

Научная статья  
УДК 534.1, 533.6.07  
DOI 10.25205/2541-9447-2022-17-3-22-28

## **Применение акселерометров при измерении аэродинамических сил в установках кратковременного действия**

**Анатолий Александрович Маслов<sup>1</sup>, Алексей Валентинвич Старов<sup>2</sup>  
Иван Сергеевич Цырюльников<sup>3</sup>**

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

<sup>1</sup>maslov@itam.nsc.ru

<sup>2</sup>starov@itam.nsc.ru

<sup>3</sup>tsivan@itam.nsc.ru

### *Аннотация*

Развиты методы восстановления аэродинамических сил, основанные на использовании данных измерений весовыми элементами и акселерометром. Разработан метод обработки сигналов, позволяющий провести коррекцию данных измерений весовых элементов с помощью дополнительных данных по ускорению элементов опоры. Приведены примеры применения предложенного метода в условиях аэродинамической трубы импульсного действия в экспериментах на массивных моделях, как с постоянными, так и падающими во время испытания параметрами потока. Показано увеличение точности измерений однокомпонентных силоизмерительных датчиков.

### *Ключевые слова*

акселерометр, весовой элемент, аэродинамические силы, колебания, аэродинамический эксперимент, импульсное изменение параметров течения.

### *Благодарности*

Работа выполнена в рамках государственного задания (№ гос. регистрации 121030500162-7). Авторы благодарны Центру коллективного пользования «Механика» за предоставленное оборудование для проведения экспериментов.

### *Для цитирования*

Маслов А. А., Старов А. В., Цырюльников И. С. Применение акселерометров при измерении аэродинамических сил в установках кратковременного действия // Сибирский физический журнал. 2022. Т. 17, № 3. С. 22–28. DOI 10.25205/2541-9447-2022-17-3-22-28

## **Application of Accelerometers for Measuring Aerodynamic Forces in Short-Term Facilities**

**Anatoly A. Maslov<sup>1</sup>, Alexey V. Starov<sup>2</sup>,  
Ivan S. Tsyruльников<sup>3</sup>**

Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS  
Novosibirsk, Russia

<sup>1</sup>maslov@itam.nsc.ru

<sup>2</sup>starov@itam.nsc.ru

<sup>3</sup>tsivan@itam.nsc.ru

### *Abstract*

Methods for restoring aerodynamic forces based on the use of measurement data by balance elements and an accelerometer have been expanded. A signal processing method has been developed that makes it possible to correct the measurement data of balance elements using additional data on the acceleration of support elements. Examples of the application of the proposed method under the conditions of a pulsed wind tunnel in experiments on massive models,

© Маслов А. А., Старов А. В., Цырюльников И. С., 2022

both with constant and decreasing flow parameters during the test, are given. An increase in the measurement accuracy of single-component force-measuring sensors is shown.

#### *Keywords*

accelerometer, balance element, aerodynamic forces, oscillations, aerodynamic experiment, impulsive change in flow parameters

#### *Funding*

The research was carried out within the state assignment of Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation (project No 121030500162-7). The study was conducted at the Equipment Sharing Center «Mechanics» of ITAM SB RAS.

#### *For citation*

Maslov A. A., Starov A. V., Tsyryulnikov I. S. Application of Accelerometers for Measuring Aerodynamic Forces in Short-Term Facilities. *Siberian Journal of Physics*, 2022, vol. 17, no. 3, pp. 22–28. DOI 10.25205/2541-9447-2022-17-3-22-28

## **Введение**

Акселерометры широко используются в различных областях деятельности человека. Они нашли применение в быту, спорте, системах управления, в транспорте и в научных исследованиях. В аэродинамике акселерометры используют для измерения углов тангажа и крена [1], для измерения сил [2–5], в аэроакустических и вибрационных испытаниях [6]. Акселерометром измеряют как статические, так и динамические ускорения, что позволяет использовать их в качестве датчиков в установках кратковременного действия, таких как импульсные аэродинамические трубы (АДТ) [7].

Испытания в АДТ кратковременного действия играют важную роль при создании высокоскоростных летательных аппаратов. Одной из основных задач наземных испытаний является определение аэродинамических характеристик прототипов летательных аппаратов. Серьезную проблему при испытаниях в импульсных АДТ представляет влияние вибрации опоры на измерения силовых нагрузок аэродинамических моделей. Вибрационные нагрузки возникают при резком изменении силового баланса АДТ при импульсном энергоподводе к рабочему телу и при движении механических элементов установки, таких как мультипликаторы давления. Разрабатываются различные методы учета вибрационных нагрузок, основанные на дополнительных измерениях сил и применении методов выделения скрытых пульсационных составляющих [2].

В настоящей работе предложен метод восстановления аэродинамических сил в потоке импульсных АДТ, основанный на коррекции данных измерений весовых элементов с помощью дополнительных данных по ускорению элементов опоры. Такая информация может быть получена с использованием акселерометров, а коррекция производится согласно специально разработанным методам обработки сигналов.

В экспериментах использовались различные тяжелые (до нескольких десятков килограммов) модели, анализ аэродинамических характеристик которых в данную работу не входит. Основная цель работы – определить возможности учета вибрационной составляющей опоры самой установки в измерениях независимо от того, какая модель исследуется.

## **1. Обработка сигналов**

Принцип восстановления компоненты аэродинамической силы заключается в том, что влияние колебаний пилон жесткого крепления модели на показания силоизмерительного датчика можно исключить. Для этого определяются компоненты ускорений силы инерции, действующие на пилон. Далее сила инерции исключается из суммарной измеренной силы, что приводит к выделению компоненты аэродинамической силы модели. В общем случае многокомпонентные аэродинамические пилонные весы имеют сложную конструкцию с большим количеством связей между внутренними тензометрическими элементами, что не позволяет проводить вышеописанную компенсацию сил инерции в полном объеме. Исключение составляет выделение

компоненты сил со слабой связью (влиянием) других компонент либо же применение однокомпонентных силоизмерительных датчиков.

Рассмотрим однокомпонентный силоизмерительный датчик, определяющий силу, направленную вдоль координаты  $x$ . Пусть  $F_x^*(t)$  – зависящее от времени показание измеренного сигнала, а  $a_x^*(t)$  – измеренные компоненты ускорения. Компонента аэродинамической силы  $F_x(t)$  определяется из связи между преобразованиями Фурье  $F_{x_v}(v) = F_{x_v}^*(v) - a_{x_v}^*(v)K_v(v)$  с комплексным коэффициентом  $K_v(v)$ , учитывающим массу пилона, расположение и передаточные характеристики преобразователя ускорения и фактически являющимся некоторой приведенной массой. Значения компоненты аэродинамической силы восстанавливаются обратным Фурье преобразованием  $F_x(t) = f^{-1}[F_{x_v}(v)]$ . Коэффициент  $K_v(v)$  может быть найден из предварительной тарировки системы в отсутствие аэродинамической силы, но с наличием колебаний пилона, например, на основе предварительных ударных нагрузок опоры.

## 2. Экспериментальное оборудование

Для измерения величины продольной компоненты силы использовался датчик растяжения/сжатия силоизмерительный U3 со встроенным компенсатором боковых сил с номинальным диапазоном нагрузок 0,5 кН и классом точности 0,2. Датчик помещался в шарнирный элемент пилона (рис. 1), на опорную часть которого устанавливался миниатюрный полнофункциональный трехосевой акселерометр. Использовалось устройство типа ADXL326 с выходными сигналами в виде напряжения и схемами аналогового преобразования сигналов. Диапазон полной шкалы измерения составляет  $\pm 16$  г. Акселерометр способен измерять динамическое ускорение, вызванное движением, ударами или вибрацией. Ширина полосы акселерометра может выбираться в диапазоне от 0,5 Гц до 1 600 Гц. Информация с датчиков оцифровывалась и записывалась с помощью АЦП L-Card L-791.

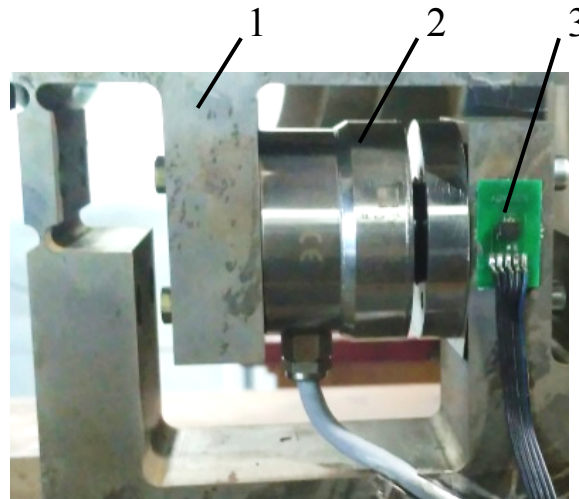


Рис. 1. Силовизмерительный датчик в системе пилона модели с установленным на пилоне акселерометром. 1 – пилон модели, 2 – однокомпонентный силоизмерительный элемент, 3 – акселерометр

Fig. 1. Force-measuring sensor in the pylon system of a model with an accelerometer mounted on the pylon. 1—model pylon, 2—one-component force measuring element, 3—accelerometer

### 3. Результаты восстановления аэродинамических сил

*Тарировка системы.* Для предварительной тарировки проводилась процедура многократного ( $\sim 10^2$ ) ударного воздействия на плиту крепления пилона модели к АДТ без воздействия на подвижные части пилона и модель.  $F_x$  полагалась нулевой, что позволило вычислить осредненные спектральные значения коэффициента  $K_v(\nu)$ . На рисунках 2a и 2b показан пример применения коррекции сигнала силоизмерительного датчика (кривая 1) в ударной нагрузке опоры без воздействия на модель, в которых скорректированный сигнал акселерометра (кривая 2) формирует восстановленный сигнал (кривая 3), практически исключая паразитные колебания. На рисунках 2c и 2d показан пример применения коррекции сигнала силоизмерительного датчика (кривая 1) в импульсной нагрузке на модель, которая осуществлялась соударением металлического шарика на независимом подвесе. В этом случае результат восстановления (кривая 3) демонстрирует кратковременное силовое нагружение на модель, а возникающие паразитные колебания пилона практически обнуляются. Полуширина полученного импульса составила  $3 \cdot 10^{-3}$  с, этого достаточно для исследования силовых нагрузок в процессах с временами порядка  $10^{-1}$  с.

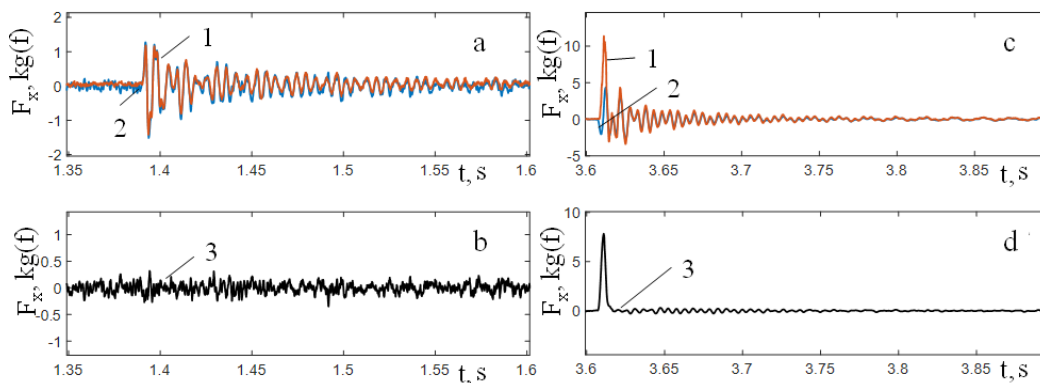


Рис. 2. Примеры применения коррекции сигнала в ударной нагрузке опоры (a, b) и импульсной нагрузке на модель (c, d). 1 – сигнал силоизмерительного датчика, 2 – скорректированный сигнал акселерометра, 3 – восстановленный сигнал

Fig. 2. Examples of applying signal correction in the shock load of the support (a, b) and the impulse load on the model (c, d). 1—signal of force measuring element, 2—corrected accelerometer signal, 3—recovered signal

*Восстановление аэродинамической силы в эксперименте.* Апробация метода проводилась в потоке в импульсной высокоэнтальпийной установке [7], где подвод энергии к рабочему телу осуществлялся с помощью высоковольтного электрического разряда в толстостенной форкамере. В результате в зависимости от начального давления и подведенной электрической энергии давление и температура воздуха значительно возрастают. Диафрагма, отделяющая аэродинамический тракт АДТ, разрывается, и устанавливается воздушный поток. Время рабочего режима варьируется от 0,05 до 0,5 с. Модель устанавливается в рабочую часть, которая выполнена в виде камеры Эйфеля размером  $1 \times 1 \times 1,5$  м.

Установка имеет два рабочих режима: с падающими или с постоянными параметрами течения в рабочей части. Стабилизация (поддержка постоянными) параметров потока в рабочей части установки осуществляется с помощью двухступенчатого мультипликатора давления. В таком режиме работы АДТ происходит движение массивного поршня, сжимающего газ в форкамере. Это приводит к слабому изменению параметров потока, но вызывает дополнительные вибрационные нагрузки на раму АДТ, что отражается на амплитуде колебаний в сигнале датчика, измеряющего действующие на исследуемую модель силы.

В процессе эксперимента проводились следующие измерения: давление за прямым скачком на срезе сопла с помощью гребенки трубок Пито, давление в форкамерах и температура торможения. Исследования, представленные ниже, проведены при следующих параметрах потока: давление торможения  $P_0 = 280$  бар, температура торможения  $T_0 = 1\,300$  К, единичное число Рейнольдса  $Re_1 = 22 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ .

Эксперименты проведены для двух вышеуказанных режимов работы АДТ. В первом случае запуск установки осуществлялся в режиме с падающими параметрами, когда импульс потока и, соответственно,  $F_x$  уменьшается за время работы в этом режиме. На рисунках 3а и 3б показан пример такого эксперимента. Запуск установки произведен при  $t = 1,035$  с. Сигнал силоизмерительного датчика (кривая 1) демонстрирует значительные вариации на всем времени режима до  $t = 1,1$  с. Скорректированный сигнал акселерометра (кривая 2) воспроизводит эти колебания, но лежит ниже силового на осциллограмме. Восстановленный сигнал (кривая 3) с дополнительной фильтрацией высоких частот имеет относительно гладкую убывающую зависимость по времени. Амплитуда вариаций в восстановленном сигнале приблизительно в 20 раз меньше, чем в исходном. Увеличение сигнала для  $t > 1,095$  с связано с завершением режима работы АДТ и разрушением течения воздушного потока.

На рисунках 3с и 3д показан пример применения коррекции сигнала силоизмерительного датчика (кривая 1) в режиме работы АДТ с мультипликатором давления со слабо меняющимися параметрами набегающего на модель потока. Движение массивного поршня установки приводит к появлению дополнительных вибрационных нагрузок на раму АДТ, что отражается на амплитуде колебаний в сигнале датчика. Однако результат корректировки (кривая 3) практически исключает их влияние, демонстрируя ослабление амплитуды колебаний в 20–30 раз. Увеличение сигнала для  $t > 1,12$  с связано с завершением режима работы АДТ.

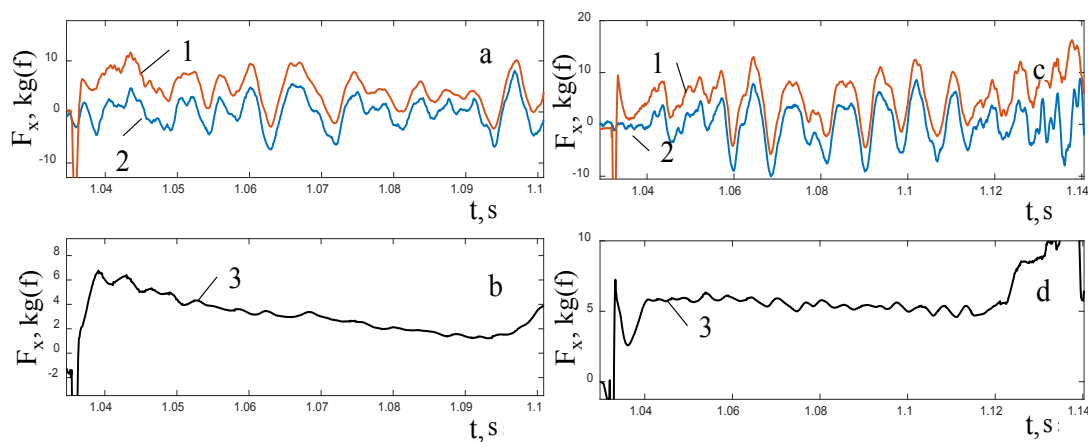


Рис. 3. Результаты восстановления продольной аэродинамической силы на модели в экспериментах с падающими параметрами потока (а, б) и мультипликатором давления (с, д). 1 – сигнал силоизмерительного датчика, 2 – скорректированный сигнал акселерометра, 3 – восстановленный сигнал

Fig. 3. The results of the reconstruction of the longitudinal aerodynamic force on the model in experiments with falling flow parameters (a, b) and a pressure multiplier (c, d). 1—signal of force measuring element, 2—corrected accelerometer signal, 3—recovered signal

Анализ представленных на рисунке 3 результатов показывает, что без учета коррекции сигнала силоизмерительного элемента провести определение сил, действующих на модель в данном примере, было бы невозможно. Пульсации сигналов, связанные с колебаниями пилона, для исследуемой модели настолько велики, что они в основном и определяют величину сигнала силоизмерительного элемента.

### Заключение

В работе показана возможность существенного увеличения точности измерений аэродинамических сил моделей при испытаниях в установках кратковременного действия с учетом характерных нестационарных нагрузок. Увеличение точности измерений однокомпонентных силоизмерительных датчиков было достигнуто с помощью дополнительных акселерометров и применения улучшенных методов обработки сигналов.

Акселерометр крепится на пилоне силоизмерительного элемента. Из его показаний, полученных без воздействия потока при тарировочных ударных нагрузках на плиту крепления, определяют комплексные корректирующие коэффициенты. Коэффициенты получают с помощью преобразований Фурье, они учитывают массу опоры, расположение и передаточные характеристики преобразователя ускорения. Полученные коэффициенты используются для вычитания паразитной силы из измерений силового элемента, полученных в процессе экспериментов с аэродинамической моделью.

Возможность исключения паразитных сил, вызванных вибрациями опоры, продемонстрирована в стендовых и аэродинамических экспериментах. Последние дали хорошие результаты как при постоянных параметрах течения во время измерения, так и при падающих во время пуска значениях давления и температуры в рабочей части трубы.

### Список литературы

1. Горбачев Н. А., Горбушин А. Р., Крапивина Е. А., Судакова И. А. Применение акселерометров для измерения углов тангажа и крена в аэродинамическом эксперименте // Измерительная техника. 2012. № 8. С. 25–28.
2. Carbonato M. Aerodynamic Force Measurements in the VKI Longshot Hypersonic Facility // New Trends in Instrumentation for Hypersonic Research. 1993. P. 317–325.
3. Saravanan S., Jagadeesh G., Reddy K. P. J. Aerodynamic Force Measurement Using 3-Component Accelerometer Force Balance System in a Hypersonic Shock Tunnel // Shock Waves. 2009. Vol. 18. P. 425–435.
4. Kulkarni V., Reddy K. P. J. Accelerometer-Based Force Balance for High Enthalpy Facilities // Journal of Aerospace Engineering. 2010. Vol. 23, iss. 4.
5. Balakalyani G., Jagadeesh G. An accelerometer balance for aerodynamic force measurements over Hypervelocity Ballistic models in shock tunnel // Measurement. 2019. Vol. 136. P. 636–646.
6. Копьев В. Ф., Храмцов И. В., Пальчиковский В. В. Исследование частоты пика в шуме турбулентного вихревого кольца // Акустический журнал. Атмосферная аэроакустика, 2019, Т. 65, № 3. С. 353–361.
7. Fomin V. M., Kharitonov A. M., Maslov A. A., Shilyuk A. N., Shumskii V. V., Yaroslavtsev M. I., Zvegintsev V. I. Hypersonic Short-Duration Facilities for Aerodynamic Research at ITAM, Russia // Experimental methods of shock wave research. Shock Wave Science and Technology Reference Library book series. 2015. Vol. 9. P. 315–346.

### References

1. Gorbachev N. A., Gorbushin A. R., Krapivina E. A., Sudakova I. A. Application of accelerometers for measuring pitch and roll angles in an aerodynamic experiment. *Izmeritelnaia tehnika*, 2012, no. 8, pp. 25–28. (in Russ.)
2. Carbonato M. Aerodynamic Force Measurements in the VKI Longshot Hypersonic Facility. *New Trends in Instrumentation for Hypersonic Research*, 1993, pp. 317–325.
3. Saravanan S., Jagadeesh G., Reddy K, pp. J. Aerodynamic Force Measurement Using 3-Component Accelerometer Force Balance System in a Hypersonic Shock Tunnel. *Shock Waves*, 2009, vol. 18, pp. 425–435.

4. **Kulkarni V., Reddy K. P. J.** Accelerometer-Based Force Balance for High Enthalpy Facilities. *Journal of Aerospace Engineering*, 2010, vol. 23, iss. 4.
5. **Balakalyani G., Jagadeesh G.** An accelerometer balance for aerodynamic force measurements over Hypervelocity Ballistic models in shock tunnel. *Measurement*, 2019, vol. 136, pp. 636–646.
6. **Kopiev V. F., Khrantsov I. V., Palchikovskiy V. V.** Investigation of the peak frequency in the noise of a turbulent vortex ring. *Akusticheskii jurnal. Atmosfernaia aeroakustika*, 2019, vol. 65, no. 3, pp. 353–361. (in Russ.)
7. **Fomin V. M., Kharitonov A. M., Maslov A. A., Shilyuk A. N., Shumskii V. V., Yaroslavtsev M. I., Zvegintsev V. I.** Hypersonic Short-Duration Facilities for Aerodynamic Research at ITAM, Russia. Experimental methods of shock wave research. *Shock Wave Science and Technology Reference Library book series*, 2015, vol.9, pp. 315–346.

#### Информация об авторах

**Маслов Анатолий Александрович**, доктор физико-математических наук, главный научный сотрудник, лаборатория № 13 Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича Сибирского отделения РАН, г. Новосибирск

**Старов Алексей Валентинович**, кандидат технических наук, научный сотрудник, лаборатория № 13 Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича Сибирского отделения РАН, г. Новосибирск

**Цырюльников Иван Сергеевич**, кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник, лаборатория № 13 Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича Сибирского отделения РАН, г. Новосибирск

#### Information about the Authors

**Maslov Anatoliy Aleksandrovich**, PhD, Professor, Chief Researcher, Lab 13 of Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS

**Starov Aleksei Valentinovich**, PhD, Researcher, Lab 13 of Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS

**Tsyruльников Ivan Sergeevich**, PhD, Senior Researcher, Lab 13 of Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS

*Статья поступила в редакцию 06.07.2022; одобрена после рецензирования 13.07.2022;  
принята к публикации 13.07.2022*

*The article was submitted 06.07.2022; approved after reviewing 13.07.2022;  
accepted for publication 13.07.2022*