DOI: 10.15593/2224-9982/2016.45.04

УДК 621.45

**В.А. Лебига¹, А.Ю. Пак¹, В.Н. Зиновьев¹, А.А. Алексенцев²,
Р.В. Бурдаков², А.Н. Саженов²**

¹ Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича
СО РАН, Новосибирск, Россия

² АО «Авиадвигатель», Пермь, Россия

ПРИМЕНЕНИЕ ТЕРМОАНЕМОМЕТРА ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЙ ПУЛЬСАЦИЙ ПАРАМЕТРОВ ГАЗОВОГО ПОТОКА В НАРУЖНОМ КОНТУРЕ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Описывается опыт измерений пульсаций массового расхода и температуры торможения потока воздуха в наружном канале авиационного двигателя с помощью термоанемометрической методики, разработанной в Институте теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича Сибирского отделения Российской академии наук. Приводятся данные по испытаниям разработанной измерительной системы при определении параметров потока натурального авиационного двигателя на стенде в АО «Авиадвигатель». В ходе работы определена интенсивность пульсаций и получены спектры пульсаций потока в наружном контуре в широком диапазоне параметров потока. В результате измерений в наружном канале авиационного двигателя в стендовых условиях АО «Авиадвигатель» продемонстрированы возможности термоанемометрического метода и определены основные характеристики пульсаций потока. Полученные данные являются также исходными для анализа с целью получения более детальной информации об особенностях структуры пульсаций, включая их масштабы и статистические характеристики, например в виде статистических моментов.

Ключевые слова: диаграмма пульсаций, пульсации массового расхода, спектры сигнала, термоанемометр, наружный канал авиадвигателя, параметры потока, интенсивность пульсаций массового расхода, вентилятор авиационного двигателя.

**V.A. Lebiga¹, A.Yu. Pak¹, V.N. Zinoviev¹, A.A. Aleksentsev²,
R.V. Burdakov², A.N. Sazhenkov²**

¹ Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics,
Siberian Branch of Russian Academy of Sciences,
Novosibirsk, Russian Federation

² JSC «Aviadvigatel», Perm, Russian Federation

HOT-WIRE TECHNIQUE APPLICATION FOR MEASURING FLOW FLUCTUATIONS IN THE BYPASS OF THE AIRCRAFT ENGINE

The present paper contains results of measurements of the air mass flow and total temperature fluctuations in the bypass of the aircraft engine using hot-wire technique that has been developed at Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS. Testing data of the developed

measuring system are presented for determination flow parameters of a full-scale aircraft engine at the JSC "Aviadvigatel" test bench. Intensity and spectra of fluctuations in the bypass of the full-scale engine have been determined for broad range of the flow parameters. Hot-wire technique possibilities are demonstrated in result of measurements in the aircraft engine bypass and basic characteristics of the flow fluctuations are obtained. Received data are also initial for providing analysis and getting more detailed information of structure characteristic properties of fluctuations, including scales and statistics characteristics, for example, in terms of statistic moments.

Keywords: pulse diagram, mass flow fluctuations, signal spectra, hot-wire anemometer, bypass of aircraft engine, flow parameters, intensity of mass flow fluctuations, fan of aircraft engine.

Принятые обозначения

- M – число Маха;
 u – скорость потока, м/с;
 T – температура потока, К;
 m – массовый расход, $\text{кг/м}^2 \cdot \text{с}$;
 p – давление, Па;
 ρ – плотность, кг/м^3 ;
 H – высота над уровнем Земли, км;
 a_w – коэффициент перегрева датчика термоанемометра,
 $a_w = (R_w - R_e)/R_e$;
 R_w – сопротивление нагретого датчика, Ом;
 R_e – сопротивление ненагретого датчика, Ом;
 e – электрическое напряжение, В;
 f – частота, Гц;
 n_g – число оборотов вентилятора двигателя, %;
 N – количество лопаток вентилятора двигателя;
 d – диаметр нити датчика, мкм;
 l – длина нити датчика, мм;
 x – продольная координата, мм;
 y – поперечная координата, мм;
 ϑ – переменная Коважного;
 r – относительный коэффициент чувствительности датчика термоанемометра;
 r_0 – абсцисса минимума диаграммы пульсаций;
 R_{mTo} – коэффициент корреляции пульсаций массового расхода и температуры торможения;
 χ – угол распространения акустических волн;
 $()'$ – мгновенное значение;
 $(\bar{})$ – осредненное значение;
 $\langle \rangle$ – среднеквадратичное значение;
 α, β – газодинамические функции;
 γ – показатель адиабаты.

Введение

Для исследования нестационарных процессов, происходящих в газотурбинных двигателях (ГТД), большое значение имеет информация о пульсациях газового потока. Данные измерений пульсаций давления в диапазоне частот до нескольких килогерц могут применяться для определения характеристик потока в тракте ГТД (например, [1]). Но датчики пульсаций давления обычно не могут располагаться в точках измерения, что приводит к необходимости использования подводящих каналов. При этом возникает задача учета влияния длины подводящих пневмотрасс на частотные характеристики измерительной системы из-за их инерционности. Необходимо также отметить, что пульсации давления могут быть либо акустической природы, либо гидродинамической, вызванной пульсациями скоростного напора.

В различных случаях натурального эксперимента необходимо измерить пульсации скорости потока в широком диапазоне интенсивностей и частот, желательно во многих сечениях потока по всей длине исследуемого канала. Так, относительные интенсивности пульсаций скорости при изучении турбулентных явлений в ГТД могут принимать значения от долей до нескольких десятков процентов. Максимальные частоты измеряемых пульсаций могут достигать сотен килогерц.

К настоящему времени опыт применения термоанемометрических методов для измерения пульсаций скоростей газовых потоков в ГТД практически отсутствует, хотя реально это единственный метод, позволяющий измерять пульсации потока высокой частоты. Принцип действия термоанемометра основан на зависимости сопротивления проволочного или пленочного чувствительного элемента от его температуры, которая, в свою очередь, зависит от скорости, температуры и плотности потока, обтекающего датчик. Отдельные попытки использования подходов на базе термоанемометрии для определения характеристик пульсаций в высокоскоростных потоках при числах Маха, когда проявляются эффекты сжимаемости, нельзя считать успешными из-за того, что они базировались на методах, аналогичных используемым в дозвуковых потоках несжимаемого газа. Необходимо также отметить, что термоанемометр в основном использовался для измерений в струях, вытекающих из сопла, а не в потоке внутри самого двигателя. Применению термоанемометра в исследованиях акустического поля, создаваемом струей, посвящены некоторые работы [2–4]. Поскольку

датчик термоанемометра реагирует не только на пульсации скорости потока, но и на пульсации всех параметров высокоскоростных потоков (плотности, давления, температуры и т.д.), применение термоанемометра может быть эффективным при исследовании характеристик пульсаций потока внутри авиадвигателя. Важно и то, что опыт измерений пульсаций в высокоскоростных потоках и аэродинамических трубах транс- и сверхзвуковых скоростей накоплен в Институте теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича Сибирского отделения РАН (ИТПМ СО РАН) [5–8].

Успех в применении методов термоанемометрии для измерения пульсаций в высокоскоростных потоках зависит от решения нескольких взаимосвязанных проблем: 1) создания аппаратуры, удовлетворяющей требованиям (достаточный частотный диапазон в широких пределах изменения перегрева чувствительного элемента); 2) определения коэффициентов чувствительности датчиков к параметрам потока; 3) разработки методов интерпретации результатов термоанемометрических измерений, когда помимо турбулентности (пульсаций скорости) присутствуют температурная неоднородность и акустические возмущения.

В настоящей статье представлены результаты исследований в полноразмерном ТРДД в условиях испытательного стенда «Авиадвигатель», демонстрирующие применимость методов термоанемометрии, разработанных в ИТПМ СО РАН.

Объект исследований и оборудование для измерений

Авиационный двигатель

Измерение пульсаций потока производилось в наружном канале авиационного турбореактивного двухконтурного двигателя в стендовых условиях ОАО «Авиадвигатель» ($H = 0$ км, $M = 0$).

Места установки датчиков термоанемометра и координаты, перпендикулярной потоку, которые отсчитывались от внешней границы канала и при которых выполнялись измерения характеристик пульсаций потока, показаны на схеме авиационного двигателя, приведенной на рис. 1. Выбор места расположения пилонa с датчиком термоанемометра обусловлен наличием в обечайке двигателя технологического окна, обеспечивающего доступ для установки и замены датчика в случае необходимости.

Рис. 1. Схема расположения датчика термоанемометра в наружном канале двигателя:
 $y = 51; 101; 150$ мм

Режимы работы двигателя фиксировались с помощью метрологически аттестованного штатного оборудования, применяемого при стендовых испытаниях в ОАО «Авиадвигатель». Данные измерительного комплекса использовались для определения параметров потока (скорости потока, температуры торможения и т.д.).

Оборудование для термоанемометрических измерений

В данной серии испытаний использовались проволоочные однониточные датчики термоанемометра, по конструкции аналогичные датчикам DISA 55P01 с нитями диаметром $d = 6$ мкм из золоченого вольфрама (при предварительных наладочных измерениях в аэродинамической трубе ИТПМ Т-325М) и $d = 10$ и 18 мкм из вольфрама (при испытаниях в стендовых условиях ГТД ОАО «Авиадвигатель»). Обеспечивалась длина нитей $l = 200d$, чтобы избежать погрешностей, связанных с теплоотводом от нагретой нити к ножкам датчика. Датчик термоанемометра монтировался на пилоне, устанавливаемом на расстоянии около 700 мм от задней кромки обечайки двигателя (см. рис. 1).

Сбор данных и предварительная обработка производились с помощью измерительной системы на базе разработанного в ИТПМ термоанемометра постоянного тока ССА-6 (рис. 2) [9]. В отличие от серийно производимых компаниями DANTEC (Дания), TSI (США) и др. термоанемометров постоянного сопротивления, термоанемометры постоянного тока промышленностью не выпускаются из-за ограниченного спроса на них, но только они могут обеспечивать постоянный частотный диапазон измерений не только при максимальных значениях величины перегрева датчика, что требуется при измерениях в потоках, содержащих различные типы пульсаций, и при необходимости их разделения.

Рис. 2. Термоанемометр ССА-6

Измерительная аппаратура располагалась в наблюдательной кабине стенда ОАО «Авиадвигатель» и соединялась с датчиком четырехпроводным кабелем длиной около 25 м. Настройка термоанемометра и управление им выполняется по программам и командам с помощью персонального компьютера, при этом ручное управление не требуется, поэтому какие-либо переключатели и регуляторы на панелях ССА-6 отсутствуют. Помимо управления нагревом датчика и формирования выходного сигнала термоанемометр ССА-6 также обеспечивает коррекцию частотной характеристики датчика благодаря встроенному усилителю с перестраиваемыми параметрами. При тарировке датчиков, первичной обработке данных использовалось программное обеспечение, разработанное в ИТПМ СО РАН.

Методика анализа и интерпретации данных термоанемометрических измерений

Метод диаграмм пульсаций

Термоанемометрический метод исследования газовых потоков является одним из основных и эффективных методов исследования пульсационных процессов, благодаря которому получена большая часть известных результатов по турбулентности, устойчивости пограничного слоя в несжимаемых течениях, но высокоскоростной дозвуковой, трансзвуковой и сверхзвуковой диапазоны скоростей требуют особых подходов при интерпретации полученных результатов измерений. Возможное наличие в потоке одновременно нескольких типов возмущений – скоростных, температурных, акустических – является главной особенностью высокоскоростных потоков.

Принципы разложения измеренных с помощью термоанемометра пульсаций массового расхода и температуры торможения потока на три основные моды (вихревую, энтропийную и акустическую в виде волн Маха) были заложены Л. Коважным для сверхзвуковых потоков с помощью метода диаграмм пульсаций [10]. Метод диаграмм пульсаций Коважного был развит в ИТПМ СО РАН. Существенно новые результаты были получены для больших дозвуковых скоростей потока [5–7]. Было показано, что диаграммы пульсаций для акустической моды и при дозвуковых, и при сверхзвуковых скоростях потока могут иметь разный вид в зависимости от направления распространения акустических волн, в отличие от линейной диаграммы пульсаций, описанной Коважным [10].

Уравнения диаграмм мод $\vartheta = \vartheta(r)$, т.е. соотношения, связывающие среднеквадратичные значения пульсаций параметров потока, характеризующих моды (скорости $\langle u \rangle$, температуры $\langle T \rangle$, давления $\langle p \rangle$) с нормированными безразмерными среднеквадратичными значениями пульсаций электрического напряжения на датчике термоанемометра ϑ в зависимости от отношения коэффициентов чувствительности датчика термоанемометра к массовому расходу и температуре торможения r , имеют вид соответственно для мод:

– вихревой

$$\vartheta_u = |\beta - r| \langle u \rangle, \quad (1)$$

– энтропийной

$$\vartheta_T = (\alpha + r) \langle T \rangle, \quad (2)$$

– акустической

$$\vartheta_p = |\alpha(\gamma - 1)(1 + M \cos \chi) - r(1 + M^{-1} \cos \chi)| \langle p \rangle / \gamma. \quad (3)$$

Как следует из уравнений (1)–(3), значение ϑ обращается в ноль соответственно для вихревой моды при $r_0 = \beta$, для энтропийной моды при $r_0 = -\alpha$, а для акустической моды при

$$r_0 = \beta \frac{\cos \chi + M^{-1}}{\cos \chi + M}. \quad (4)$$

В приведенных уравнениях (1)–(4) χ – угол, под которым распространяется звуковая волна относительно потока; α и β – известные газодинамические функции,

$$\alpha = [1 + (\gamma - 1) M^2 / 2]^{-1}, \text{ а } \beta = 2(1 - \alpha).$$

Важно также отметить, что значения r_0 для разных мод пульсаций при одном и том же числе Маха не совпадают, благодаря чему по виду диаграммы пульсаций имеется возможность идентифицировать моду возмущений потока. Более подробно вопросы интерпретации данных термоанемометрических измерений и многие частные случаи рассматриваются в работах [5–8].

Из вышеизложенного следует, что диаграмма пульсаций для отдельных мод может представлять собой либо прямую, либо пару прямых, параметры которых зависят как от характеристик самих пульсаций, так и характеристик среднего потока.

Термоанемометрические измерения позволяют получить информацию о характеристиках пульсаций газа в потоках. В первую очередь это интенсивность пульсаций массового расхода $\langle m \rangle$ и температуры торможения $\langle T_0 \rangle$ воздуха, где

$$\langle m \rangle = \frac{\sqrt{(m')^2}}{\bar{m}}, \quad \langle T_0 \rangle = \frac{\sqrt{(T_0')^2}}{\bar{T}_0}.$$

В качестве исходных данных использовались реализации сигнала термоанемометра, т.е. зависимости выходного сигнала от времени, полученные при разных перегревах датчика термоанемометра $a_w =$

Рис. 4. Пример временной реализации сигнала термоанемометра:
 $M = 0,16$, $y = 150$ мм

При каждом изменении режима работы двигателя и для каждого перегрева датчика корректировалась постоянная времени датчика с использованием данных предварительной тарировки датчиков, выполненной в аэродинамической трубе ИТПМ Т-325М для аналогичных параметров потока и условий работы термоанемометра.

В части полученных спектров присутствовали дискретные составляющие, выделяющиеся над уровнем монотонно изменяющейся зависимости амплитуды сигнала от частоты f . Диапазон режимов, при которых наблюдались дискретные составляющие в спектре сигнала, выделен на рис. 3. Пример спектра выходного сигнала термоанемометра, содержащего дискретный пик, приведен на рис. 5.

Рис. 5. Спектр сигнала термоанемометра: $M = 0,43$, $y = 150$ мм

Из полученных термоанемометрических данных установлено, что эти дискретные пики соответствуют частотам пульсаций в потоке, генерируемым при вращении вентилятора и определяемым произведени-

ем частоты вращения n_b на количество лопаток вентилятора N :
 $f = n_b \cdot N/60$.

Суммарные диаграммы пульсаций и данные по интенсивности пульсаций потока

Информация об интенсивности возмущений потока была получена из диаграмм пульсаций, которые представляют собой нормированную зависимость выходного сигнала термоанемометра от величины, пропорциональной перегреву датчика [7]. Пример суммарной диаграммы пульсаций потока показан на рис. 6.

Рис. 6. Пример суммарной диаграммы пульсаций потока

Для всех полученных диаграмм характерным является то, что коэффициент корреляции пульсаций массового расхода и температуры торможения отрицателен и близок к значению -1 . Это свидетельствует о том, что основная доля возмущений создается одним и тем же видом источников, а вклад от других источников достаточно мал. Дополнительную информацию можно получить из анализа диаграмм пульсаций в узких полосах частот, в том числе для характерных пиков в спектрах сигналов.

Наиболее информативными являются сведения об интенсивности пульсаций массового расхода $\langle m \rangle$ и пульсациях температуры торможения потока $\langle T_0 \rangle$, сводные данные о которых для всех исследован-

ных режимов и трех положений датчика термоанемометра приведены соответственно на рис. 7 и 8.

Рис. 7. Зависимость интенсивности пульсаций массового расхода от режима работы двигателя

Рис. 8. Зависимость пульсаций температуры торможения от режима работы двигателя

Как следует из приведенных данных, для минимальных исследованных оборотов вентилятора авиадвигателя ($n_b \approx 20\%$) интенсивность пульсаций массового расхода практически равномерна по сечению канала. Пульсации массового расхода увеличиваются, достигая максимальной интенсивности в окрестности $n_b \approx 55\%$ (число Маха $M \approx 0,3$, клапаны перепуска воздуха из компрессора были открыты). При этом наблюдается существенная неравномерность распределения пульсаций массового расхода по сечению канала. Такое распределение может

быть следствием как влияния сдвигового слоя вблизи стенок канала, так и особенностей течения, создаваемого вентилятором или компрессором, по сечению канала. Для установления причин такого распределения необходимы детальные измерения профилей средних параметров и пульсаций потока в канале авиадвигателя с одновременной оценкой акустических полей с привязкой к режиму.

Однако следует отметить, что интенсивность пульсаций массового расхода, составляющая около 6 % в ближайшем к стенке положении ($y = 51$ мм) и 4 % в ядре потока, может измениться для других радиальных сечений в зависимости от относительного расположения точки измерений и элементов конструкции, находящихся в канале авиадвигателя. При более детальном анализе особенностей пульсаций в зависимости, например, от температурных условий потока в авиадвигателе, также может измениться распределение интенсивности пульсаций температуры торможения.

Приведенные выше данные по $\langle m \rangle$ и $\langle T_0 \rangle$, полученные из диаграмм пульсаций, в диапазоне частот до 18 кГц соответствуют практически полной величине интенсивности пульсаций. Была выполнена оценка вклада в суммарный сигнал пульсаций от разных частей спектра. Получено, что основную долю интенсивности пульсаций массового расхода вносят пульсации, не превышающие 3 кГц.

Заключение

В результате измерений в наружном канале авиационного двигателя в стендовых условиях ОАО «Авиадвигатель» продемонстрированы возможности термоанемометрического метода и получены основные характеристики пульсаций потока. Эти данные являются также исходными для анализа с целью определения более детальной информации об особенностях структуры пульсаций, включая их масштабы и статистические характеристики, например в виде статистических моментов.

Испытания термометрической системы на базе термоанемометра постоянного тока ССА-6 с использованием датчиков с нитью диаметром порядка 10 мкм показали ее надежность, сбоев и отказов не зафиксировано.

Таким образом получены:

– данные об интенсивности пульсаций массового расхода и температуры торможения воздуха в наружном канале авиадвигателя на

расстоянии ~ 700 мм от края обечайки в точках, отстоящих от стенки на расстояниях 51; 101 и 150 мм. Режим работы авиадвигателя в исследованном диапазоне по скорости воздушного потока в наружном контуре изменялся по числу Маха от 0,16 до 0,53;

– спектральный состав пульсаций потока для всех исследованных режимов работы двигателя и при всех положениях датчика термоанемометра, включая данные о дискретных составляющих пульсаций для отдельных режимов работы двигателя в стендовых условиях.

Установлено:

1. Уровень пульсаций массового расхода воздуха в основной части сечения внешнего канала не превосходит 4 %, повышаясь до величины порядка 6 % в ближайшем к стенке сечении на расстоянии 51 мм.

2. Пульсации массового расхода, превосходящие уровень помех, обнаружены в диапазоне частот до 20 кГц, при этом бо́льшая часть заключена в диапазоне частот до 3 кГц.

3. Для спектров пульсаций воздуха характерно достаточно монотонное изменение амплитуды в зависимости от частоты сигнала, при этом отсутствуют случайные помехи и шумы, не связанные с потоком.

4. При частотах вращения вентилятора, превышающих некоторое критическое значение, в спектрах сигнала появляются дискретные пики, определяемые скоростью вращения и количеством лопаток вентилятора.

Библиографический список

1. Об измерении пульсаций давления в проточной части газотурбинных двигателей / В.П. Шорин, А.Г. Гимадиев, Н.Д. Быстров, С.А. Ильинский // Вестник Самар. гос. аэрокосм. ун-та им. С.П. Королева. – 2011. – № 3, ч. 1. – С. 11–15.

2. Меркурьев А.Н., Голубев А.Г., Митин М.Б. Возможности и перспективы термоанемометрического метода исследования газовых потоков // Труды ЦИАМ. – 1976. – № 724. – 13 с.

3. Экспериментальное определение динамических характеристик термоанемометрической аппаратуры «РАСТР» / В.Г. Клиникова, И.И. Кривоносов, В.Э. Лобанов, А.Н. Меркурьев // Труды ЦИАМ. – 1989. – № 1244. Измерения и контроль параметров авиадвигателей: сб. ст. – Вып. 9.

4. Крашенинников С.Ю., Миронов А.К. Анализ механизма излучения звука турбулентной струей на основе акустических и термоанемометрических измерений // Труды ЦИАМ. – 2010. – № 1341. Теоретическая и прикладная газовая динамика: в 2 т. – Т. 1. – 488 с.

5. Лебига В.А. Термоанемометрия сжимаемых потоков. – Новосибирск: Изд-во Новосиб. гос. техн. ун-та, 1997. – 81 с.

6. Зиновьев В.Н., Лебига В.А., Пак А.Ю. Применение метода диаграмм флуктуаций для исследования акустических возмущений в потоках с помощью термоанемометра // Вычислительный эксперимент в аэроакустике: сб. тез. IV Всерос. конф., 17–22 сентября 2012 г. – М.: МАКС Пресс, 2012. – С. 82–84.

7. Лебига В.А., Зиновьев В.Н., Пак А.Ю. Применение термоанемометра для измерения характеристик акустических волн, распространяющихся в сжимаемых потоках // Теплофизика и аэромеханика. – 2002. – № 3. – С. 339–349.

8. Миронов Д.С. Экспериментальное исследование пульсаций давления генерируемых мелкой открытой каверной с применением частотно-временных методов обработки данных // Теплофизика и аэромеханика. – 2011. – Т. 18, № 3. – С. 385–395.

9. Portable autonomous hot wire equipment for measurements in compressible flows / V.A. Lebiga, A.Yu. Pak, V.V. Repkov, V.N. Zinoviev // 17th Inter. Conf. on Methods of Aerophysical Research, June 30 – July 6. – Novosibirsk, 2014. – Part II. – P. 120.

10. Kovasznay L.S.G. The hot-wire anemometer in supersonic flow // J. Aero Sciences. – 1950. – Vol. 17, № 9. – P. 565–572.

References

1. Shorin V.P., Gimadiev A.G., Bystrov N.D., Ilinskiy S.A. Ob izmerenii pulsatsiy davleniya v protochnoy chasti gazoturbinnnykh dvigateley [On change of pressure fluctuations in ducts of gas-turbine engines]. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta imeni S.P. Koroleva*, 2011, no. 3, part 1, pp. 11-15.

2. Merkurev A.N., Golubev A.G., Mitin M.B. Vozmozhnosti i perspektivy termoanemometricheskogo metoda issledovaniya gazovykh potokov [Possibilities and prospects of hot-wire technique in research of gas flow ducts]. *Trudy Tsentralnogo instituta aviatsionnogo motorostroeniya*, 1976, no. 724. 13 p.

3. Klinchikova V.G., Krivonosov I.I., Lobanov V.E., Merkurev A.N. Eksperimentalnoe opredelenie dinamicheskikh kharakteristik termoanemometricheskoy apparatury «RASTR» [Experimental determination of dynamical characteristics of hot-wire anemometer apparatus]. *Trudy Tsentralnogo instituta aviatsionnogo motorostroeniya*, no. 1244, *Sbornik statey "Izmereniya i kontrol parametrov aviadvigateley"*, 1989, iss. 9.

4. Krashenninnikov S.Yu., Mironov A.K. Analiz mekhanizma izlucheniya zvuka turbulentnoy struey na osnove akusticheskikh i termoanemometricheskikh izmereniy [The analysis of sound radiation based on acoustic and hot-wire measurements]. *Trudy Tsentralnogo instituta aviatsionnogo motorostroeniya*, no. 1341, *Teoreticheskaya i prikladnaya gazovaya dinamika*, 2010, vol. 1. 488 p.

5. Lebiga V.A. Termoanemometriya szhimaemykh potokov [Hot-wire research of compressible flows]. Novosibirskiy gosudarstvennyy tekhnicheskii universitet, 1997. 81 p.

6. Zinoviev V.N., Lebiga V.A., Pak A.Yu. Primenenie metoda diagramm fluktuatsiy dlya issledovaniya akusticheskikh vozmushcheniy v potokakh s pomoshchyu termoanemometra [Application of fluctuation diagram method to research acoustic fluctuations in flows by hot-wire technique]. *Sbornik tezisov IV Vserossiyskoy konferentsii "Vychislitelnyy eksperiment v aeroakustike"*, 17-22 September, Moscow, 2012, pp. 82-84.

7. Lebiga V.A., Zinoviev V.N., Pak A.Yu. Primenenie termoanemometra dlya izmereniya kharakteristik akusticheskikh voln, rasprostranyayushchikhsya v szhimaemykh potokakh [Application of hot-wire technique to measure acoustic wave characteristics propagating in compressible flows]. *Teplofizika i aeromekhanika*, 2002, no. 3, pp. 339-349.

8. Mironov D.S. Eksperimentalnoe issledovanie pulsatsiy davleniya generiruemykh melkoy otkrytoy kavernoy s primeneniem chastotno-vremennykh metodov obrabotki dannykh [Experimental research of pressure fluctuations generated by small open cavity with use of time-frequency methods of data processing]. *Teplofizika i aeromekhanika*, 2011, vol. 18, no. 3, pp. 385-395.

9. Lebiga V.A., Pak A.Yu., Repkov V.V., Zinoviev V.N. Portable autonomous hot wire equipment for measurements in compressible flows. *17th Inter. Conf. on Methods of Aerophysical Research*, June 30 – July 6. Novosibirsk, 2014. Part II, p. 120.

10. Kovasznay L.S.G. The hot-wire anemometer in supersonic flow. *J. Aero Sciences*, 1950, vol. 17, no. 9, pp. 565-572.

Об авторах

Лебига Вадим Аксентьевич (Пермь, Россия) – доктор технических наук, профессор, исполнительный директор Международного центра аэрофизических исследований, Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН (630090, г. Новосибирск, ул. Институтская, д. 4/1, e-mail: lebiga@itam.nsc.ru).

Пак Алексей Юрьевич (Новосибирск, Россия) – младший научный сотрудник Международного центра аэрофизических исследований, Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН (630090, г. Новосибирск, ул. Институтская, д. 4/1).

Зиновьев Виталий Николаевич (Новосибирск, Россия) – кандидат физико-математических наук, доцент, старший научный сотрудник Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН (630090, г. Новосибирск, ул. Институтская, д. 4/1).

Алексенцев Алексей Александрович (Пермь, Россия) – заместитель начальника отделения выходных устройств и мотогондол по расчетно-экспериментальным работам и внешним характеристикам АО «Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 93, e-mail: aleksentsev@avid.ru).

Бурдаков Руслан Вячеславович (Пермь, Россия) – инженер АО «Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 93, e-mail: ruslan.burdakof@yandex.ru).

Саженов Алексей Николаевич (Пермь, Россия) – кандидат технических наук, помощник генерального конструктора, начальник административного отдела АО «Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 93, e-mail: office@avid.ru).

About the authors

Vadim A. Lebiga (Novosibirsk, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Professor, Executive Director, International Center of Aerophysical Research, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics, Siberian Branch of Russian Academy of Sciences (4/1, Institutskaya st., Novosibirsk, 630090, Russian Federation, e-mail: lebiga@itam.nsc.ru).

Aleksey Yu. Pak (Novosibirsk, Russian Federation) – Junior Researcher, International Center of Aerophysical Research, Khristianovich In-

stitute of Theoretical and Applied Mechanics, Siberian Branch of Russian Academy of Sciences (4/1, Institutskaya st., Novosibirsk, 630090, Russian Federation).

Vitaliy N. Zinoviev (Novosibirsk, Russian Federation) – Ph. D. in Physical and Mathematical Sciences, Associate Professor, Senior Researcher International Center of Aerophysical Research, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics, Siberian Branch of Russian Academy of Sciences (4/1, Institutskaya st., Novosibirsk, 630090, Russian Federation).

Alexey A. Aleksentsev (Perm, Russian Federation) – Deputy Chief, Department of Output Units and Nacelles, JSC “Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: aleksentsev@avid.ru).

Ruslan V. Burdakov (Perm, Russian Federation) – Engineer, JSC “Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: ruslan.burdakof@yandex.ru).

Alexey N. Sazhenkov (Perm, Russian Federation) – Ph. D. in Technical Sciences, Assistant Chief Designer, Head of the Administrative Department, JSC “Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: office@avid.ru).

Получено 11.04.2016