

**КРАТКИЕ СООБЩЕНИЯ**

УДК 533

**Использование вейвлет преобразования  
для корреляционного анализа пульсаций  
в пограничном слое\***

**П.А. Поливанов, Ю.В. Громыко, Д.А. Бунтин, А.А. Маслов,  
А.А. Сидоренко**

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

Email: polivanov@itam.nsc.ru

Экспериментальные исследования при гиперзвуковых числах Маха, как правило, проводятся в трубах кратковременного действия. В этих установках данные о пульсациях в пограничном слое измеряются в основном поверхностными датчиками давления. Существует множество факторов, влияющих на уровень пульсаций на стенке модели, поэтому для анализа развития волновых пакетов в пограничном слое часто применяется кросс-корреляционный анализ. Однако использование стандартного корреляционного метода обработки данных часто не позволяет наблюдать за эволюцией волновых пакетов. В настоящей работе предложен новый метод получения кросс-корреляционных данных на базе вейвлет преобразования.

**Ключевые слова:** гиперзвуковой пограничный слой, ламинарно-турбулентный переход, шероховатость, кросс-корреляция, вейвлет анализ.

Хорошо известно, что наличие шероховатости способно существенно повлиять на ламинарно-турбулентный переход [1]. В работе [2] был представлен подробный обзор исследований по влиянию шероховатости на пограничный слой при гиперзвуковых числах Маха. Из приведенного обзора видно, что развитие возмущений за шероховатостью при гиперзвуковых числах Маха слабо изучено. В работе [3] было проведено исследование влияния распределенной шероховатости, расположенной на затупленном носике конической модели, на положение ламинарно-турбулентного перехода. Результаты показали, что спектры пульсаций давления на стенке модели не позволяют установить механизм влияния шероховатости на пограничный слой. Одним из методов изучения развития возмущений в пограничном слое является кросс-корреляционный анализ. Так, в работе [4] использование корреляционного анализа позволило определить волновые пакеты второй моды при отсутствии соответствующего пика в спектрах пульсаций давления. В настоящей работе рассматривается возможность использования корреляционных

---

\* Исследование выполнено за счет гранта РНФ (проект № 14-11-00490-П).

алгоритмов для улучшения понимания механизмов влияния шероховатости на ламинарно-турбулентный переход.

Эксперименты проводились в аэродинамической трубе «Транзит-М» ИТПМ СО РАН при числе Маха  $M = 5,95$ , температуре торможения  $T_0 = 360 \div 418$  К и давлении торможения  $P_0 = 3,7 \div 46,1$  атм. Единичное число Рейнольдса при этом варьировалось в диапазоне  $Re_1 = (4,5 \div 65) \cdot 10^6$  1/м. Модель представляла собой конус с углом полураствора  $7^\circ$  и длиной 489 мм, изготовленный из полиацетала. Она размещалась в рабочей части установки по оси сопла и была частично утоплена в него, примерно на 149 мм. В эксперименте использовались два сменных носика длиной 65 мм с радиусом притупления 2 мм: гладкий (гладкий конус) и шероховатый (шероховатый конус). Шероховатость изготавливалась при помощи калиброванного песка, равномерно наклеенного на затупленную часть носика (среднее арифметическое отклонение профиля  $Ra = 25$  мкм). На поверхности модели вдоль образующей конуса было установлено восемь датчиков пульсаций давления РСВ132А31 с равномерным шагом 50 мм. Первый датчик был вмонтирован на расстоянии 100 мм от вершины конуса. Девятый датчик располагался симметрично восьмому с противоположной стороны конуса для выставления модели под нулевым углом атаки. Датчики давления использовались совместно с преобразователем сигнала РСВ Piezotronics 482С05. Сбор данных с датчиков РСВ с частотой до 1,7 МГц осуществлялся тремя четырехканальными модулями АЦП L-card E20-10, синхронизированными с системой управления установкой. Спектры мощности рассчитывались на основе дискретного преобразования Фурье. Спектральные распределения вычислялись осреднением по  $m$  блокам по  $2n$  точек в каждом блоке. После пуска производилось измерение электрических шумов, которые вычитались из полезного спектра сигнала.

На рис. 1 представлены спектры пульсаций давления на поверхности гладкого и шероховатого конусов для  $Re_1 \approx 28 \cdot 10^6$  1/м. На обоих графиках видно, что для датчиков, расположенных в координатах 300 и 350 мм, в спектре пульсаций давления наблюдается явно выраженный пик для частот  $f \approx 300$  кГц, что соответствует второй моде. При этом наличие шероховатости (см. рис. 1b) приводит к росту возмущений во всем диапазоне частот по сравнению с развитием возмущений на гладкой модели. Это можно интерпретировать как начало турбулизации пограничного слоя. Для датчиков, расположенных в начале конуса и наиболее близких к шероховатости ( $X = 100$  мм, 150 мм), значительного различия в уровне возмущений или наличия новых пиков не наблюдается. Скорее всего, причиной этого является высокий уровень акустических возмущений в аэродинамической трубе, который значительно превышает амплитуды пульсаций в волновых пакетах, развивающихся в начальном участке ламинарного пограничного слоя.

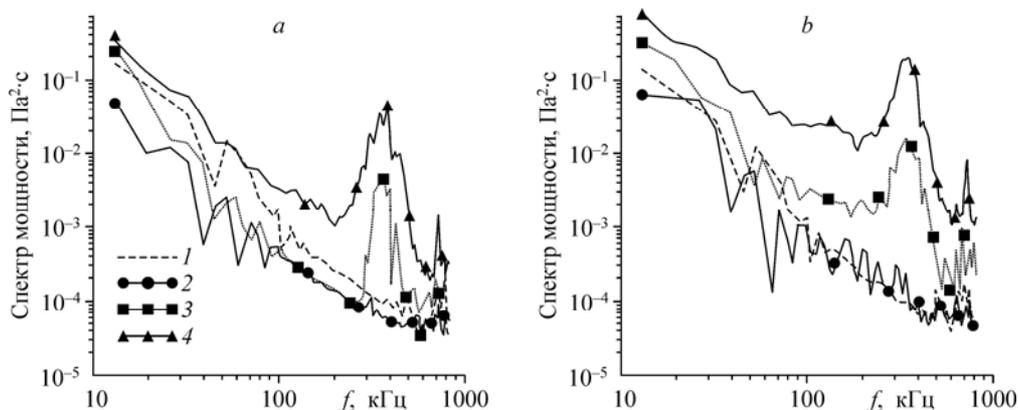


Рис. 1. Спектры пульсаций датчиков давления для гладкого (а) и шероховатого (б) носиков.

$Re_1 = 29,5 \cdot 10^6$  (а),  $27,5 \cdot 10^6$  (б)  $m^{-1}$ ,  $X = 100$  (1), 150 (2), 300 (3), 350 (4).

Для выявления различий в развитии волновых пакетов в пограничном слое на носовой части гладких и шероховатых конусов был проведен кросс-корреляционный анализ сигналов между датчиком, расположенном при  $X = 100$  мм, и датчиками с координатами  $X = 150, 200$  мм. Результаты анализа показывают (см. рис. 2), что в случае гладкой модели в пограничном слое наблюдается короткий волновой пакет с частотой  $\approx 50$  кГц. Для шероховатой модели выраженных волновых пакетов обнаружено не было, этот результат сложно интерпретировать. Кроме того, необычным является тот факт, что для модели с гладким носиком уровень коэффициента корреляций между сигналами датчиков  $X = 100$  мм и  $X = 150$  мм оказался ниже, чем для  $X = 100$  мм и  $X = 200$  мм.

Поскольку стандартный кросс-корреляционный анализ не позволил достоверно определить взаимосвязь между пульсациями, был предложен следующий алгоритм обработки данных. Сначала выполняется вейвлет преобразование осциллограмм пульсаций давления (в качестве базовой функции в основном использовался вейвлет Морле). Далее вычисляется амплитуда (модуль) комплексных значений вейвлет преобразования. Использование амплитуды позволяет «потерять» информацию о локальных фазовых характеристиках сигнала. Например, если на осциллограмме существует волновой пакет некоторой длины и частоты с распределением амплитуды, схожим с гауссовой функцией, то модуль вейвлет преобразования на этой частоте продемонстрирует нам сигнал, близкий к гауссиане. Фактически строится огибающая кривая волнового пакета. Если далее использовать для построения кросс-корреляций модуль вейвлет преобразования, а не осциллограммы пульсаций, можно существенно улучшить качество получаемых данных. Кроме того, использование вейвлет позволяет разделить корреляционные данные в частотном диапазоне. Пример результатов представлен на рис. 3. Хорошо видно, что предложенный алгоритм позволил найти высокий уровень коэффициента корреляции ( $\approx 0,7$ ) для сигналов на модели с шероховатостью по сравнению со стандартным алгоритмом (рис. 2*b*). Для гладкой модели новый метод также позволил более четко определить взаимосвязь сигналов. Причина этого, скорее всего, заключается в том, что в реальности даже на начальной стадии перехода к турбулентности возмущения в пограничном слое являются слабо нелинейными, особенно в случае наличия шероховатости, что приводит к непостоянству скорости распространения возмущения, смещению частоты и т.п. Кроме того, существуют различные факторы, вследствие которых сигнал искажается (возникает «искусственная нелинейность»). Например, ошибки в расположении датчиков, слабые осцилляции линий тока и изменение скорости потока из-за сильных низкочастотных пульсаций, свойственных аэродинамическим трубам кратковременного действия и т.п. Использование огибающей сигнала, т.е. амплитуды вейвлет преобразования, а не осциллограммы

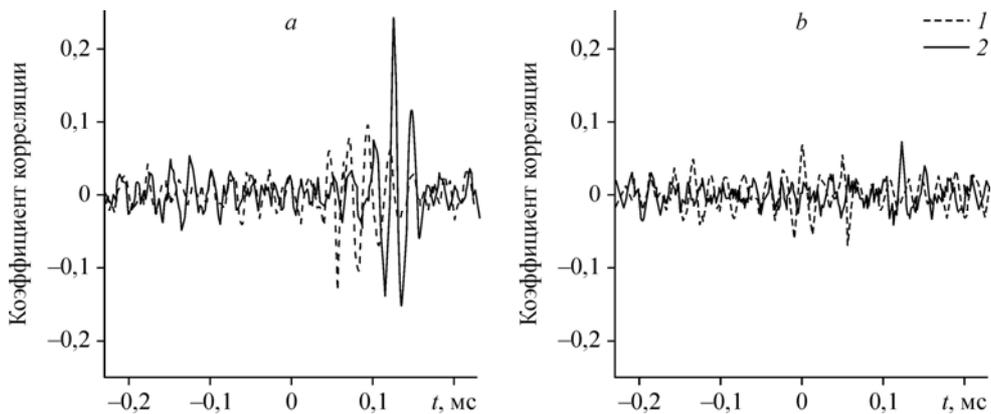


Рис. 2. Распределение кросс-корреляций, вычисленных между точкой  $X = 100$  мм и значениями  $X = 150$  (1) и  $200$  (2) мм, для гладкого (а) и шероховатого (б) носиков.

$$\text{Re}_1 = 29,5 \cdot 10^6 \text{ (a)}, 27,5 \cdot 10^6 \text{ (б) м}^{-1}.$$

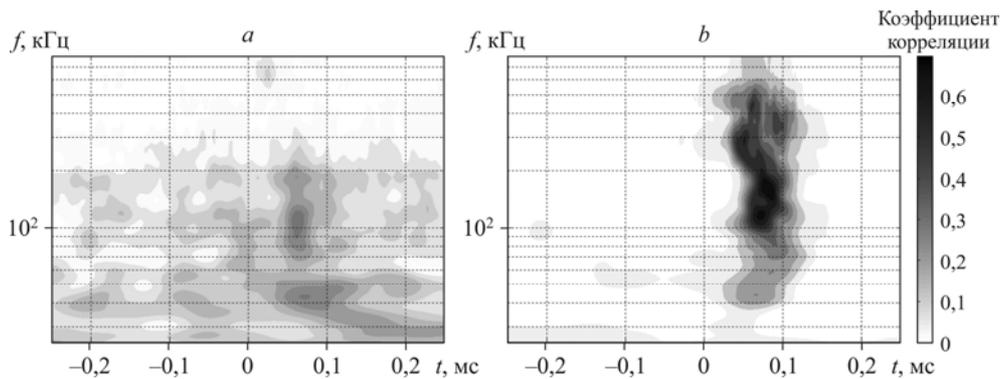


Рис. 3. Распределение кросс-корреляций для разных частот между точками  $X = 100$  мм и  $X = 150$  мм для гладкого (а) и шероховатого (b) носиков.

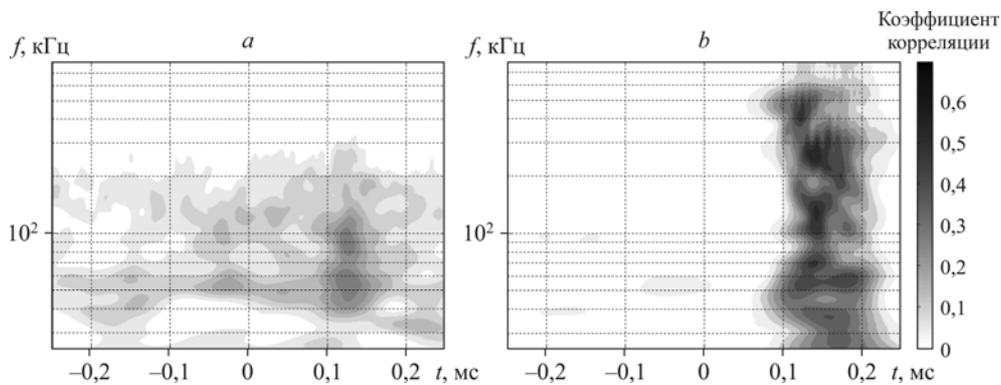


Рис. 4. Распределение кросс-корреляций для разных частот между точками  $X = 100$  и  $X = 200$  мм для гладкого (а) и шероховатого (b) носиков.

сигнала, позволяет сгладить эти слабо нелинейные эффекты, что способствует улучшению достоверности определения взаимосвязи сигналов.

На рис. 4 видно сохранение высокого уровня согласованности сигналов даже при увеличении расстояния между датчиками с 50 до 100 мм. Максимум коэффициента корреляции несколько ослабевает с 0,34 (рис. 3а) до 0,29 (рис. 4а), что объясняется увеличением искажения волновых пакетов возмущений с ростом расстояния.

Разработанный алгоритм позволяет не только улучшить кросс-корреляционный анализ линейной стадии развития возмущений в гиперзвуковом пограничном слое, но может использоваться для анализа, например, слабо нелинейных возмущений, формируемых за шероховатостью.

### Список литературы

1. Бойко А.В., Кирилловский С.В., Маслов А.А., Поплавская Т.В. Инженерное моделирование ламинарно-турбулентного перехода: достижения и проблемы // Прикладная механика и техническая физика. 2015. Т. 56, № 5. С. 30–49.
2. Schneider S.P. Effects of roughness on hypersonic boundary layer transition // J. Spacecraft and Rockets. 2008. Vol. 45, No. 2. P. 193–209.
3. Бунтин Д.А., Громыко Ю.В., Маслов А.А., Поливанов П.А., Сидоренко А.А. Влияние шероховатости затупленной носовой части конуса на положение ламинарно-турбулентного перехода // Теплофизика и аэромеханика. 2016. Т. 23, № 5. С. 655–664.
4. Bountin D.A., Maslov A.A., Sidorenko A.A., Gromyko Yu.V., Polivanov P.A. Cross-correlation analysis of wave packets in hypersonic boundary layer // ICMAR'2014. 2014. Pt. I. P. 44–45.

Статья поступила в редакцию 21 апреля 2017 г.