

Разработка датчика давления для комплекса автоматической сигнализации
приводнения самолета-амфибии.

О.В. Шатуновский

ООО «Пьезоэлектрик»

Ростов-на-Дону, Россия, e-mail: shov@piezo.su

На самолетах, приземляющихся на водную поверхность, имеется система сигнализации приводнения самолета. Система может содержать комплекс датчиков прямого или косвенного действия, инвазивные или не инвазивные. Для модернизации системы сигнализации приводнения самолета-амфибии Бе-200 по техническому заданию НКБ цифровой обработки сигналов ЮФУ, был разработан инвазивный датчик прямого действия, измеряющий перепад давления под днищем самолета при приводнении.

Целью работы являлось проведение ОКР для создания датчика давления для системы автоматической сигнализации приводнения самолета-амфибии. Условия работы такого датчика существенно отличаются от общепромышленных, и по заданию имеется ряд специфических условий, которые отличают работу самолет-амфибию. К таким условиям можно отнести:

- датчик должен работать в пресной и морской воде;
- в датчике должна быть предусмотрена защита от обледенения;
- датчик должен монтироваться заподлицо корпуса самолета и не создавать препятствия обтекающему воздуху;
- датчик должен иметь компенсацию забортного давления;
- датчик должен выдерживать гидроудары;
- датчик должен монтироваться в согласованные посадочные места;
- датчик должен иметь электромагнитную совместимость в части восприимчивости к воздействию ЭМП;

- датчик должен удовлетворять ряду требований живучести и стойкости к внешним воздействиям.

По предъявленным требованиям был разработан датчик давления, внешний вид которого представлен на рисунке 1.



Рисунок 1 – внешний вид датчика давления.

Датчик представляет собой датчик гидростатического давления, который измеряет глубину погружения днища самолета. В системе сигнализации, заказчик разместил два датчика на борту самолета: в носовой части и на редане.

Корпус датчика удлинен для удобства монтажа в посадочном месте самолета, шестигранная часть корпуса, под ключ, вынесена за пределы посадочного места. Штуцер датчика и разделительная мембрана чувствительного узла выполнены из стали 03X16H15M3, устойчивой к морской воде. Корпус выполнен из нержавеющей стали 12X18H10T. Для исключения питтинговой коррозии штуцер выполнен целноточеным, без сварных швов. Корпус имеет технологические сварные швы, выполненные дуговой сваркой в аргоновой среде. Электрический разъем датчика байонетного типа.

Для предотвращения обледенения, штуцер датчика имеет камеру $5,5\text{см}^2$, отделенную от окружающей среды перфорированной мембраной. При заполнении камеры водой при давлении 100кПа , что соответствует глубине погружения 10м , и последующее её замораживание не приводит датчик выходу из строя.

Для монтажа датчика заподлицо с корпусом самолета было разработано посадочное место. На рисунке 2 показан монтаж датчика на корпусе самолета между продольными или поперечными элементами, такими как лонжероны и балки.

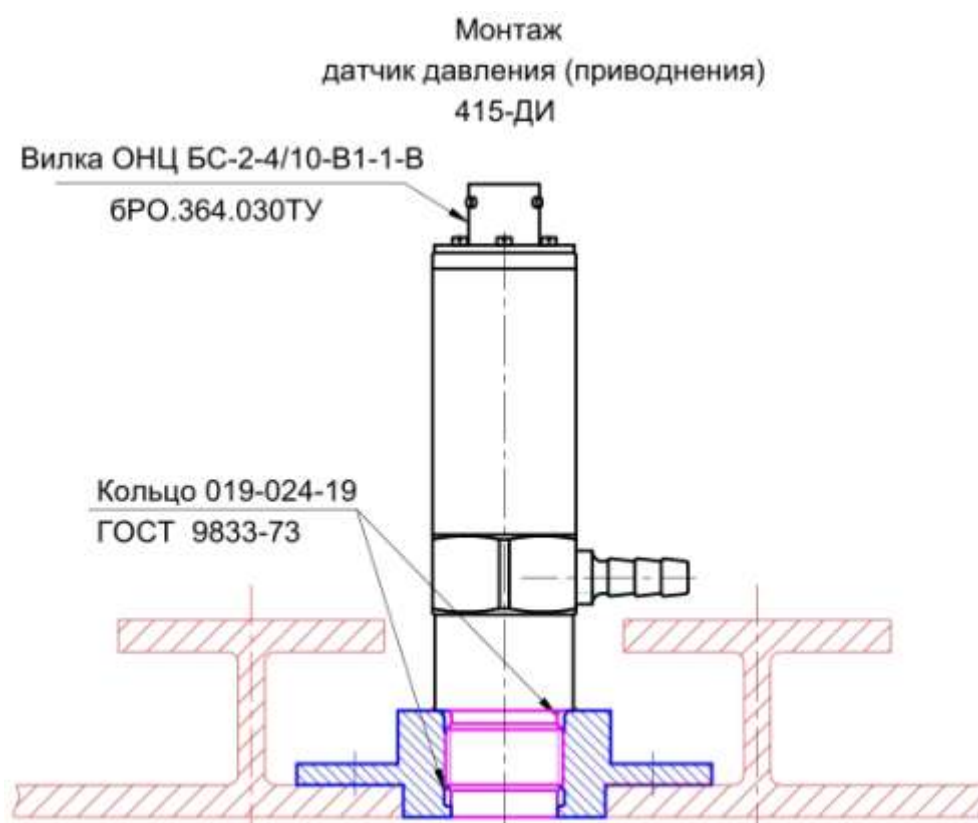


Рисунок 2 - монтаж датчика

Монтаж датчика производится в ответную резьбовую часть посадочного места, которое изготовлено из стали $20\text{X}13$. Уплотнение датчика – двойное, кольцевое. Дополнительно корпус датчика имеет шпильку для заземления, которую можно использовать для стопорения датчика от самовыкручивания.

Внутри корпуса самолета давление воздуха окружающее датчик отличается от забортного, поэтому в верхней части корпуса датчика

расположен штуцер для компенсации давления. В корпусе датчика от этого штуцера идет воздухопроводный канал к чувствительному узлу для изоляции электронного блока от внешних воздействий.

В датчике реализована защита от гидроударов, которые возникают при касании корпуса самолета водной поверхности. Чувствительный узел датчика выдерживает перегрузку статическим давлением до 1МПа, что соответствует перепаду давления 100м.в.ст., а также чувствительный узел защищает пустотелая камера в нижней части штуцера.

Монтаж датчик производится в согласованное посадочное место. На этапе согласования был разработан конструктив корпуса датчика, который позволяет монтировать датчик между элементами корпуса самолета, такими как лонжероны и балки без применения специального инструмента.

Для выполнения требования электромагнитной совместимости датчика в части восприимчивости к воздействию ЭМП, в том числе и от бортовой аппаратуры самолета, был разработан электронный узел, имеющий следующие особенности:

- внутреннее питание электронного узла производится через стабилизатор с фильтрацией возможных помех по цепям питания бортовой сети самолета;
- между внутренней шиной питания датчика и корпусом поставлены фильтрующие элементы для нивелирования возможных статических и иных наводок;
- сигнальные цепи датчика имеют гальваническую развязку от цепей питания;

Для удовлетворения ряда требований живучести и стойкости к внешним воздействиям, таким как вибрация, шоковые перепады температур, удары, соляной туман, высокая влажность, в датчике применены специальные конструктивные приемы. Чувствительный узел датчика отделен от рабочей среды разделительной мембраной из нержавеющей стали с заполнением кремнеорганической жидкостью. Электронный блок упакован в

защитный полимерный чулок. Внутренняя полость датчика заполнена кремнеорганическим компаундом.

Таким образом, в результате ОКР был разработан датчик избыточного давления для комплекса автоматической сигнализации приводнения самолета со следующими характеристиками:

Диапазон измерения давления, кПа	0-16
Погрешность измерения, %, не более	10
Перегрузка от гидравлических ударов, МПа, не менее	1,0
Время установления выходного сигнала, сек, не более	0,1
Выходной сигнал – однонаправленный, цифровой по интерфейсу RS485 с гальванической развязкой, период передачи данных 10мсек., длина посылки 16бит.	
Скорость передачи данных, кбод	19,2
Питание датчика от бортовой сети электроснабжения постоянного тока, В	18-32

На рисунках 3 и 4, представленных ниже, показаны выходные сигналы датчиков при посадке и взлете самолета на водную поверхность соответственно. Желтым цветом прорисован сигнал датчика установленного на редане, фиолетовым на носу самолета. На представленных рисунках хорошо видны участки тренда выходных сигналов в момент касания самолетом водной поверхности, нахождение самолета на водной поверхности и его отрыва от нее при взлете. Отдельные всплески выходного сигнала показывают удары отдельных волн о корпус.

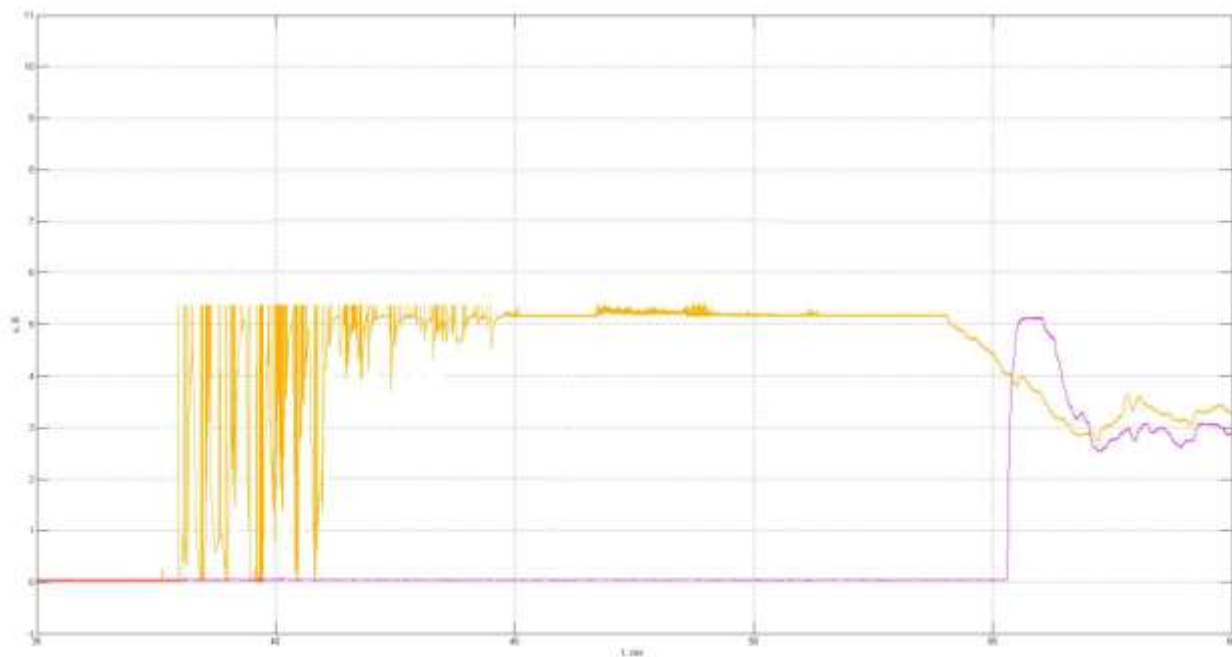


Рисунок 3 – выходные сигналы датчиков при посадке самолета

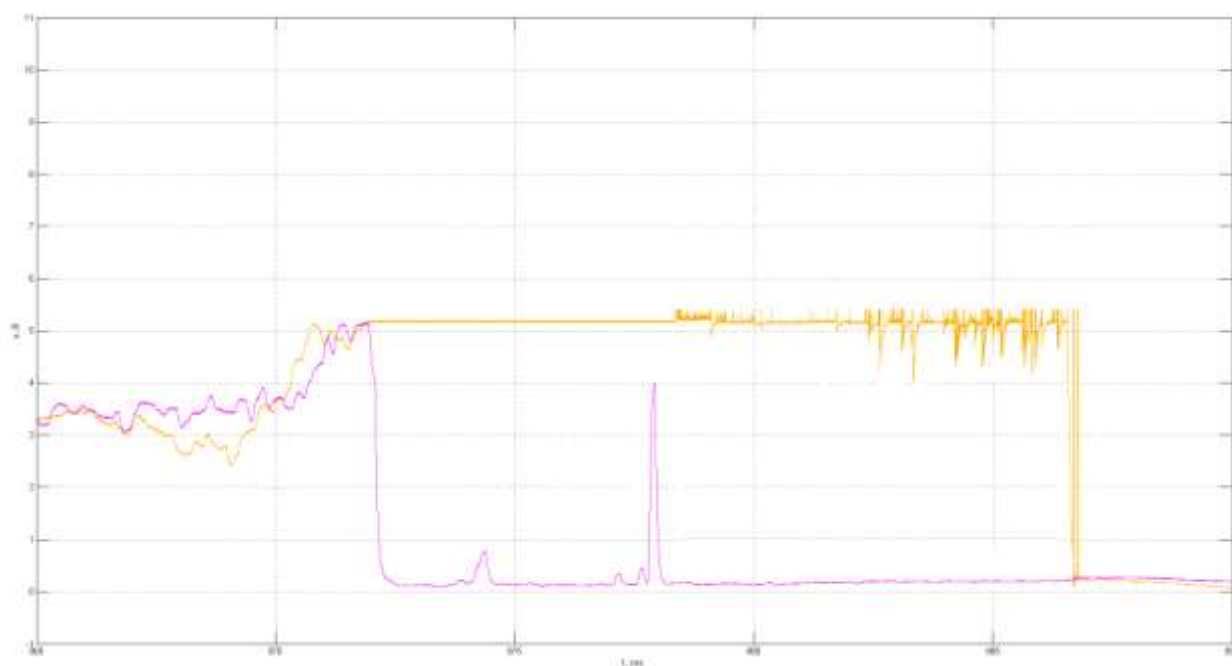


Рисунок 4 – выходные сигналы при взлете самолета.

На момент написания статьи, НКБ ЦОС ЮФУ переданы на испытания 4 датчика. Два датчика прошли летные испытания, на рисунках 3 и 4 показаны их выходные сигналы. По результатам испытаний, были внесены коррективы в техническое задание и изготовлены датчики, которые готовятся к испытаниям.