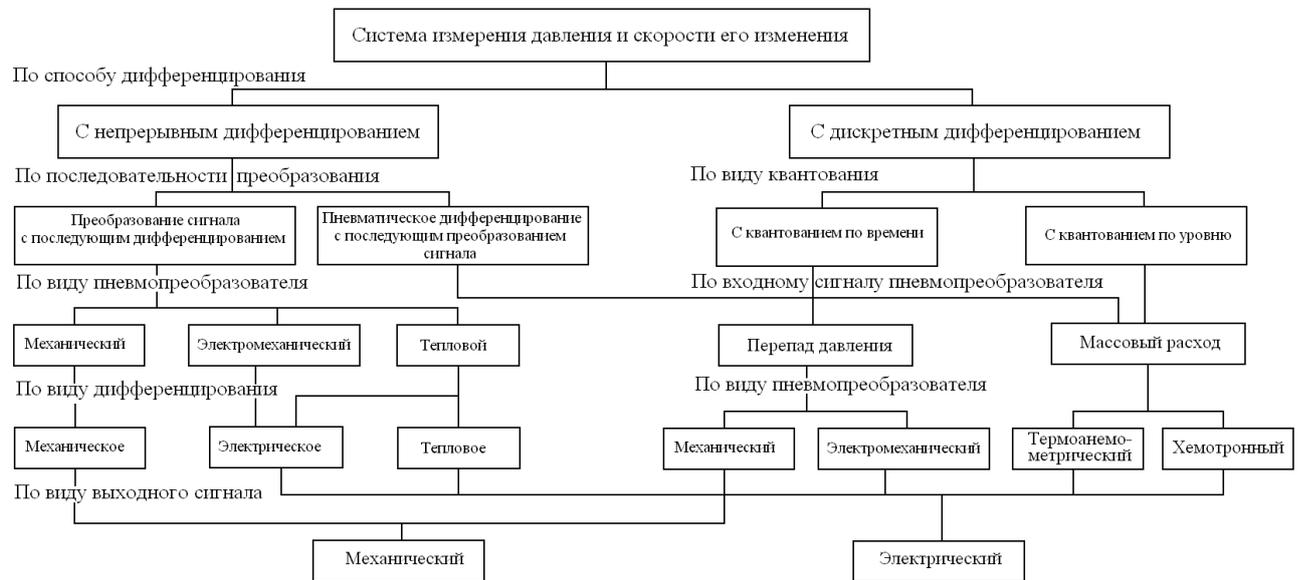


Рисунок 3. Классификация систем измерения давления и скорости его изменения

На основе исследований различных публикаций в области разработки систем измерения давления и скорости его изменения можно сделать вывод, что практическое применение имеют такие методы измерения, как вариометрический, импульсный (с дискретизацией процесса измерения по времени) и термоанемометрический (на основе струйно-конвективного преобразователя) [3].

Вариометрический метод был предложен Бестельмейером еще в 1910 году для измерения вертикальной скорости воздушных шаров. Большой вклад в развитие теории и создание вариометрических преобразователей внесен советскими учеными Г.О. Фридлендером, Д.А. Браславским и др. За рубежом разработкой и изготовлением вариометрических приборов занимается ряд известных фирм, таких как «Badin-Crouzet» во Франции, «Kollsman instrument», «Sperry Rand Corporation» в США и ряд других.

Принцип действия вариометрического преобразователя основан на дифференцирующих свойствах «дроссель-емкость». Метод измерения скорости изменения давления газа вариометрическим преобразователем заключается в измерении перепада давления Δp между двумя камерами, одна из которых непосредственно соединена с

измеряемым давлением – динамическая полость, а вторая 2 – соединена с измеряемым давлением через пневматическое сопротивление 3, чаще всего капилляр – статическая полость (рисунок 4).

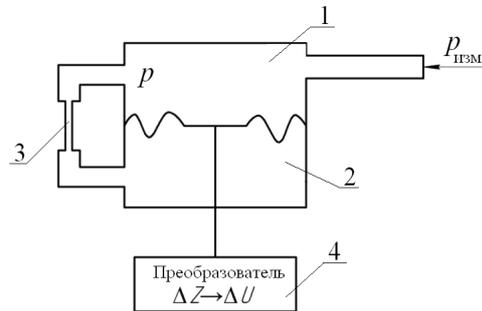


Рисунок 4. Структурная схема вариометрического преобразователя скорости изменения давления

Давление p в динамической полости изменяется одновременно с изменяющимся давлением $p_{\text{изм}}$, а давление в статической полости 2 изменяется с некоторым запаздыванием, которое возникает за счет перетекания воздуха в полость через пневматическое сопротивление 3. В результате этого возникает перепад давлений, величина которого при соответствующем подборе пневматического сопротивления 3, оказывается пропорциональна скорости изменения давления. Для измерения перепада давлений в вариометрическом преобразователе используется упругая мембрана. Перемещение жесткого центра упругой мембраны преобразуется с помощью рычажного механизма в отклонение стрелки индикатора или с помощью пневмоэлектропреобразователя 4 в электрическое напряжение, пропорциональное прогибу упругой мембраны.

Масса воздуха Y , содержащегося в глухой камере объемом V , определяется зависимостью:

$$Y = \frac{p_k V}{gRT_k}, \quad (2)$$

где $g = 9,8 \text{ м/с}^2$ – ускорение свободного падения; R – универсальная газовая постоянная; p_k , T_k – давление и температура в глухой камере датчика.

Продифференцировав выражение (2) по времени, и считая процесс изотермическим, получим зависимость между массовым расходом G и скоростью изменения давления δ :

$$G = \left(\frac{V}{gRT_k} \right) \dot{p}_k. \quad (3)$$

В простейшем вариометрическом преобразователе скорости изменения давления, представляющей сочетание глухой камеры, сообщенной с атмосферой салона самолета через капилляр, связь между перепадом давления на капилляре и массовым расходом воздуха определяется уравнением Пуазейля:

$$G = \left(\frac{\pi \rho d^4}{128 \mu l} \right) \Delta p, \quad (4)$$

где d, l – диаметр и длина капилляра; μ, ρ – динамическая вязкость и плотность воздуха.

На основании (3) и (4) получено дифференциальное уравнение, которое связывает перепад давления со скоростью изменения давления в салоне самолета:

$$\tau = \frac{d\Delta p}{dt} + \Delta p = K \dot{p}, \quad (5)$$

где τ, K – постоянная времени и чувствительность преобразователя:

$$K = \frac{128 \mu l V T_{\text{кп}}}{\pi d^4 p_{\text{кп}} T_k}, \quad (6)$$

где $p_{\text{кп}}, T_{\text{кп}}$ – среднее давление и средняя температура воздуха в капилляре.

Более точный вывод дифференциального уравнения вариометрического преобразователя с учетом влияния прогиба мембраны на величину перепада давления на капилляре, сделанный в работе [3], приводит к аналогичному уравнению (5), в котором постоянная времени определяется выражением:

$$\tau = \frac{128 \mu l V}{\pi d^4} \left(1 + \frac{S^2 p_{\text{кп}}}{k V} \right), \quad (7)$$

где k, S – коэффициент жесткости и эффективная площадь мембраны.

Из соотношения (6) видно, что вариометрическому методу измерения скорости изменения давления свойственны высотные (плотностные), температурные и динамические погрешности. Вариометрическим преобразователям присущи также значительные статические температурные погрешности. К наиболее значительным погрешностям приводит изменение температуры воздуха в глухой камере датчика. Это вызывает изменение чувствительности преобразователя и дрейф нуля, который может намного превышать порог реагирования мембраны. Значительное влияние на чувствительность оказывает зависящая от температуры вязкость воздуха в капилляре. Динамическая погрешность вариометрического преобразователя вызывается запаздыванием изменения давления в глухой камере датчика по отношению к изменению подводимого давления, но за счет этого возникает перепад давления на капилляре. Таким образом, динамика преобразователя жестко связана с его

чувствительностью, причем увеличение чувствительности приводит к ухудшению динамических характеристик преобразователя.

Вариометрический преобразователь, не смотря на ряд присущих ему недостатков, до сих пор остается наиболее распространенным при измерении скорости изменения давления. Попытки усовершенствовать конструкцию преобразователя с целью уменьшения погрешности измерения продолжают до настоящего времени. Однако анализ патентов показывает, что все предлагаемые усовершенствования, как правило, компенсируют только одну из составляющих погрешности вариометрического преобразователя, причем в большинстве случаев лишь частично, значительно усложняя конструкцию преобразователя и снижая надежность его работы.

Некоторое уменьшение погрешностей вариометрического метода можно достигнуть путем дискретизации процесса измерительного преобразования на отдельные интервалы времени за счет периодического сообщения измерительного объема импульсного преобразователя скорости изменения давления с измеряемым давлением либо непосредственно, либо через обводной канал.

Измеряемое давление подается непосредственно в динамическую полость 1 манометрического преобразователя (рисунок 5), а в статическую полость преобразователя 2 – через периодически открывающийся кран. Деформация упругой мембраны преобразуется электромеханическим преобразователем 3 в электрический сигнал, который обрабатывается дифференцирующей схемой 4.

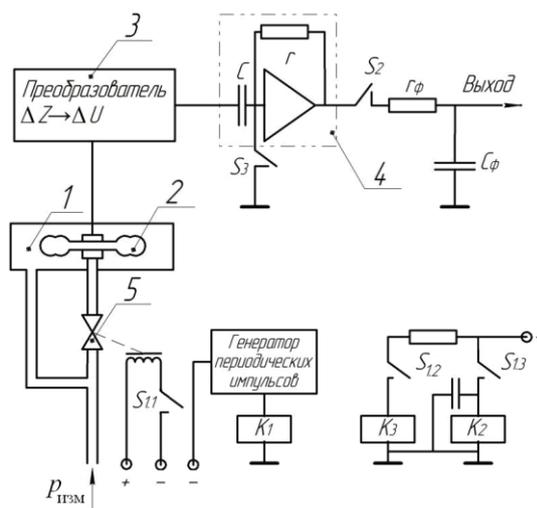


Рисунок 5. Принципиальная схема импульсного преобразователя скорости измерения давления

При этом за счет ограничения интервала времени измерительного преобразователя перепад давлений между статической и динамической полостями будет настолько мал, что упругий элемент преобразователя перепада давлений работает в небольшой части всего диапазона изменения давления. В результате возникает возможность некоторого расширения диапазона измерения в областях больших скоростей изменения давления. За счет сужения диапазона измерения чувствительного элемента достигается повышение точности и чувствительности измерения. Быстродействие такого устройства определяется динамическими свойствами преобразователя перепада давлений и дифференцирующего устройства. Однако использование мембранного чувствительного элемента не позволяет при заданном быстродействии решить задачу существенного расширения диапазона измерения в области малых скоростей изменения давления, вследствие сохранившегося противоречия между получением максимальной чувствительности и влияния изменения объема статической полости из-за прогиба мембраны.

Процессы в пневматической части устройства, состоящего из преобразователя перепада давлений и электроклапана, соединяющего статическую полость датчика перепада с измеряемым давлением, могут быть описаны системой уравнений:

$$\left\{ \begin{array}{l} p_1 V_1 = M_1 RT; \\ p_2 V_2 = M_2 RT; \\ \frac{dM_1}{dt} = (p_{01} - p_1) a_1; \\ \frac{dM_2}{dt} = (p_{02} - p_2) a_2; \\ (p_2 - p_1) F_{\text{эфф}} = k \Delta l; \\ V_1 = V_{01} - F_{\text{эфф}} \Delta l; \\ V_2 = V_{02} - F_{\text{эфф}} \Delta l. \end{array} \right. \quad (8)$$

где V_1, V_2 – объемы полостей; p_1, p_2 и M_1, M_2 – давления и массы газа в полостях; T – температура газа; a_1, a_2 – функции истечения каналов, соединяющих полости; $F_{\text{эфф}}$ – эффективная площадь мембраны; Δl – прогиб упругого центра мембраны; k – коэффициент, характеризующий упругость мембраны.

В результате преобразования, введения безразмерных координат:

$$\begin{aligned} (p_1 - p_{01}) / p_{\text{атм}} &= \beta_1; \quad (p_h - p_{0h}) / p_{\text{атм}} = \beta_h; \\ (p_2 - p_{02}) / p_{\text{атм}} &= \beta_2; \quad p_{01} = p_{02} = p_{0h} = p_{\text{атм}} \end{aligned}$$

и следующих обозначений:

$$\tau_1 = \frac{V_{01}}{RTa_1} \text{ [с]}; \tau_2 = \frac{V_{02}}{RTa_2} \text{ [с]}; \beta_1 = \frac{F_{\text{эфф}}^2 p_{\text{атм}}}{kV_{01}}; \beta_2 = \frac{F_{\text{эфф}}^2 p_{\text{атм}}}{kV_{02}},$$

система уравнений (8) преобразуется к виду:

$$\begin{cases} \tau_1 \frac{dp_1}{dt} [1 + \beta_1(p_1 + p_2)] + \tau_1 \beta_1 \frac{d(p_1 - p_2)}{dt} (1 + p_1) = p_h - p_1; \\ \tau_2 \frac{dp_2}{dt} [1 + \beta_2(p_2 - p_1)] + \tau_2 \beta_2 \frac{d(p_2 - p_1)}{dt} (1 + p_2) = p_h - p_2. \end{cases} \quad (9)$$

Физически коэффициенты β показывают, во сколько раз в начальный момент времени жесткость воздушной пружины закрытой полости больше жесткости мембраны.

Система уравнений (8) дает возможность исследовать характеристики импульсного преобразователя скорости изменения давления и, в частности, показать, что основным параметром, определяющим динамические свойства пневматической части является постоянная времени динамической полости, а величина объема статической полости практически не влияет на частотные характеристики преобразователя. Однако при увеличении объема статической полости возрастает время выравнивания давлений в полостях преобразователя перепада давлений и увеличивается чувствительность устройства. При измерении малых скоростей изменения давления возникают трудности при дифференцировании выходного электрического сигнала, снимаемого с преобразователя давления, потому что напряжение изменяется достаточно медленно.

При использовании дифференцирующего устройства в виде пассивной RC -цепи его выходное напряжение будет определяться:

$$U_{\text{вых}} = RC \frac{dU_{\text{вх}}}{dt} - RC \frac{dU_{\text{вых}}}{dt}. \quad (10)$$

Из зависимости (10) видно, что выходной сигнал (напряжение RC -цепи) пропорционален скорости изменения входного напряжения $U_{\text{вх}}$, однако точность этого сигнала зависит от составляющей $RC \frac{dU_{\text{вых}}}{dt}$, которая и определяет погрешность этого метода измерения скорости изменения давления.

К недостаткам импульсного метода измерения скорости изменения давления следует также отнести сложность конструкции датчика и схемы его реализации, а также низкую надежность электропневмоклапана. Значительные ограничения метрологических характеристик этого устройства связаны с необходимостью дифференцирования медленно изменяющихся сигналов, содержащих импульсные помехи, обусловленные периодическим процессом выравнивания давления в полостях.

Из проведенного сравнительного анализа двух методов измерения скорости изменения давления – вариометрического и импульсного – следует, что преобразователи с позиционными мембранными чувствительными элементами обладают рядом существенных недостатков, не позволяющих расширить диапазон измерения в область малых значений скорости изменения давления. Ограниченные характеристики таких преобразователей скорости изменения давления требуют разработки альтернативных методов и средств измерения на других физических принципах.

Анализ особенностей реализации термоанемометрического метода измерения в датчике скорости изменения давления проведем для варианта его построения, представленного на рисунке 6. Датчик содержит глухую полость 1, соединенную с изменяемым давлением через канал 2. Изменение измеряемого давления $p_{ИЗМ}$ влечет за собой изменение давления в полости 1. Для случая неизменного количества воздуха при его сжатии за счет изменения объема соотношение между параметрами можно записать с помощью уравнения Клапейрона:

$$V = \frac{m}{\mu} RT \frac{1}{p}, \quad (11)$$

где p , V , m – давление, объем и масса воздуха в полости; μ – молекулярный вес; R – газовая постоянная, T – температура воздуха.

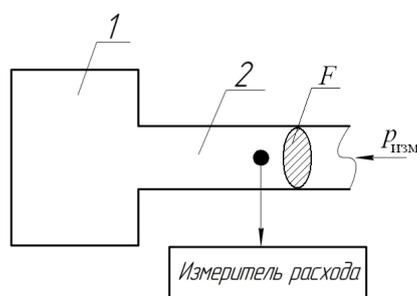


Рисунок 6. Структурная схема пневматического преобразователя скорости изменения давления

При изменении давления изменяется объем, занимаемый неизменным количеством воздуха. Воздух протекает по каналу постоянного сечения F , поэтому изменение объема, занимаемого неизменным количеством воздуха, можно рассматривать как перемещение по каналу сечения F , массы воздуха m в полости, на расстояние Δl . Изменение объема ΔV за интервал времени Δt соответствует перемещению этой массы воздуха объемом ΔV по

трубопроводу со скоростью: $W = \frac{\Delta l}{\Delta t}$. Продифференцируем выражение (11) по времени при $m = const$:

$$\frac{dV}{dt} = -\frac{W}{p} \frac{dp}{dt}. \quad (12)$$

Знак минус означает, что положительному приращению давления соответствует отрицательное приращение объема. Выразив приращение объема dV через сечение канала F и перемещение сечения dl и обозначив $\frac{dp}{dt}$ через \dot{p} , получим:

$$F \frac{dl}{dt} = -\frac{W}{p} \dot{p}. \quad (13)$$

Тогда скорость потока воздуха в трубопроводе:

$$W = -\frac{V \dot{p}}{F p}. \quad (14)$$

Учитывая, что плотность воздуха $\rho = p / RT$ [3], а массовый расход воздуха $G = WF\rho$, из (14) можно получить:

$$G = \frac{V}{RT} \dot{p}. \quad (15)$$

Из выражения (15) следует, что массовый расход воздуха в трубопроводе, соединяющем глухую камеру с источником изменяющегося давления, пропорционален скорости изменения измеряемого давления. Измеряя расход воздуха в трубопроводе, можно судить о скорости изменения давления.

Таким образом, в устройстве, состоящем из глухой полости, соединенной каналом с изменяемым давлением величинами, пропорциональными скорости изменения давления могут являться перепад давления и массовый расход воздуха через канал, сообщающий глухую камеру с давлением в салоне самолета. Если за информативный сигнал выбрать перепад давлений, то такое устройство выполнено на основе сочетания вариометрического метода измерения с последующим преобразованием перепада давления в массовый расход воздуха через сообщающий канала, который измеряется с помощью термоанемометрического преобразователя.

Термоанемометрическому преобразователю скорости изменения давления свойственна температурная погрешность, которая возникает в результате того, что рассеиваемая терморезистором мощность зависит от разности температур воздуха и терморезистора. Однако, она невелика, так как терморезисторы работают в режиме

постоянной температуры при $T = 150^{\circ}\text{C}$. К тому же возможны различные схемы компенсации температурной погрешности, например путем введения в измерительную схему сигнала, пропорционального температуре, полученного с помощью дополнительного терморезистора. Погрешность, обусловленная изменением температуры воздуха в глухой камере за счет теплообмена через ее стенки, может быть исключена за счет улучшения теплоизоляции стенок камеры или применения системы активного термостатирования.

Наиболее удобны для измерения массового расхода или массовой скорости перетекания газа по каналу, соединяющему глухую камеру с изменяющимся давлением, струйно-конвективные преобразователи (СКП) [4], которые массовую скорость перетекания газа преобразуют в электрический сигнал. СКП конструктивно выполнен в виде модуля (рисунок 7), содержащего сопло 1, формирующее струю, которая омывает анемочувствительный элемент (АЧЭ) 2. Такое конструктивное исполнение, по сравнению с размещением АЧЭ непосредственно в проточном канале датчика системы, не только обеспечивает надежное измерение, но и существенно уменьшает зависимость результата измерения от гидродинамической погрешности, присущей в значительной мере термоанемометрическому методу измерения. С учетом особенностей измеряемых параметров был разработан ряд модулей СКП, представленных на рисунке 8.

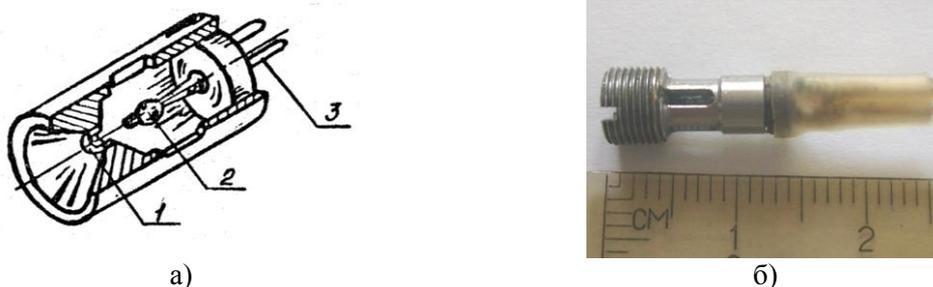


Рисунок 7. Принципы конструктивного построения (а) и общий вид (б) модуля струйно-конвективного преобразователя: 1 – формирующее сопло; 2 – анемочувствительный элемент; 3 – электроды.

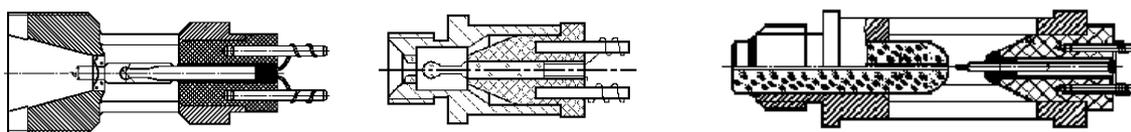


Рисунок 8. Варианты конструктивного построения модулей СКП

В отраслевой научно-исследовательской лаборатории "Приборы и информационно-управляющие системы" КНИТУ-КАИ была разработана струйно-конвективная система

измерения давления и скорости его изменения на основе струйно-конвективных преобразователей с диапазоном измерения ± 266 Па/с (2 мм.рт.ст/сек). Структурная схема такой системы представлена на рисунке 9 [5]. Исследование макетного образца системы показало, что она обладает рядом преимуществ по сравнению с вариометрическими и импульсными преобразователями, не смотря на их простоту принципиальной схемы и конструкции. Она обладает в 5 раз лучшим быстродействием ($\tau \approx 0,1$ с) и почти на порядок лучшим порогом реагирования ($\Delta \dot{p}_{\text{пор}} = 0,02$ Па/с), чем наиболее чувствительный серийно выпускаемый вариометр ВАР-10. К достоинствам также можно отнести электрический сигнал по скорости изменения давления.

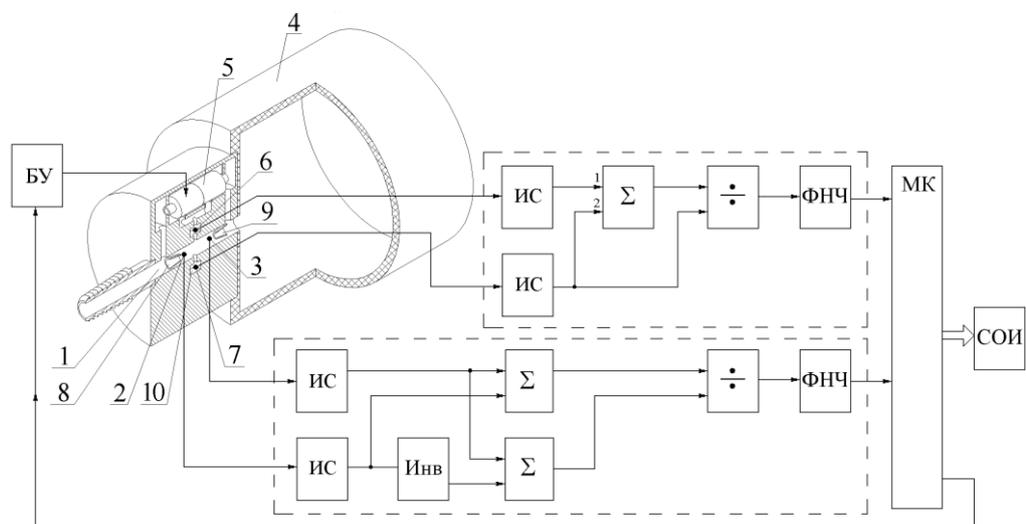


Рисунок 9. Структурная схема струйно-конвективной системы измерения давления и скорости его изменения (обозначено: ИС – измерительная схема; $-\Sigma$ – сумматор с учетом знака; Σ – сумматор; ИНВ – инвертор; ФНЧ – фильтр нижних частот; \div – делительное устройство; МК – микроконтроллер; СОИ – система отображения информации; БУ – блок управления).

Повышение метрологических характеристик струйно-конвективной системы измерения давления и скорости его изменения, достигается за счет расположения пневматических каналов с анемочувствительными элементами (АЧЭ) в непосредственной близости к пневматическим выходам микронагнетателя 5. Это, с одной стороны, улучшает динамические характеристики системы за счет сокращения длины пневматического канала, сообщающего объект контроля (источник давления) с глухой камерой 4 системы измерения давления и скорости его изменения, а также снижения порога реагирования (повышения

чувствительности) за счет введения микронагнетателя 5, обеспечивающего смещения рабочей точки АЧЭ на участок его характеристики с высокой крутизной.

Представленное построение системы измерения давления и скорости его изменения позволяет также уменьшить погрешности, связанные с технологическим разбросом параметров АЧЭ. Это достигается за счет введения двух АЧЭ 6 и 7, первый из которых является измерительным и размещен в канале, объединяющем положительные выходы по избыточному давлению микронагнетателя 5 с проточным каналом, сообщающим глухую камеру 4 с газодинамическим объектом и в котором размещены первый 2 и второй 3 АЧЭ измерения скорости изменения давления, а второй – компенсационный АЧЭ 7 размещен в непроточной полости 10. Напряжение на выходе измерительного $U_{и}$ и компенсационного $U_{к}$ АЧЭ по давлению определяются соответственно выражениями:

$$U_{и} = U_{0и} + \gamma_{0и} \rho V_H, \quad (16)$$

$$U_{к} = U_{0к}, \quad (17)$$

где $U_{0и}$, $U_{0к}$ – начальное напряжение на выходе измерительного $U_{и}$ и компенсационного $U_{к}$ АЧЭ соответственно; $\gamma_{0и}$ – коэффициент пропорциональности; ρV_H – массовая скорость потока, омывающего измерительный анемочувствительный элемент, работающий по давлению.

Выходной сигнал по давлению (по плотности) определяется зависимостью

$$\Delta U = U_{и} - U_{к} = \gamma \rho V_H, \quad (18)$$

где плотность ρ при условии пассивного или активного термостатирования глухой камеры пропорциональна давлению в газодинамическом объекте, т.е. определяется выражением $\rho = p / gRT$ (обозначено: p – давление в газодинамическом объекте; g – ускорение свободного падения; R – газовая постоянная; T – температура).

При изменении давления с некоторой скоростью в газодинамическом объекте, сообщенном с проточным каналом 1, возникает перепад давления между глухой камерой 4 и контролируемым газодинамическим объектом. В результате происходит перетекание воздуха, направление которого определяется знаком скорости изменения давления в контролируемом газодинамическом объекте. Например, при положительной скорости изменения контролируемого давления направление потока воздуха такого, что первым омывается первый анемочувствительный элемент 2, а затем второй анемочувствительный элемент 3. При этом первый анемочувствительный элемент 2 омывается направленной струей, сформированной формирующим соплом 8 и имеющей вследствие этого более

высокую скорость обдува, чем у второго анемочувствительного элемента 3. На выходе измерительных схем включения этих анемочувствительных элементов формируются соответственно напряжения U_1 и U_2 . После обработки напряжений U_1 и U_2 в соответствие с алгоритмом, определяемом структурной схемой (рисунок 9) на выходе системы формируются цифровые сигналы о давлении, а также о знаке и скорости изменения давления в газодинамическом объекте.

Выводы

1. Показана актуальность задачи разработки и исследования высокочувствительных и надежных систем измерения давления и скорости его изменения в салоне летательного аппарата, отличающихся высокими динамическими свойствами по сравнению с традиционными вариометрическими преобразователями.

2. Рассмотрены наиболее известные методы измерения скорости изменения давления, и обосновано применение в качестве основного преобразователя вида энергии сигнала – струйно-конвективного преобразователя.

3. Предложены и обоснованы принципы структурного построения системы измерения давления и скорости его изменения на основе струйно-конвективного преобразователя.

4. Предварительные исследования макетного образца датчика системы подтвердили возможность его применения в системах контроля скорости изменения давления в салоне самолета, а также при контроле параметров процесса обледенения устройств фильтрации компрессоров наземных газоперекачивающих станций и других газогидродинамических объектов.

5. Результаты теоретических исследований апробированы на Международных студенческих научно-технических конференциях Казани и Самары. Подана заявка на патент на изобретение.

Работа выполнена под руководством профессора кафедры приборов и информационно-измерительных систем Казанского национального исследовательского технического университета им. А.Н. Туполева – КАИ, к.т.н. Поронова Александра Азиковича.

Библиографический список

1. Акопов М.Г., Бекасов В.И., Долгушев В.Г. Системы оборудования летательных аппаратов. Под ред. Матвеевко, А.М., Бекасова В.И. – 3-е изд., исправл. и доп. - М.: Машиностроение, 2005. – 558 с.
2. Авиационные правила Часть 23. Нормы летной годности гражданских легких самолетов. – М.: ОАО "Авиаиздат", 2000. – 145 с.
3. Воронин Г.И., Сафонов О.А. Измерительные преобразователи скорости изменения давления. – М.: Энергия, 1974. – 88 с.
4. Тюрина М.М., Порунов А.А., Козлова О.А. Функциональные модули струйно-конвективных измерителей физических величин // В сборнике научных трудов 3-я Международной научной конференции «Функциональная компонентная база микро-, опто- и наноэлектроника». – Харьков: Изд-во ХНУРЭ, 2010. – с. 251-254.
5. Тюрина М.М., Порунов А.А., Козлова О.А. Решение о выдаче патента на полезную модель "Устройство для измерения давления и скорости его изменения" по заявке 2012139984/28 от 04.10.12.