

УДК 681.586

**А.Г. БУРЯЧЕНКО, В.М. ГРУДИНКИН**

*ОАО «Элемент», г. Одесса, Украина*

## **ТЕХНИЧЕСКИЕ И АЛГОРИТМИЧЕСКИЕ СРЕДСТВА ПОВЫШЕНИЯ МЕТРОЛОГИЧЕСКОГО УРОВНЯ И НАДЕЖНОСТИ ДАТЧИКОВ И СИСТЕМ ИЗМЕРЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ**

Сформулированы основные задачи, стоящие перед разработчиками средств измерения давления, предназначенных для работы в составе бортовой аппаратуры и описан опыт их решения. Приведена концепция разработки, принятая на предприятии, а также примеры и результаты ее применения при создании датчиков и систем измерения давления, начиная от выбора первичных преобразователей вплоть до обеспечения автоматической реконфигурации структуры изделия при выявлении локального отказа.

**надежность, метрологический отказ, катастрофический отказ, градуировка, встроенная система контроля, реконфигурация структуры**

### **Введение**

За последние 10 лет на нашем предприятии, являющемся разработчиком комплектующих изделий авиационной техники, создан ряд средств измерения давления для комплектации ГТД и АСУ испытаний ГТД. Это датчики (в том числе интеллектуальные), двухканальные системы для работы в составе бортовой аппаратуры, измерительные каналы программно-технических комплексов АСУ.

Повышение надежности, учитывая и метрологическую (параметрическую) надежность – одна из главных задач при разработке средств измерения давления, входящих в состав бортовой аппаратуры и используемых в контурах контроля и регулирования режимов работы двигателя.

### **Формулирование проблемы**

При создании средств измерения давления, предназначенных для работы в составе бортовых ЭСУ (САУ), проблема заключается в том, что в жестких условиях эксплуатации необходимо обеспечить максимальное снижение:

- дополнительных погрешностей от воздействия дестабилизирующих факторов;
- вероятности отказа (в том числе метрологи-

ческого) за время непрерывной работы изделия в течение полета;

- затрат на обслуживание изделия в эксплуатации, связанных с диагностированием технического состояния и, в частности, с проведением периодических калибровок.

Иными словами, важно снизить вероятность не только катастрофического отказа элементов – короткое замыкание, обрыв – но и параметрического (метрологического) отказа – превышения допускаемых пределов погрешности измерений.

Накопленные нами экспериментальные данные и анализ публикаций показывают, что проблемы параметрической надежности связаны в первую очередь с обеспечением стабильности характеристик первичного преобразователя давления в условиях длительной эксплуатации при воздействии дестабилизирующих факторов [1].

Катастрофические отказы при современном уровне развития технологии производства комплектующих специального назначения маловероятны. Однако, при проектировании сложных многоэлементных электронных систем, выполняющих особо ответственные функции, необходимо предусматривать специальные меры по предотвращению последствий катастрофических отказов отдельных ком-

плектующих.

Разумеется, общие тенденции развития производства микроэлектронных компонентов не оставляют сомнения в том, что стратегия повышения надежности сложных электронных систем состоит в совершенствовании технологии, повышении степени интеграции [2]. Но **целью настоящей работы** явилось обеспечение надежности (в том числе метрологической) сложных изделий для работы в составе ГТД в рамках применения существующей и доступной на сегодняшний день комплектации.

### Решение проблемы

В результате анализа перечисленных задач с учетом рекомендаций, изложенных в научно-технической литературе, и требований нормативной документации [3], а также на базе накопленного в течение ряда лет опыта, на предприятии выработана следующая концепция создания средств измерения давления:

- отбор первичных преобразователей (сенсоров) в соответствии с требованиями к условиям эксплуатации по данным изготовителя с учетом наличия сертификатов, подтверждающих как назначение сенсора, так и уровень культуры производства предприятия-изготовителя;
- форсированные испытания ограниченного числа сенсоров, анализ результатов на соответствие требований к метрологической надежности сенсора, заключение о пригодности выбранного типа к использованию в составе изделия;
- экспериментальное изучение функции преобразования, в том числе в условиях воздействия дестабилизирующих факторов и формирование математической модели, позволяющей минимизировать погрешность преобразования;
- разработка аппаратного и программного обеспечения реализации сформированной математической модели с учетом достижения максимальной отказоустойчивости изделия – с использованием

встроенного контроля, резервирования структурных элементов и реконфигурации структуры при выявлении локального отказа.

На первом этапе, при отборе сенсоров по данным изготовителя, как правило, не удается получить достаточно полной информации о количественных показателях метрологической надежности (стабильности), что, в частности, отмечено в [1]. Поэтому возникла необходимость в проведении второго этапа – расширенной проверки отдельных экземпляров. Так, перед принятием решения о включении сенсоров давления производства фирмы Kulite (США) в состав системы измерения давления СИД-3 наше предприятие совместно с ФГУП НИИФИ провело ряд испытаний специально предоставленных фирмой образцов. Результаты испытаний, а также методика и результаты расчетной оценки показателей надежности сенсоров с учетом режима нагружения при работе в составе двигателя описаны в [4].

В процессе испытаний проводится предварительная градуировка сенсора в рабочих диапазонах давления ( $P$ ) и температуры ( $t$ ), в результате которой получаем заданную таблично двухпараметрическую функцию преобразования:

$$U = f(P, t),$$

где  $U$  – выходной сигнал сенсора.

Присутствие температуры в качестве аргумента обусловлено тем, что практически все сенсоры имеют довольно существенную температурную зависимость, типичное значение дополнительной температурной погрешности тензорезистивных сенсоров составляет  $\pm 0,3 \%$  /  $10 \text{ }^\circ\text{C}$ , что обусловлено свойствами материала и технологией изготовления. Причем следует отметить, что попытки отдельных изготовителей снизить температурную погрешность за счет введения дополнительных компенсационных элементов, как правило, снижают надежность и стабильность параметров во времени.

Впоследствии (в случае принятия решения о пригодности тестируемого типа сенсоров для ком-

плектации изделия) данные предварительной градуировки служат базой для выбора математической модели и способа ее аппаратной реализации. Обобщенная структурная схема канала измерения давления, обеспечивающая компенсацию погрешностей сенсора, показана на рис. 1. На рисунке отражены преобразования сигналов, выполняемые в каждой структурной единице.

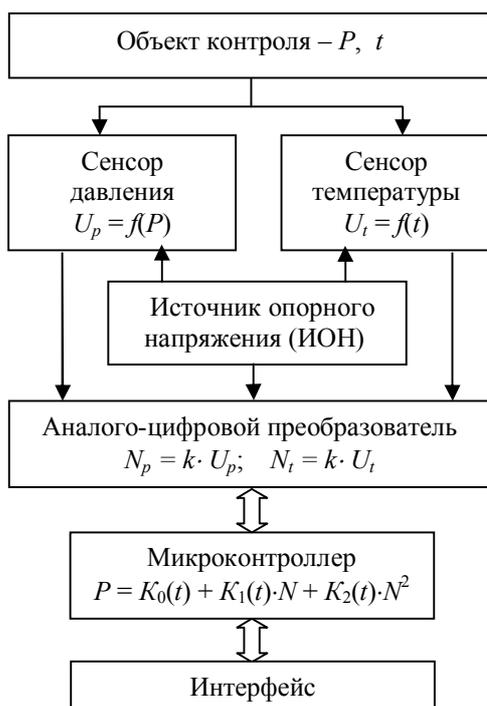


Рис. 1. Обобщенная структурная схема канала измерения давления

Последующая градуировка сенсора выполняется в составе изделия (снимается сигнал с выхода аналого-цифрового преобразователя – АЦП), что позволяет снизить погрешность, вносимую средствами измерения, применяемыми при градуировке – табл. 1.

Таблица 1

Составляющие погрешности градуировки

Составляющие погрешности		Примечания
источник	значение	
Измерение эталонного давления	до ±0,05 %ВП	----
Измерение выходного сигнала	до ±0,04 %ИЗ	При градуировке с ИОН и АЦП отсутствуют
Измерение напряжения питания	до ±0,01 %ИЗ	
Примечание. ВП – верхний предел измерений, ИЗ – измеряемое значение.		

Практика показала, что для всех интегральных тензорезистивных сенсоров зависимость между входной и выходной величинами при  $t = \text{const}$  описывается (с погрешностью, не превышающей погрешность градуировки) полиномом второй степени, причем для наиболее качественных сенсоров коэффициент при квадратичном члене практически равен нулю (зависимость линейна с хорошей степенью приближения):

$$P = K_0(t) + K_1(t) \cdot N + K_2(t) \cdot N^2.$$

Для описания зависимости коэффициентов от температуры достаточно полинома второй либо третьей степени:

$$K_i = k_{i0} + k_{i1} \cdot t + k_{i2} \cdot t^2 + k_{i3} \cdot t^3$$

Погрешность аппроксимации для такой модели не превышает погрешности измерений при градуировке, типичное значение погрешности аппроксимации составляет 0,01... 0,02 %ВП.

Пример применения такой модели компенсации температурной погрешности и погрешности нелинейности в разработанном на предприятии интеллектуальном датчике давления с подробным описанием аппаратной реализации дан в [5].

Другой важнейшей составляющей погрешности, о которой уже упоминалось, является стабильность параметров сенсора во времени. Этот показатель определяется, прежде всего, уровнем технологии и культуры производства. По результатам проведенных исследований выбраны предприятия-поставщики сенсоров для комплектации изделий. Это фирмы Kulite (США), Keller (Германия), Орлэк (Россия). Выбор проведен с учетом соотношения цена – качество.

Следует отметить, что в бортовой аппаратуре мы используем только сенсоры Kulite [6], сертифицированные для применения в авиационной технике. Уровень долговременной стабильности сенсоров Kulite сравним с указанной выше погрешностью измерений при градуировках и проверках, значение нестабильности не превышает ± 0,1 % в год.

Описанный выше алгоритм создания средств измерения давления позволил обеспечить изготовление датчиков и измерительных каналов давления, суммарная погрешность которых в диапазоне температур от  $-40$  до  $+100$  °С не превышает  $\pm 0,15$  % и которые не требуют подстроек и регулировок на протяжении по крайней мере 2 ... 3 лет [6].

Следующий важнейший вопрос – повышение надежности (отказоустойчивости) изделия в течение непрерывной работы за время полета. Для решения этой задачи при проектировании предусматривается резервирование структурных единиц, обеспечивающих выполнение функций по обеспечению безопасности полета, и создается аппаратное и программное обеспечение встроенного контроля и автоматиче-

ской реконфигурации структуры при выявлении локальных отказов. Пример реконфигурируемой структуры, реализованной в опытном образце регулятора режимов работы двигателя, приведен на рис. 2.

В этой структуре предусмотрены все аппаратные и программные реконфигурационные связи, необходимые для устранения последствий локального отказа, обнаруженного системой встроенного контроля во время работы. Так, например, при одновременном отказе модуля процессора первого канала и модуля АЦП второго канала будет выполнена реконфигурация, в результате которой управление возьмет на себя процессор второго канала, причем данные о контролируемых параметрах он будет получать от АЦП первого канала.

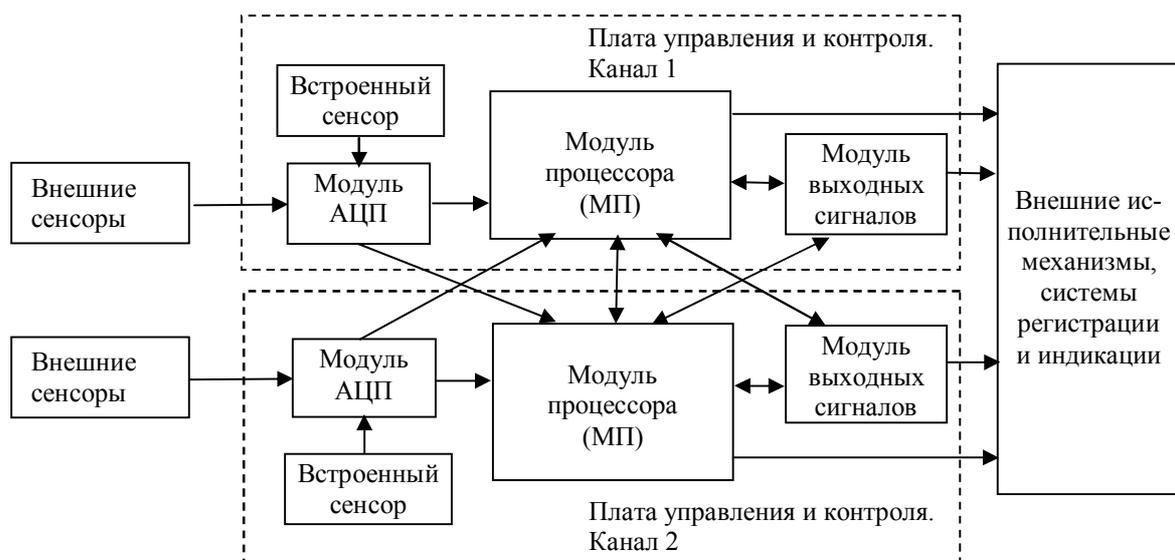


Рис. 2. Обобщенная структура реконфигурируемого изделия

При такой структуре, к невыполнению изделием функций по обеспечению безопасности полета могут привести только «дублированные» отказы одноименных модулей в обоих каналах. Согласно [3] получаем следующую модель для описания условий события «общего» отказа  $O_o$  и оценки вероятности этого события за время полета:

$$O_o = O_{АЦП1} \cdot O_{АЦП2} + O_{МП1} \cdot O_{МП2} + O_{ВС1} \cdot O_{ВС2}$$

События отказов модулей являются независи-

ми, поэтому для любой пары одноименных модулей согласно теореме умножения вероятностей для независимых событий вероятность совместного отказа  $P(O_{*1} \cdot O_{*2})$  равна квадрату вероятности отказа одного модуля:  $P(O_{*1} \cdot O_{*2}) = Q_{*1}^2$ .

Если, например, оценка вероятности отказа за время полета наиболее сложного многоэлементного модуля (модуля процессора) – по результатам вычисления суммарной интенсивности отказов ком-

плекующих согласно «λ-методу» [7] – дала значение  $Q_{МП} \approx 10^{-4}$ , то вероятность отказа, приводящего к невыполнению функций по обеспечению безопасности полета, с учетом автоматической реконфигурации составит  $10^{-8}$ .

Описанная структура с организацией показанных на рис. 2 реконфигурационных связей (обеспеченных аппаратно и программно) реализована в одном из изделий и прошла предварительную проверку при испытаниях, подтвердившую эффективность выбранных решений. Время восстановления работоспособности при возникновении локальных отказов не превышает 100 мс – диагностирование отказа плюс выполнение действий по реконфигурации. Это достаточно малый интервал, который не нарушает непрерывности контроля и управления.

### Заключение

1. Комплексный подход к разработке средств измерения давления, предназначенных для работы в составе бортовой аппаратуры, обеспечил повышение их метрологического уровня и надежности.

2. В результате проведенного отбора первичных преобразователей удалось достичь долговременной стабильности изделий, эксплуатирующихся в жестких условиях воздействия дестабилизирующих факторов, не хуже  $\pm 0,1\%$  в год.

3. Принятый алгоритм градуировки изделия, формирования математической двухпараметрической модели преобразования и ее аппаратно-программной реализации позволил на базе первичных преобразователей с дополнительной температурной погрешностью до  $\pm 0,3\%/10\text{ }^\circ\text{C}$  создать средства измерения, суммарная погрешность которых в диапазоне температур от минус 40 до  $+100\text{ }^\circ\text{C}$  не превышает  $\pm 0,15\%$ .

4. Основной вопрос надежности бортовой аппаратуры – снижение вероятности отказа, приводящего к невыполнению функций по обеспечению безопасности полета – решается путем создания аппаратно-программного обеспечения автоматической

реконфигурации структуры изделия при выявлении встроенной системой контроля локального отказа.

5. Перспективы совершенствования и повышения эффективности рассмотренных методов заключаются в развитии прогнозирования:

- долговременной стабильности по результатам ускоренных испытаний,
- параметрических отказов – на основе анализа системой встроенного контроля данных самодиагностики изделия.

### Литература

1. Михайлов П.Г., Михайлов А.П. Обеспечение временной и параметрической стабильности микроэлектронных датчиков: системный подход // Датчики и системы. – 2004. – № 10. – С. 15 – 17.
2. Скуснов А. PSoC-решения снижают стоимость миниатюрных систем // Электронные компоненты. – 2005. – №1/2. – С.32 – 34.
3. ОСТ 1 00132-97 Надежность изделий авиационной техники. Методы количественного анализа безотказности функциональных систем при проектировании самолетов и вертолетов.
4. Буряченко А.Г., Волошина Н.П., Ранченко Г.С., Деклама Ж. Критерии и результаты оценки надежности датчиков давления для авиационных двигателей // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – №7 (15).
5. Буряченко А.Г., Ранченко Г.С., Уляшин С.В. Интеллектуальный датчик давления // Электронные компоненты и системы. – 2004. – №8. – С. 46 – 47.
6. Буряченко А.Г., Волошина Н.П., Ранченко Г.С. Опыт использования датчиков давления фирмы Kulite // Датчики и системы. – 2004. – № 11. – С. 38 – 40.
7. ДСТУ 2861-94 Надежность техники. Анализ надежности. Основные положения.

*Поступила в редакцию 30.04.2005*

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. С.А. Нестеренко, Одесский национальный политехнический университет, Одесса.