УДК 681.586

В.М. ГРУДИНКИН[1], А.Г. БУРЯЧЕНКО[1], В.Ф. МИРГОРОД[1], М.В. ДРАПАК[2]

[1]*ОАО «Элемент», Одесса, Украина*
[2]*ГП ЗМКБ «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина*

ОПЫТ И РЕЗУЛЬТАТЫ СЕРТИФИКАЦИОННЫХ ИСПЫТАНИЙ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ Д-436-148 САМОЛЕТА АН-148

Отражены основные требования к бортовой системе измерения давления СИД-3-148, взаимодействующей с электронным блоком САУ двигателя Д-436-148 и обеспечивающей измерение давлений $P_к$ и $P_{вх}$, вычисление параметра $\pi_к$ и формирование сигнала о помпаже двигателя. Освещены проблемные вопросы, возникшие при разработке и пути их решения. Приведены результаты сертификационных испытаний в составе самолета Ан-148.

бортовая аппаратура, дистанционные измерения, погрешность измерений, надежность, параметрический отказ, временная стабильность, помпаж, интеллектуальные датчики и системы

Введение

Предприятие ОАО «Элемент» – головная организация Минпромполитики по направлению «Электронные системы измерения, контроля параметров и управления авиационными двигателями», разработчик комплектующих изделий авиационной техники. Одним из созданных на предприятии устройств бортового применения является интеллектуальная система измерения давления СИД-3-148 для двигателя Д-436-148, созданная с учетом опыта разработки предшествующих систем СИД-4 и СИД-3 (рис. 1, 2).

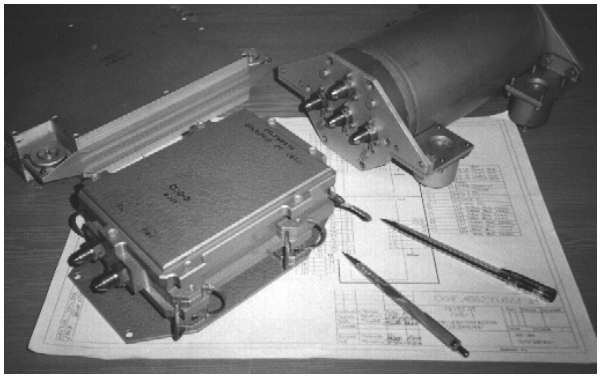

Рис. 1. Системы измерения давления разработки ОАО «Элемент»

Разработка и испытания системы СИД-3-148 выполнены в тесном содружестве с разработчиком двигателя – ГП ЗМКБ «Ивченко-Прогресс». К настоящему времени система СИД-3-148 прошла необходимый комплекс испытаний – предварительные, межведомственные и сертификационные в составе двигателя Д-436-148 на самолете Ан-148 – и имеет суммарную наработку на борту около полутора тысяч часов.

Следует упомянуть, что предшествующие аналоги – СИД-4 и СИД-3 обеспечивают испытания самолетов Ан-70 и Ту-334 и их суммарная наработка приближается к восьми тысячам часов.

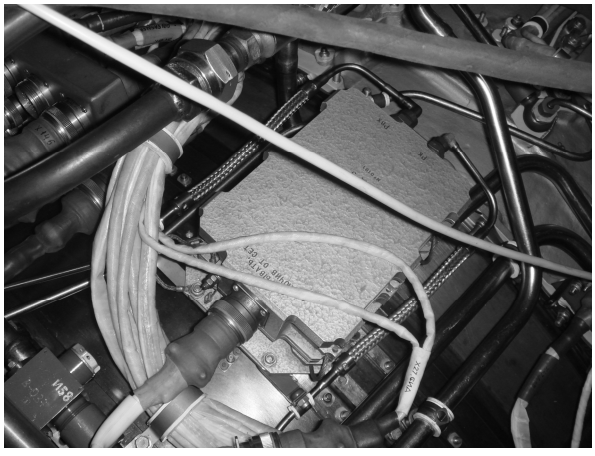

Рис. 2. СИД-3-148 на двигателе

1. Формулирование проблемы

Перед разработчиками СИД-3-148 была поставлена цель создать двухканальную систему измере-

© В.М. Грудинкин, А.Г. Буряченко, В.Ф. Миргород, М.В. Драпак

ния давлений и формирования сигналов обнаружения помпажа, которая должна обеспечить:

- дистанционное измерение давления воздуха на входе в двигатель, за компрессором высокого давления и выдачу информации о них в цифровом виде в электронный блок САУ двигателя (ЭСУ-436) и системы самолета;
- формирование сигнала о помпаже двигателя и выдачи информации о нем в цифровом виде в ЭСУ-436 и в виде напряжения +27 В в системы самолета;
- формирование сигнала отношения давления воздуха за компрессором высокого давления к давлению воздуха на входе двигателя ($\pi\kappa_\Sigma$) и выдачу информации о нем в цифровом виде в ЭСУ-436 и системы самолета.

При этом в соответствии с требованиями технического задания суммарная погрешность измерений давления в рабочем диапазоне температур от минус 40 до +100 °С не должна превышать 1 % от измеряемой величины.

Эта достаточно сложная задача потребовала решения таких вопросов, как:

- выбор комплектующих, в том числе первичных преобразователей давления, на базе которых возможно обеспечение необходимой надежности (в том числе параметрической) системы в жестких условиях эксплуатации (следует отметить, что одной из существенных проблем явился выбор первичных преобразователей с удовлетворительной для данных условий долговременной стабильностью параметров);
- формирование математической модели, позволяющей минимизировать погрешность измерений, а также обеспечить необходимые динамические характеристики измерительных каналов с учетом требований к регистрации предпомпажного состояния;
- разработка аппаратного и программного обеспечения реализации сформированной математической модели с учетом достижения максимальной отказоустойчивости изделия – с использованием встроенного контроля, резервирования структурных элементов.

2. Решение проблемы

При решении перечисленных выше задач использован опыт ОАО «Элемент» по созданию средств измерения давления, накопленный в течение ряда лет, с применением выработанной на предприятии концепции, включающей предварительный отбор первичных преобразователей (сенсоров), форсированные испытания ограниченного числа сенсоров, экспериментальное изучение функции преобразования и формирование математической модели, позволяющей минимизировать погрешность преобразования. Указанный подход, а также результаты отбора сенсоров, формирования математической модели по экспериментальным данным изучения функции преобразования и реализации этой модели в изделиях ОАО «Элемент» подробно освещены в [1, 2].

Поскольку система СИД-3-148 относится к бортовой аппаратуре, то в ней использованы двухканальные сенсоры фирмы Kulite [1], сертифицированные для применения в авиастроении и обеспечивающие наиболее выгодное соотношения цена – качество в сравнении с сенсорами других изготовителей.

В структуре измерительных каналов системы предусмотрены аппаратные и программные модули, обеспечивающие коррекцию нелинейности и температурной зависимости выходного сигнала сенсора, которые обеспечили выполнение требований к метрологическим характеристикам СИД-3-148. Выбор первичных преобразователей, в свою очередь, позволил достичь долговременной стабильности параметров не хуже ±0,15 % в год.

Достигнутый уровень погрешностей системы в рабочем диапазоне давления и рабочем диапазоне температур от минус 40 до +100 ºС иллюстрируется

графиками рис. 3, на котором показаны типичные результаты метрологической проверки измерительного канала с указанием пределов допускаемой погрешностей, заданных в техническом задании.

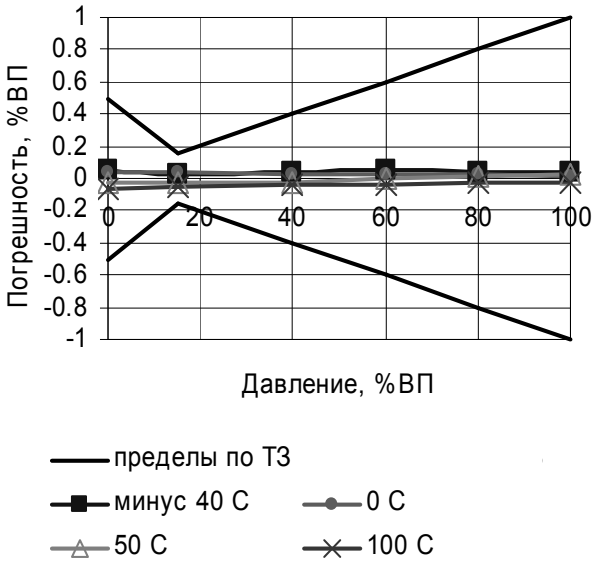

Рис. 3. Типичные характеристики измерительного канала СИД-3-148 в диапазоне рабочих температур от минус 40 до +100 °С

Кроме того, были проведены исследования динамических характеристик измерительных каналов давления СИД-3-148 с целью подтвердить обеспечение требований к работе системы в контуре регулирования $\pi к_{\Sigma}$.

Оценка динамических характеристик проведена непосредственно по данным летной регистрации параметров двигателя. Методика тестирования измерительных каналов и основные результаты изложены в [3], где отмечено, что полученные данные убедительно подтвердили способность системы достоверно воспроизводить динамические изменения $P_к$ и $\pi к$ двигателя на режимах приемистости, встречной приемистости и возможных неноминальных динамических режимах. Скоростная ошибка не превышает такта дискретизации, таким образом, для ЭСУ система СИД-3-148 является безынерционным датчиком давления.

В структуре системы изначально предусмотрено резервирование – в техническом задании система заявлена как двухканальная – и осуществление встроенного контроля работоспособности.

Образцы системы СИД-3-148 прошли сертификационные испытания в составе самолетов Ан-148-100 № 01-01 и № 01-02 в течение более 600 полетов. Эти испытания обеспечили:

- всестороннюю проверку работоспособности системы в реальных условиях эксплуатации;
- уточнение параметров внешних дестабилизирующих факторов, воздействующих на систему в составе самолета, в частности температуры окружающей среды.

Испытания в условиях высоких температур на равнинном и на высокогорном аэродромах (Узбекистан, Армения) проводились при температуре наружного воздуха +32… +39 ºС у земли и от минус 38 до +35 ºС в полете – Техническая справка «Самолет Ан-148-100 № 01-01. Оценка температурного состояния МДУ с двигателем Д-436-148 при проведении специальных сертификационных наземных и летных испытаний в условиях высоких температур наружного воздуха и высокогорья». По результатам замеров температуры воздуха вблизи блока СИД-3-148, приведенным в табл. 1 и наглядно проиллюстрированным диаграммой рис. 4, выход за пределы допустимого для кратковременного воздействия значения 100 ºС составил около 7 ºС.

Испытания в условиях низких температур наружного воздуха (г. Якутск) проводились при температуре наружного воздуха у земли от минус 27 до минус 52 ºС. По результатам замеров отмечается, что при подготовке самолета и до подготовки двигателя к первому запуску температура воздуха вблизи СИД-3-148 достигает значения минус 50 ºС, что выходит за нижнюю границу рабочего диапазона. При подготовке двигателя к запуску производится подогрев двигателя, температура повышается и устанавливается в пределах рабочего диапазона, в том числе при запуске двигателя и на режимах его работы.

Таблица 1

Результаты термометрирования в условиях высоких температур

Наименование этапа	Значение температуры, °С	Длительность		Наименование этапа	Значение температуры, °С	Длительность
Опробование	92,8	1,5 мин.		Предвзлетное ожидание	82,2	До 30 мин.
Опробование, остывание	83,4	1,5 мин.		Взлет	94,3	До 5 мин.
Опробование, реверс	91,6			Набор высоты до 10000 м	93,1	До 5 мин.
Полет на 10000 м	57,9			Ожидание 1 на 1000 м	83,7	До 10 мин.
Посадка	65,0			Ожидание 2 на 1000 м	82,6	До 10 мин.
Руление	71,2			Ожидание 3 на 1000 м	54,4	
Руление перед взлетом	68,4			Уход на 2-ой круг	61,9	
Взлет	92,8	До 5 мин.		Посадка	70,3	
Посадка	74,7			Остывание после выключения двигателя	72,3	
				Взлет на ЧР	106,9	До 5 мин.

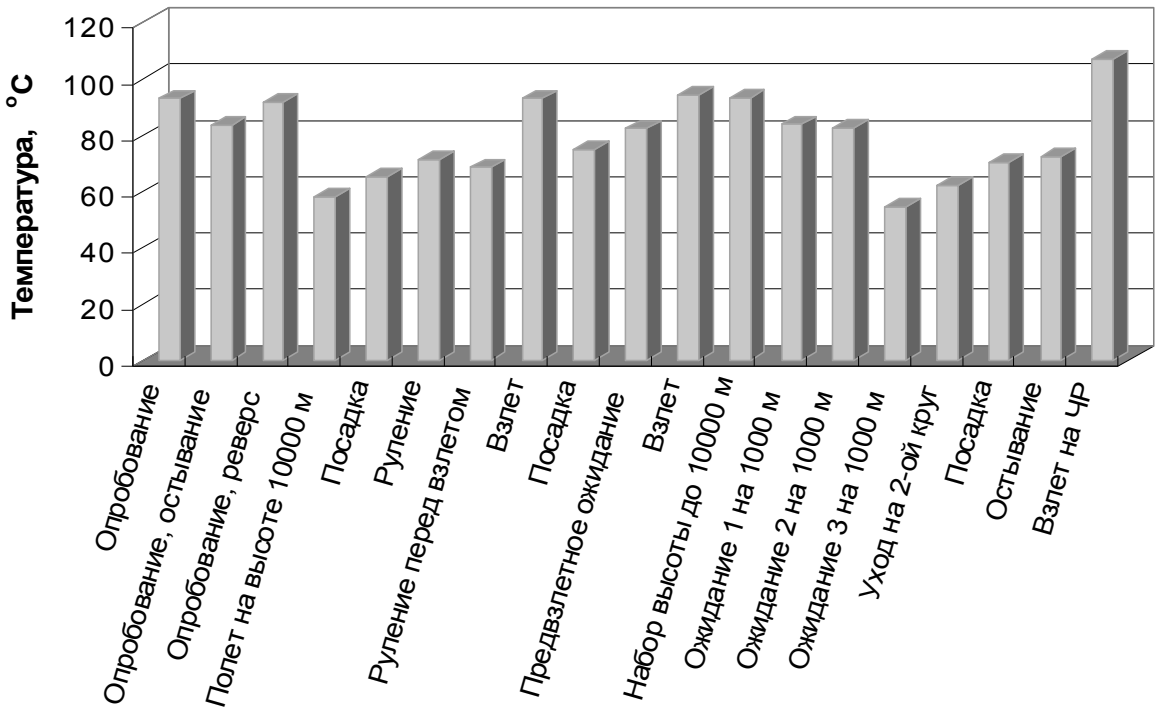

Рис. 4. Результаты замеров температуры воздуха вблизи СИД-3-148
при испытаниях системы в составе самолетов Ан-148-100 № 01-01 и № 01-02
в условиях высоких температур на равнинном и на высокогорном аэродромах (Узбекистан, Армения)

Наличие режимов, при которых температура окружающей среды в месте установки системы по результатам термометрирования превышает допустимое для кратковременного воздействия значение 100 °С либо опускается ниже минус 40 °С, требует решения.

С целью расширения рабочего температурного диапазона и обеспечения требуемой надежности разработчиками ОАО «Элемент» в настоящее время уже проработаны решения с использованием новейшей комплектации. Указанная проработка дает основание утверждать, что модернизация системы

СИД-3-148 может быть выполнена с сохранением габаритных и присоединительных размеров.

Другим вариантом решения является изменение условий на месте установки системы СИД-3-148 на двигателе.

Разработчиком двигателя – ГП ЗМКБ «Ивченко-Прогресс» – и разработчиком самолета – АНТК «АНТОНОВ» – проработано конструктивное решение, обеспечившее интенсификацию естественного обдува подкапотного пространства двигателя в месте установки системы, что по предварительной оценке должно устранить случаи выхода температуры окружающей среды за пределы 100 °С на рабочих режимах двигателя.

Для исключения работы системы при температуре окружающей среды ниже минус 40 °С рассматривается возможность включения электропитания СИД-3-148 после подогрева двигателя.

Заключение

1. В рамках рассматриваемой работы ОАО «Элемент» создана двухканальная система измерения давлений СИД-3-148 для двигателя Д-436-148, выполняющая дистанционное измерение давлений воздуха на входе в двигатель и за компрессором высокого давления, формирование сигнала отношения давлений $\pi к_{\Sigma}$ и сигнала о помпаже двигателя.

2. В результате компенсации темпратурных погрешностей с использованием двухпараметрической математической модели удалось на базе первичных преобразователей с дополнительной температурной погрешностью до ±0,3 %/10 °С построить измерительные каналы, суммарная погрешность которых в диапазоне температур от минус 40 до +100 °С не превышает ±0,15 %.

3. Выбор первичных преобразователей позволил достичь долговременной стабильности параметров измерительных каналов системы, эксплуатирующейся в жестких условиях, не хуже ± 0,15 % в год, а также, в сочетании с принятыми алгоритмами обработки сигнала обеспечил измерения изменений давлений с пренебрежимо малой для заданных условий инерционностью.

4. Система СИД-3-148 обеспечила сертификационные испытания самолета Ан-148-100 в полном объеме. Аналогичные системы СИД-4 и СИД-3 разработки ОАО «Элемент» успешно используются при испытаниях самолетов Ан-70 и Ту-334.

5. Перспективы совершенствования в отношении рассматриваемой системы СИД-3-148 заключаются в первую очередь в расширении рабочего диапазона температур при сохранении идентичного конструктивного исполнения.

6. В дальнейшем очевидны перспективы разработки изделия с таким же (либо расширенным) набором функций и с сохранением высоких метрологических характеристик при сниженных массогабаритных показателях и повышенной надежности.

Литература

1. Буряченко А.Г., Волошина Н.П., Ранченко Г.С. Опыт использования датчиков давления фирмы Kulite // Датчики и системы. – 2004. – № 11. – С. 38-40.

2. Буряченко А.Г., Грудинкин В.М. Технические и алгоритмические средства повышения метрологического уровня и надежности датчиков и систем измерения давления // Авиационно-космическая техника и технология. – 2005. – № 8 (24). – С. 195-199.

3. Миргород В.Ф., Грудинкин В.М. Динамические характеристики системы измерения давления в контуре регулирования $\pi к$ // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – №8 (34). – С. 42-45.

Поступила в редакцию 30.05.2007

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