

03

## Затягивание ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое на скользящем крыле методом подавления стационарных возмущений с помощью плазменного актуатора

© А.Я. Котвицкий<sup>1</sup>, А.А. Абдуллаев<sup>1,2</sup>, М.В. Устинов<sup>3</sup>, И.А. Моралев<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Объединенный институт высоких температур РАН, Москва, Россия

<sup>2</sup> Московский физико-технический институт (Национальный исследовательский университет), Долгопрудный, Московская обл., Россия

<sup>3</sup> Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский, Московская обл., Россия  
E-mail: morler@mail.ru

Поступило в Редакцию 26 февраля 2025 г.

В окончательной редакции 19 марта 2025 г.

Принято к публикации 19 марта 2025 г.

В низкоскоростном аэродинамическом эксперименте исследована возможность затягивания ламинарно-турбулентного перехода, вызванного неустойчивостью поперечного течения в пограничном слое на скользящем крыле, методом противофазного подавления естественных стационарных возмущений. Для этого создана система управления на основе многоканального плазменного актуатора, сенсора на базе системы трассерной визуализации и контроллера, работающего в режиме обратной связи, адаптируемой с помощью алгоритма градиентного спуска. Показано, что такое управление снижает амплитуду стационарных мод неустойчивости, порожденных уединенным элементом шероховатости, и сдвигает точку появления турбулентности за ним вниз по потоку.

**Ключевые слова:** обратная связь, плазменный актуатор, управление потоком, барьерный разряд, пограничный слой.

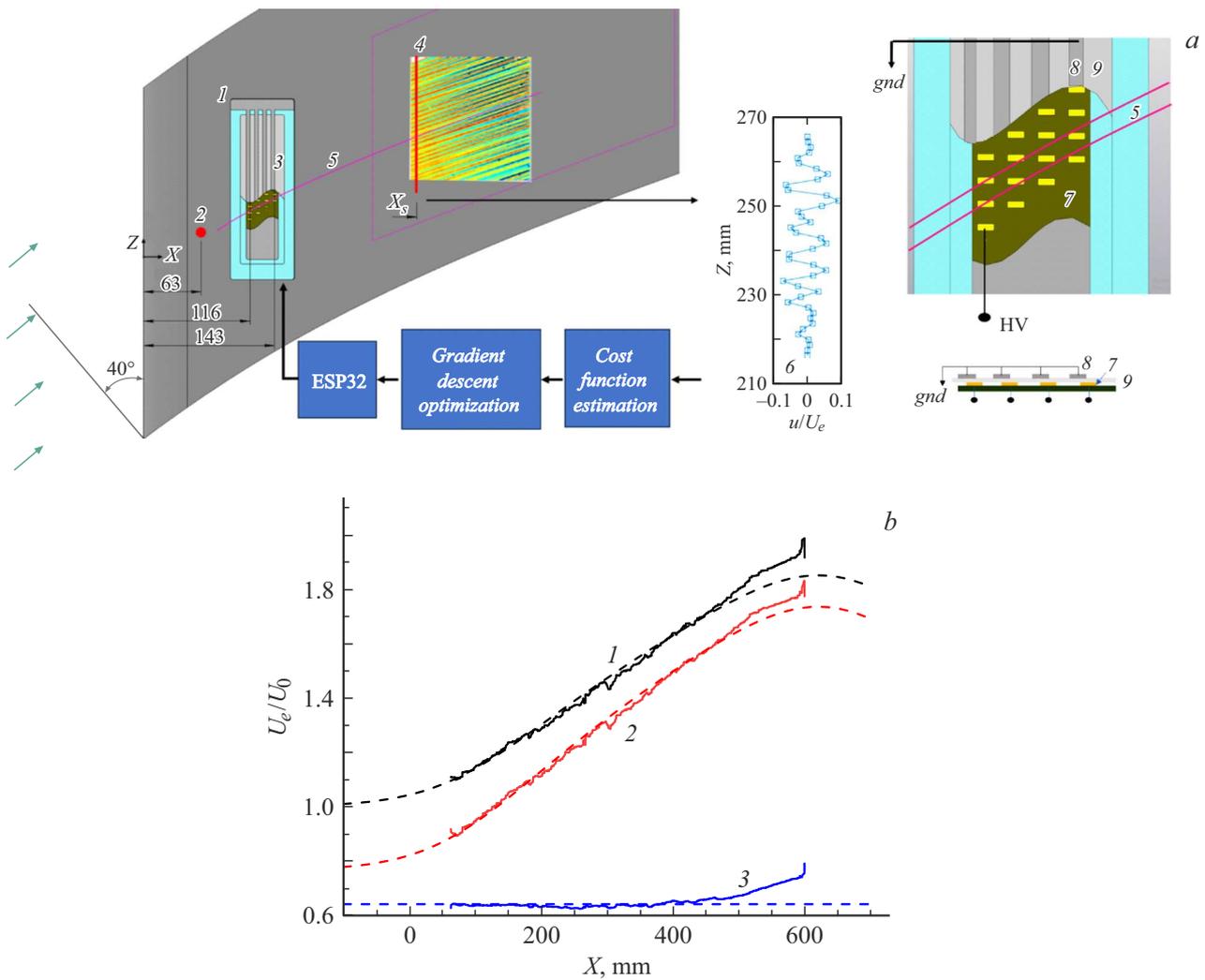
DOI: 10.61011/PJTF.2025.12.60608.20297

Затягивание перехода к турбулентности или увеличение протяженности зоны ламинарного обтекания поверхности крыла и оперения самолета является важной задачей аэродинамики. Известно, что ламинаризация обтекания передней части поверхности крыла среднемагистрального самолета позволяет снизить расход топлива на 10% [1]. Применение ламинаризованных профилей с длинным участком разгона потока, устраняющим неустойчивость по отношению к волнам Толлмина–Шлихтинга, не работает на стреловидном крыле. Это связано со специфическим видом неустойчивости трехмерного пограничного слоя, который развивается в области отрицательного градиента давления и обусловлен наличием внутри пограничного слоя компоненты скорости, поперечной внешней линии тока, так называемого поперечного течения [2–4]. Моды неустойчивости поперечного течения представляют собой вихри, оси которых почти параллельны внешней линии тока. При низком уровне турбулентности эти вихри порождаются неровностями на поверхности крыла и не меняют своего положения во времени. Переход к турбулентности происходит в результате вторичной высокочастотной неустойчивости пограничного слоя, модулированного стационарными вихрями неустойчивости поперечного течения. Вторичная высокочастотная неустойчивость развивается, когда амплитуда первичных возмущений в пограничном слое достигает  $\sim 30\%$  [5]. Это обуславливает длинный (по сравнению с двумерным

случаем) участок нелинейного развития возмущений, который может занимать десятки процентов от хорды крыла.

Известные методы затягивания перехода к турбулентности на скользящем крыле предполагают изменение профиля скорости в пограничном слое с помощью рельефа поверхности [6] либо объемной силы [7,8], а также модуляцию пограничного слоя короткопериодическими вихрями неустойчивости, которые возбуждают с помощью неровностей у передней кромки крыла [3,9,10]. Кроме того, на стреловидном крыле, как и в двумерном пограничном слое, остается эффективной ламинаризация с помощью отсоса пограничного слоя [2].

Реактивные методы противофазного управления возмущениями, такие как wave cancellation, потенциально обладают большей по сравнению с изменением профиля скорости в пограничном слое энергетической эффективностью. Такие подходы реализованы для различных течений и типов возмущений: волн Толлмина–Шлихтинга в двумерных пограничных слоях [11], неустойчивости Кельвина–Гельмгольца в турбулентных струях [12,13] и т.д. Основная идея метода wave cancellation состоит в регистрации „естественных“ возмущений с помощью системы сенсоров и внесении актуатором управляющих возмущений, которые в результате линейной суперпозиции с естественными волнами снижают амплитуду колебаний или модуляции скорости в пограничном слое. Ключевым для реализуемости данного метода является



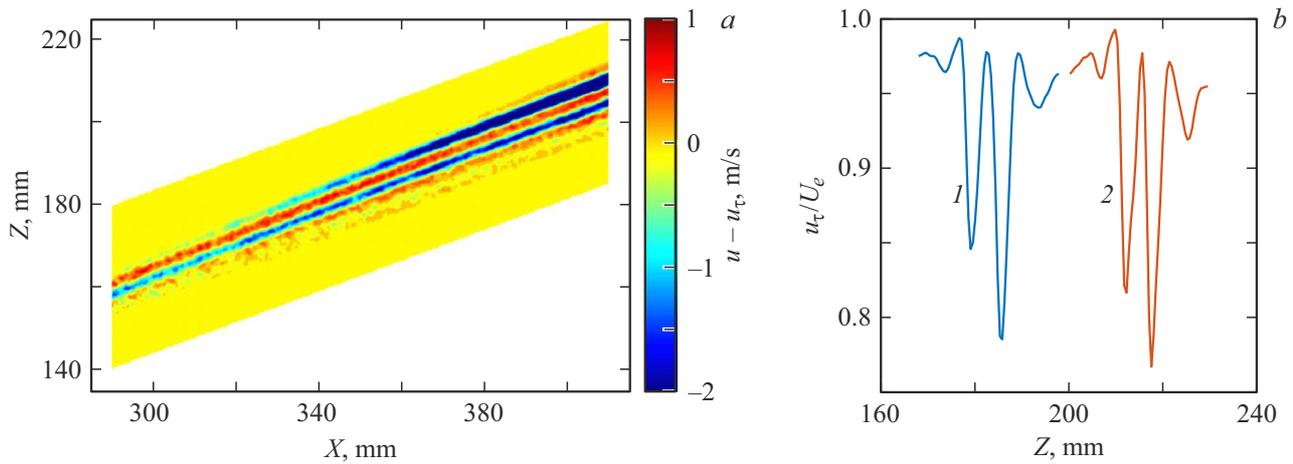
**Рис. 1.** *a* — схема эксперимента и конструкция плазменного актуатора. 1 — пластина, 2 — неровность, 3 — актуатор, 4 — область измерения поля скорости (PIV), 5 — линии постоянной фазы для стационарных возмущений с длиной волны 7 mm, 6 — поперечный профиль местной скорости в пограничном слое  $u(Z)$ , 7 — управляющие (высоковольтные, high voltage) электроды, 8 — общий коронирующий электрод, 9 — слой керамики. *b* — зависимости характеристик внешнего течения от  $X$ : модуля скорости на верхней границе пограничного слоя  $U_e$  (1) и ее составляющих по осям  $X$  (2) и  $Z$  (3). Сплошные кривые — измерения, штриховые — расчет.

возможность аккуратно измерить „естественные“ возмущения. Это значит, что сенсоры нужно размещать достаточно далеко от передней кромки, где возмущения имеют достаточную амплитуду. При управлении стационарными либо узкополосными по спектру нестационарными возмущениями можно расположить актуаторы выше по потоку от сенсора, что обеспечивает большой коэффициент усиления управляющих возмущений. Это полезно, так как максимальная амплитуда генерируемых актуаторами мод обычно ограничена.

В [14] теоретически исследована работа такой системы управления переходом, вызванным неустойчивостью поперечного течения. Показано, что для эффективного подавления произвольных „естественных“ возмущений пространственное разрешение актуаторов и сенсоров

системы в поперечном направлении не должно превышать четверть периода наиболее быстрорастущей моды неустойчивости. В качестве актуаторов могут быть использованы различные устройства, в том числе системы на основе барьерного разряда. Возбуждение пограничного слоя на стреловидном крыле с помощью плазменных актуаторов детально исследовано в [15–18]

В настоящей работе реализовано управление стационарными вихрями неустойчивости в искусственном течении, моделирующем пограничный слой на стреловидном крыле. Эксперимент проводился в аэродинамической трубе Д-3 в ОИВТ РАН. Размер рабочей части составлял  $300 \times 300$  mm, уровень турбулентности потока на входе в рабочую часть 0.06%. Схема эксперимента показана на рис. 1, *a*. Пограничный слой создавался на плоской

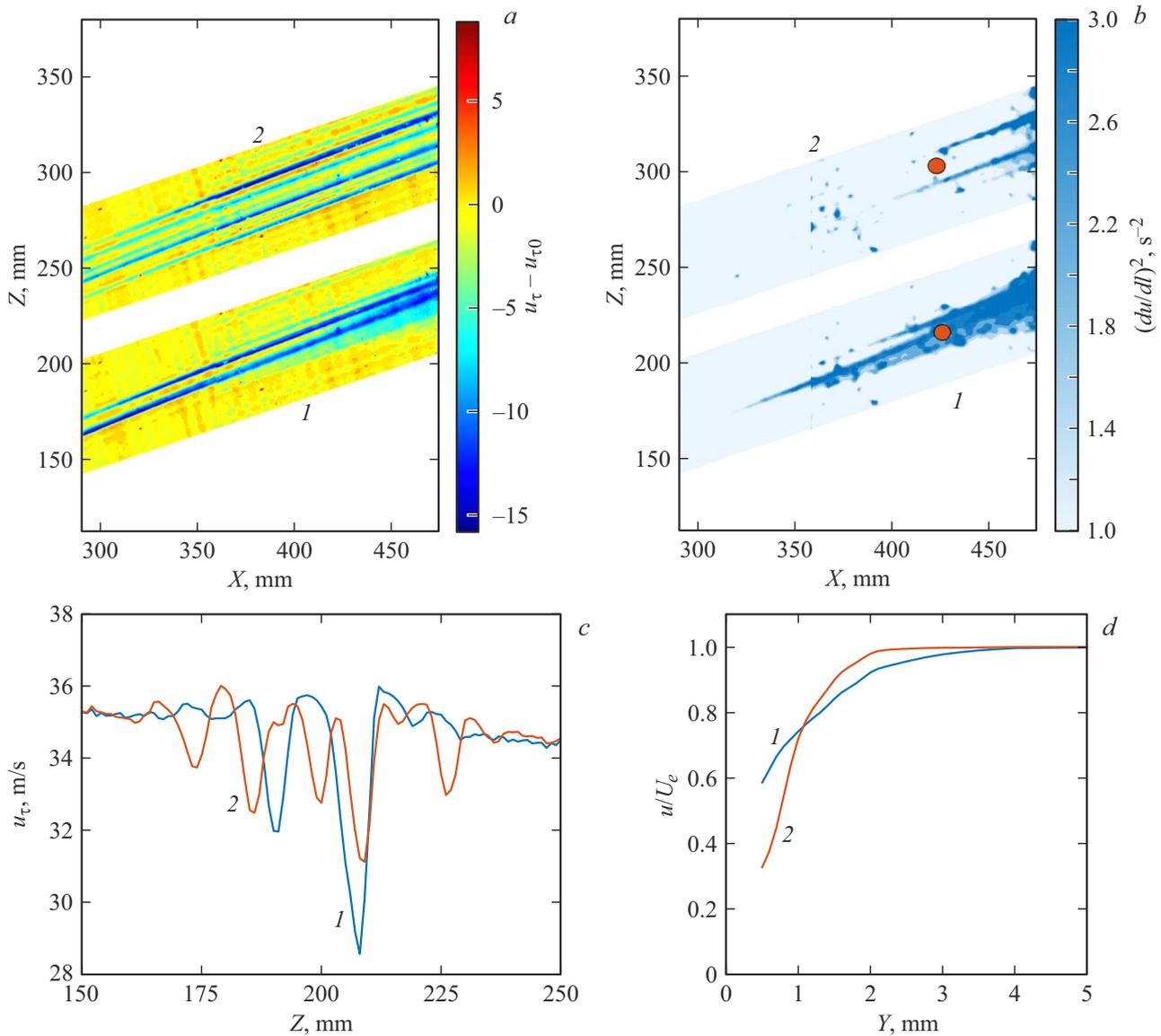


**Рис. 2.** *a* — стационарный пакет вихрей неустойчивости, возбуждаемый одиночной секцией актуатора при амплитуде питающего напряжения 4 кВ. *b* — профиль скорости вдоль поверхности пластины  $u_c$  на расстоянии  $X = 300$  мм от передней кромки и высоте 1 мм от стенки. 1 — за неровностью, 2 — за разрядом.

пластине, размещенной горизонтально в рабочей части трубы. Передняя кромка пластины с эллиптическим затуплением была наклонена под углом стреловидности  $40^\circ$  к набегающему потоку. Для создания нормального к передней кромке градиента давления на пластине верхняя стенка рабочей части аэродинамической трубы выполнена профилированной. Боковые стенки рабочей части были спрофилированы по форме пристеночных линий тока на пластине с целью обеспечения равномерного по размаху течения в пограничном слое. Для описания результатов эксперимента далее используется система координат с осями  $X, Z$ , связанными со стреловидной передней кромкой модели. Длина области ускорения потока составляла  $L = 610$  мм. Эксперимент проводился при скорости набегающего потока  $U_0 = 25$  м/с, атмосферном давлении и комнатной температуре, что соответствует числу Рейнольдса  $Re_L \sim 10^6$ . Зависимости модуля и составляющих скорости внешнего течения над пограничным слоем от продольной координаты показаны на рис. 1, *b*. Однородность их по размаху в центральной части модели шириной 150 мм и условие скольжения (постоянство поперечной компоненты скорости по продольной координате) выполнялись вплоть до  $X = 470$  мм. Характерная толщина вытеснения пограничного слоя на модели составляла от 0.45 до 0.6 мм, максимальная величина скорости поперечного течения в пограничном слое 8% от скорости на его внешней границе. Расчеты устойчивости пограничного слоя показали, что наиболее быстрорастущие стационарные возмущения в условиях описываемого эксперимента имеют поперечный период (вдоль оси  $Z$ ), близкий к 7 мм [14]. Регистрация возмущений в пограничном слое проводилась с помощью системы трассерной визуализации (PIV), осуществляющей измерение поля скорости с частотой 7 Hz и разрешением 0.15 мм. Измерения проводились в плоскости, параллельной поверхности

пластины и расположенной на высоте порядка 1–1.3 мм над ней. Следует отметить, что выбранная высота несколько выше той, на которой достигается максимум амплитуды модуляции скорости в вихрях неустойчивости поперечного течения (порядка 0.7 мм или 1.5 толщины вытеснения пограничного слоя).

Для возбуждения пограничного слоя использовался многоканальный актуатор на основе барьерного разряда (рис. 1, *a*), электроды которого были расположены на расстоянии  $X = 116–146$  мм от передней кромки модели. Актуатор выполнен в виде диэлектрической пластины, на обтекаемую поверхность которой параллельно оси  $Z$  наклеены четыре металлических заземленных электрода. Высоковольтные электроды, расположенные в четыре ряда по четыре электрода в каждом, смонтированы под поверхностью диэлектрика. Электроды разных рядов смещены друг относительно друга вдоль передней кромки так, чтобы на линии, перпендикулярной осям вихрей, сформировать массив точечных источников с равномерным шагом в 1.7 мм. Такая конструкция позволяет, с одной стороны, обеспечить требуемое разрешение по пространству, а с другой — минимизировать взаимное влияние каналов источника, питающего соседние секции. Разряд организовывался на поверхности алундовой пластины толщиной 0.5 мм. Переменное напряжение амплитудой до 5 кВ и частотой порядка 80 kHz подавалось индивидуально на каждый из высоковольтных электродов, при этом его амплитуда задавалась пропорционально сигналу управления. Характерная объемная сила, возникающая в окрестности коронирующего электрода, была определена в [19] и составила порядка  $1.5 \mu\text{N}$  на канал. Для управления актуатором использована система, представляющая собой связку из персонального компьютера и микроконтроллера ESP32.



**Рис. 3.** *a* — поле скорости на высоте 1.3 mm от пластины; *b* — амплитуда короткопериодических пульсаций скорости в том же сечении; *c* — трансверсальный профиль скорости в пограничном слое на расстоянии  $X = 300$  mm от передней кромки и высоте 1 mm от пластины; *d* — средние профили скорости в пограничном слое в области, отмеченной на части *b*. 1 — без управления, 2 — после оптимизации распределения напряжения на электродах.

Для выбора оптимального распределения напряжения по каналам актуатора использовался алгоритм градиентного спуска. В качестве целевой функции была выбрана среднеквадратичная амплитуда модуляции средней по времени скорости в сечении, отстоящем на 300 mm от передней кромки пластины. На каждом шаге алгоритма производилось измерение профиля скорости потока вдоль поперечной координаты  $Z$ , вычислялось значение целевой функции и проводилось варьирование напряжения на одном из каналов актуатора. После перебора 16 каналов проводились вычисление градиента целевой функции и реализация следующего шага алгоритма. Минимум целевой функции достигался в среднем за 5–9 итераций.

На рис. 2, *a* показаны стационарные возмущения продольной составляющей скорости, созданные одиночной секцией актуатора в пограничном слое. Они представляют собой чередующиеся полосы избытка и дефекта скорости потока, порожденные переносом в пограничном слое продольного импульса вихрями неустойчивости поперечного течения. Сопоставление возмущений от одиночного разряда и изолированной неровности малой ширины (рис. 2, *b*) показывает, что при одинаковом расстоянии от передней кромки структура пакета от этих двух возмущений сходная.

На рис. 3 показаны результаты управления переходом к турбулентности за одиночной цилиндрической неровностью диаметром 3 mm и высотой 200  $\mu\text{m}$ , разме-

щенной на расстоянии  $X = 70$  mm от передней кромки модели. В отсутствие управления за неровностью возникает пакет вихрей неустойчивости (рис. 3, *a*), формирующий на расстоянии  $X = 310$  mm от передней кромки турбулентный клин (рис. 3, *b*). Линию ламинарно-турбулентного перехода визуализирует распределение амплитуды короткопериодических (с длиной волны менее 4 mm) пульсаций скорости. Такие возмущения физически соответствуют высокочастотным пульсациям, связанным со вторичной неустойчивостью, либо возникают в турбулентном режиме течения. Последовательная оптимизация распределения напряжений по каналам актуатора позволяет существенно сдвинуть вершину клина вниз по потоку. Это достигается подавлением двух вихрей, формирующихся за неровностью (рис. 3, *c*). Вместо них в пограничном слое формируется пакет возмущений с меньшей амплитудой и длиной волны порядка 4–5 mm. Характерное расстояние, на которое происходит сдвиг вершины турбулентного клина, составляет в данном эксперименте до 100 mm или около 25% от исходной длины области ламинарного течения за неровностью. Наконец, на рис. 3, *d* приведены профили вертикальной скорости, осредненные в пределах некоторой области, показанной кружком на рис. 3, *b*. Можно видеть, что при интерференции искусственных возмущений, созданных разрядом, с естественными вихрями, порожденными неровностью, профиль скорости становится менее наполненным. Это подтверждает предположение о ламинаризации течения.

Таким образом, в эксперименте показана возможность затягивания перехода к турбулентности в трехмерном пограничном слое, имитирующем пограничный слой на стреловидном крыле, с помощью противофазного подавления естественных возмущений в режиме обратной связи. Предложена конструкция плазменного актуатора, позволяющего реализовывать управление с поперечным разрешением порядка 1.7 mm, что соответствует четверти периода наиболее нарастающих возмущений в данном эксперименте.

## Финансирование работы

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда (грант № 24-19-00627).

## Конфликт интересов

Авторы заявляют, что у них нет конфликта интересов.

## Список литературы

- [1] G. Schrauf, *Aeronaut. J.*, **109**, 639 (2005). DOI: 10.1017/S00019240000097X
- [2] H. Bippes, *Prog. Aerosp. Sci.*, **35**, 363 (1999). DOI: 10.1016/S0376-0421(99)00002-0
- [3] W.S. Saric, H.L. Reed, E.B. White, *Annu. Rev. Fluid Mech.*, **35** (1989), 413 (2003). DOI: 10.1146/annurev.fluid.35.101101.161045
- [4] Y.S. Kachanov, *Annu. Rev. Fluid Mech.*, **26**, 411 (1994). DOI: 10.1146/annurev.fl.26.010194.002211
- [5] M.V. Ustinov, Y.S. Kachanov, *Phys. Fluids*, **33** (9), 094105 (2021). DOI: 10.1063/5.0057853
- [6] D.A. Mischenko, A.V. Ivanov, M.V. Ustinov, *AIP Conf. Proc.*, **2027**, 030152 (2018). DOI: 10.1063/1.5065246
- [7] S. Yadala, *Control of stationary crossflow instability using DBD plasma actuators* (Delft, 2016). <https://resolver.tudelft.nl/uuid:3db8e948-1fb8-4390-a117-3b5eaae8cb83>
- [8] P.C. Dörr, M.J. Kloker, *J. Phys. D*, **48** (28), 285205 (2015). DOI: 10.1088/0022-3727/48/28/285205
- [9] S. Yadala, M.T. Hehner, J. Serpieri, N. Benard, M. Kotsonis, in *2018 Flow Control Conf.* (Atlanta, Georgia, 2018), AIAA 2018-3215. DOI: 10.2514/6.2018-3215
- [10] R. Radeztsky, M. Reibert, W. Saric, in *Fluid Dynamics Conf.* (Colorado Springs, CO, 1994), AIAA-2373. DOI: 10.2514/6.1994-2373
- [11] A.S.W. Thomas, *J. Fluid Mech.*, **137**, 233 (1983). DOI: 10.1017/S0022112083002384
- [12] D.B.S. Audiffred, A.V.G. Cavalieri, I.A. Maia, E. Martini, P. Jordan, *J. Fluid Mech.*, **994**, A15 (2024). DOI: 10.1017/jfm.2024.569
- [13] V.F. Kopiev, O.P. Bychkov, V.A. Kopiev, G.A. Faranosov, I.A. Moralev, P.N. Kazansky, *Acoust. Phys.*, **67** (4), 413 (2021). DOI: 10.1134/S1063771021040059
- [14] A. Abdullaev, A. Kotvitskii, I. Moralev, M. Ustinov, *Aerospace*, **10** (5), 469 (2023). DOI: 10.3390/aerospace10050469
- [15] J. Serpieri, S.Y. Venkata, M. Kotsonis, *J. Fluid Mech.*, **833**, 164 (2017). DOI: 10.1017/jfm.2017.707
- [16] S. Yadala, M. Hehner, J. Serpieri, N. Benard, M. Kotsonis, *AIAA J.*, **59** (9), 060101 (2021). DOI: 10.2514/1.J060101
- [17] K.-S. Choi, J.-H. Kim, *Exp. Fluids*, **59** (10), 159 (2018). DOI: 10.1007/s00348-018-2609-x
- [18] S. Baranov, I. Moralev, M. Ustinov, D. Sboev, S. Tolkachev, in *Proc. 593 Euromech. Colloquium Plasma-based actuators for flow control: recent developments and future directions* (Delft, Netherlands, 2018).
- [19] I. Moralev, V. Biturin, A. Firsov, V. Shcherbakova, I. Selivonin, M. Ustinov, *Proc. Inst. Mech. Eng. G*, **234** (1), 42 (2020). DOI: 10.1007/10.1177/0954410018796988