

УДК 533.6011.5:536.42

Влияние теплового следа от оптического пульсирующего разряда на силу аэродинамического сопротивления *

Т.А. Киселева^{1,2}, А.А. Гольшев¹, В.И. Яковлев¹, А.М. Оришнич^{1,2}

¹Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск

²Новосибирский государственный университет

E-mail: bobarykina@ngs.ru

Представлены результаты экспериментального исследования влияния теплового следа, формируемого инжекцией газа и оптическим пульсирующим разрядом (ОПР), на силу аэродинамического сопротивления тела в сверхзвуковом потоке воздуха с числом Маха $M = 1,45$. С использованием однокомпонентных аэродинамических весов определено влияние инжектируемой дозвуковой струи и теплового следа от ОПР на силу аэродинамического сопротивления модели в виде полусферы на цилиндре. Показано, что при увеличении мощности лазера и частоты следования лазерных импульсов, а также при уменьшении расстояния между моделью и оптическим пульсирующим разрядом эффект снижения аэродинамической силы увеличивается. Установлено, что максимальное снижение (до 15 %) аэродинамической силы в результате воздействия теплового следа наблюдалось при максимальной мощности лазерного излучения $W = 2,3$ кВт и частоте импульсов $f = 90$ кГц. Совокупное воздействие струи аргона и ОПР вызывало снижение силы аэродинамического сопротивления до 30 %.

Ключевые слова: сверхзвуковой поток, сила аэродинамического сопротивления, CO_2 -лазер, инжекция газа, оптический пульсирующий разряд, тепловой след.

Введение

Изучение методов активного воздействия на скоростной газовый поток является одним из развивающихся направлений в решении задач управления аэродинамическими течениями. В практическом плане проблема снижения силы аэродинамического сопротивления, действующей на летательный аппарат, является наиболее сложной. Наряду с традиционными способами снижения аэродинамического сопротивления (например, оптимизации геометрии тела), исследуются методы активного воздействия на поток, обтекающий тело. В частности, рассматривается создание перед обтекаемым телом локальных или распределенных неоднородностей потока [1–2]. При этом воздействие может осуществляться как за счет снижения скоростного напора, если размеры неоднородности и тела имеют один порядок [1], так и за счет перестройки обтекания тела, вызванной, например, формированием передних отрывных зон [3], в случае мелкомасштабной неоднородности. Для создания неоднородностей используются способы, основанные

* Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант No. 16-08-00526, 2016).

на инъекции жидких и газовых струй, ввода энергии в сверхзвуковой поток [1, 2, 4–6]. Отметим, что физическая природа возникновения неоднородности не имеет значения, а определяющее воздействие оказывает ее динамическая составляющая [3].

Из числа дистанционных способов воздействия на течение применяется ввод энергии, в частности, лазерного излучения, обеспечивающего оптический пробой газа. Уже в первых экспериментальных исследованиях было показано, что локальный энергоподвод вблизи обтекаемого тела приводит к снижению его аэродинамического сопротивления в сверхзвуковом потоке. При вводе сфокусированного лазерного излучения вдоль направления скорости потока аргона при числе Маха, равном 2, этот параметр достигал минимального значения с коэффициентом снижения до 45 % при увеличении частоты следования лазерных импульсов и постоянной средней мощности энергоподвода [2]. Расчетные исследования [7] подтвердили этот результат. Эффект снижения аэродинамического сопротивления обусловлен тем, что при увеличении частоты следования лазерных импульсов за областью энерговыделения в сверхзвуковом потоке образуется квази-однородный тепловой след. В экспериментах [2, 4] было установлено, что структура (однородность) теплового следа при определенных газодинамических и энергетических параметрах зависит также от направления (вдоль или поперек потока) сфокусированного лазерного излучения, что является важным обстоятельством в практическом отношении [4, 8–9]. Влияние следа за оптическим пульсирующим разрядом (ОПР) при точечной фокусировке лазерного излучения, состоящего из локализованных областей неоднородностей, также приводит к снижению аэродинамического сопротивления плохообтекаемого тела [10]. При этом эффективность воздействия возрастает с увеличением числа Маха потока и размеров модели по отношению к диаметру следа [11]. Подробное описание нестационарного взаимодействия ударной волны от ОПР с обтекаемым телом приведено в работе [12], вопросы организации оптического пульсирующего разряда обсуждались в монографии [13]. Также с помощью численных методов [14–15] было выдвинуто предположение о возможности значительного снижения аэродинамического сопротивления затупленных тел при локализованном подводе энергии в набегающий поток. В расчетах [16] было показано, что наличие источника энерговыделения приводит к разрушению ударной волны при достижении некоторого порогового значения интенсивности подвода энергии, которое зависит от параметров потока и интенсивности ударной волны. В работах [17, 18] была установлена значительная энергетическая эффективность подвода тепла перед летательным аппаратом при полете со сверхзвуковой скоростью в случае, когда полет происходит в режиме глиссирования над холодным воздухом в бесконечном изобарическом тепловом следе.

Целью настоящей работы является исследование метода воздействия следа, образованного инъекцией газа и оптическим пульсирующим разрядом, на силу аэродинамического сопротивления тела при направлении инъектирования вдоль сверхзвукового потока воздуха и с вводом излучения лазера в перпендикулярном потоку направлении.

Экспериментальная установка и методика измерений

В работе использовалась экспериментальная установка, включающая в себя сверхзвуковую аэродинамическую трубу МАУ-М [13] и импульсно-периодический CO₂-лазер [5]. Схема проведения эксперимента представлена на рис. 1. Используемый в работе сверхзвуковой поток создавался истечением воздуха в атмосферу из профилированного сопла диаметром $d_c = 50$ мм. Число Маха потока на срезе сопла составляло $M = 1,45$, единичное число Рейнольдса $Re_1 = (1,4 \div 3,8) \times 10^7 \text{ м}^{-1}$. Режим истечения контролировался изменением полного давления P_0 в форкамере и статического давления P на срезе сопла. Для обеспечения стабильного оптического пульсирующего разряда I в область фокусировки лазерного излучения соосно основному потоку вводилась дозвуковая струя аргона

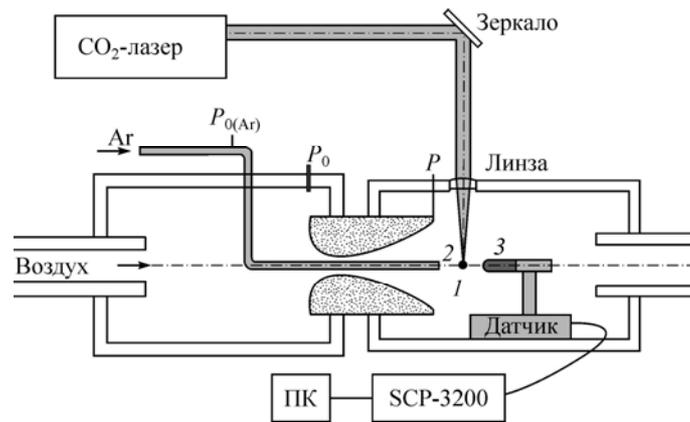


Рис. 1. Схема установки.

1 — ОНР, 2 — срез трубки, подводящей аргон, 3 — модель.

через трубку внешним диаметром $d = 4$ мм. Срез трубки 2 выступал на 9,5 мм относительно среза сопла. Полное давление аргона в подводящем трубопроводе ($P_{0(Ar)}$) контролировалось датчиком давления. Использовались тензометрические датчики абсолютного давления ТДМ9-А с номиналами 1,0, 0,6 и 0,1 МПа. Лазерное излучение фокусировалось ZnSe-линзой с фокусным расстоянием 63 мм на осевую линию потока в перпендикулярном ему направлении. Фокусировка лазерного излучения осуществлялась в струю аргона на расстоянии 5 мм от среза трубки. Уровень средней мощности излучения достигал 2,3 кВт, частота следования импульсов варьировалась до 100 кГц, а импульсная мощность до 100 кВт. Лазерная установка, а также параметры лазерного излучения детально описывались в работах [5–6].

Модель 3 в виде полусферы на цилиндре (диаметр модели 7 мм, длина 25 мм) устанавливалась по оси потока. Расстояние от носика модели до среза трубки dx варьировалось от 6 до 46,5 мм. Аэродинамическая сила, действующая на модель, измерялась с помощью однокомпонентных аэродинамических весов, изготовленных на базе тензометрических датчиков CAS BCL-1L. Модель и тензодатчик монтировались в корпус обтекателя, что позволяло исключить силы, действующие на державки модели, из результирующего сигнала. Сигналы датчиков поступали на вход многоканальной быстродействующей регистрирующей аппаратуры SCP-3200 с разрешением по времени 0,1 мс. Среднеквадратичная погрешность измерения датчиков в используемом диапазоне давлений не превышала 0,01 % от номинального давления датчика.

Визуализация процесса осуществлялась на основе шлирен-метода. Система оптической диагностики включала источник зондирующего излучения (импульсный лазер с длиной волны 650 нм и с длительностью импульса от 150 нс), коллиматоры на базе телескопов ТАЛ-100R, скоростную CCD-видеокамеру Videoscan-285П с кадровой частотой 7,7 Гц и минимальным временем экспозиции до 3 мкс. Для устранения засвеченных плазмой областей использовались светофильтры и диафрагмы.

Результаты исследований и их обсуждение

На рис. 2 показано типичное изменение во времени аэродинамической силы в ходе одного эксперимента. После установления рабочего режима измерялась действующая на модель сила F_0 в сверхзвуковом воздушном потоке. В настоящих условиях сила F_0 действовала в течение отрезков времени $t \approx 8,5$ – $9,5$ и $15,5$ – $16,5$ с. В момент времени $t \approx 9,5$ с была подана струя аргона, что привело к уменьшению действующей силы аэродинамического сопротивления (F_{Ar}) на 16 %. Затем через 1,5 с ($t \approx 11$ с) в струю аргона

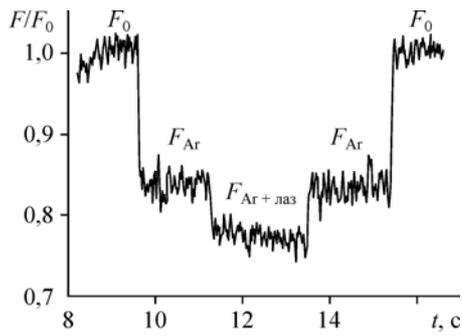


Рис. 2. Относительное изменение силы аэродинамического сопротивления в процессе одного пуска установки.

вводилось излучение CO_2 -лазера. Происходил периодический оптический пробой с образованием плазмы [4]. За областью энерговыделения возникал тепловой след. В результате его воздействия в момент времени $t \approx 11$ с наблюдалось уменьшение силы ($F_{\text{Ar+лаз}}$), действующей на модель. В проведенном эксперименте это снижение составило 23 % от начальной величины F_0 и 10 % от измеряемой силы при подаче аргона F_{Ar} . В работе [6] было показано, что при возникновении ОПР происходит увеличение температуры и снижение числа Маха потока в следе. Процессы, происходящие при взаимодействии ударной волны с тепловым следом в зависимости от числа Маха потока в нем, обсуждались в работах [6, 20, 21].

Систематическая погрешность показаний датчика показаний в проводимом эксперименте составляла 0,03 % номинального значения и не превышала $3 \cdot 10^{-3} H$. Среднеквадратичное отклонение средней величины измеряемой силы, вызванное колебаниями сигнала, оценивается в $0,04 H$, что определяет значение максимальной относительной погрешности 4 % для нормированной величины силы аэродинамического сопротивления.

Соотношение полного давления аргона ($P_{0\text{Ar}}$) и статического давления потока в области среза трубки (P) составляло $P_{0\text{Ar}}/P = 1,4/1 = 1,4$ и обеспечивало дозвуковое течение струи аргона. Теневая фотография струи аргона в сверхзвуковом потоке воздуха представлена на рис. 3. Ввиду малых отличий плотности газа струи и окружающего потока ее границы плохо визуализируются и слабо различимы. Однако можно отметить, что при взаимодействии струи со сложной структурой сверхзвукового потока она незначительно изменяет свои размеры на удалении до ~ 6 калибров относительно диаметра трубки.

На рис. 4. представлена зависимость изменения силы, действующей на модель в результате влияния дозвуковой струи аргона, от расстояния между моделью и срезом трубки. При удалении модели от среза трубки эффект снижения аэродинамической силы

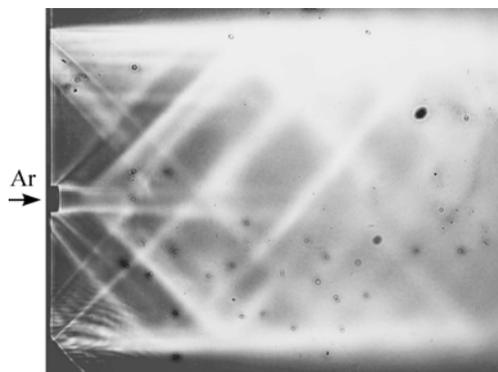


Рис. 3. Визуализация истечения струи аргона в сверхзвуковой поток воздуха.

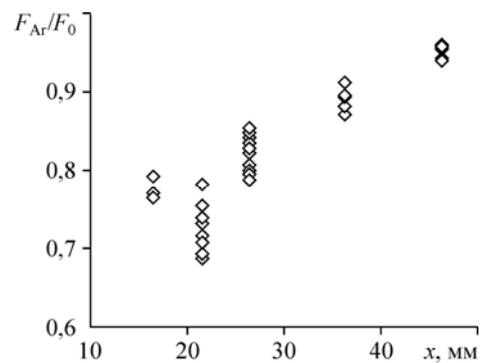


Рис. 4. Относительное изменение силы аэродинамического сопротивления модели в результате влияния дозвуковой струи аргона в зависимости от расстояния между моделью и срезом трубки.

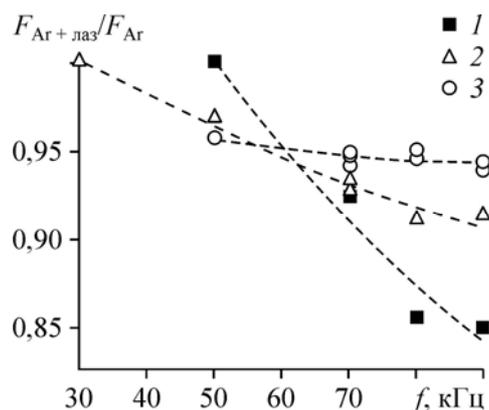
Рис. 5. Зависимость относительной аэродинамической силы, действующей на модель при введении энергии лазерного излучения, от частоты следования лазерных импульсов. Расстояние от среза трубки до модели: $dx = 26,5$ (1), $36,5$ (2), $46,5$ (3) мм.

уменьшается ввиду увеличения скорости потока струи при распространении ее в спутном сверхзвуковом потоке и расширения ее границ. При этом уменьшается разброс данных, полученных в экспериментах при одинаковых условиях.

На рис. 5. приведена экспериментальная зависимость изменения аэродинамической силы, действующей на модель в результате воздействия ОПР, от частоты следования лазерных импульсов f при фиксированной средней мощности излучения CO_2 -лазера ($W = 1,8$ кВт). Для определения влияния теплового следа с ОПР измеренная сила $F_{\text{Аг+лаз}}$ нормировалась на величину аэродинамической силы $F_{\text{Аг}}$, измеренную при отсутствии ОПР в том же пуске аэродинамической установки. Из рис. 5 видно, что при увеличении частоты следования лазерных импульсов эффект снижения аэродинамической силы увеличивается. В работе [6] рассматривалась структура течения за оптически пульсирующим разрядом и было показано, что тепловой след представляет собой дискретные области пониженной плотности и повышенной температуры (каверны). При частотах до 190 кГц (средней мощности лазерного излучения $W = 1,5\text{--}4,5$ кВт) между этими областями остаются зоны невозмущенного течения. Тепловой след от ОПР оказывает периодическое влияние на ударную волну от модели. Увеличение количества импульсов приводит к усилению воздействия теплового следа при наличии слабой зависимости газодинамических параметров и размера каверн от энергии импульса излучения. При удалении от места пробоя газа происходит разрушение каверн [5], снижается температура и увеличивается плотность газа. Другими словами, параметры теплового следа приближаются к параметрам невозмущенного потока. Следовательно, при удалении модели от области оптического пробоя снижение аэродинамического сопротивления уменьшается. Это предположение было подтверждено результатом экспериментов.

При удалении модели на $dx = 46,5$ мм от среза трубки, подающей аргон ($dx = 41$ мм от ОПР), снижение силы аэродинамического сопротивления составляет приблизительно 5 % и имеет слабую зависимость от частоты импульсов f . При приближении модели к области ОПР влияние частоты f усиливается. Максимальное снижение аэродинамической силы в результате воздействия ОПР (до 15 %) наблюдалось при расположении модели на расстоянии $dx = 25,6$ мм от среза трубки при максимальной частоте $f = 90$ кГц. Совокупное воздействие струи аргона и ОПР вызывало снижение силы аэродинамического сопротивления до 30 % относительно его начальной величины F_0 в невозмущенном потоке. Также результаты экспериментов показали, что приближение модели менее чем на 20 мм к срезу трубки оказывало влияние на течение струи аргона в области фокусировки лазерного излучения, и оптический пробой не осуществлялся.

На рис. 6 представлены результаты визуализации течения при обтекании модели в невозмущенном потоке (рис. 6a) и при выдуве в поток дозвуковой струи аргона (рис. 6b), а также осредненная по времени картина взаимодействия ударной волны с тепловым следом (порядка 600 актов взаимодействия волны с кавернами) (рис. 6c). Поскольку сверхзвуковой поток истекал в затопленное пространство, возникала характерная



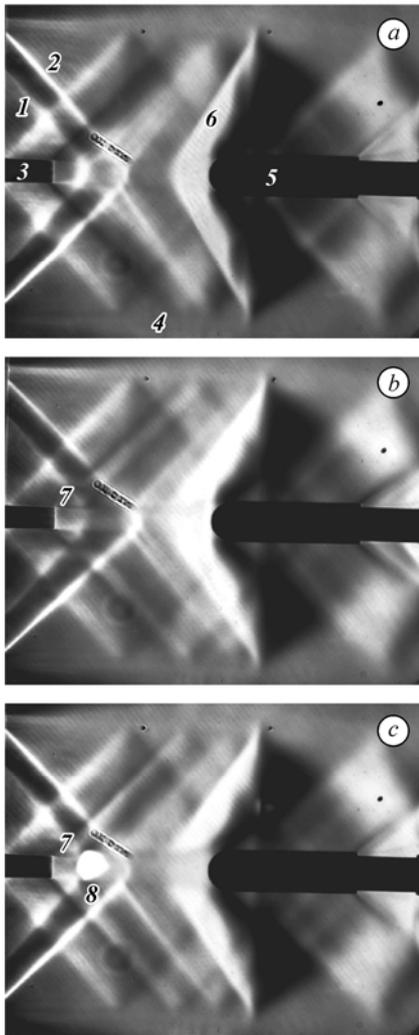


Рис. 6. Визуализация картины течения в сверхзвуковом потоке воздуха (а), при выдуве дозвуковой струи аргона (б), при выдуве дозвуковой струи аргона и введении энергии лазерного излучения (с).

1 — конус Маха, 2 — границы первой «бочки», 3 — трубка, подающая аргон, 4 — границы основного потока, 5 — модель, 6 — ударная волна, 7 — струя аргона, 8 — ОНР.

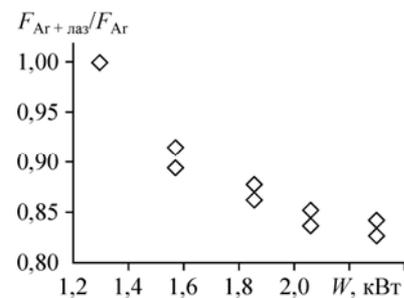
структура сверхзвуковой струи: волны Маха (1), следующие от среза сопла, и скачки уплотнения (2), являющиеся границами первой «бочки». От трубки (3), подающей аргон, образовывались волны разрежения. Ударные волны и волны разрежения отражались от границ струи (4). Таким образом, наблюдалось достаточно сложное течение в основном потоке. При обтекании модели (5) сверхзвуковым потоком генерировалась ударная волна (6), которая также взаимодействовала со слоем смешения на границе сверхзвукового потока.

Из рис. 6 видно, что при обтекании потоком трубки в случае, когда аргон из нее не поступает (рис. 6а), образуется спутный след. Для определения параметров течения в струе аргона вниз по потоку от торца трубки требуются дополнительные исследования. Выдув струи аргона слабо влияет на общую картину основного потока. Из анализа теневых фотографий следует, что в области взаимодействия со спутным следом ударная волна имеет выпуклость, а ее границы становятся размытыми. Это свидетельствует

о некотором уменьшении числа Маха потока в этой области. При выдуве аргона (см. 7 на рис. 6б) и реализации ОНР (см. 8 на рис. 6с) в области взаимодействия ударной волны с тепловым следом от ОНР наблюдается снижение градиентов плотности, и, соответственно, ударная волна шлирен-методом фактически не регистрируется. Это свидетельствует о снижении ее интенсивности в рассматриваемой области, что приводит к снижению аэродинамического сопротивления модели.

На рис. 7 приведена экспериментальная зависимость изменения в результате воздействия теплового следа аэродинамической силы, действующей на модель от средней мощности лазерного излучения. Эксперименты проводились при частоте $f = 80$ кГц и при удалении модели от ОНР на расстояние $dx = 21,5$ мм. Измеренная сила $F_{\text{Ар+лаз}}$ как и в предыдущем случае нормировалась на $F_{\text{Ар}}$. Видно, что увеличение

Рис. 7. Зависимость относительной аэродинамической силы, действующей на модель в результате воздействия теплового следа, от средней мощности излучения CO_2 -лазера.



мощности излучения приводит к снижению аэродинамической силы, что объясняется увеличением вкладываемой энергии. Величина средней мощности указана на рисунке без учета коэффициента поглощения лазерного излучения плазмой пробоя, который составлял 50–60 %. Стоит отметить, что при мощности лазера меньше $W = 1,6$ кВт пробой происходит с пропусками импульсов, т.е. не каждый импульс излучения приводит к образованию оптического пробоя. При средней мощности лазера $W = 1,3$ кВт ОПР не влияет на обтекание тела и аэродинамическая сила не изменяется. Максимальное снижение аэродинамической силы составило 16 % при максимальной мощности лазера в рассматриваемом диапазоне проводимых измерений.

Заключение

Проведено экспериментальное исследование влияния теплового следа, формируемого инъекцией газа и оптическим пульсирующим разрядом, на силу аэродинамического сопротивления тела в сверхзвуковом потоке воздуха. Показано, что при введении в поток дозвуковой струи аргона происходит уменьшение силы аэродинамического сопротивления модели. Эффект снижения уменьшается при удалении модели от места вдува. Введение энергии импульсно-периодического излучения CO_2 -лазера в струю аргона перед обтекаемым телом приводит к дополнительному уменьшению силы аэродинамического сопротивления модели. При увеличении мощности лазера, частоты следования лазерных импульсов и при уменьшении расстояния между моделью и оптическим разрядом эффект снижения аэродинамической силы увеличивается. Максимальное снижение аэродинамической силы в результате воздействия теплового следа от ОПР составляло 15 % относительно ситуации с выдувом дозвуковой струи аргона и 30 % относительно силы, действующей на модель в основном потоке. Максимальный эффект снижения аэродинамического сопротивления получен при удалении модели от места инъекции аргона 26,5 мм при частоте лазерных импульсов 90 кГц.

Список литературы

1. Георгиевский П.Ю. Управление сверхзвуковым обтеканием тел при помощи локализованного подвода энергии в набегающий поток: автореф. дис. ... канд. физ.-мат. наук: 01.02.05. Москва, 2003. 110 с.
2. Третьяков П.К., Гаранин А.Ф., Грачев Г.Н., Крайнев В.Л., Пономаренко А.Г., Иванченко А.И., Яковлев В.И. Управление сверхзвуковым обтеканием тел с использованием мощного оптического пульсирующего разряда // Докл. АН. 1996. Т. 351, № 3. С. 339–340.
3. Гувернюк С.В., Савинов К.Г. Отрывные изобарические структуры в сверхзвуковых потоках с локализованной неоднородностью // Докл. РАН. 2007. Т. 413, № 2. С. 188–192.
4. Бобарыкина Т.А., Малов А.Н., Оришич А.М., Чиркашенко В.Ф., Яковлев В.И. Оптический разряд с поглощением импульсно-периодического излучения CO_2 -лазера в сверхзвуковом потоке воздуха: волновая структура и условие квазистационарности // Квантовая электроника. 2014. Т. 44, № 9. С. 836–840.
5. Малов А.Н., Оришич А.М., Шулятьев В.Б. Мощный импульсно-периодический CO_2 -лазер с механической модуляцией добротности и его применение для исследований в аэродинамических установках // Квантовая электроника. 2011. Т. 41, № 11. С. 1027–1032.
6. Киселева Т.А. Экспериментально-расчетное исследование структуры сверхзвуковых течений с тепловым следом: автореф. дис. ... канд. физ.-мат. наук: 01.02.05. Новосибирск, 2016. 19 с.
7. Ohnishi N., Tate M., Ogino Y. Computational study of shock wave control by pulse energy deposition // Shock Waves. 2012. Vol. 22, Iss. 6. P. 521–531.
8. Зудов В.Н., Грачев Г.Н., Крайнев В.Л., Смирнов А.Л., Третьяков П.К., Тупикин А.В. Иницирование горения оптическим разрядом в сверхзвуковой метановоздушной струе // Физика горения и взрыва. 2013. Т. 49, № 2. С. 144–147.
9. Георгиевский П.Ю., Левин В.А. Управление обтеканием различных тел с помощью локализованного подвода энергии в сверхзвуковой набегающий поток // Изв. РАН. МЖГ. 2003. № 5. С. 154–167.
10. Sasoh A., Kim J.-H., Yamashita K., Sakai T. Supersonic aerodynamic performance of truncated cones with repetitive laser pulse energy depositions // Shock Waves. 2014. Vol. 24, Iss. 1. P. 59–67.
11. Iwakawa A., Shoda T., Majima R., Pham S.H., Sasoh A. Mach number effect on supersonic drag reduction using repetitive laser energy depositions over a blunt body // Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sci. 2017. Vol. 60, No. 5. P. 303–311.

12. **Zheltovodov A.A., Pimonov E.A., Knight D.D.** Energy deposition influence on supersonic flow over axisymmetric bodies // 45th AIAA Aerospace Sci. Meeting & Exhibit, 8–11 Jan. 2007, Reno, Nevada. AIAA-2007-1230. 31 p.
13. **Фомин В.М., Яковлев В.И.** Энергообмен в сверхзвуковых газоплазменных течениях с ударными волнами. М.: Физматлит, 2017. 368 с.
14. **Georgievsky P.Yu., Levin V.A.** Modification of regime of the flow over a sphere by means of local energy suuly upstream // Intern. Conf. on the Methods of Aerophysical Research: Abstr. Pt. 3. Novosibirsk, 1996. P. 67–73.
15. **Анненков В.А., Левин В.А., Трифонов Е.В.** Разрушение ударных волн при их взаимодействии с локальными источниками энерговыделения // Прикл. механика и техн. физика. 2006. № 2. С. 3–7.
16. **Бергельсон В.И., Медведюк С.А., Немчинов И.В., Орлова Т.И., Хазинс В.М.** Аэродинамические характеристики обтекаемого тела при различной локализации “тепловой иглы” // Матем. моделирование. 1996. Т. 8, № 1. С. 3–10.
17. **Латыпов А.Ф.** Оценка энергетической эффективности подвода тепла перед летательным аппаратом при сверхзвуковом полете с ускорением. Ч. 1. Математические модели // Теплофизика и аэромеханика. 2008. Т. 15, № 4. С. 573–584.
18. **Латыпов А.Ф.** Эксергетический анализ прямоточного воздушно-реактивного двигателя // Теплофизика и аэромеханика. 2009. Т. 16, № 2. С. 319–330.
19. **Звегинцев В.И.** Импульсная аэродинамическая труба с числом Маха потока от 2 до 7 / Препринт. Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1982. 62 с.
20. **Зудов В.Н.** Взаимодействие ударной волны с дозвуковым нагретым слоем // Письма в ЖТФ. 2010. Т. 36, № 18. С. 82–88.
21. **Зудов В.Н., Третьяков П.К.** Взаимодействие ударных волн со струйным следом при инъекции газов в сверхзвуковой поток // Теплофизика и аэромеханика. 2010. Т. 17, № 4. С. 577–583.

Статья поступила в редакцию 11 октября 2017 г.