

АНАЛИЗ СХЕМ КОРРЕКЦИИ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК АКУСТИЧЕСКИХ ЗОНДОВ ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ПУЛЬСАЦИЙ ДАВЛЕНИЯ В ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

© 2018

- А. Г. Гимадиев** доктор технических наук, профессор;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
gimadiev_ag@mail.ru
- Н. Д. Быстров** доктор технических наук, профессор;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
bystrof-nd@yandex.ru
- Е. С. Дягилева** аспирант;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
jen13@inbox.ru

Пульсации давления газа являются одним из основных параметров, учитываемых при доводке газотурбинных двигателей. Поэтому точности измерения пульсаций давления уделяется особое внимание. Повышенная температура газа в проточной части, ограничения по габаритам датчиков во многих случаях не позволяют его устанавливать непосредственно в точке измерения. Поэтому возникает необходимость в присоединении датчика к процессу при помощи волноводного канала (волновода). Известно, что в волноводе происходят резонансные колебания, приводящие к дополнительной динамической погрешности измерительного канала. Для повышения точности измерения пульсаций давления применяют корректирующие элементы. Устройство, состоящее из датчика пульсаций давления, волновода, присоединённого к процессу, и корректирующего элемента в технической литературе получило название зонда пульсаций давления. В зарубежной и отечественной литературе имеется большой объём информации по зондам, однако из многообразия схем коррекции зондов выбор тех, которые обеспечивали бы требуемую точность измерения пульсаций давления, представляет определённую трудность. Поэтому, учитывая дополнительно постоянный рост энерговооружённости современных двигателей и, соответственно, повышение в них температур рабочих сред, проведён анализ эффективности корректирующих элементов на основе патентов, статей и монографий. Рассмотрены аппаратные и программные схемы коррекции динамических характеристик акустических зондов на основе корректирующих элементов с распределёнными и сосредоточенными параметрами, указаны преимущества и недостатки схем, приведён материал по методам расчёта частотных характеристик зондов и их цифровой коррекции при обработке экспериментальных данных.

Газотурбинный двигатель; пульсации давления; измерение; зонд; динамическая погрешность; корректирующий элемент.

Цитирование: Гимадиев А.Г., Быстров Н.Д., Дягилева Е.С. Анализ схем коррекции динамических характеристик акустических зондов для измерения пульсаций давления в газотурбинных двигателях // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 3. С. 56-67.
DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-56-67

Введение

Пульсации давления в воздухозаборнике газотурбинного двигателя (ГТД) могут стать причиной снижения запаса газодинамической устойчивости компрессора, вызвать вибрационное горение в камере сгорания и привести к интенсивным вибрациям его элементов. Для получения достоверной информации о пульсационном состоянии узлов двигателей необходимо, чтобы динамическая погрешность измерения пульсаций дав-

ления не превышала 5...10% в частотном диапазоне 5...4000 Гц [1]. Ряд фирм поставляют высокотемпературные датчики давления, однако часто температура газа в объектах измерения превышает допустимые для них величины, а их чувствительность иногда недостаточна для регистрации слабых пульсаций давления в проточном тракте ГТД. Поэтому применяют акустический зонд (в дальнейшем зонд), состоящий из волновода, передающего пульсации давления от процесса к датчику, и акустического корректирующего элемента, предназначенного для снижения дополнительной динамической погрешности измерения пульсаций давления [2-4]. Используются также программные средства коррекции частотных характеристик зонда, основанные на восстановлении информации о динамических процессах в двигателе. Однако их целесообразно применять совместно с аппаратными средствами, то есть тогда, когда устранены резонансные колебания в волноводе и имеется незначительная остаточная динамическая погрешность [5].

В связи с совершенствованием и созданием новых двигателей с учётом пульсаций давления, с оценкой эффективности мероприятий по повышению стабильности горения в камерах сгорания в последние годы возросла актуальность применения зондов. Зонды могут применяться не только для измерения пульсаций давления в ГТД, но и ряда других параметров, например, динамически изменяющихся зазоров в узлах двигателя, виброскорости пера лопатки на стенде в условиях высоких температур.

К настоящему времени опубликованы патенты по зондам [6-14], выполнен ряд теоретических и экспериментальных исследований динамических процессов в них [15-27] и разработаны их конструкции, однако при этом отсутствует анализ эффективности различных схем коррекции их динамических характеристик.

Целью данной работы является анализ эффективности аппаратных (на основе акустических корректирующих элементов (КЭ)) и цифровых (на базе программных средств) схем коррекции динамических характеристик зондов и формулировка рекомендаций по области их применения. Анализ проводился по данным, представленным в научных статьях, монографиях и патентах, посвящённых измерению пульсаций давления в условиях повышенных температур и ограниченности пространства под установку датчиков в объекте измерения. При этом учитывалась только дополнительная динамическая погрешность зонда из-за влияния параметров рабочей среды, волновода, объёма полости на входе в датчик, КЭ, то есть предполагалось, что датчик не вносит погрешность в процесс измерения пульсаций давления. В статье рассмотрены все схемы коррекции зондов, используемые в настоящее время.

Акустический зонд без корректирующего элемента

Первые зонды применялись в технике без КЭ (рис. 1) [28]. Такой зонд в общем случае имеет неравномерность амплитудно-частотной характеристики (АЧХ), приводящей к дополнительной динамической погрешности измерения пульсаций давления, зависящей от частоты пульсаций давления, диаметра и длины волновода, среднего давления, объёма полости на входе в датчик пульсаций давления (в дальнейшем датчика).

В общем случае АЧХ зонда определяется зависимостью

$$M(\omega) = B_2/B_1,$$

где B_1, B_2 – соответственно амплитуды колебаний давления на входе в зонд и в полости датчика давления; ω – угловая частота.

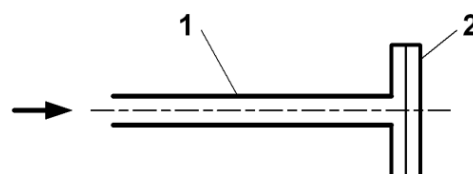


Рис. 1. Принципиальная схема зонда без КЭ:
1 – волновод; 2 – датчик пульсаций давления

В работе [2] приведена методика расчёта параметров такого зонда, обеспечивающего оптимальное демпфирование пульсаций по его длине и требуемую точность измерения в ограниченном диапазоне частот. Методика расчёта зонда базируется на работах Карамы и Франка, Гийдемана [16;17].

Недостатком такой схемы измерения является ограниченность диапазона частот пульсаций давления, зависимость погрешности от среднего давления и температуры газа. Некоторого расширения диапазона частот измерения можно добиться, если выбрать волновод большего диаметра, а демпфирование в нём обеспечить звукопоглощающим материалом.

Схема коррекции характеристик зонда с КЭ в виде длинной линии

Длинные линии с диаметром, равным диаметру волновода, в качестве КЭ зонда начали применяться давно [15;21;25]. Известна конструкция зонда с согласующей нагрузкой в виде трубопровода длиной 24 м (рис. 2), обеспечивающего равномерность его АЧХ в диапазоне частот 0...10 кГц с дополнительной погрешностью менее 5 дБ [18].

Принцип действия зонда основан на том, что пульсации давления передаются по волноводу, воздействуют на датчик давления и далее без отражения распространяются в «бесконечно» длинную линию. При этом в идеальном случае дополнительная погрешность определяется только влиянием потерь на трение по длине волновода и объёмом полости на входе в датчик давления.

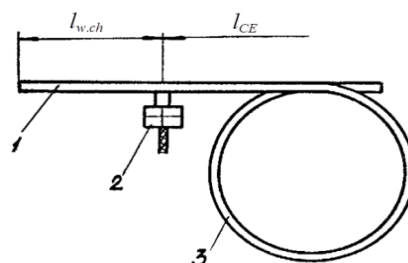


Рис. 2. Принципиальная схема зонда с КЭ в виде длинной линии: 1 – волновод; 2 – датчик пульсаций давления; 3 – КЭ

При исследовании пульсаций на входе в компрессор, а также в выхлопной струе ГТД нашёл применение зонд, длина согласующей линии которого достигала 91 м [19]. В работе [1] приводятся результаты аналитических и экспериментальных исследований частотных характеристик зонда с волноводом диаметром 4 мм и длинами от 700 мм до 2 м при нормальной и повышенной (до 100 °С) температуре рабочей среды. Для устранения резонансных колебаний к волноводу подключались длинные линии 30 и 60 м. Полученные экспериментальные результаты подтверждены аналитическими вычислениями в рамках разработанной математической модели.

В зонде для измерения пульсаций давления в камере сгорания стационарного ГТД использовалась линия длиной 40 м, уложенная в виде компактной катушки и подключенная к выходу волновода [15] (рис. 3). Для удаления горячего газа из волновода к выходу длинной линии организован подвод воздуха с меньшей температурой и большим относительно давления на входе в зонд давлением. В описываемой конструкции зонда температура газа в месте расположения датчика пульсаций не превышает 200°С. В работе [9] представлен общий вид зонда с коротким волноводом (50 мм) (рис. 4) и длинной линией с удалением горячего газа в зону процесса по аналогии с решением, приведённым в работе [15].

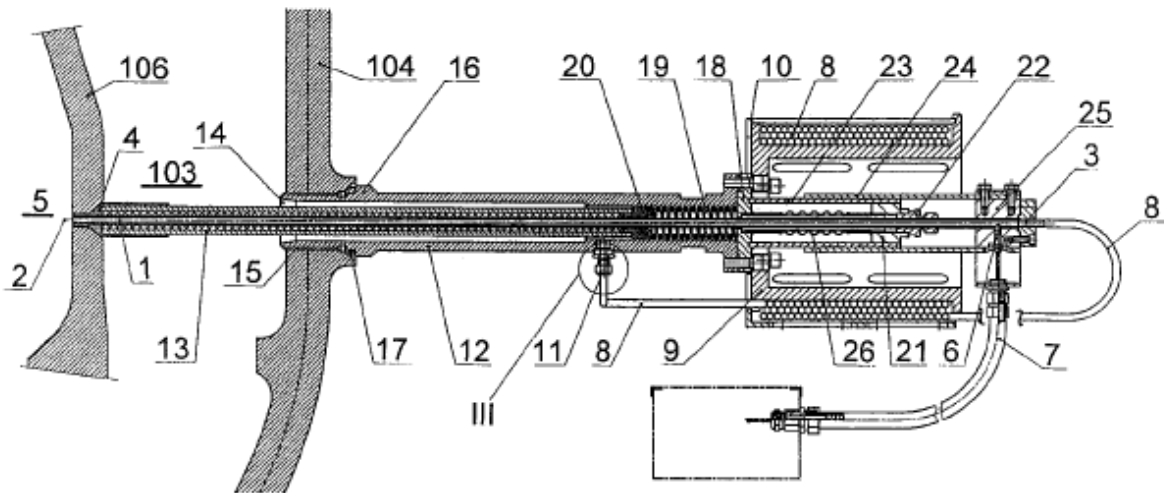


Рис. 3. Устройство для измерения пульсаций давления [15]

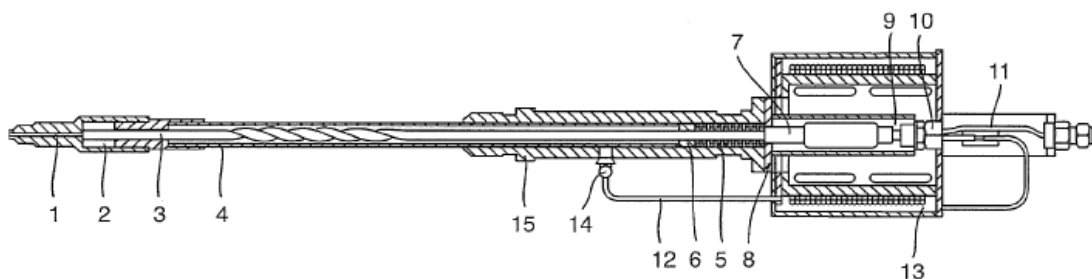


Рис. 4. Зонд пульсаций давления в высокотемпературных условиях [9]

Для сокращения длины корректирующей линии в ряде работ предлагается помещать внутри неё демпфирующие вставки в виде коаксиального или конического стержня [7], трубки меньшего диаметра, пористый наполнитель из материала МР [29], использовать капиллярные трубки. Однако во всех указанных случаях применение таких вставок приводит к быстрому засорению КЭ.

Недостатком КЭ в виде длинных линий являются большие габариты и остаточная погрешность в области низких частот, обусловленная отражением колебаний давления от её закрытого конца.

Схема коррекции характеристик зонда дросселирующими элементами

КЭ в виде сосредоточенных дросселирующих элементов с линейной акустической характеристикой дают возможность создавать зонды с очень малыми габаритами [2]. На рис. 5 представлены четыре схемы зонда с КЭ в виде дросселирующих элементов, синтезированных по частотным характеристикам зонда при предположении отсутствия потерь по длине волновода и нулевом объёме полости на входе в датчик.

В зависимости от схемы подключения дросселирующие элементы принимают значения сопротивления, кратные волновому сопротивлению волновода Z_e . Такие дроссели реализованы из материала МР, обладающего линейным акустическим сопро-

тивлением при значительных амплитудах пульсаций давления. В [2] приводятся доказательства правомерности предложенных способов коррекции частотной характеристики зонда.

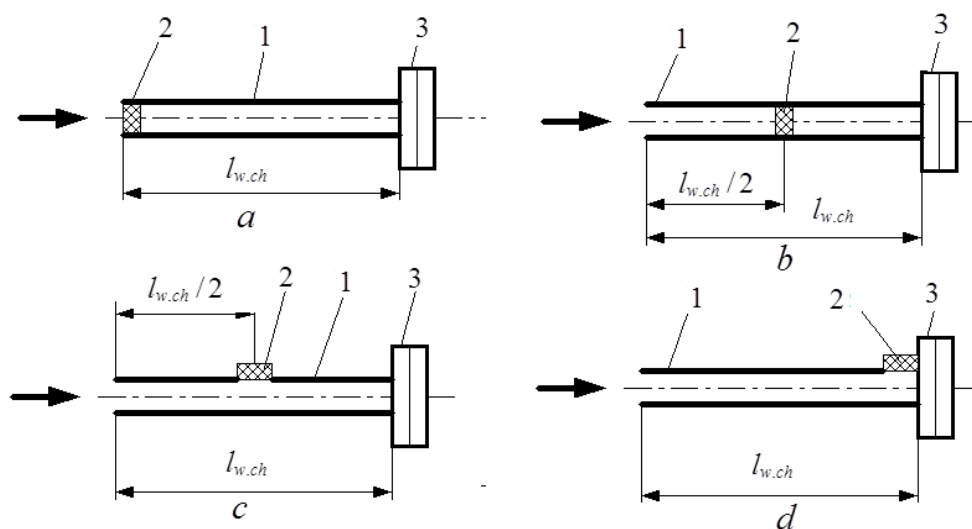


Рис. 5. Принципиальные схемы акустических зондов пульсаций давления с дросселирующими корректирующими элементами:

1 – волновод; 2 – дроссель с активным сопротивлением, равным $Z_{op} = Z_с$ – для схемы а, $Z_{op} = 2Z_с$ – для схемы b, $Z_{op} = Z_с / 2$ – для схемы с, $Z_{op} = Z_с$ – для схемы d; 3 – датчик давления

Приведённые на рис. 5 схемы коррекции АЧХ зонда позволяют создавать малогабаритные конструкции, однако они чувствительны к среднему давлению рабочей среды, так как сопротивление дросселирующих элементов зависит от плотности рабочей среды и, соответственно, от среднего давления. Поэтому такие схемы коррекции АЧХ зонда целесообразно применять только при измерении пульсаций давления в объектах, работающих на установившихся режимах.

Схема коррекции характеристик зонда акустическими RC-фильтрами

В литературе приведены схемы малогабаритных КЭ в виде низкочастотных акустических RC-фильтров, акустическое сопротивление которых подбирается равным волновому сопротивлению подводящего канала в требуемом диапазоне частот. Примером реализации такого RC-фильтра, подключённого к зонду байпасно датчику давления, является аэрометрический приёмник для измерения нестационарных давлений в газовом потоке (рис. 6) [11]. В КЭ роль активного сопротивления фильтра играет щелевой дроссель, образованный конической иглой и корпусом, а роль ёмкости – камера, выполненная в штуцере зонда. Аналогичным по принципу действия является КЭ в аэрометрическом приёмнике [10]. Недостатком приведённых схем КЭ является зависимость характеристик RC-фильтров от статического давления. В зонде, изображённом на рис. 7 [12], предпринята попытка избежать зависимости КЭ от уровня среднего давления за счёт организации протока газа через радиально-щелевой дроссель. Эта схема измерения пульсаций давления не может быть применена для случаев повышенной температуры, поскольку проток газа приведёт к перегреву датчика давления. Кроме этого, при работе в загрязнённых потоках газа велика вероятность засорения дросселирующего элемента и отказа КЭ.

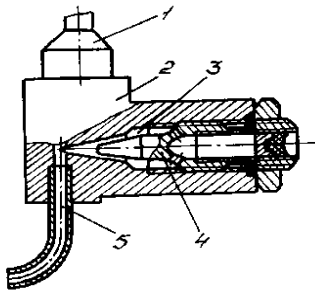


Рис. 6. Аэрометрический приёмник для измерения нестационарных давлений: 1 – датчик давления; 2 – корпус; 3 – расширяющаяся камера; 4 – коническая игла; 5 – волновод [11]

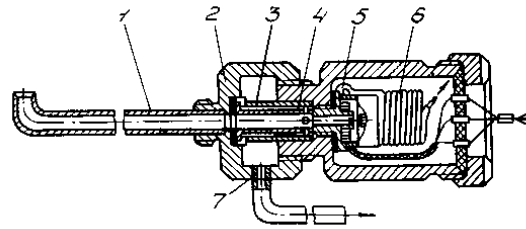


Рис. 7. Устройство для измерения пульсаций давления газа: 1 – волновод; 2 – расширяющаяся камера; 3 – дроссель; 4 – втулки дросселирующего канала; 5 – преобразователь давления; 6 – капиллярная трубка [12]

В ряде случаев конструкция зонда несколько упрощается, если акустический RC-фильтр подключается последовательно между волноводом и датчиком [13]. Однако использование последовательно расположенного RC-фильтра не обеспечивает равномерность АЧХ зонда в частотном диапазоне, лежащем выше первой резонансной частоты недемпфированного волновода. Использование в [13] сложной демпфирующей вставки в качестве КЭ позволило для коротких волноводов корректировать совокупную с датчиком АЧХ зонда в диапазоне частот до 3000 Гц. Некоторая неравномерность АЧХ на частотах выше 1500 Гц, имевшая место без демпфирующей вставки, устранена вследствие резонанса индуктивно-ёмкостного элемента, образованного каналом и расширяющейся камерой демпфирующей вставки, а также за счёт неравномерности АЧХ самого датчика давления. Недостатком рассмотренных RC-фильтров является ограниченность диапазона частот измерения, зависимость точности зонда от среднего давления и степени нелинейности дросселирующих элементов.

В работе [30] предложен зонд с автоматически перестраиваемым сопротивлением дросселя, который целесообразно применять при изменении среднего давления (рис. 8).

Такой зонд обладает приемлемыми габаритами и достаточной точностью, прошёл апробацию в процессе стендовых испытаний ГТД [31]. Однако для такого зонда существуют определённые трудности в его настройке, особенно в реализации переменного сопротивления в соответствии с изменением среднего давления рабочей среды.

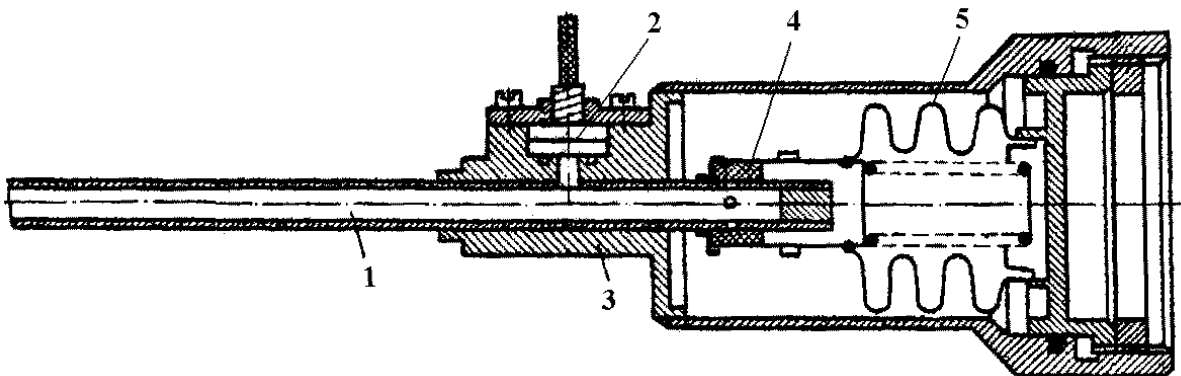


Рис. 8. Устройство для измерения пульсаций давления газа (многорежимное): 1 – подводящий канал; 2 – датчик пульсаций давления; 3 – корпус; 4 – корректирующий дроссель в виде пористой втулки; 5 – вакуумированный сиффон [30]

Схема цифровой коррекции характеристик зондов

Схема цифровой коррекции динамических характеристик зондов основана на компенсации остаточной после аппаратной коррекции динамической погрешности зонда, обусловленной несогласованностью КЭ с волноводом. Для цифровой коррекции информации, измеренной зондом в процессе испытаний ГТД, необходимо иметь его частотные характеристики, полученные в результате расчёта или экспериментально на специальном стенде пульсирующих давлений в условиях, приближённых к штатным [32].

В работе [32] предложен импедансный метод расчёта частотных характеристик зондов, основанный на использовании высокочастотной теории распространения колебаний давления в волноводе и КЭ. В соответствии с методом построен алгоритм и разработана программа расчёта частотных характеристик зондов с рядом типовых КЭ. В разработанной программе RUDIP, построенной на алгоритмическом языке C++ Builder, учтены: тип датчика (давления, перепада давления); тип волновода (однородный, неоднородный по температуре, неоднородный по площади поперечного сечения, неоднородный по температуре и площади поперечного сечения); наличие КЭ; схема коррекции АЧХ зонда (с дросселем на входе, с байпасным дросселем и ёмкостью в середине, с последовательно соединённым дросселем в середине, с двумя дросселями, с длинной линией, с пучком капиллярных каналов). В программе предусмотрены расчёт АЧХ и ФЧХ зонда, расчёт акустической входной проводимости зонда; графическое построение характеристик; хранение данных в виде графиков и таблиц; диалоговый ввод и изменение параметров зонда.

Заключение

В результате анализа схем коррекции частотных характеристик акустических зондов пульсаций давления можно сформулировать следующие выводы:

– дополнительная динамическая погрешность зонда пульсаций давления в общем случае зависит от среднего давления, спектра пульсаций и температуры газа в объекте измерения, от диаметра, длины и неоднородности волновода, объёма полости на входе в датчик и объёмной податливости его чувствительного элемента, степени согласованности параметров корректирующего элемента с волноводом;

– длинная линия является корректирующим элементом, обеспечивающим наилучшее выравнивание амплитудно-частотной характеристики зонда, то есть обладающего минимальной погрешностью измерения; длина корректирующего трубопровода в зависимости от среднего давления может быть 20-50 м, причём чем выше давление, тем больше должна быть его длина;

– при применении длинной линии в области низких частот остаётся значительная динамическая погрешность, обусловленная четвертьволновым резонансом самой длинной линии с волноводом, а также резонансом волновода с полостью на входе в датчик;

– в случае применения коротких волноводов и стабильности среднего давления в качестве корректирующего элемента зонда целесообразно применять малогабаритные дроссели из материала МР и акустические RC-фильтры, активное сопротивление которых подбирается равным волновому сопротивлению подводящего канала;

– при изменении среднего давления в объекте измерения в широком диапазоне рекомендуется использовать акустический RC-фильтр с корректирующим дросселем, сопротивление которого автоматически перестраивается по величине среднего давления;

– для расчёта параметров акустических корректирующих элементов, обеспечивающих измерение пульсаций давления в максимально возможном для выбранной схемы

зонда диапазоне частот, а также исследования влияния неоднородности по температуре и площади проходного сечения волновода, объёма полости на входе в датчик, среднего давления на динамическую погрешность зонда рекомендуется воспользоваться программой РУДИП;

– для устранения остаточной погрешности зонда целесообразно применить цифровую коррекцию спектра измеренных в процессе испытаний пульсаций давления по рассчитанным или экспериментально определённым на стенде его амплитудно-частотным характеристикам.

Приведённый обзор схем коррекции динамических характеристик зонда позволит при необходимости выбрать зонд, который обеспечит измерение пульсаций давления с минимально возможной погрешностью в условиях повышенных температур и ограниченности пространства для установки датчика в объекте контроля.

Библиографический список

1. Развитие средств и методов испытаний авиационных двигателей / под ред. В.А. Скибина. М.: ЦИАМ, 2010. 252 с.
2. Шорин В.П., Шахматов Е.В., Гимадиев А.Г., Быстров Н.Д. Акустические методы и средства измерения пульсаций давления. Самара: СГАУ, 2007. 132 с.
3. Fox G.C. Combustor rumble. United States Patent no. US 2010/0158670 A1.
4. Шорин В.П., Гимадиев А.Г., Быстров Н.Д. О разработке компактных акустических зондов для измерения пульсаций давления в ГТД // Сборник докладов второй международной научно-технической конференции «Динамика и виброакустика машин». Т. 2. Самара: СГАУ, 2014. С. 486-492.
5. Гимадиев А.Г., Быстров Н.Д., Устинов А.В. Разработка методики и программы расчёта неоднородных газовых измерительных цепей // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2012. № 3 (34), ч. 2. С. 263-268.
6. Варшавский Л.А., Федорович В.Н. Акустический зонд: патент СССР № 49969; опубл. 31.08.1936.
7. Hassell S., Culling W., Carr J. Dynamic gas pressure measuring device. UK Patent no. GB 1980/2037993 A.
8. Eamon P.G., Walter J.S., Robert J.N., Fei Han. Dynamic pressure probe holder and method of obtaining a dynamic pressure signal. United States Patent no. US 2004/0168520 A1.
9. Zinn H., Noiray N., Schuermans B., Pahari D., Rajkovic D. Prob for measuring pressure oscillations in the combustor of a gas turbine. United States Patent no. US 2015/0268121 A1.
10. Богданов В.В. Аэрометрический приёмник для измерения нестационарных давлений в газовом потоке: патент СССР № 241764; опубл. 18.04.1969; бюл. № 14.
11. Каплун Я.П., Вашкевич М.П. Аэрометрический приёмник: патент СССР № 301619; опубл. 21.04.1971; бюл. № 14.
12. Богданов В.В. Устройство для измерений пульсаций давления газа: патент СССР № 427252; опубл. 05.05.1974; бюл. № 17.
13. Кашкин Ю.Ф., Андриянкин О.А., Горшков Н.В., Игнатъев Н.Н. Устройство для измерений нестационарных давлений газового потока: патент СССР № 542110; опубл. 05.01.1977; бюл. № 1.
14. Дёмкин Р.В., Быстров Н.Д., Гимадиев А.Г., Дягилева Е.С. Устройство для измерения пульсаций давления газа: патент на полезную модель РФ № 156562; опубл. 10.11.2015; бюл. № 31.

15. Brehm A., Evers W., Wetter H., Zinn H. Probe for measuring pressure vibrations. United States Patent no. US 6550336 B2.
16. Karam J.T., Franke M.E. The frequency response of pneumatic lines // *Journal of Basic Engineering*. 1967. V. 89, Iss. 2. P. 371-378. DOI: 10.1115/1.3609610
17. Tjrdeman H. On the propagation of sound waves in cylindrical tubes // *Journal of Sound and Vibration*. 1975. V. 39, Iss. 1. P. 1-33. DOI: 10.1016/s0022-460x(75)80206-9
18. Богданов В.В., Кукинов А.Г., Хвостова А.К., Куканова Н.И. Влияние пульсаций потока в самолётных воздухозаборниках на работу компрессора ТРД (по материалам иностранной печати за 1966-1972 гг.). М.: ЦАГИ, 1973. 166 с.
19. White M.A., Dhingra M., Prasad J.V.R. Experimental analysis of a waveguide pressure measuring system // *Proceeding of ASME Turbo Expo*. 2009. V. 1. P. 767-776. DOI: 10.1115/GT2009-60182
20. Rohman C.P., Grogan E.C. On the dynamics of pneumatic transmission lines // *Transactions of the American Society of Mechanical Engineers*. 1957. V. 79. P. 853-874.
21. Zinn H., Habermann M. Developments and experiences with pulsation measurements for heavy-duty gas turbines // *Proceedings of the ASME Turbo Expo*. 2007. V. 1. P. 639-648. DOI: 10.1115/GT2007-27475
22. Bergh H., Tjrdeman H. Theoretical and experimental results for the dynamic response of pressure measuring systems. Technical Report. Report number: NLR-TR F.238, 1965. DOI: 10.13140/2.1.4790.1123
23. Ferrara G., Ferrari L., Sonni G. Experimental characterization of a remoting system for dynamic pressure sensors // *Proceedings of the ASME Turbo Expo*. 2005. V. 1. P. 715-722. DOI: 10.1115/GT2005-68733
24. Mersinligil M., Brouckaert J.-F., Desset J. Unsteady pressure measurements with a fast response cooled probe in high temperature gas turbine environments // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2011. V. 133, Iss. 8. DOI: 10.1115/1.4002276
25. Englund D.R., Richards W.B. Infinite line pressure probe // *NASA Technical Memorandum*. 1984. No. 83582. 16 p.
26. Parrott T.L., Zorumski W.E. Sound transmission through a high-temperature acoustic probe tube // *AIAA Journal*. 1992. V. 30, Iss. 2. P. 318-323. DOI: 10.2514/3.10921
27. Batill S.M., Nebres J.V. Data correction for pressure transmission lines using discrete time series models // *ICIASF Record, International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities*. 1991. P. 295-303. DOI: 10.1109/iciassf.1991.186252
28. Федорович В.Н., Салтыков С.Я. Акустический зонд // *Журнал технической физики*. 1939. Т. 9, № 8. С. 737-742.
29. Быстров Н.Д. Дросселирующие элементы из пористого материала МР для выравнивания частотных характеристик пневмогидравлических информационных цепей // *Известия Самарского научного центра РАН*. 2001. Т. 3, № 2. С. 214-219.
30. Шорин В.П., Быстров Н.Д., Гимадиев А.Г., Бубнов Т.Т. Устройство для измерения пульсаций давления газа: патент СССР № 924529; опубл. 30.04.82; бюл. № 16.
31. Shorin V.P., Gimadiev A.G., Bystrov N.D. On the development of a compact acoustic probe for pressure oscillation measurements in gas turbine engine // *Procedia Engineering*. 2015. V. 106. P. 46-52. DOI: 10.1016/j.proeng.2015.06.007
32. Гимадиев А.Г., Быстров Н.Д., Дубовик А.А., Ильинский С.А., Ильясова Н.Ю., Устинов А.В. Методика восстановления сигнала, измеренного акустическими зондами при испытании ГТД // *Сборник докладов международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения», посвященной генеральному конструктору аэрокосмической техники академику Н.Д. Кузнецову*. Ч. 1. Самара: СГАУ, 2001. С. 164-172.

ANALYSIS OF SCHEMES OF CORRECTION OF DYNAMIC CHARACTERISTICS OF ACOUSTIC PROBES FOR MEASURING PRESSURE PULSATIONS IN A GAS TURBINE ENGINE

© 2018

- A. G. Gimadiev** Doctor of Science (Engineering), Professor;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
gimadiev_ag@mail.ru
- N. D. Bystrov** Doctor of Science (Engineering), Professor;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
bystrov-nd@yandex.ru
- E. S. Dyagileva** Postgraduate Student;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
jen13@inbox.ru

Gas pressure pulsations are one of the main parameters taken into account in gas turbine engine development. Therefore, special attention is paid to the accuracy of measuring pressure fluctuations. A high temperature of gas flow, sensor's size limitations in many cases do not allow it to be installed directly at the measurement point. There is a need to connect the sensor to the process using a waveguide channel (waveguide). It is known that resonant oscillations occur in the waveguide, leading to an additional dynamic error of the measuring channel. To improve the accuracy of measuring pressure fluctuations, corrective elements are used. A device consisting of a pressure pulsation sensor, a waveguide connected to the process, and a correction element is called a pressure pulsation probe in technical literature. In foreign and domestic literature there is a large amount of information on probes, but because of the variety of schemes of probe correction selecting those that would provide the required accuracy of measurement of pressure pulsations always poses a challenge. Therefore, taking into account the constant increase in the energy intensity of modern engines, and, accordingly, the increase in the temperature of working media, the authors analyzed the effectiveness of corrective elements on the basis of available patents, articles, and monographs. The article considers hardware and software schemes of correction of dynamic characteristics of acoustic probes based on corrective elements with distributed and lumped parameters. The advantages and disadvantages of the schemes are pointed out. Information on methods of calculating frequency characteristics of probes and their digital correction in the processing of experimental data is presented. The article will be of interest to developers of pressure pulsation probes and engineering and technical workers involved in GTE refinement.

Gas turbine engine; pressure pulsations; measurement; probe; dynamic error; correction element.

Citation: Gimadiev A.G., Bystrov N.D., Dyagileva E.S. Analysis of schemes of correction of dynamic characteristics of acoustic probes for measuring pressure pulsations in a gas turbine engine. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 3. P. 56-67. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-3-56-67

Referenses

1. *Razvitie sredstv i metodov ispytaniy aviatsionnykh dvigateley / pod red. V.A. Skibina* [Development of methods and instruments for testing aircraft engines]. Moscow: Central Institute of Aviation Motors Publ., 2010. 252 p.
2. Shorin V.P., Shakhmatov E.V., Gimadiev A.G., Bystrov N.D. *Akusticheskie metody i sredstva izmereniya pul'satsiy davleniya* [Acoustic methods and means of measuring pressure fluctuations]. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2007. 132 p.
3. Fox G.C. Combustor rumble. United States Patent no. US 2010/0158670 A1.
4. Shorin V.P., Gimadiev A.G., Bystrov N.D. On the development of a compact acoustic probe for pressure oscillation measurements in gas turbine engine. *Proc. of the Second International Conference on Dynamics and Vibroacoustics of Machines*. V. 2. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2014. P. 486-492. (In Russ.)

5. Gimadiyev A.G., Bystrov N.D., Ustinov A.V. Development of techniques and calculation program heterogeneous gas measurement circuits. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2012. No. 3 (34), part 2. P. 263-268. (In Russ.)
6. Varshavskiy L.A., Fedorovich V.N. *Akusticheskiy zond* [Acoustic probe]. Patent USSR, no. 49969, 1936. (Publ. 31.08.1936)
7. Hassell S., Culling W., Carr J. Dynamic gas pressure measuring device. UK Patent no. GB 1980/2 037 993 A.
8. Eamon P.G., Walter J.S., Robert J.N., Fei Han. Dynamic pressure probe holder and method of obtaining a dynamic pressure signal. United States Patent no. US 2004/0168520 A1.
9. Zinn H., Noiray N., Schuermans B., Pahari D., Rajkovic D. Prob for measuring pressure oscillations in the combustor of a gas turbine. United States Patent no. US 2015/0268121 A1.
10. Bogdanov V.V. *Aerometricheskiiy priemnik dlya izmereniya nestatsionarnykh davleniy v gazovom potoke* [Aerometric receiver for measuring unsteady pressure in a gas flow]. Patent USSR, no. 241764, 1969. (Publ. 18.04.1969; bull. no. 14)
11. Kaplun Ya.P., Vashkevich M.P. *Aerometricheskiiy priemnik* [Aerometric receiver]. Patent USSR, no. 301619, 1971. (Publ. 21.04.1971; bull. no. 14)
12. Bogdanov V.V. *Ustroystvo dlya izmereniy pul'satsiy davleniya gaza* [Device for measuring gas pressure pulsations]. Patent USSR, no. 427252, 1974. (Publ. 05.05.1974; bull. no. 17)
13. Kashkin Yu.F., Andriyankin O.A., Gorshkov N.V., Ignat'ev N.N. *Ustroystvo dlya izmereniy nestatsionarnykh davleniy gazovogo potoka* [Device for measuring unsteady pressures of a gas flow]. Patent USSR, no. 542110, 1977. (Publ. 05.01.1977; bull. no. 1)
14. Demkin R.V., Bystrov N.D., Gimadiev A.G., Dyagileva E.S. *Ustroystvo dlya izmereniya pul'satsiy davleniya gaza* [Device for measuring gas pressure pulsations]. Patent RF, no. 156562, 2015. (Publ. 10.11.2015, bull. no. 31)
15. Brehm A., Evers W., Wetter H., Zinn H. Probe for measuring pressure vibrations. United States Patent no. US 6550336 B2.
16. Karam J.T., Franke M.E. The frequency response of pneumatic lines. *Journal of Basic Engineering*. 1967. V. 89, Iss. 2. P. 371-378. DOI: 10.1115/1.3609610
17. Tijdeman H. On the propagation of sound waves in cylindrical tubes. *Journal of Sound and Vibration*. 1975. V. 39, Iss. 1. P. 1-33. DOI: 10.1016/s0022-460x(75)80206-9
18. Bogdanov V.V., Kukinov A.G., Khvostova A.K., Kukanova N.I. *Vliyanie pul'satsiy potoka v samoletnykh vozdukhobornikakh na rabotu kompressora TRD (po materialam inostrannoy pechati za 1966-1972 gg.)* [Effect of flow fluctuations in the aircraft air intakes on the operation of the turbojet compressor (based on foreign press materials for the years 1966-1972)]. Moscow: Central Aerohydrodynamic Institute Publ., 1973. 166 p.
19. White M.A., Dhingra M., Prasad J.V.R. Experimental analysis of a waveguide pressure measuring system. *Proceeding of ASME Turbo Expo*. 2009. V. 1. P. 767-776. DOI: 10.1115/GT2009-60182
20. Rohman C.P., Grogan E.C. On the dynamics of pneumatic transmission lines. *Transactions of the American Society of Mechanical Engineers*. 1957. V. 79. P. 853-874.
21. Zinn H., Habermann M. Developments and experiences with pulsation measurements for heavy-duty gas turbines. *Proceedings of the ASME Turbo Expo*. 2007. V. 1. P. 639-648. DOI: 10.1115/GT2007-27475
22. Bergh H., Tijdeman H. Theoretical and experimental results for the dynamic response of pressure measuring systems. Technical Report. Report number: NLR-TR F.238, 1965. DOI: 10.13140/2.1.4790.1123

23. Ferrara G., Ferrari L., Sonni G. Experimental characterization of a remoting system for dynamic pressure sensors. *Proceedings of the ASME Turbo Expo*. 2005. V. 1. P. 715-722. DOI: 10.1115/GT2005-68733
24. Mersinligil M., Brouckaert J.-F., Desset J. Unsteady pressure measurements with a fast response cooled probe in high temperature gas turbine environments. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2011. V. 133, Iss. 8. DOI: 10.1115/1.4002276
25. Englund D.R., Richards W.B. Infinite line pressure probe. *NASA Technical Memorandum*. 1984. No. 83582. 16 p.
26. Parrott T.L., Zorumski W.E. Sound transmission through a high-temperature acoustic probe tube. *AIAA Journal*. 1992. V. 30, Iss. 2. P. 318-323. DOI: 10.2514/3.10921
27. Batill S.M., Nebres J.V. Data correction for pressure transmission lines using discrete time series models. *ICIASF Record, International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities*. 1991. P. 295-303. DOI: 10.1109/iciasf.1991.186252
28. Fedorovich V.N, Saltykov S.Ja. Acoustic probe. *Zhurnal Tekhnicheskoi Fiziki*. 1939. V. 9, no. 8. P. 737-742. (In Russ.)
29. Bystrov N.D. Throttling members from porous material MR for qualization of frequency curves of pneudraulic information circuits. *Izvestiya Samarskogo Nauchnogo Tsentra RAN*. 2001. V. 3, no. 2. P. 214-219. (In Russ.)
30. Shorin V.P., Bystrov N.D., Gimadiev A.G., Bubnov T.T. *Ustroystvo dlya izmereniya pul'satsiy davleniya gaza* [Device for measuring gas pressure pulsations]. Patent USSR, no. 924529, 1982. (Publ. 30.04.1982, bull. no. 16)
31. Shorin V.P., Gimadiev A.G., Bystrov N.D. On the development of a compact acoustic probe for pressure oscillation measurements in gas turbine engine. *Procedia Engineering*. 2015. V. 106. P. 46-52. DOI: 10.1016/j.proeng.2015.06.007
32. Gimadiev A.G., Bystrov N.D., Dubovik A.A., Il'inskiy S.A., Il'yasova N.Yu., Ustinov A.V. Metodika vosstanovleniya signala, izmerennogo akusticheskimi zondami pri ispytanii GTD. *Sbornik dokladov mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Problemy i perspektivy razvitiya dvigatelestroeniya», posvyashchennoy general'nomu konstrukturu aerokosmicheskoy tekhniki akademiku N.D. Kuznetsovu*. Part. 1. Samara: Samara State Aerospace University Publ., P. 164-172. (In Russ.)