

УДК 533.6.07+681.518.3

## АВТОМАТИЗИРОВАННОЕ ИЗМЕРЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ НА ПОВЕРХНОСТИ МОДЕЛИ В АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ КРАТКОВРЕМЕННОГО ДЕЙСТВИЯ

Васенев Л.Г., Гилев В.М., Звегинцев В.И., Шпак С.И.

*Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск,  
e-mail: gil@itam.nsc.ru*

В данной работе описана методика измерения давления на поверхности модели, установленной в рабочей части аэродинамической трубы кратковременного действия. Эксперименты проводились при гиперзвуковых скоростях на модели баллистического аппарата EXPERT, разработанного Европейским космическим агентством ESA. Измерения выполнялись с использованием автоматизированной системы сбора и обработки данных, разработанной в ИТПМ СО РАН. Результаты обработки данных эксперимента представлены в наглядном графическом виде. Полученные графические материалы дополнены картинками визуализации гиперзвукового течения, которые наглядно демонстрируют структуру течения.

**Ключевые слова:** аэродинамическая труба кратковременного действия, высокоскоростные течения, автоматизированная система сбора и обработки данных

## THE AUTOMATED MEASUREMENT OF PRESSURE UPON MODEL SURFACES IN THE WIND TUNNEL OF SHORT-TERM ACTION

Vasenev L.G., Gilyov V.M., Zvegintsev V.I., Shpak S.I.

*Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS, Novosibirsk,  
e-mail: gil@itam.nsc.ru*

In this work the technique of measurement of pressure upon surfaces of the model established in working part of a wind tunnel of short-term action is described. Experiments were made at hypersonic speeds on model of the ballistic device EXPERT developed by the European space agency ESA. Measurements were carried out with use of the automated system of collecting and the data processing developed in ITAM of the Siberian Branch of the Russian Academy of Science. Results of data processing of experiment are presented in an evident graphic look. The received graphic materials are added with pictures of visualization of a hypersonic current which visually show current structure.

**Keywords:** wind tunnel of short-term action, the high-speed currents, the automated system of collecting and data processing

Разработка конструкций сверх- и гиперзвуковых летательных аппаратов требует дальнейшего развития фундаментальных научных исследований, проводимых в наземных испытательных стендах. К таким стендам предъявляются следующие требования:

- широкий диапазон моделируемых параметров потока: число Маха ( $M$ ), число Рейнольдса ( $Re$ ), давление торможения ( $P_0$ ), температура торможения ( $T_0$ ), и др.;
- высокое качество потока в рабочей части;
- высокая точность и надежность измерения экспериментальных данных.

Этим требованиям в значительной степени удовлетворяет уникальная гиперзвуковая аэродинамическая труба кратковременного действия АТ-303 ИТПМ СО РАН [1], длительность рабочего режима которой составляет 0.1–0.5 с. В данной экспериментальной установке благодаря высокому давлению и температуре рабочего газа в форкамере за малый временной интервал реализуется натурный уровень чисел Рейнольдса и, следовательно, полностью моделируются вязкие эффекты.

В трубе АТ-303 реализован ряд программ экспериментальных исследований аэродинамических характеристик моделей возвращаемых космических аппаратов и, в частности, модели баллистического аппарата EXPERT (the European EXPERIMENTAL Re-entry Testbed), который разработан в Европейском космическом агентстве ESA [2].

Внешний вид модели EXPERT приведен на рис. 1.

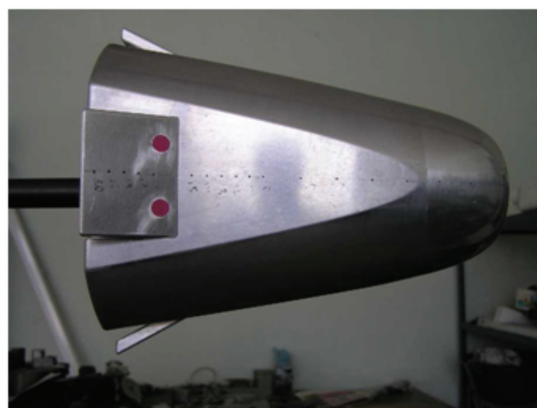


Рис. 1. Внешний вид модели EXPERT

Конструктивно модель оснащена двумя парами щитков «открытого» типа с углом отклонения  $20^\circ$ , расположенных в вертикальной и горизонтальной плоскостях симметрии модели. Модель предназначена для одновременного измерения давления в 20-ти точках боковой поверхности, расположенных вдоль модели в плоскости симметрии, и в 19 точках донного среза, расположенных на трёх лучах, исходящих из центра донной крышки.

Для измерения давления в каждой выбранной точке поверхности модели сверлилось отверстие диаметром 0,8 мм, которое посредством герметичной трубки соединялось с тензомодульным датчиком абсолютного давления типа ТДМ1-А. Пределы измерения указанных датчиков были различными в зависимости от места расположения дренажного отверстия на модели и составляли 0,25 МПа для датчиков в носовой части модели и 0,01 МПа – на донном срезе и части корпуса перед щитком.

Методика проведения автоматизированных экспериментов. Эксперименты проводились при двух значениях номинального числа Маха набегающего потока:  $M_n = 8$  и 14. Измерения давлений выполнялись при углах атаки модели  $\alpha = 0$  и  $6^\circ$ . В первом случае измерения были выполнены при  $\varphi_0 = 0, 90^\circ$ , и  $180^\circ$ ; во втором – в диапазоне изменения угла  $\varphi_0$  от 0 до  $330^\circ$  с шагом  $30^\circ$ . Здесь:  $\varphi_0$  – угол отклонения плоскости дренажных отверстий от вертикальной плоскости симметрии рабочей части трубы. За  $\varphi_0 = 0$  принято расположение дренажных точек модели сверху с наветренной стороны.

Для регистрации показаний датчиков, измеряющих давление на модели, использовались две автоматизированные измерительные системы:

а) многоканальная измерительная система сбора информации SCP-3200. Это система производства фирмы Eckelmann Steuerungstechnik GmbH. (Германия). Каждый канал измерительной системы содержит высокоточный усилитель, фильтр низкой частоты с регулируемой частотой среза, аналого-цифровой преобразователь (до 1 млн. отсчётов в секунду) и цифровую память (до 512 тысяч отсчётов). Все используемые каналы включаются и работают одновременно. На этой аппаратуре регистрировались показания датчиков с боковой поверхности модели.

б) высокоскоростная измерительная система. Эта система вместе с программным обеспечением разработана в ИТПМ СО РАН. Система построена на базе 16-битной платы АЦП NI-PCI-6255 производства

фирмы National Instruments (США). Система имеет 80 дифференциальных каналов измерения; каждый канал снабжен высокоточным малошумящим предварительным усилителем с программируемым коэффициентом усиления  $K = 1, 10, 100, 1000$ . Максимальная частота дискретизации при использовании 80 каналов составляет 9 кГц на канал. Уровень измеряемого сигнала может варьироваться в пределах от 0,1 мВ до 10 В. С помощью этой системы регистрировались показания датчиков, расположенных на донной крышке модели.

Во избежание паразитных наводок питание датчиков давления постоянным током с напряжением 5 В осуществлялось от аккумуляторной батареи через блок стабилизаторов.

При необходимости осуществлялась визуализация картины обтекания модели высокоскоростной цифровой видеокамерой Cam Record фирмы S&I Spectroscopy & Imaging GmbH. Видеокамера позволяет получать монохромные изображения со скоростью до 2500 кадров в секунду.

Помимо этого с помощью отдельной системы выполнялись все необходимые для определения основных параметров работы аэродинамической трубы измерения. Работа всех измерительных систем, включая видеокамеру, осуществлялась автоматическим образом по команде с пульта управления трубой.

Чтобы охватить показания датчиков до и после истечения воздуха из сопла, процесс регистрации данных длился 3,3 секунды. Таким образом, за один пуск трубы измерялось распределение давления на боковой поверхности модели в плоскости симметрии и на части донного среза при фиксированных значениях углов  $\alpha$  и  $\varphi_0$ . Для повышения надёжности результатов измерений опыты при каждом фиксированном значении  $\alpha$  и  $\varphi_0$  дублировались.

Сигналы датчиков давления, зарегистрированные различными измерительными системами, после эксперимента синхронизировались по времени и записывались в базу данных в виде таблицы с заданным шагом по времени.

#### Результаты экспериментов

Визуализация обтекания модели гиперзвуковым потоком. Визуализация картины обтекания модели EXPERT в аэродинамической трубе АТ-303 осуществлялась оптическим прибором ИЗК-462 с диаметром поля зрения 400 мм.

В качестве иллюстрации на рис. 2 показаны фотографии обтекания модели при  $\alpha = 6^\circ$  и  $\varphi_0 = 180^\circ$ . Хорошо видна головная ударная волна, скачки уплотнения на щитках и некоторые особенности отрывной зоны перед ними.

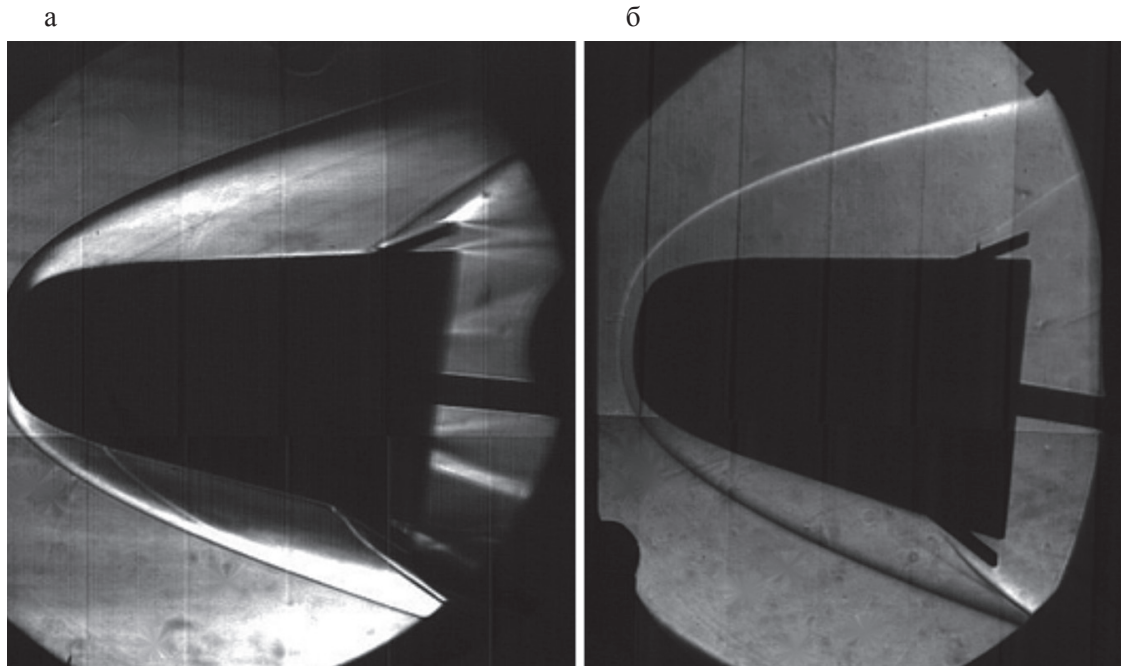


Рис. 2. Визуализация обтекания модели гиперзвуковым потоком при разных скоростях:  
а – число Маха  $M = 7,9$ ; б – число Маха  $M = 14,25$

Давление на поверхности модели. На рис. 3 показано изменение величины относительного давления  $P_j$  к  $P_{inf}$  по длине модели при  $M = 7,9$  и угле атаки  $\alpha = 6^\circ$ . Здесь  $P_j$  – давление в  $j$ -й точке поверхности модели,  $X$  – продольная координата  $j$ -й точки модели,  $L$  – длина модели,  $P_{inf}$  – статическое давление в набегающем потоке. Данные для этого графика получены в шести отдельных опытах при различной ориентации модели по углу  $\phi_0$ . Из графика следует, что получена хорошая повторяемость результатов отдельных измерений.

Характер изменения величины относительного давления по длине модели полностью соответствует её геометрической конфигурации: в носке модели относительное давление максимально, а затем интенсивно снижается. На коническом участке поверхности давление приблизительно постоянно. На щитке, обтекание которого сопровождается образованием скачка уплотнения, относительное давление растёт. Однако уже при небольшом значении угла атаки ( $\alpha = 6^\circ$ ) происходит существенное перераспределение давления по поверхности модели.

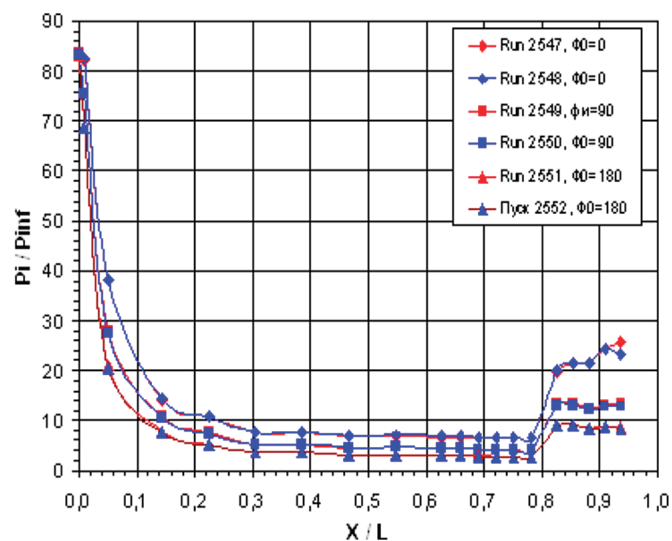


Рис. 3. Давление на поверхности модели

Так, на носовой части вблизи носка (на координате  $X/L = 0,05$ ) при переходе с наветренной стороны на подветренную величина  $P/P_{inf}$  уменьшается с 38 до 20; другим участком значительного изменения давления является щиток, на поверхности которого при изменении ориентации на 180 градусов давление меняется уже в три раза.

**Заключение.** Таким образом, в данной работе представлена методика и результаты измерения распределения давления в гиперзвуковом потоке. Все эксперименты выполнялись с использованием автоматизированной системы сбора и обработки данных. Благодаря использованию системы автоматизации, несмотря на малый временной интервал проведения эксперимента, в гиперзвуковом потоке удалось провести необходимые измерения.

*Работа выполнялась при финансовой поддержке проекта МНТЦ № 3550 и гранта РФФИ № 12-07-00548.*

#### Список литературы

1. Kharitonov A.M., Zvegintsev V.I., Fomin V.M., Topchian M.E., Meshcheriakov A.A., and Pinakov V.I. New-Generation Hypersonic Adiabatic Compression Facilities with Pressure Multipliers. Progress in Astronautics and Aeronautics, v. 198. Advanced Hypersonic Test Facilities, AIAA, USA, VA, 2002. p. 585 – 619.
2. Muylaert J-M., Ottens H., Walpot L. EXPERT Model 4.2, Model description and trajectory analysis // ESA Document, 2003.