

УДК 532.526

## **К воздействию слабых ударных волн на течение в пограничном слое плоской пластины с изменяемым углом скольжения передней кромки\***

**В.Л. Кочарин<sup>1</sup>, А.Д. Косинов<sup>1,2</sup>, А.А. Яцких<sup>1,2</sup>, Ю.Г. Ермолаев<sup>1,2</sup>,  
Н.В. Семенов<sup>1</sup>, М.В. Питеримова<sup>1,2</sup>, С.Г. Шевельков<sup>3</sup>, О.П. Минин<sup>3</sup>**

<sup>1</sup>*Институт теоретической и прикладной механики  
им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск*

<sup>2</sup>*Новосибирский государственный университет*

<sup>3</sup>*ПАО «Туполев», Москва*

E-mail: kocharin1208@gmail.com

Проведены экспериментальные исследования воздействия слабых ударных волн на течение в пограничном слое затупленной плоской пластины, установленной вдоль потока, для разных углов скольжения передней кромки при числе Маха 2. Ударные волны в набегающем потоке в виде N-волны генерировались двумерной неровностью размерами 150×7×0,13 мм на боковой стенке аэродинамической трубы Т-325. Подтверждено, что при падении N-волны на переднюю кромку пластины с нулевым углом скольжения в пограничном слое наблюдается порождение продольных вихрей, сопровождающееся повышением уровня пульсаций и изменением спектрального состава возмущений. Термоанемометрические данные показали, что при изменении угла скольжения передней кромки от 0 до 25 градусов под воздействием падающей «догоняющей» слабой ударной волны происходит уширение вихря в сверхзвуковом пограничном слое.

**Ключевые слова:** сверхзвуковой пограничный слой, N-волна, скользящая пластина, затупленная передняя кромка, продольный вихрь.

### **Введение**

Процесс ламинарно-турбулентного перехода в сверхзвуковых пограничных слоях существенно зависит от уровня возмущений набегающего потока [1]. Одним из основных источников возмущений в сверхзвуковых аэродинамических трубах является турбулентный пограничный слой, излучающий акустические пульсации в свободный поток [2–5]. В аэродинамических трубах помимо акустических пульсаций на обтекание модели могут воздействовать квазистационарные возмущения в виде слабых ударных волн, генерируемые неровностями стенок рабочей части трубы и сопловых вставок.

В экспериментах [6] были выявлены аномально высокие уровни пульсаций массового расхода в сверхзвуковом пограничном слое треугольного крыла. Для плоских моделей

---

\* Работа выполнена в рамках Программы фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2013–2020 годы (проект АААА-А17-117030610125-7); эксперименты выполнены на базе ЦКП «Механика».

был проведен ряд экспериментальных [7–13] и численных исследований [14–16] влияния слабых ударных волн на течение в сверхзвуковых пограничных слоях. Экспериментальные работы [7–10] показали, что волна Маха возбуждает продольный след, распространяющийся в пограничном слое вдоль набегающего потока. В этом следе среднее течение имеет области сильного искажения и пульсации значительно большей амплитуды по сравнению с невозмущенным пограничным слоем. Измерения показали, что слабая ударная волна вызывает как уменьшение, так и увеличение толщины сдвигового слоя на поверхности модели [10]. Численные исследования [14–16] влияния слабых ударных волн на течение в пограничном слое на моделях пластин подтверждают и дополняют картину явления. В работе [15] были выявлены локальные точки перегиба в профиле скорости, что может приводить к возникновению коротковолновой (высоко-частотной) неустойчивости и, как следствие, раннему ламинарно-турбулентному переходу. Авторы [16] получили, что возмущение, индуцированное в пограничном слое задним фронтом N-волны, не влияет на начало перехода, но сдвигает нелинейную стадию развития первой моды вниз по потоку, в то время как возмущение от переднего фронта N-волны смещает всю зону перехода вверх по потоку.

В экспериментальных исследованиях [17] было показано, что при сверхзвуковых скоростях набегающего потока на моделях треугольных крыльев падающая на переднюю кромку слабая ударная волна, аналогично случаю плоской пластины, возбуждает продольный след, распространяющийся в пограничном слое вдоль набегающего потока. В работах [8, 12, 18] было обнаружено влияние N-волны на ламинарно-турбулентный переход на линии растекания. Авторами [8, 12] при числе Маха  $M = 2,5$  на модели скользящего цилиндра было выявлено, что падение пары слабых ударных волн приводит к значительному уменьшению числа Рейнольдса перехода течения на линии растекания. В работе [18] на модели треугольного крыла при гиперзвуковых скоростях набегающего потока при падении N-волны на скользящую переднюю кромку также было обнаружено её влияние на ламинарно-турбулентный переход течения на линии растекания. Отметим, что в указанных работах изучалось воздействие слабых ударных волн, падающих на скользящую переднюю кромку под большим углом, т.е. «навстречу» модели. Фундаментальный и практический интерес вызывает случай падающей слабой ударной волны на скользящую переднюю кромку под малым углом, когда волна «догоняет» модель. На практике такая конфигурация может реализовываться, например, при падении волны от неровности на фюзеляже летательного аппарата на крыло со сверхзвуковой передней кромкой. В настоящей работе приводятся результаты экспериментальных исследований влияния падающей «догоняющей» слабой ударной волны на скользящую затупленную переднюю кромку плоской пластины на течение в пограничном слое при различных углах скольжения передней кромки.

### Постановка экспериментов

Эксперименты выполнены в сверхзвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН при числе Маха  $M = 2$  и единичном числе Рейнольдса  $Re_1 = (8 \pm 0,1) \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ . Для экспериментов был разработан и изготовлен механизм поворота модели, позволяющий изменять угол скольжения передней кромки модели непосредственно в ходе эксперимента. Модель представляла собой плоскую пластину с радиусом притупления передней кромки  $r = 2,5 \text{ мм}$ .

Для введения в поток пары слабых ударных волн использовалась «двумерная» неровность, которая устанавливалась вертикально на боковой стенке рабочей части трубы. Её размеры были следующими: длина (поперек потока)  $\approx 150 \text{ мм}$ , ширина (по потоку)  $7 \text{ мм}$  и толщина  $0,13 \text{ мм}$ . Схема экспериментов приведена на рис. 1, где P1 и P2 — два фронта слабых ударных волн,  $L$  — расстояние от неровности до передней кромки пластины,  $2D$  — элемент неровности. Расстояние  $L = 122,5 \text{ мм}$  выбиралось таким образом,

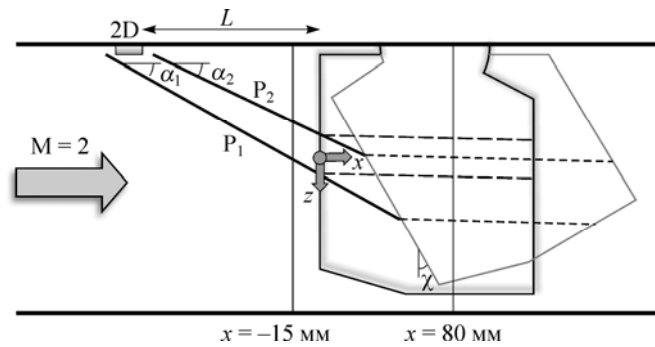


Рис. 1. Схема экспериментов в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325.

чтобы оба фронта слабых ударных волн от элемента неровности попадали на переднюю кромку пластины для всех углов скольжения. Начало координат  $z = 0$  соответствовало центральной линии по ширине рабочей части. Координата  $x = 0$  связана с передней кромкой модели при угле скольжения  $\chi = 0^\circ$ . Для измерения пульсаций потока и среднего течения использовался ниточный датчик термоанемометра постоянного сопротивления [11, 12]. Измерения характеристик слабых ударных волн проводились при  $x = -15$  мм (поперек набегающего потока, перед моделью), а в областях влияния слабых ударных волн — по сечениям  $z$ , при фиксированном значении координаты  $x = 80$  мм (в пограничном слое модели). Отметим, что при измерениях в пограничном слое датчик термоанемометра перемещался только по координате  $z$ , в соответствии с описанной системой отсчета. При изменении угла скольжения модели изменялось фактическое расстояние датчика до передней кромки. Более подробно методика экспериментов и обработка экспериментальных данных описаны в работах [10, 19].

### Результаты и их анализ

В эксперименте выполнены измерения характеристик возмущенного набегающего потока перед передней кромкой модели на расстоянии  $x = -15$  мм (при  $\chi = 0^\circ$ ). На рис. 2а показаны распределения среднеквадратичных пульсаций  $\langle m' \rangle$  и нормированного на свободный поток среднего массового расхода  $\rho U$  в зависимости от поперечной координаты  $z$ . В набегающем потоке перед моделью регистрируется возмущение в виде N-волны,

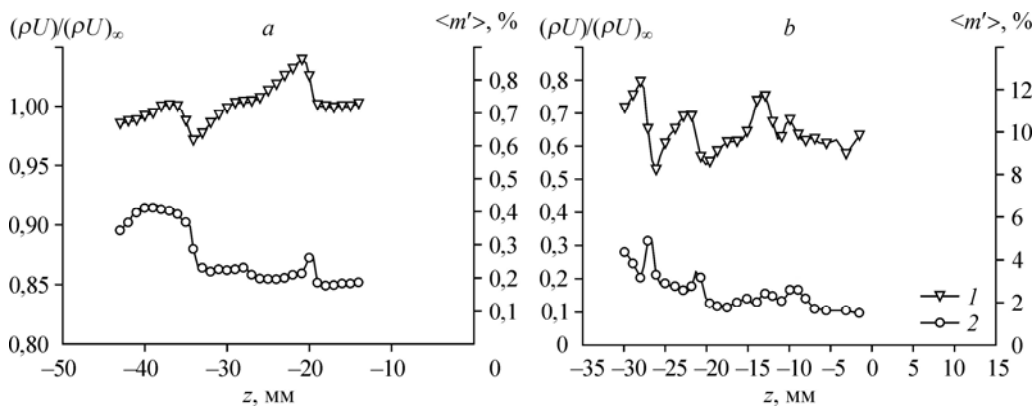


Рис. 2. Распределения среднего массового расхода (1) и среднеквадратичных пульсаций (2) в набегающем потоке при  $x = -15$  мм (a) и в пограничном слое модели при  $x = 80$  мм,  $\chi = 0^\circ$  (b).

порожденное наклейкой на боковой стенке рабочей части аэродинамической трубы. Область  $z > -18$  мм соответствует невозмущенному набегающему потоку. При  $z = -19 \div -21$  мм наблюдается значительный поперечный градиент среднего течения, который сопровождается скачком в распределении пульсаций  $\langle m' \rangle$ . Эта область соответствует волне P1. В области  $z = -21 \div -33$  мм наблюдается снижение среднего массового расхода, происходящее неравномерно: в области  $z = -27 \div -29$  мм регистрируется участок с постоянным средним массовым расходом, который сопровождается изменением уровня пульсаций. Резкое изменение среднего течения при  $z = -33 \div -36$  мм, сопровождаемое скачком в распределении уровня пульсаций потока, соответствует волне P2. Отметим, что датчик термоанемометра при измерениях располагался параллельно плоскости модели, поэтому фронты волн P1 и P2 имеют сглаженный вид. Расстояние между волнами P1 и P2 в направлении оси  $z$  составляет приблизительно 15 мм.

На рис. 2b представлены распределения среднеквадратичных пульсаций и среднего массового расхода в пограничном слое пластины при  $x = 80$  мм. Ширина возмущенной области составляет около 17 мм от  $z \approx -27$  мм до  $z \approx -10$  мм. Левый пик в распределении пульсаций массового расхода ( $z \approx -27$  мм) порождается слабой ударной волной P2, его уровень достигает приблизительно 5 % и сопровождается резким изменением среднего массового расхода. Второй пик ( $z \approx -20$  мм) амплитудой порядка 3,5 %, также сопровождаемый изменением среднего течения, можно объяснить неоднородностью среднего течения в набегающем потоке перед моделью (рис. 2a). С волной P1 связана неоднородность в распределении среднего течения при  $z = -8 \div -15$  мм, уровень пульсаций в этом диапазоне составляет 3 %.

На рис. 3 представлены амплитудно-частотные спектры пульсаций в пограничном слое для различных значений координаты  $z$  в области влияния слабых ударных волн P1 (при  $z = -9,4$  мм и  $z = -10,9$  мм) и P2 (при  $z = -26,6$  мм и  $z = -28$  мм) и в невозмущенной части пограничного слоя (при  $z = -2,2$  мм). В области влияния внешней волны P1 наблюдается повышенный уровень возмущений относительно пульсаций в невозмущенном пограничном слое в высокочастотной части спектра ( $f > 5$  кГц). В области влияния слабой ударной волны P2 наблюдается увеличение амплитуды гармоник на всех частотах до 100 кГц. Возможными объяснениями изменения спектрального состава возмущений

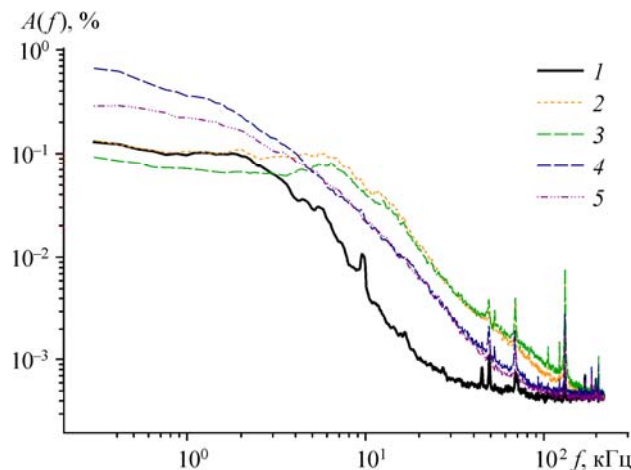


Рис. 3. Амплитудно-частотные спектры пульсаций массового расхода при  $\chi = 0^\circ$ .  
 $z = -2,2$  (1),  $-9,4$  (2),  $-10,9$  (3),  $-26,6$  (4),  $-28$  (5) мм.

могут быть следующие: падающая слабая ударная волна индуцирует в пограничном слое искажение среднего течения, что приводит к изменению диапазона частот волн неустойчивости. Кроме того, заполнение высокочастотной части спектра может быть объяснено и нелинейными процессами взаимодействия возмущений. Расчеты [15, 16] подтверждают эти предположения. В [15] отмечалось, что в следе от падающей слабой ударной волны имеются точки локальных перегибов в профиле скорости, что может привести к возникновению коротковолновой (высокочастотной) неустойчивости. В работе [16] было обнаружено, что в индуцированном N-волной следе нелинейный распад естественных возмущений наблюдается раньше, чем в невозмущенном пограничном слое. В целом характер распределений возмущений поперек пограничного слоя при  $\chi = 0^\circ$ , вызванных влиянием N-волны, согласуется с предыдущими экспериментальными результатами, полученными в работах [9, 10].

В случае угла скольжения передней кромки  $\chi = 5^\circ$  (рис. 4a) в распределениях уровня пульсаций массового расхода имеются области повышенных значений амплитуды при  $z \approx -23$  мм и  $z \approx -15$  мм, которые связаны с воздействием слабой ударной волны P2 и возмущением между ударными волнами соответственно (см. рис. 2a). Их воздействие на переднюю кромку сопровождается изменением среднего течения в пограничном слое. Область влияния волны P1 ожидалась приблизительно при  $z \approx 0$  мм, но измерений проведено не было.

Для угла скольжения передней кромки  $\chi = 15^\circ$  (рис. 4b) возмущения, порожденные падением волны P2, регистрируются при  $z \approx -13$  мм, а падением волны P1 — при  $z \approx 5$  мм. При  $\chi = 20^\circ$  (рис. 4c) значению  $z \approx -8$  мм соответствуют возмущения, генерируемые

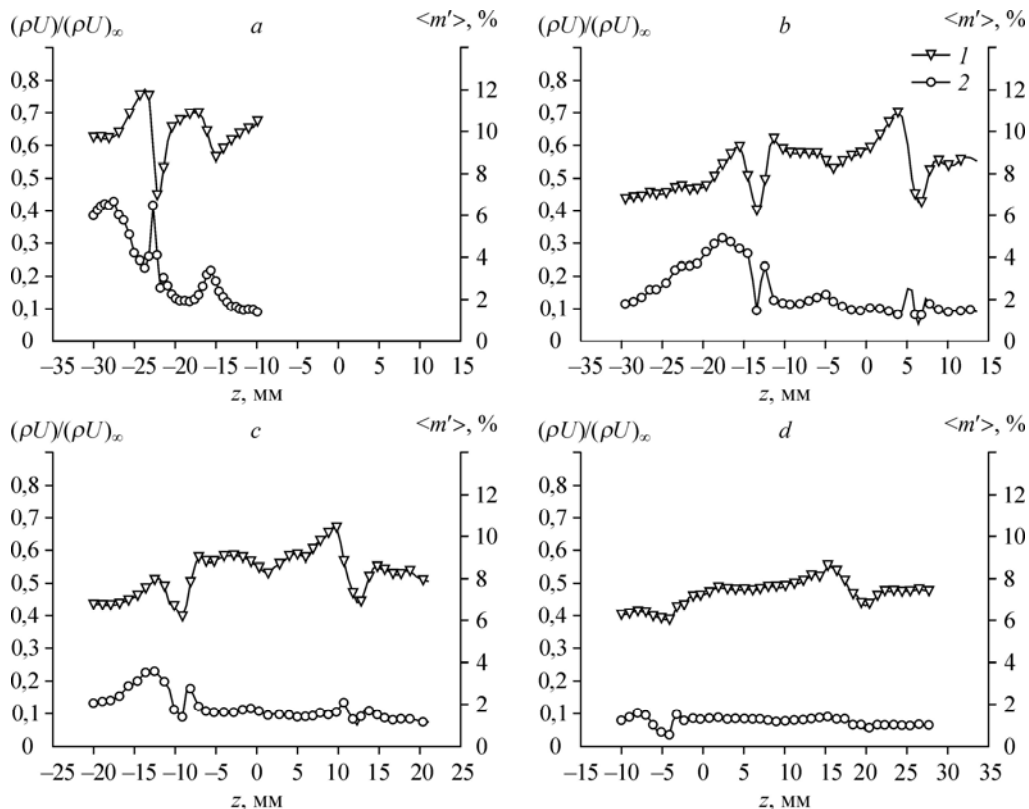


Рис. 4. Распределения среднего массового расхода (1) и среднеквадратичных пульсаций (2) в пограничном слое модели при  $M = 2$ ,  $x = 80$  мм,  $\chi = 5^\circ$  (a),  $15^\circ$  (b),  $20^\circ$  (c),  $25^\circ$  (d).

слабой ударной волной P2, а  $z \approx 11$  мм — волной P1. Для  $\chi = 25^\circ$  (рис. 4d) возмущения, генерируемые задним фронтом слабой ударной волны P2, зафиксированы при  $z \approx -3$  мм. В распределениях амплитуды пульсаций массового расхода не наблюдается явных пиков в ожидаемой области влияния фронта слабой ударной волны P1. Однако в поперечном распределении среднего массового расхода наблюдаются изменения среднего течения, характеризующие влияние N-волны. При увеличении угла скольжения передней кромки возмущенная N-волной область течения в пограничном слое увеличивается и смещается в положительном направлении координаты  $z$ . Отметим, что зарегистрированные местоположения порожденных возмущений в пограничном слое согласуются с предварительными оценками координат  $z$  для областей попадания слабых ударных волн от двумерной неровности на переднюю кромку модели.

При изменении угла скольжения передней кромки от 0 до 25 градусов, т.е. при уменьшении угла между падающей слабой ударной волной и передней кромкой пластины под воздействием падающей «догоняющей» слабой ударной волны обнаружено уширение вихря в сверхзвуковом пограничном слое. Ширина вихря, порождаемого задним фронтом N-волны, изменяется от  $2 \pm 0,5$  мм до  $3,5 \pm 0,5$  мм, а вихря, порождаемого передним фронтом N-волны, — от  $2 \pm 0,5$  мм до  $4,5 \pm 0,5$  мм. Однако для проверки этих данных необходимо выполнить пневмометрическое исследование на поверхности плоской пластины с изменяемым углом скольжения передней кромки модели.

### Заключение

В условиях введения пары слабых ударных волн в виде N-волны в набегающий поток аэродинамической трубы Т-325 проведено экспериментальное исследование их воздействия на течение в пограничном слое затупленной плоской пластины для разных углов скольжения передней кромки при числе Маха 2.

Измерения в пограничном слое плоской затупленной пластины, установленной вдоль потока, с нулевым углом скольжения передней кромки подтвердили, что при падении пары слабых ударных волн на переднюю кромку пластины в пограничном слое наблюдается порождение пары продольных вихрей, сопровождающееся повышением уровня пульсаций и изменением спектрального состава возмущений. Эти данные согласуются с экспериментальными результатами [9, 10], полученными при числе Маха 2,5.

При изменении угла скольжения передней кромки от 0 до 25 градусов обнаружено уширение вихря в сверхзвуковом пограничном слое под воздействием падающей «догоняющей» слабой ударной волны. Ширина вихря, порождаемого задним фронтом N-волны, изменялась от  $2 \pm 0,5$  мм до  $3,5 \pm 0,5$  мм, а вихря, порождаемого передним фронтом N-волны, — от  $2 \pm 0,5$  мм до  $4,5 \pm 0,5$  мм.

### Список литературы

1. Гапонов С.А., Маслов А.А. Развитие возмущений в сжимаемых потоках. Новосибирск: Наука, 1980. 144 с.
2. Pate S.R. Effect of wind tunnel disturbances on boundary layer transition with emphasis on radiated noise: a review // AIAA paper. 1980. No. 80-431.
3. Laufer J. Aerodynamic noise in supersonic wind tunnels // *Aerospase Sci.* 1961. Vol. 28, No. 9. P. 685-692.
4. Kendall J.M. Wind tunnel experiments relating to supersonic and hypersonic boundary-layer transition // *AIAA J.* 1975. Vol. 13, No. 3. P. 290-299.
5. Гапонов С.А., Семенов А.Н. Численное моделирование взаимодействия сверхзвукового пограничного слоя с акустической волной // *Изв. РАН. Механика жидкости и газа.* 2018. № 6. С. 76-86.
6. Ваганов А.В., Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Семенов Н.В., Шалаев В.И. Экспериментальное исследование структуры течения и перехода в пограничном слое треугольного крыла с затупленными передними кромками при числах Маха 2, 2,5 и 4 // *Тр. МФТИ.* 2013. Т. 5, № 3. С. 164-173.
7. Kosinov A.D., Yatskikh A.A., Yermolaev Yu.G., Semionov N.V., Kolosov G.L., Piterimova M.V. On mechanisms of the action of weak shock waves on laminar-turbulent transition in supersonic boundary layer // *AIP Conf. Proc.* 2017. Vol. 1893, No. 1. 030072. P. 030072-1-030072-8.

8. **Yermolaev Yu.G., Yatskikh A.A., Kosinov A.D., Semionov N.V., Kolosov G.L., Panina A.V.** Experimental study of the effects of couple weak waves on laminar-turbulent transition on attachment-line of a swept cylinder // AIP Conf. Proc. 2016. Vol. 1770. P. 020012-1–020012-8.
9. **Kocharin V.L., Kosinov A.D., Yermolaev Yu.G., Semionov N.V.** Experimental study of weak shock waves influence on the supersonic boundary layer of the flat plate model // EPJ Web of Conferences. 2019. Vol. 196, No. 00018. S. 1. P. 1–4.
10. **Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Кочарин В.Л., Семенов Н.В., Яцких А.А.** Об экспериментальном исследовании воздействия слабых ударных волн на пограничный слой плоской притупленной пластины при числе Маха 2.5 // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 2019, № 2. С. 112–118.
11. **Ваганов А.В., Ермолаев Ю.Г., Колосов Г.Л., Косинов А.Д., Панина А.В., Семенов Н.В., Яцких А.А.** К воздействию падающей волны Маха на сверхзвуковой пограничный слой // Теплофизика и аэромеханика. 2016. Т. 23, № 1. С. 45–50.
12. **Яцких А.А., Колосов Г.Л., Косинов А.Д., Ермолаев Ю.Г., Панина А.В., Семенов Н.В.** Экспериментальное исследование воздействия пары слабых волн на ламинарно-турбулентный переход на линии растекания скользящего цилиндра // Вестник НГУ. Сер. Физика. 2016. Т. 11, № 2. С. 28–36.
13. **Kocharin V.L., Semionov N.V., Kosinov A.D., Yermolaev Yu.G., Yatskikh A.A.** Experimental study of effect of a couple of weak shock waves on boundary layer of the blunt flat plate // AIP Conf. Proceedings. 2018. Vol. 2027. P. 040026-1–040026-5.
14. **Khotyanovsky D., Kudryavtsev A., Kosinov A.** Numerical study of the interaction of the N-wave with the plate leading edge in the supersonic stream // AIP Conf. Proc. 2017. Vol. 1893. P. 030051-1–030051-6.
15. **Динь К.Х., Егоров И.В., Федоров А.В.** Взаимодействие волн Маха и пограничного слоя при сверхзвуковом обтекании пластины с острой передней кромкой // Учен. зап. ЦАГИ. 2017. Т. 48, № 4. С. 10–19.
16. **Динь К.Х., Егоров И.В., Федоров А.В.** Влияние волн Маха на ламинарно-турбулентный переход при сверхзвуковом обтекании плоской пластины // Изв. РАН. Механика жидк. и газа. 2018. № 5. С. 113–124.
17. **Ваганов А.В., Ермолаев Ю.Г., Колосов Г.Л., Косинов А.Д., Панина А.В., Семенов Н.В.** О воздействии падающей волны Маха на поле пульсаций в пограничном слое при обтекании плоского дельта-крыла // Вестник НГУ. Сер. Физика. 2014. Т. 9, № 1. С. 29–38.
18. **Vaganov A.V., Kosinov A.D., Noev A.Yu., Radchenko V.N., Skuratov A.S.** Regimes of flow turbulization near swept wing edge in hypersonic flow // AIP Conf. Proceedings. 2018. Vol. 2027, No. 1. P. 030112-1–030112-8.
19. **Kosinov A.D., Semionov N.V., Yermolaev Yu.G.** Disturbances in test section of T-325 supersonic wind tunnel. Новосибирск, 1999. (Препр. / ИТПМ СО РАН; № 6–99). 24 с.

*Статья поступила в редакцию 5 февраля 2019 г.,  
после доработки — 28 марта 2019 г.,  
принята к публикации 26 апреля 2019 г.*