УДК 533.694.72

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ УПРАВЛЕНИЯ ТРАНСЗВУКОВЫМ БАФТИНГОМ НА ПРОФИЛЕ КРЫЛА С ПОМОЩЬЮ ТАНГЕНЦИАЛЬНОГО ВЫДУВА СТРУИ

© 2020 г. К. А. Абрамова^{*a*,*}, А. В. Петров^{*a*,**}, А. В. Потапчик^{*a*}, В. Г. Судаков^{*a*,***}

^а Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский, Россия

*E-mail: kseniya.abramova@tsagi.ru **E-mail: albert.petrov@tsagi.ru ***E-mail: vit_soudakov@tsagi.ru Поступила в редакцию 08.12.2019 г. После доработки 18.12.2019 г. Принята к публикации 19.12.2019 г.

Представлены результаты экспериментальных исследований подавления отрыва потока, вызванного скачком уплотнения, и устранения аэродинамического бафтинга на трансзвуковых режимах с помощью тангенциального выдува струи на верхнюю поверхность сверхкритического профиля крыла. Экспериментальные исследования течения были проведены в аэродинамической трубе Т-112 ЦАГИ. Проведены сравнение и анализ результатов, полученных для базовой конфигурации и конфигураций с выдувом. Результаты исследования показали, что тангенциальный выдув струй подавляет отрыв потока, вызванный скачком уплотнения, увеличивает подъемную силу и отодвигает начало возникновения бафтинга.

Ключевые слова: трансзвуковой бафтинг, тангенциальный выдув струи, профиль крыла **DOI:** 10.31857/S0568528120040027

Разрешенная область максимальных скоростей и углов атаки полета гражданского трансзвукового самолета может быть ограничена явлением бафтинга — тряской самолета, вызванной отрывом потока на верхней поверхности крыла. Нестационарный отрыв потока вызывает пульсации подъемной силы, а также неблагоприятно влияет на другие аэродинамические характеристики самолета. Авиационные правила и стандарты аэродинамического проектирования устанавливают запас между значениями коэффициентов подъемной силы режима полета и режима начала бафтинга, ограничивая возможные углы атаки и числа Маха полета. Таким образом, задержка возникновения трансзвукового бафтинга позволит повысить скорость крейсерского полета, другие аэродинамические характеристики и безопасность полета.

Одним из способов воздействия на бафтинг является управление обтеканием крыла, главным образом в области взаимодействия скачка с пограничным слоем. В настоящее время известно большое количество методов управления этим взаимодействием. Одним из наиболее распространенных так называемых пассивных методов воздействия на обтекание крыла является выполнение в крыле каверны под скачком, закрытой перфорированной панелью [1]. К другим пассивным устройствам относятся механические вихрегенераторы (ВГ), которые устанавливаются перед скачком уплотнения [2]. Их основной целью является ослабление отрыва потока из-под скачка. Еще одним методом управления является установка небольших выпуклых поверхностей перед скачком уплотнения. Наличие таких двумерных выпуклостей в области расположения скачка уплотнения приводит к снижению сопротивления, но ухудшает аэродинамические характеристики на нерасчетных режимах [3]. Последние исследования в этом направлении посвящены трехмерным выпуклостям и повышению эффективности их использования на нерасчетных режимах [4].

Для предотвращения отрыва потока используются также различные методы увеличения энергии пограничного слоя перед скачком уплотнения. Вихрегенераторы являются одним из наиболее простых методов ослабления отрыва потока. Механические ВГ в виде плоских пластин, устанавливаемых под углом к набегающему потоку на поверхности крыла перед скачком уплотне-



Рис. 1. Модель прямого крыла в рабочей части трансзвуковой АДТ Т-112.

ния, рассматривались в [5, 6] и показали свою эффективность. Главные недостатки такого метода – это собственное сопротивление ВГ и потеря эффективности на нерасчетных режимах. Струйные ВГ, расположенные на 15% хорды профиля, рассматривались в [5]. Там же приведены результаты испытаний профиля с тангенциальным выдувом струи из щелевого сопла, расположенного на таком же удалении от передней кромки профиля. Расчетные и экспериментальные исследования [7–9] показали, что тангенциальный выдув струи из щелевого сопла в области скачка уплотнения является эффективным средством подавления волнового отрыва потока и повышения аэродинамического качества профилей и стреловидных крыльев на трансзвуковых режимах полета при малой потребной интенсивности выдува.

Другими методами активного управления трансзвуковым обтеканием крыльев являются отсасывание пограничного слоя [10] и применение плазменных актуаторов [11, 12]. Недостатками этих устройств являются дополнительное оборудование, сложность и вес.

Некоторые из указанных выше методов исследовались для управления бафтингом [13, 14]. Механические ВГ были рассмотрены в [15]. В [15] также исследовалось специальное устройство в виде щитка, отклоненного около задней кромки, которое изменяет распределение нагрузок на профиле. Струйные ВГ и выдув струи по нормали к нижней поверхности профиля около задней кромки рассматривались в [16]. Показано, что как механические, так и струйные вихрегенераторы могут задерживать начало бафтинга по углу атаки, устраняя отрыв потока за скачком уплотнения. При выдуве около задней кромки отрыв не был устранен. Применение плазменных актуаторов для подавления бафтинга рассмотрено в [17].

В настоящей работе рассматривается тангенциальный выдув струй. Этот метод является одним из наиболее эффективных для подавления волнового отрыва потока. В [18] численно показана возможность его применения для ослабления бафтинга. В данной работе проведены экспериментальные исследования в трансзвуковой аэродинамической трубе (АДТ) ЦАГИ Т-112 на модели отсека прямого крыла по влиянию тангенциального выдува на трансзвуковой бафтинг.

1. ОПИСАНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТА

Экспериментальные исследования проводились в трансзвуковой АДТ ЦАГИ Т-112 (рис. 1). Это труба с закрытой рабочей частью квадратного сечения ($0.6 \times 0.6 \text{ m}^2$) и длиной 2.59 м с перфорированными горизонтальными стенками и сплошными боковыми. Число Маха набегающего потока изменялось в диапазоне M = 0.7 - 0.81. Температура торможения – температура окружающей среды $T_0 = 287$ К; давление торможения – 1 атмосфера; число Рейнольдса, посчитанное по параметрам набегающего потока и хорде крыла (200 мм), равно $Re = 2.76 \times 10^6$ и в зависимости от режима могло меняться в пределах $\pm 0.16 \times 10^6$.

Модель отсека прямого крыла размахом 600 мм расположена между боковыми стенками рабочей части АДТ (рис. 1). Модель имеет постоянный по всему размаху сверхкритический профиль ЦАГИ П-184-15СР с относительной толщиной 15% (рис. 2а). Испытания модели выполнены при фиксированном положении ламинарно-турбулентного перехода пограничного слоя, ко-



Рис. 2. Профиль П-184-15СР (а) и сечение камеры и внутреннего канала со щелевым соплом (б); размеры в мм.

торый фиксировался цилиндрическими турбулизаторами высотой 0.1 мм и диаметром 1 мм на верхней и нижней поверхностях профиля на 15% хорды.

На боковых стенках в области расположения модели имелись оптические окна диаметром 230 мм, которые позволяли получать изображения с помощью оптического прямотеневого метода. Разрешение камеры составляло 1320 × 1040 пикселей, что достаточно для определения положения скачка уплотнения.

Производились следующие измерения: распределения статического давления на верхней (20 точек) и нижней поверхностях (15 точек) крыла; пульсаций давления на верхней поверхности (10 точек); полного давления в следе за моделью с помощью гребенки (40 приемников диаметром 0.5 мм), а также давления (16 точек) и пульсаций давления (3 точки) на стенках АДТ. Для измерения давления и пульсаций давления модель была дренирована в центральной части вдоль сечения, наклоненного под углом 45° к набегающему потоку. Гребенка располагалась на расстоянии 207 мм от задней кромки и 360 мм от центра вращения крыла в центральном сечении модели.

Для измерения статического и полного давления использовались датчики давления с погрешностью 0.1%. Для измерения пульсаций давления использовались датчики Kulite XCS-062-5psiD с относительной погрешностью 0.1%.

Для испытаний с выдувом струи сжатый воздух подводился к модели через два профилированных пилона, установленных под моделью вдоль боковых стенок АДТ (рис. 1), и поступал через внутренний канал и внутреннюю камеру к щелевому соплу для выдува (рис. 2б). Щелевое сопло высотой 0.15 мм и размахом 500 мм располагалось на 60% хорды (рис. 2б). Высота сопла выбиралась минимальной из технологических соображений. Для исключения деформаций щелевого сопла по всему размаху сопла были установлены тонкие перегородки на расстоянии 50 мм друг от друга.

Интенсивность струи варьировалась с помощью изменения ее полного давления: $P_{0j} = 1.5, 2, 2.5, 3$ атм. Коэффициент импульса струи оценивался по соотношению

$$C_{\mu} = \frac{\dot{m}V_j}{q_{\infty}S}$$

где \dot{m} – массовый расход через сопло, V_j – скорость струи, $q_{\infty} = 0.5 \rho_{\infty} v_{\infty}^2$ – скоростной напор, где ρ_{∞} и v_{∞} – плотность и скорость набегающего потока соответственно; $S = 0.1 \text{ м}^2$ – характерная площадь, которая рассчитывалась как произведение размаха, на котором происходил выдув, на длину хорды. Массовый расход и скорость в струе рассчитывались по данным с датчиков полного давления и датчика температуры, установленных внутри полости в модели.

Отметим, что для фиксированного значения P_{0j} величина C_{μ} может несколько варьироваться из-за различия в параметрах набегающего потока. Максимальная разница не превышала 7%.

2. ИСПЫТАНИЯ МОДЕЛИ КРЫЛА БЕЗ ВЫДУВА СТРУИ

На рис. 3 показано влияние угла атаки на аэродинамические характеристики обтекания профиля при фиксированном значении *M* = 0.74. При этой величине числа Маха заметные скачки

ИЗВЕСТИЯ РАН. МЕХАНИКА ЖИДКОСТИ И ГАЗА № 4 2020



Рис. 3. Влияние угла атаки на распределение коэффициента давления C_p (а), потери полного давления в следе (б) и *СКО* C_p (в) при M = 0.74: 1, 2 – $\alpha = 3^{\circ}$, 6°.



Рис. 4. Теневые изображения обтекания крыла при различных углах атаки, M = 0.74.

уплотнения начинают возникать при углах атаки $\alpha \ge 3^{\circ}$ (рис. 3a). С увеличением угла атаки интенсивность скачка уплотнения возрастает, и его положение становится чуть выше по потоку. Это также видно на прямотеневых оптических изображениях на рис. 4. При этом коэффициент давления C_p на задней кромке крыла является положительным, а пульсации давления, согласно уровню среднеквадратического отклонения C_p (*СКО* C_p), незначительны (рис. 3в), что свидетельствует о безотрывном характере обтекания профиля в исследованном диапазоне углов атаки ($\alpha = 0-6^{\circ}$).

На рис. Зб представлены потери полного давления в следе в виде $(P_0 - P_{0\infty})/q_{\infty}$, где P_0 – полное давление, измеренное гребенкой, $P_{0\infty}$ – полное давление на бесконечности. С увеличением угла атаки след за крылом становится шире и отклоняется вниз (рис. 36, y/c < 0). Это подтверждается и прямотеневыми изображениями на рис. 4.



Рис. 5. Влияние числа Маха на распределение коэффициента давления C_p (а), потери полного давления в следе (б), *СКО* C_p (в) и спектры пульсаций давления в точке сечения крыла x/c = 0.65: 1-3 - M = 0.73, 0.76, 0.81; $\alpha = 6^{\circ}$.

Отметим, что на рис. 4 на 15% хорды профиля видна установка турбулизаторов пограничного слоя, которые также возмущают течение.

Влияние числа Маха на распределение коэффициента давления и пульсаций давления на профиле, потери полного давления в следе и спектры пульсаций давления в точке профиля x/c = 0.65 (где *с* – хорда профиля) показаны для угла атаки $\alpha = 6^{\circ}$ на рис. 5.

Анализ данных рис. 5а показывает, что уровень C_p на верхней поверхности крыла понижается с ростом числа Маха. Скачок уплотнения движется вверх по потоку с увеличением числа Маха. Движение скачка вверх по потоку связано с возникновением интенсивного отрыва потока, о чем свидетельствует увеличение отрицательных значений C_p на задней кромке (рис. 5а).

Измерения потерь полного давления в следе за крылом (рис. 5б) показывают, что эти потери существенно возрастают при увеличении числа Маха. Это свидетельствует о возрастании как волнового сопротивления, так и сопротивления, связанного с отрывом потока, вызванным взаимодействием скачка уплотнения с пограничным слоем (волновым отрывом).

СКО C_p на задней кромке крыла (рис. 5в) возрастает от 0.02 до 0.05 при увеличении числа Маха в исследуемом диапазоне. Значительно более высокий уровень пульсаций (*СКО* $C_p \approx 0.18$) наблюдается в области расположения скачков уплотнения при M = 0.76. Для числа Маха M = 0.81 скачок сдвигается вверх по потоку, и амплитуда пика меньше. При M = 0.73 пик пульсаций в области расположения скачка не выявлен.

Одним из основных исследуемых параметров в эксперименте являлась частота пульсаций давления. Пульсации давления записывались по времени, используя датчики пульсаций давления для каждого исследуемого режима обтекания. Затем вычислялись спектры мощности по ча-

стоте (PSD). На рис. 5г приведены данные спектры для точки x/c = 0.65 при угле атаки $\alpha = 6^{\circ}$ и различных числах Маха. Как видно, при M = 0.76 имеет место отчетливо выраженный пик интенсивности пульсаций давления при частоте $f \approx 140$ Гц. Примерно такую же частоту показывает обработка прямотеневой видеосъемки, моменты из которой показаны на рис. 4. Кроме того, эта величина является близкой к значению частоты бафтинга f = 110-120 Гц, полученной в расчетных исследованиях двумерного обтекания профиля [18]. Можно утверждать, что частота $f \approx 140$ Гц является доминирующей частотой бафтинга. Пик при числе Маха M = 0.73 значительно ниже, и бафтинга на этом режиме по *СКО* C_n не наблюдается. При M = 0.81 бафтинг пропадает.

3. ИСПЫТАНИЯ МОДЕЛИ КРЫЛА С ВЫДУВОМ СТРУИ

На рис. 6 показано влияние тангенциального выдува струи из щелевого сопла, расположенного на 60% хорды профиля ($x_c/c \approx 0.6$), на распределение коэффициента давления C_p и пульсации давления (*CKO* C_p) на поверхности модели, а также на величину потерь полного давления в следе за крылом при угле атаки $\alpha = 6^{\circ}$ и числах Маха M = 0.73 и M = 0.76.

Как видно из рис. 6а, при M = 0.73 в условиях безотрывного обтекания крыла выдув струи из сопла, расположенного на 10% ниже по потоку от скачка уплотнения, перемещает положение скачка вниз по потоку от $x_{ck}/c \approx 0.5$ при $C_{\mu} = 0$ (без выдува) до $x_{ck}/c \approx 0.6$ при увеличении коэффициента импульса до $C_{\mu} = 0.0095$. Несмотря на увеличение интенсивности скачка уплотнения, выдув струи приводит к большему C_p на задней кромке (рис. 6а). Значительное расширение областей сверхзвукового течения на верхней поверхности крыла и улучшение его обтекания в кормовой части приводят к повышению подъемной силы.

Измерение потерь полного давления в следе за крылом (рис. 66) при M = 0.73 показывает, что след уменьшается по ширине при увеличении интенсивности струи, практически без изменения пикового значения. Выдув струи немного уменьшает уровень пульсаций давления в области задней кромки профиля (рис. 6в).

На рис. 7а, 7б дано сравнение картин обтекания крыла без выдува (левый столбец) и при выдуве струи с коэффициентом импульса $C_{\mu} \approx 0.009$ (правый столбец). Визуализация подтверждает смещение скачка вниз по потоку и уменьшение ширины следа из-за выдува струи.

Из рис. 7в видно, что при числе M = 0.76 за скачком возникает интенсивный отрыв пограничного слоя. Отметим, что значения C_p на задней кромке на рис. 6г лежат выше, чем на рис. 6а. Выдув струи с $C_{\mu} = 0.0092$ эффективно подавляет отрыв из-под скачка (рис. 7г), при этом C_p на задней кромке на рис. 6г снова становится заметно больше нуля. Также происходит смещение скачка уплотнения вниз по потоку с расширением местной сверхзвуковой зоны и соответствующим повышением подъемной силы (рис. 6г). Ширина следа за крылом также уменьшается при увеличении интенсивности выдува, вместе с тем уровень максимальных потерь полного давления снижается (рис. 6д) и, соответственно уменьшается сопротивление профиля.

При M = 0.76 хорошо виден локальный пик *СКО* C_p из-за колебаний скачка (кривая 1 на рис. 6е). В случае выдува струи (кривые 2, 3 на рис. 6е) этот пик исчезает, что говорит о подавлении трансзвукового бафтинга. В области щелевого сопла при x/c > 0.6 (кривые 2, 3 на рис. 6е) несколько повышаются пульсации давления, что, по-видимому, вызвано нестационарностью выдуваемой струи.

С увеличением числа Маха до M = 0.81 отрыв из-под скачка увеличивается (рис. 7д). Но и в этом случае выдув струи эффективно его подавляет и восстанавливает безотрывное обтекание кормовой части верхней поверхности крыла (рис. 7е).

На рис. 8 показано влияние выдува струи на спектры пульсаций давления, измеренные датчиками на верхней поверхности крыла в двух точках, расположенных на расстояниях x/c = 0.75 и x/c = 0.85 от передней кромки крыла (т.е. ниже по потоку от скачка уплотнения), при угле атаки $\alpha = 6^{\circ}$ и числе Maxa M = 0.76.

Измерения в точке x/c = 0.75, расположенной непосредственно за скачком уплотнения (рис. 8а), показывают, что выдув струи существенно уменьшает величину дискретного пика с частотой $f \approx 140$ Гц, наблюдаемого при $C_{\mu} = 0$. При этом несколько возрастает общий уровень пульсаций в низкочастотной и высокочастотной областях спектра.



Рис. 6. Влияние коэффициента импульса струи на распределение коэффициента давления C_p (а, г), потери полного давления в следе (б, д) и *СКО* C_p (в, е) по профилю при M = 0.73 (а–в) и M = 0.76 (г–е); $1-3 - C_{\mu} = 0$ (без выдува), 0.005, 0.009; $\alpha = 6^{\circ}$.

В точке x/c = 0.85 (рис. 8б), расположенной недалеко от задней кромки, в результате воздействия выдува струи полностью устраняется пик с частотой $f \approx 140$ Гц, и существенно снижается уровень пульсаций.

Это свидетельствует о практически полном подавлении трансзвукового бафтинга на крыле при $\alpha = 6^{\circ}$ и M = 0.76 за счет выдува струи малой интенсивности $C_{\mu} = 0.0053$. Полученные экспериментальные данные подтверждают положительный эффект воздействия тангенциального выдува струи на подавление бафтинга на профиле, полученный путем численного моделирования [18].

ИЗВЕСТИЯ РАН. МЕХАНИКА ЖИДКОСТИ И ГАЗА № 4 2020



Рис. 7. Прямотеневые изображения обтекания модели без выдува струи $C_{\mu} = 0$ (а, в, д) и с выдувом $C_{\mu} \approx 0.009$ (б, г, е) при M = 0.73 (а, б), M = 0.76 (в, г), M = 0.81 (д, е); $\alpha = 6^{\circ}$.



Рис. 8. Влияние выдува струи на спектры пульсаций давления на крыле при M = 0.76: а, 6 - x/c = 0.75, 0.85; $1 - 3 - C_{\mu} = 0$ (без выдува), 0.005, 0.009; $\alpha = 6^{\circ}$.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Экспериментальные исследования тангенциального выдува струи на модели прямоугольного крыла со сверхкритическим профилем с относительной толщиной 15%, проведенные в трансзву-ковой аэродинамической трубе ЦАГИ Т-112 в диапазоне изменения углов атаки $\alpha = 0-6^{\circ}$, чисел M = 0.7-0.81 и $Re = (2.76 \pm 0.16) \times 10^{6}$, показали, что выдув струи малой интенсивности ($C_{\mu} \leq 0.0095$):

 – смещает положение скачка уплотнения вниз по потоку на всех режимах, существенно расширяя местную сверхзвуковую зону на верхней поверхности крыла и соответственно повышая его подъемную силу; эффективно подавляет отрыв потока, вызванный взаимодействием скачка уплотнения с пограничным слоем;

 – уменьшает пульсации давления на поверхности крыла, вызванные нестационарным взаимодействием скачка уплотнения с пограничным слоем, и соответственно затягивает начало трансзвукового бафтинга.

Работа выполнена в рамках проекта 7-й рамочной программы Европейской комиссии BUTERFLI, соглашение о предоставлении гранта 605605 (экспериментальные исследования) и при поддержке гранта Российского научного фонда № 16-19-10407 (обработка результатов).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- 1. Bahi L., Ross J.M., Nagamatsu T. Passive shock wave/boundary layer control for transonic airfoil drag reduction // AIAA Paper 1983–0137. 1983.
- Raghunathan S. Passive control of shock-boundary layer interaction // Progress in Aerospace Science. 1988. V. 25. P. 271–296.
- 3. *Birkemeyer J., Rosemann H., Stanewsky E.* Shock Control on a Swept Wing // Aerospace Science and Technology. 2000. V. 4. P. 147–156.
- 4. Ogawa H., Babinsky H., Patzold M., Lutz T. Shock-Wave/Boundary-Layer Interaction Control Using Three-Dimensional Bumps for Transonic Wings // AIAA Journal. 2008. V. 46. № 6. P. 1442–1452.
- Pearcey H.H. Shock-induced separation and its prevention by design and boundary layer control, in: "Boundary layer and flow control – its principles and application / Ed. by Lachmann. V. 2. London: Pergamon Press, 1961. P. 1170–1361.
- 6. Гадецкий В.М., Серебрийский Я.М., Фомин В.М. Исследование влияния генераторов вихрей на отрыв турбулентного пограничного слоя // Уч. зап. ЦАГИ. 1972. Т. 3. № 4. С. 22–28.
- 7. *Боксер В.Д., Волков А.В., Петров А.В.* Применение тангенциального выдува струй для снижения сопротивления сверхкритических профилей при больших дозвуковых скоростях // Уч. зап. ЦАГИ. 2009. Т. 40. № 1. С. 8–16.
- 8. *Petrov A.V., Bokser V.D., Sudakov G.G., Savin P.V.* Application of tangential jet blowing for suppression of shock-induced flow separation at transonic speeds // ICAS Paper 2010–3.7.2. 2010.
- 9. Петров А.В. Энергетические методы увеличения подъемной силы крыла. М.: Физматлит, 2011. 404 с.
- 10. *Krogmann P., Stanewsky E., Thiede P.* Effects of suction on shock/boundary layer interaction and shock-induced separation // J. Aircraft. 1985. V. 22. № 1. P. 37–42.
- 11. Leonov S.B., Yarantsev D.A., Gromov V.G., Kuriachy A.P. Mechanisms of Flow Control by Near-Surface Electrical Discharge Generation // AIAA Paper 2005–780. 2005.
- 12. *Marino A., Catalano P., Marongiu C., Peschke P., Hollenstein C., Donelli R.* Effect of High Voltage Pulsed DBD Plasma on the Aerodynamic Performances in Subsonic and Transonic Conditions // AIAA Paper 2013–2752. 2013.
- 13. *Стародубцев М.А.* Управление баффетом с помощью локального силового воздействия и теплоподвода вблизи λ скачка // Изв. РАН. МЖГ. 2012. № 1. С. 136–145.
- 14. Липатов И.И., Туан Винь Фам, Приходько А.А. Численное моделирование процессов возникновения бафтинга // Тр. МФТИ. 2014. Т. 6. № 2. С. 122–132.
- 15. Caruana D., Mignosi A., Robitaille C., Correge M. Separated Flow and Buffeting Control // Flow, Turbulence and Combustion. 2003. V. 71. P. 221–245.
- 16. Dandois J., Molton P., Lepage A., Geeraert A., Brunet V., Dor J.-B., Coustols E. Buffet Characterization and Control for Turbulent Wings // Aerospace Lab. J. 2013. V. 6. AL06–01.
- 17. Firsov A.A., Moralev I.A., Isaenkov Yu.I., Leonov S.B., Soudakov V.G. Suppression of transonic buffet phenomenon by spark plasma actuator // AIAA Paper 2018–2050. 2018.
- 18. *Абрамова К.А., Рыжов А.А., Судаков В.Г., Хайруллин К.Г.* Численное моделирование трансзвукового бафтинга и управления им с помощью выдува тангенциальной струи // Изв. РАН. МЖГ. 2017. № 2. С. 173–180.

ИЗВЕСТИЯ РАН. МЕХАНИКА ЖИДКОСТИ И ГАЗА № 4 2020