

Научная статья

УДК 532.526

DOI 10.25205/2541-9447-2023-18-2-46-53

**Экспериментальное исследование взаимодействия
контролируемых возмущений от двух источников
в сверхзвуковом пограничном слое скользящего крыла**

**Глеб Леонидович Колосов¹, Александр Дмитриевич Косинов,
Николай Васильевич Семёнов, Алексей Анатольевич Яцких**

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

¹kolosov@itam.nsc.ru

Аннотация

Представлены экспериментальные результаты взаимодействия возмущений от двух точечных источников периодических контролируемых пульсаций в сверхзвуковом пограничном слое скользящего крыла при числе Маха 2. Показано, что в результате сложения возмущений образуется интерференционная картина, и для определенных значений волновых чисел возможно подавление соответствующих компонент неустойчивых волн.

Ключевые слова

сверхзвуковой поток, экспериментальные исследования, скользящее крыло, ламинарно-турбулентный переход

Источник финансирования

Работа выполнена в рамках государственного задания ИТПМ СО РАН (проект FWNE-2021-0012) с использованием оборудования ЦКП «Механика» (ИТПМ СО РАН).

Для цитирования

Колосов Г. Л., Косинов А. Д., Семёнов Н. В., Яцких А. А. Экспериментальное исследование взаимодействия контролируемых возмущений от двух источников в сверхзвуковом пограничном слое скользящего крыла // Сибирский физический журнал. 2023. Т. 18, № 2. С. 46–53. DOI 10.25205/2541-9447-2023-18-2-46-53

Experimental Study of the Interaction of Controlled Disturbances from Two Sources in the Supersonic Boundary Layer of a Swept Wing

Gleb L. Kolosov¹, Alexandre D. Kosinov,
Nikolay V. Semionov, Alexey A. Yatskikh

S. A. Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics,
SB RAS

¹kolosov@itam.nsc.ru

Abstract

Experimental results of the interaction of disturbances from two point sources of periodic controlled pulsations in the supersonic boundary layer of a swept wing at a Mach number of 2 are presented. It is shown that as a result of the summation of disturbances, an interference pattern is formed and, for certain values of the wave numbers, it is possible to suppress the corresponding components of unstable waves.

Keywords

supersonic flow, experimental studies, swept wing, laminar-turbulent transition

Funding

The research was carried out within the state assignment of Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation (project FWNE-2021-0012). The work was carried out using the equipment of the Equipment Sharing Center "Mechanics" (ITAM SB RAS).

For citation

Kolosov G. L., Kosinov A. D., Semionov N. V., Yatskikh A. A. Experimental study of the interaction of controlled disturbances from two sources in the supersonic boundary layer of a swept wing. *Siberian Journal of Physics*, 2023, vol. 18, no. 2, pp. 46–53 (in Russ). DOI 10.25205/2541-9447-2023-18-2-46-53

Введение

Предсказание положения ламинарно-турбулентного перехода в пограничных слоях имеет большое практическое значение. Для этого необходимо понимать доминирующие процессы и механизмы, ответственные за нарушение ламинарного режима. Считается, что турбулизация потока в пограничном слое происходит за счет возникновения и развития различных типов неустойчивых волн, их роста и взаимодействия друг с другом [1–4].

Наиболее эффективным методом экспериментального исследования ламинарно-турбулентного перехода является введение в пограничный слой искусственных контролируемых возмущений. Для случая сверхзвуковых скоростей потока чаще всего используется одиночный локализованный источник для возбуждения контролируемых возмущений. Такой подход эффективен при изучении линейной и слабонелинейной эволюции возмущений как в пограничном слое на плоской пластине, так и на скользящем крыле [5–6].

Также представляет интерес использование ряда источников контролируемых возмущений. В дозвуковом пограничном слое плоской пластины [7] было обнаружено, что в зависимости от фазового соотношения между внесенными возмущениями можно управлять положением точки перехода от ламинарного течения к турбулентному. Кроме того, метод генерации возмущений от нескольких локализованных источников эффективен как при изучении механизмов взаимодействия возмущений, так и для дозвуковых скоростей [8].

Что касается сверхзвуковых скоростей потока, также есть небольшое количество работ исследования развития контролируемых возмущений от нескольких источников. В работе [9] в сверхзвуковом пограничном слое на конусе с помощью набора локализованных источников генерировались неустойчивые волны, которые соответствовали наиболее растущим согласно линейной теории. Авторы данной статьи проводили исследования в пограничном слое на мо-

дели плоской пластины при работе двух периодических источников контролируемых возмущений [10]. Получена интерференционная картина взаимодействия волн как в расчетах, так и в эксперименте при числе Маха 2,5. Целью данной работы является экспериментальное моделирование взаимодействия неустойчивых возмущений от двух локализованных источников в сверхзвуковом пограничном слое на скользящем крыле при числе Маха 2.

Постановка эксперимента

Эксперименты проводились в малошумной сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 при числе Маха $M = 2$. В качестве экспериментальной модели использовалось алюминиевое скользящее крыло 45° с острой передней кромкой и пара локализованных источников контролируемых возмущений. Крыло имело следующие размеры: ширина – 200 мм, длина по хорде – 200 мм, максимальная толщина – 12 мм, что соответствует утолщению крыла в 6° . Толщина передней кромки не превышала 0,1 мм. Модель фиксировалась в рабочей части аэродинамической трубы под нулевым углом атаки.

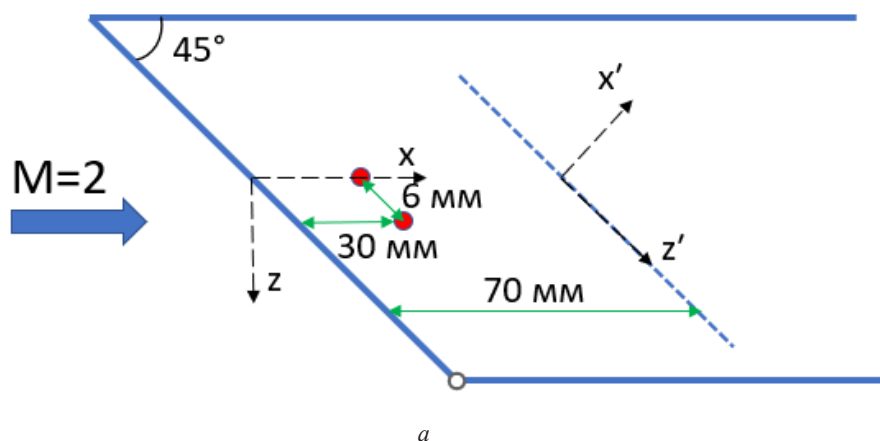


Рис. 1. Схема эксперимента (а) и фотография модели скользящего крыла с двумя источниками возмущений в рабочей части Т-325 (б)

Fig. 1. Scheme of the experiment (a) and photograph of the swept wing model with two sources of disturbances in the test section of the T-325 (б)

Два источника контролируемых возмущений располагались на расстоянии 30 мм от передней кромки модели на расстоянии 6 мм друг от друга (см. рис. 1). В системе координат (x', z') ось z' параллельна передней кромке модели и ее начало координат лежит на оси x , проходящей через один из разрядов, при $x = 70$ мм. В качестве источников использовались разрядные камеры, расположенные внутри модели и соединенные с пограничным слоем через отверстия диаметром 0,6 мм. Электрод установлен внутри камеры и изолирован от модели. Разряд зажигался при достижении достаточного напряжения между электродом и моделью.

Для возбуждения контролируемых возмущений внутри источников зажигался тлеющий разряд с частотой 14 кГц. Схема зажигания состоит из источника высокого напряжения, балластов для ограничения тока разряда и двух высоковольтных быстродействующих переключателей. Управление переключателями осуществляется с помощью двухканального генератора импульсов. Генератор может подавать идентичные периодические сигналы – синхронный режим работы источников.

Пульсации в сверхзвуковом потоке измерялись с помощью термоанемометра постоянного сопротивления. Использовалась вольфрамовая нить диаметром 10 мкм и длиной 1,7 мм. Величина перегрева нити датчика термоанемометра устанавливалась равной $0,7 \div 0,8$, что означало, что измеряемые возмущения до 95 % состояли из пульсаций массового расхода (m'). Переменный сигнал термоанемометра оцифровывался с помощью 12-разрядного аналого-цифрового преобразователя (АЦП). Частота дискретизации АЦП составляла 750 кГц. В каждой точке измерения синхронно с зажиганием разряда записывалось 4 осциллограммы длиной 65536 точек. Выполнялось дискретное преобразование Фурье по времени и пространству:

$$m'_{f\beta} = \frac{\sqrt{2}}{T \cdot \delta} \sum_{j,k} m'(t_k, z'_j) e^{-i(\beta' z' - 2\pi f t_k) \Delta z'_j \Delta t}, \quad (1)$$

где T – длина осциллограммы, $\delta = 1$ мм – характерная толщина пограничного слоя. Амплитуда возмущений определялась как

$$A_{f\beta} = |m'_{f\beta}|.$$

Результаты и их анализ

На начальном этапе анализировалось развитие естественных пульсаций на модели скользящего крыла без установки источников возмущений. На рис. 2 приведены спектры возмущений для некоторых значений единичного числа Рейнольдса Re_1 . Единичное число Рейнольдса определяется как $Re_1 = U_\infty / \nu_\infty$, где U_∞ – скорость в свободном потоке, ν_∞ – кинематическая вязкость. Измерения выполнены в критическом слое на расстоянии 70 мм от передней кромки крыла. Точного положения точки ламинарно-турбулентного перехода не определено, тем не менее по форме спектров можно сказать, что по крайней мере до значений $Re_1 = 9,3 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$ наблюдается линейный рост (как в [6]) неустойчивых бегущих возмущений, тогда как при $Re_1 = 14,6 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$ спектр соответствует турбулентному состоянию течения. Для того чтобы пронаблюдать взаимодействие возмущений от двух разрядов в переходной области линейного развития возмущений, для экспериментов в контролируемых условиях с двумя источниками было выбрано значение единичного числа Рейнольдса равным $4 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$. Кроме того, на рис. 2 показано, что область усиливающихся возмущений в пограничном слое данной модели скользящего крыла ограничена полосой частот от 5 кГц до 50 кГц. Исходя из этого частота вводимых контролируемых возмущений была выбрана равной 14 кГц.

На рис. 3 представлены линии равной амплитуды возмущений A_f на частоте 14 кГц в поперечном направлении z' в зависимости от времени t для двух случаев: при работе одного источника возмущений, расположенного в $z'_0 = 6$ мм (рис. 3, а); при синхронной работе двух

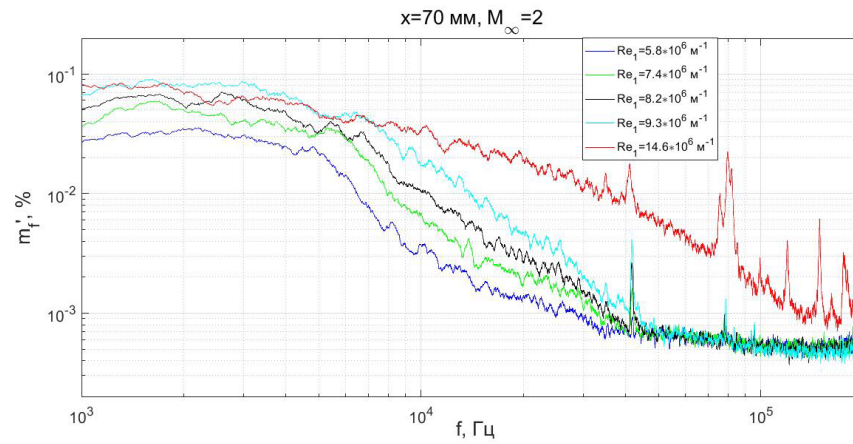


Рис. 2. Спектры естественных возмущений

Fig. 2. Spectra of natural disturbances

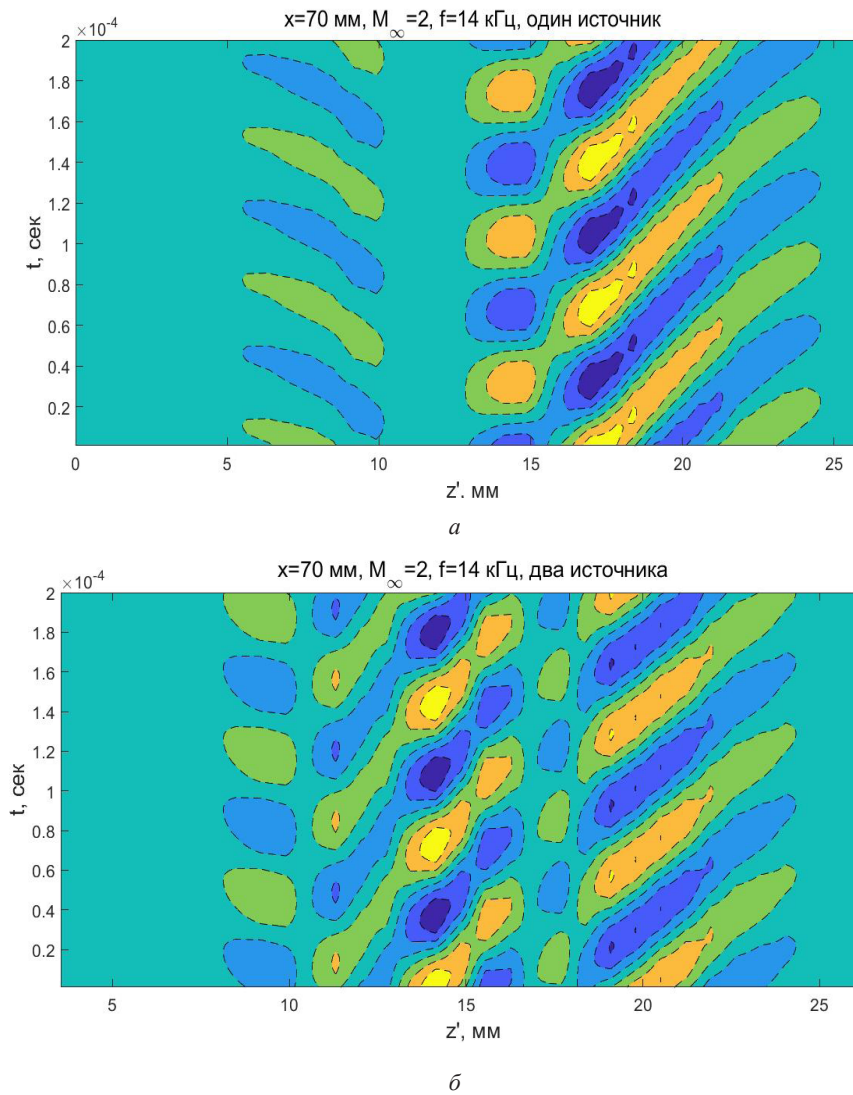


Рис. 3. Изолинии амплитуд контролируемых возмущений

Fig. 3. Isolines of amplitudes of controlled disturbances

источников (рис. 3, б). Желтые области соответствуют положительным значениям амплитуд, синие – отрицательным. Как и ранее в экспериментах на скользящем крыле [6], в отличие от случая плоской пластины, при работе одного источника наблюдается несимметричность в амплитудных распределениях с преобладанием возмущений в сторону увеличения координаты z' от источника. При наличии двух источников возмущений картина изолиний более сложная, указывающая на наличие взаимодействия возмущений в широкой области по поперечной координате z' .

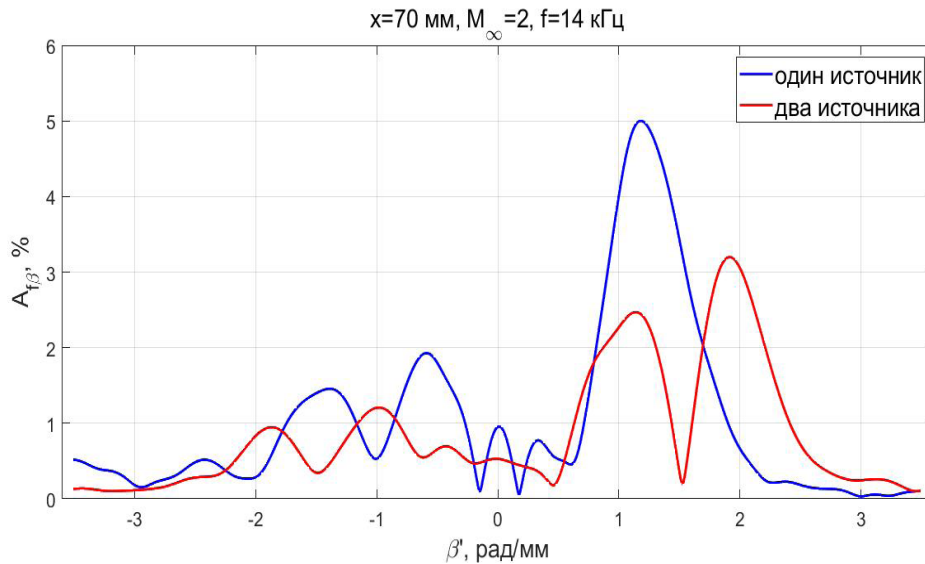


Рис. 4. Амплитудные β -спектры
Fig. 4. Amplitude β -spectra

Более наглядная картина взаимодействия возмущений получается после дискретного преобразования Фурье по пространству (см. формулу (1)) и рассмотрения β -спектров (рис. 4). В случае одиночного разряда имеется основной максимум, расположенный вблизи $\beta' = 1,1$ рад/мм. Это согласуется с экспериментами на скользящем крыле в контролируемых условиях [6]. Иная картина в β -спектре наблюдается для двух источников возмущений, работающих синхронно. Здесь мы видим наличие нескольких максимумов, а также нескольких узлов, где амплитуда возмущений близка к нулю. В области наибольших амплитуд возмущений для пограничного слоя скользящего крыла ($\beta' > 0$) [6], узлы наблюдаются при $\beta' \approx 0,5, 1,5$ рад/мм (рис. 4). Этот эффект можно объяснить следующим образом (как в [10]): в пограничном слое возмущения в точке (x', z') представляют собой сумму периодических волн от двух одиночных источников:

$$\sum_i A_i \sin(2\pi f t + \beta'_i z' + \alpha'_i x') + \sum_i A_i \sin(2\pi f t + \beta'_i (z' + z'_0) + \alpha'_i x'),$$

где амплитуда $A_i(\beta'_i)$ определяется после преобразования Фурье (формула (1)), суммирование производится по всем поперечным волновым числам β'_i, z'_0 – положение одного из источников, $z'_0 = 6$ мм. По известным формулам сумму синусов можно привести к виду:

$$2 \sum_i A_i \sin(2\pi f t + \beta'_i z' + \alpha'_i x' + \beta'_i z'_0/2) \cos(\beta'_i z'_0/2). \quad (2)$$

Под знаком суммирования выражение $\sin(2\pi f t + \beta'_i z' + \alpha'_i x' + \beta'_i z'_0/2)$ определяет спектр от одного источника. Множитель $\cos(\beta'_i z'_0/2)$ определяет ампли-

тудную модуляцию спектра одного источника при переходе к спектру возмущения от двух источников, работающих синхронно. Таким образом, например, можно определить узлы в бета-спектре, исходя из выражения: $\beta_i' 0 = \frac{\pi}{z' 0} + \frac{2\pi n}{z' 0}$, где n – целое число. Это выражение дает значения $\pm 0,52, 1,57, 2,61$ рад/мм. Так, для положительных значений β' , а именно соответствующие волны усиливаются в пограничном слое скользящего крыла [6], получено согласие с экспериментальными данными. Отметим, что согласно формуле (2) должно наблюдаться удвоение амплитуды в местах пучностей, однако на рис. 4 этого не наблюдается. Это можно объяснить тем, что измерения в случае работы одного разряда и двух проводились в различных сериях экспериментов и возможно отличие в амплитуде вводимых в пограничный слой возмущений.

Заключение

Проведены экспериментальные исследования взаимодействия контролируемых возмущений от двух точечных источников в сверхзвуковом пограничном слое на модели скользящего крыла при числе Маха 2. В случае работы одного источника пульсаций получены волновые характеристики в области линейного развития контролируемых бегущих возмущений. В случае двух источников возмущений, работающих синхронно, выявлен эффект взаимодействия волновых поездов с образованием интерференционной картины с набором из нескольких узлов и пучностей, положение которых можно предсказать.

Список литературы

1. **Жигулев В. Н., Тумин А. М.** Возникновение турбулентности. Новосибирск: Наука, 1987. 282 с.
2. **Бойко А. В., Грек Г. Р., Довгаль А. В., Козлов В. В.** Возникновение турбулентности в пристенных течениях. Новосибирск: Наука, 1999. 327 с.
3. **Bippes H.** Basic experiments on transition in three-dimensional boundary layers dominated by crossflow instability // *Progress in Aerospace Sciences*. 1999. Vol. 35. P. 363–412.
4. **Kachanov Y. S.** Physical mechanisms of laminar-boundary-layer transition // *Annual Review of Fluid Mechanics*. 1994. Vol. 26. P. 411–482.
5. **Kosinov A. D., Maslov A. A., Shevelkov S. G.** Experiments on the stability of supersonic laminar boundary layers // *Journal of Fluid Mechanics*. 1990. Vol. 219. P. 621–633.
6. **Kosinov A. D., Kolosov G. L., Semionov N. V., Yermolaev Y. G.** Linear development of controlled disturbances in the supersonic boundary layer on a swept wing at Mach 2 // *Physics of Fluids*. 2016. Vol. 28. P. 064101.
7. **Гилев В. М., Козлов В. В.** Влияние периодического вдува – отсоса на процесс перехода в пограничном слое // *Ученые записки ЦАГИ*. 1986. Т. XVII, № 3. С. 27–33.
8. **Аблаев А. Р., Грек Г. Р., Довгаль А. В., Катасонов М. М., Козлов В. В.** Переход к турбулентности в зоне отрыва пограничного слоя, вызванный взаимодействием двух наклонных волн // *Теплофизика и аэромеханика*. 2000. Т. 7, № 3. С. 365–373.
9. **Corke T. C., Cavalieri D. A., Matlis E.** Boundary-layer instability on sharp cone at Mach 3.5 with controlled input // *AIAA Journal*. 2002. Vol. 40. P. 1015–1018.
10. **Kolosov G. L., Kosinov A. D., Semenov A. N., Yatskikh A. A.** Experimental and numerical investigation of controlled disturbances development from two sources in supersonic boundary layer // *Advances in Aerodynamics*. 2019. Vol. 1.

References

1. **Zhigulev V. N., Tumin A. M.** Emergence of turbulence. Novosibirsk: Nauka, 1987. 282 p.
2. **Boyko A. V., Grek G. R., Dovgal A. V., Kozlov V. V.** Emergence of turbulence in wall flows. Novosibirsk: Nauka, 1999. 327 p.

3. **Bippes H.** Basic experiments on transition in three-dimensional boundary layers dominated by crossflow instability // *Progress in Aerospace Sciences*. 1999. Vol. 35. P. 363–412.
4. **Kachanov Y. S.** Physical mechanisms of laminar-boundary-layer transition // *Annual Review of Fluid Mechanics*. 1994. Vol. 26. P. 411–482.
5. **Kosinov A. D., Maslov A. A., Shevelkov S. G.** Experiments on the stability of supersonic laminar boundary layers // *Journal of Fluid Mechanics*. 1990. Vol. 219. P. 621–633.
6. **Kosinov A. D., Kolosov G. L., Semionov N. V., Yermolaev Y. G.** Linear development of controlled disturbances in the supersonic boundary layer on a swept wing at Mach 2 // *Physics of Fluids*. 2016. Vol. 28. P. 064101.
7. **Gilev V. M., Kozlov V. V.** Influence of periodic blowing-suction on the transition process in the boundary layer // *Uchenye zapiski TsAGI*. 1986. Vol. XVII, no. 3. P. 27–33.
8. **Ablaev A. R., Grek G. R., Dovgal A. V., Katasonov M. M., Kozlov V. V.** Transition to turbulence in the boundary layer breakaway zone caused by the interaction of two inclined waves // *Teplofizika i aeromechanika*. 2000. Vol. 7, № 3. P. 365–373.
9. **Corke T. C., Cavalieri D. A., Matlis E.** Boundary-layer instability on sharp cone at Mach 3.5 with controlled input // *AIAA Journal*. 2002. Vol. 40. P. 1015–1018.
10. **Kolosov G. L., Kosinov A. D., Semenov A. N., Yatskikh A. A.** Experimental and numerical investigation of controlled disturbances development from two sources in supersonic boundary layer // *Advances in Aerodynamics*. 2019. Vol. 1.

Сведения об авторах

Глеб Леонидович Колосов, кандидат физико-математических наук

Александр Дмитриевич Косинов, доктор физико-математических наук

Николай Васильевич Семёнов, доктор физико-математических наук

Алексей Анатольевич Яцких, кандидат физико-математических наук

Information about the Authors

Gleb L. Kolosov, Candidate of Physical and Mathematical Sciences

Alexander D. Kosinov, Doctor of Physical and Mathematical Sciences

Nikolay V. Semionov, Doctor of Physical and Mathematical Sciences

Aleksey A. Yatskikh, Candidate of Physical and Mathematical Sciences

*Статья поступила в редакцию 24.11.2022; одобрена после рецензирования 03.12.2022;
принята к публикации 15.03.2023*

*The article was submitted 24.11.2022; approved after reviewing 03.12.2022;
accepted for publication 15.03.2023*