УДК 533.6.01.15 – 533.6.07.13; 535.21.5

СТРУКТУРА ТЕЧЕНИЯ И ПАРАМЕТРЫ СВЕРХЗВУКОВОГО ВОЗДУШНОГО ПОТОКА В ОБЛАСТИ ОПТИЧЕСКОГО ПРОБОЯ ПРИ БОЛЬШИХ ЧАСТОТАХ ЭНЕРГОИМПУЛЬСОВ

Бобарыкина Т.А[1,2]., Чиркашенко В.Ф[1]., Яковлев В.И[1].

[1]*Институт теоретической и прикладной механики им.С.А.Христиановича СО РАН, Новосибирск, Россия*
[2]*Новосибирский национальный исследовательский государственный университет, Новосибирск, Россия*

Грант программы Президиума РАН N25 «Фундаментальные исследования междисциплинарных наук в изучении многомерных процессов в природе и технике»
Проект N11 «Применение лазерного излучения для управления формированием волны звукового удара, создаваемого летательным аппаратом, и его аэродинамическими характеристиками»

АННОТАЦИЯ

По результатам оптических и пневмометрических измерений определена ударно-волновая структура течения, формирующаяся при оптическом пробое, реализованном сфокусированным импульсно-периодическим излучением CO_2-лазера, при вводе в сверхзвуковой поток воздуха в перпендикулярном к нему направлении (M=1.36, 1.9).

Показана динамика формирования головной ударной волны перед областью энерговыделения в зависимости от частоты следования энергоимпульсов. Определена структура течения в тепловом следе, формирующемся за пульсирующей лазерной плазмой, и протяженность теплового следа с малой температурной неоднородностью. Определены размеры трехмерной конфигурации области энерговыделения. Показано, что в тепловом следе происходит уменьшение давления торможения и числа Маха при практически неизменном статическом давлении. Показана слабая зависимость осредненных параметров потока от частоты энергоимпульсов в диапазоне 45-150кГц.

ВВЕДЕНИЕ

Создание высокоскоростных летательных аппаратов связано с необходимостью решения ряда научно-технических проблем принципиального характера. Развитие авиации показало ограниченные возможности достижения требуемых характеристик высокоскоростных летательных аппаратов различного типа только пассивными методами, такими как изменение их формы, размеров, структуры поверхности и т.д. Перспективными методами являются активные воздействия непосредственно на поток, обтекающий тело. В частности, широкое рассмотрение получило использование локального или распределенного ввода энергии в сверхзвуковой поток [1]. Наиболее технологичным, дистанционным, бесконтактным способом воздействия является ввод энергии лазерного излучения [2-3], обеспечивающего оптический пробой воздуха и, тем самым, поглощение энергии излучения в созданной плазме. Реализация требуемой для организации пробоя воздуха мощности в настоящее время возможна с применением импульсно-периодического режима работы CO_2 – лазера [4]. Важным в практическом отношении является подвод лазерного излучения перпендикулярно вектору скорости сверхзвукового потока. За областью энерговыделения под действием сверхзвукового потока, сносящего периодически формирующиеся каверны, образуется тепловой след. Взаимосвязь динамики плазмы пробоя и параметров следа в сверхзвуковом потоке мало изучены. Известны результаты по формированию следа в среде аргона при вводе излучения в направлении скорости потока [3]

© Бобарыкина Т.А., Чиркашенко В.Ф., Яковлев В.И.

Отсутствие экспериментальных и расчетных данных, необходимых для создания технологии управления аэродинамическими характеристиками летательных аппаратов при вводе лазерного излучения в направлении, перпендикулярном скорости потока, указывает на актуальность данной работы.

Целью данного исследования является определение газодинамических параметров потока в тепловом следе, а также исследование динамики формирования ударно-волновой структуры течения в окрестности импульсно-периодического пробоя газа при вводе лазерного излучения перпендикулярно вектору скорости сверхзвукового потока.

МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАНИЙ

Эксперименты проводились в импульсной сверхзвуковой аэродинамической установке МАУ-М (диаметр среза сопла d_c =50мм) на режимах M = 1.36, $Re_1 = 3.8*10^7$ 1/м и $6.3*10^7$ 1/м [5]. Общий вид экспериментальной установки показан на рис.1. Измерения проводились на расчетном режиме истечения воздуха из сопла при давлении в форкамере 0.3МПа, что позволило устранить влияние поперечных градиентов давления и кривизны висячего скачка в струе на ввод в поток излучения. Для увеличения плотности потока и, соответственно, поглощенной энергии испытания проводились на режиме недорасширения (нерасчетность n=1.6) при полном давлении 0.5 МПа, что позволило повысить плотность воздуха в потоке (в месте фокусировки излучения) до 2.8 кг/м^3. На малоразмерной установке с коническим соплом (d_c=10мм) измерения проведены при числе Маха M=1.9 на режиме недорасширения.

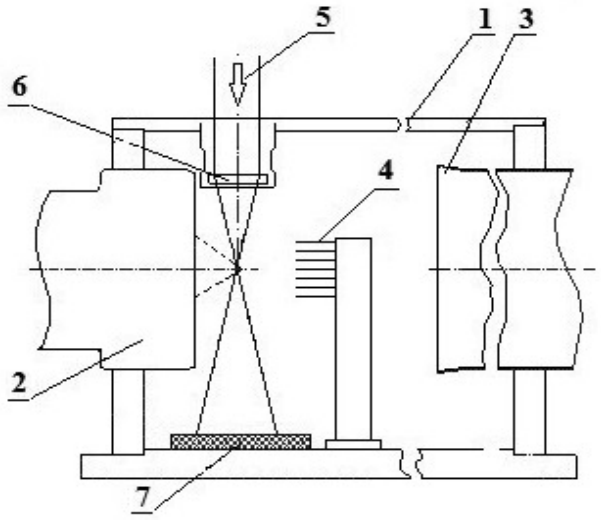

Рис.1 Схема эксперимента: 1 - рабочая камера, 2 - сопло, 3 - диффузор, 4 - гребенка приемников давления, 5 - излучение лазера, 6 - фокусирующая линза ZnSe, 7 - поглотитель излучения.

Оптический разряд в сверхзвуковом потоке воздуха формировался с помощью импульсно-периодического CO_2-лазера с механической модуляцией добротности со средней мощностью генерации до 4.5 кВт, частотой следования импульсов 45-150 кГц и импульсной мощностью до 200 кВт. Ввод лазерного излучения осуществлялся перпендикулярно вектору скорости сверхзвукового потока с фокусировкой (f=63мм) на оси симметрии потока. Диаметр пятна излучения в фокусе линзы составлял 100-150 мкм, что обеспечивало удельную мощность в оптимальном режиме работы лазера около (7-15)*10^8 Вт/см^2.

Визуализация процесса осуществлялась на основе Шлирен-метода. Система оптической диагностики включала источник зондирующего излучения (импульсный лазер с длиной волны 650 нм), коллиматоры на базе телескопов ТАЛ-100R и АК – 50, скоростную CCD видеокамеру Videoscan-285П (кадровая частота 7.7Гц, минимальное время экспозиции до 3мкс). Для получения снимков с более коротким временем экспозиции (от 100 нс) включение лазера и видеокамеры было синхронизовано с помощью двухканального генератора импульсов Г5-56.

Для проведения пневмометрическх измерений газодинамических параметров в тепловом следе, генерируемым областью энерговыделения, использовалась гребенка миниатюрных зондов давления торможения (зонд Пито, $d_з$~0.5 мм) и приемник статического давления ($d_з$~0.9мм). Измерения проводились в поперечных сечениях теплового следа на разных удалениях от фокуса оптического излучения путем зондирования потока в вертикальном и горизонтальном направлениях относительно его оси симметрии в условиях подвода в поток энергии и без энергоподвода. Для повышения достоверности результатов измерений в условиях существенной неоднородности потока использовались рекомендации по влиянию взаимодействия неоднородностей потока с измерительным зондом на погрешность изме-

рений [6]. Использовались тензометрические датчики абсолютного давления отечественного производства типа ТДМ9-А с номиналами 0.1 и 0.6 МПа. Сигналы с датчиков давления поступали на вход многоканальной быстродействующей регистрирующей аппаратуры SCP-3200 с разрешением по времени 0.1мс. Среднеквадратичная погрешность измерения датчиков в используемом диапазоне давлений не превышала 0.01% от номинального давления датчика. Амплитудно-частотные характеристики датчиков давления были определены протяженными пневмотрассами «зонд-датчик», что существенно обрезало верхний диапазон воспринимаемых частот относительно диапазона частот модуляции добротности излучения лазера. В связи с этим в процессе пневмометрических измерений регистрируется осредненное по времени и по площади приемного отверстия зонда давление.

РЕЗУЛЬТАТЫ ВИЗУАЛИЗАЦИИ СТРУКТУРЫ ТЕЧЕНИЯ В ОБЛАСТИ ОПТИЧЕСКОГО ПРОБОЯ

На теневых снимках, полученных при времени экспозиции 150 нс (рис. 2 а, б), что существенно меньше характерных масштабов газодинамических процессов, показана «мгновенная» картина течения, реализующаяся при организации оптического пульсирующего разряда в сверхзвуковом воздушном потоке (диаметр среза сопла d_c = 50 мм) при частотах следования импульсов 60 кГц (рис. 2а) и 150 кГц (рис. 2б). Видны сформировавшиеся в результате пробоев дискретные области с пониженной плотностью и повышенной температурой (каверны), которые сносятся по потоку. Форма поперечного сечения каверн близка к эллипсу, большая ось которого (больше на 1-2мм) ориентирована в направлении излучения, что вызвано протяженной формой начальной лазерной плазмы, обусловленной формой каустики оптического луча в зоне фокусирования. Увеличение частоты импульсов приводит к сокращению расстояния между кавернами (с 7.5 мм до 3 мм), что уменьшает температурную неоднородность потока, но при этом, в виду уменьшения энергии единичного импульса, уменьшаются размеры каверн, что приводит к уменьшению поперечного размера теплового слоя. При каждом пробое воздуха генерируется ударная волна, форма которой изначально близка к эллиптической, но по мере распространения быстро трансформируется в сферическую волну, что хороршо видно на рис. 2б. В набегающем потоке перед областью энерговыделения (плазма пробоя) в результате наложения фронтов ударных волн, генерируемых периодическими пробоями, формируется отошедшая ударная волна, как при обтекании затупленного твердого тела. Величина смещения фронта ударной волны навстречу сверхзвуковому потоку определяется поглощенной потоком энергией. Головная ударная волна, образованная как огибающая фронтов всех распространяющихся ударных волн, является предельной границей распространения возмущений вверх по сверхзвуковому потоку. При малых частотах следования импульсов вблизи области пробоя форма волны претерпевает локальные разрывы и искривления, обусловленные взаимодействием со смежными фронтами волн. Однако непрерывный и равномерный характер волнового фронта сохраняется при относительно низкой частоте пробоя 60 кГц (см. рис. 2а).

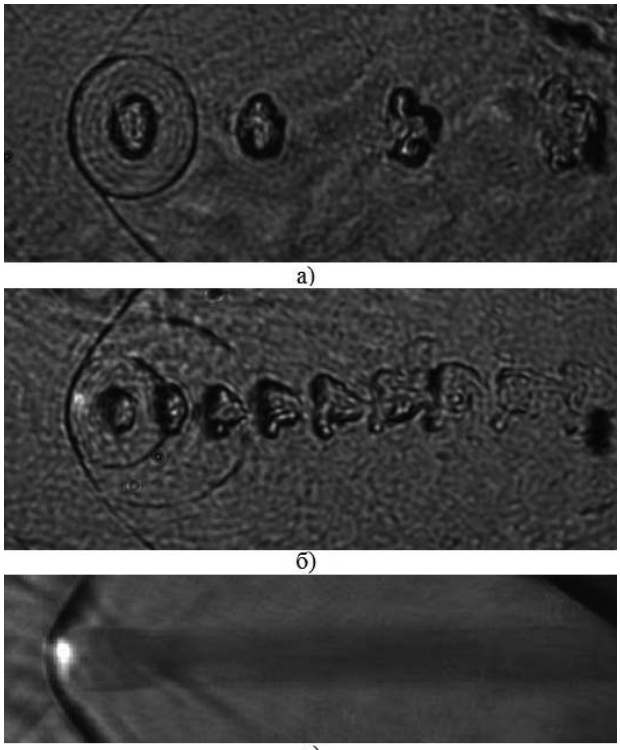

Рис.2. Газодинамическая структура теплового следа, формируемого пульсирующим оптическим разрядом в сверхзвуковом потоке (M=1.36).

С увеличением частоты генерируемые оптическим пробоем волны, порождают регулярную головную ударную волну, без заметных изменений ее формы (рис. 2 б). Подтверждением этого является осредненное изображение структуры течения (см. рис.2в), полученное Шлиренметодом при экспозиции 200 мкс, то есть путем осреднения порядка 30 оптических пробоев. Наблюдается четкая головная ударная волна и тепловой след со слабо меняющимся поперечным размером порядка (3-3.5) мм. По расстоянию между кавернами и известной частоте импульсов определена реальная скорость потока в области энергоподвода, значение которой составляло 450 м/сек с последующим ускорением вниз по потоку.

По мере распространения каверн по потоку они деформируются и разрушаются, что обусловлено диссипативными процессами в потоке, а также их взаимодействием со сферическими ударными волнами, влияние которых существенно усиливается с увеличением частоты следования импульсов (см. рис.2а,б). При частоте 150 кГц существенные деформации происходят по истечению 33-40 мкс времени существования каверны, проходящей за это время расстояние 15-18 мм, а при 60 кГц соответствующие параметры составляют: 50 мкс и 22-25 мм.

ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ ПОТОКА В ТЕПЛОВОМ СЛЕДЕ

Результаты измерений осредненного полного давления за прямым скачком уплотнения (давление Пито) в тепловом следе, полученные с использованием гребенки миниатюрных насадков, в сверхзвуковых потоках различных размеров (диаметр сопла 10 и 50 мм) при числах Маха 1.9 и 1.36 соответственно, показали уменьшение давления Пито при подводе в поток энергии пульсирующим лазерным излучением. Уменьшение давления регистрировалось в узкой зоне сверхзвукового потока, размеры которой в вертикальном и горизонтальном направлениях составляют 5-7мм и слабо изменяются при удалении от фокуса излучения. Оценки размеров поперечного сечения теплового следа приведены с точностью до 0.75 мм, что соответствует половине расстояния между смежными приемниками давления гребенки. Представленные распределения давления на рис. 3 (на режиме $M_c = 1.9$, $d_c = 10$ мм, $P_0 = 0.9$ МПа, f=45 кГц) показывают, что на фоне существующей неоднородности сверзвукового потока наблюдается практически одинаковое в вертикальном (рис. 3а) и горизонтальном (рис. 3б) направлениях уменьшение давления Пито, составляющее в данном случае 0.07-0.08 МПа. Здесь цифрами обозначено: 1 – распределение давления Пито без энергоподвода, 2 – с энергоподводом.

Полученные распределения давления в тепловом следе и результаты оптических наблюдений указывают на трехмерный характер течения в области энерговыделения, что заметно отличается от осесимметричного течения, реализующегося при вводе излучения в направлении скорости сверхзвукового потока [3].

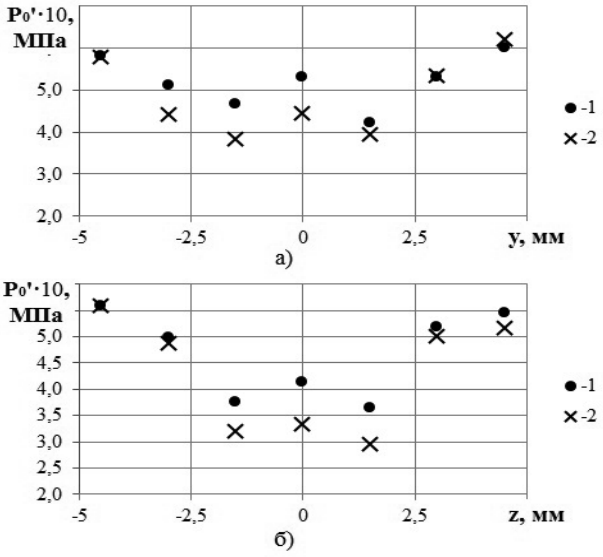

Рис.3 Распределение давления Пито в поперечном сечении теплового следа, удаленном по потоку от фокуса лазерного излучения на 6.5 мм.

Измерения газодинамических параметров потока в тепловом следе (давление Пито, статическое давление и число Маха) показали их слабую зависимость от частоты оптических пробоев, что особенно проявляется на распределениях статического давления, которое в рассмотренном диапазоне газодинамических и энергетических параметров практически не зависит от частоты следования энергоимпульсов. Надо отметить, что статическое давление в тепловом следе остается практически постоянным в условиях энергоподвода и без него.

На рис. 4 эта особенность иллюстрируется изменением величины уменьшения давления Пито в тепловом следе относительно его исходного значения (без энергоподвода) при различных частотах следования энергоимпульсов и удалениях от фокуса излучения. Здесь цифрами обозначено: 1 - частота импульсов 45кГц, 2 - 120кГц, 3 - 150кГц. Эксперименты проводились на режиме: $M_c = 1.36$, $P_0 = 0.5$ МПа, $d_c = 50$ мм. Заметное увеличение относительного перепада давления Пито $\Delta p_0'/p_0' = (p_{0(без\ энерг.)}' - p_{0(энерг)}')/p_{0(энерг)}'$ наблюдается на границах рассмотренного участка теплового следа. Повышенные величины относительного перепада вблизи левой границы участка (x=10 мм), по видимому, обусловлены повышенными уровнями давления, а точнее повышенной плотностью, обеспечивающей увеличение поглощенной энергии, а также близостью области энерговыделения. Наблюдаемое ниже по потоку последующее уменьшение этой величины связано с ускорением сверхзвукового потока, сопровождаемым уменьшением давления и плотности.

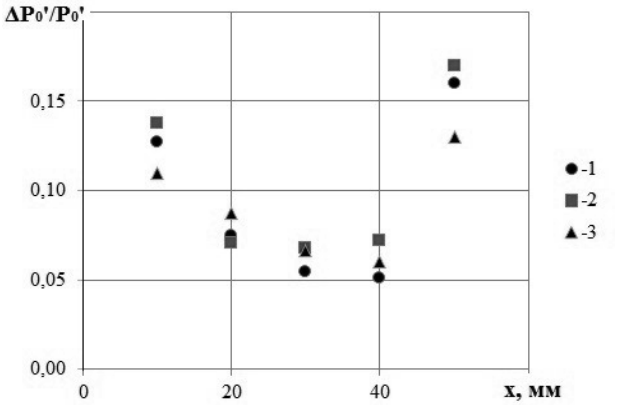

Рис.4 Изменение относительного избыточного давления Пито в тепловом следе в зависимости от расстояния от фокуса лазерного излучения.

На правой границе теплового следа увеличение относительного перепада давления Пито происходит в результате взаимодействия висячей ударной волны, формирующейся в сверхзвуковой недорасширенной струе основного потока, с тепловым следом.

По результатам измерений осредненных величин статического давления и давления Пито с использованием газодинамической функции $p/p_0' = f_1(M)$ определялось число Маха. Показано, что в исследованном диапазоне газодинамических и энергетических параметров характер течения в тепловом следе (с энергоподводом) оставался сверхзвуковым, но величины чисел Маха при этом становились меньше соответствующих величин реализуемых в условиях без энергоподвода. Этот результат демонстрируется на рис.5 распределением чисел Маха в поперечном сечении теплового слоя при разных частотах следования энергоимпульсов: 1 – без энергоподвода, 2 - частота импульсов 45кГц, 3 – 120кГц, 4 - 150кГц. Эксперименты проводились на режиме: $M_c = 1.36$, $d_c = 50$мм, $P_0 = 0.5$ МПа

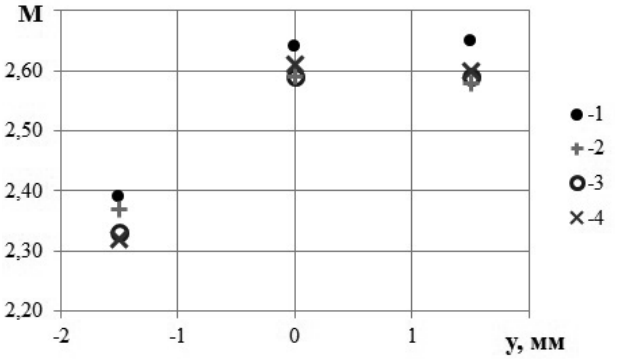

Рис.5 Распределение чисел Маха в поперечном сечении теплового следа, удаленном по потоку от фокуса лазерного излучения на 40 мм, при разных частотах следования энергоимпульсов.

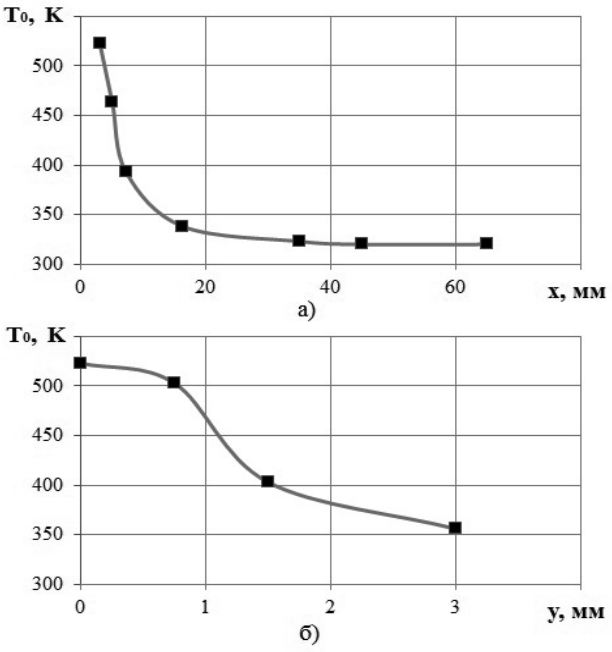

Рис.6 Изменение температуры торможения потока в тепловом следе.

Уменьшение числа Маха в тепловом следе с энергоподводом, относительно ситуации без подвода энергии, наблюдается в условиях эксперимента при уменьшении давления Пито. Согласно соотношению $p_0'/p_0=f_2(M)$ для обеспечения уменьшения числа Маха в тепловом следе при уменьшении давления Пито требуется уменьшение полного давления потока, причем в большей степени, чем уменьшение давления Пито.

С использованием приемника температуры торможения на основе термопары хромель - копель получены распределения температуры торможения вдоль оси теплового следа (рис.6а) и в перпендикулярном к ней направлении (рис.6б) на расстоянии 5.5 мм от фокуса излучения в экспериментах при M_c = 1.9, d_c = 10 мм, P_0= 0.9 МПа. При удалении (по потоку) от фокуса излучения на 7-8 толщин теплового следа (рис. 6а) осредненная температура торможения потока уменьшается почти в 2 раза, а в поперечном направлении (рис. 6б) градиенты падения температуры существенно больше.

ВЫВОДЫ

На основе разработанной методики оптической диагностики определена ударно-волновая структура, формируемая в сверхзвуковом потоке воздуха при организации оптических пробоев, создаваемых CO_2-лазером мощностью до 4.2 кВт в режиме импульсно - периодического излучения в диапазоне частот импульсов 45-150кГц. Показано формирование головной ударной волны перед областью энерговыделения и теплового следа в виде распространяющихся по потоку областей низкой плотности. Определены пространственные и временные интервалы существования изолированных областей охлаждающейся плазмы и влияние частоты импульсов на температурную неоднородность в тепловом следе.

По результатам пневмометрических и оптических измерений определены характерные размеры пространственной конфигурации области энерговыделения и ее эволюции в сносящем потоке.

Впервые показано, что при организации в сверхзвуковом воздушном потоке пульсирующего оптического пробоя в тепловом следе, распространяющимся за областью энерговыделения, происходит уменьшение давления торможения (давление Пито) и числа Маха. При этом течение в тепловом следе в исследованном диапазоне газодинамических и энергетических параметров оставалось сверхзвуковым. Снижение давления Пито относительно исходных величин давления (без энергоподвода) увеличивается с увеличением плотности потока. Показана слабая зависимость усредненных газодинамических параметров (p, p_0',M) от частоты следования энергоимпульсов.

Дальнейшие исследования будут направлены на определение полного давления в тепловом следе, а также плотности и температуры, потока в кавернах теплового следа.

ЛИТЕРАТУРА

1. Гаранин А.Ф., Третьяков П.К, Чиркашенко В.Ф., Юдинцев Ю.Н. Управление параметрами ударных волн путем подвода массы и энергии // Известия РАН. Сер. Механики жидкости и газа. – 2001. – № 5. – С. 186–193.

   Garanin, A.F., Tretyakov, P.K., Chirkashenko, V.F., Iudinstev, IU.N. (2001), “Shock waves control by means of mass and energy supply”, *Izvestiya RAN.*, Fluid Mechanics, no.5, pp. 186-193.

2. Георгиевский П.Ю. Управление сверхзвуковым обтеканием тел при помощи локализованного подвода энергии в набегающий поток // Автореферат диссертации, Москва. – 2003. – 32с.

   Georgievskiy, P. IU. (2003). “Control of supersonic flow past bodies by local energy deposition upstream”, Abstract of Ph.D. dissertation, Institute of mechanics, Moskow, Russia.

3. 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 // ДАН. – 1996. – Т.351. – №3. – С. 339-340.

   Tretyakov, P.K., Garanin, A.F., Grachev, G.N., Kraynev, V.L., Ponomarenko A.G., Ivanchenko, A.I. and Yakovlev, V.I. (1996).

"Control of a supersonic flow about the bodies by means of high-power optical pulse discharge", *DAN*, Vol. 351, no.3, pp. 339-340.

4. Малов А.Н., Оришич А.М. Формирование оптического пульсирующего разряда в сверхзвуковом потоке воздуха излучением импульсно-периодического CO_2-лазера // Квантовая электроника. – 2012. –Т.42. –№9. –С. 843-847.

   Malov, A.N. and Orishich, A.M. (2012), "Formation of an optical pulsed discharge in a supersonic air flow by radiation of a repetitively pulsed CO_2 laser", *Kvantovaya elektronika*, Vol.42, no.9, pp. 843-847.

5. Звегинцев В.И. и др. Модельная аэродинамическая установка // Отчет ИТПМ СО РАН, Новосибирск. – 2003. – №3 – 03.

   Zvegintsev, V.I. (2003), Aerodynamic model facility", Otchet ITPM SO RAN, Novosibirsk, No.3 – 03.

6. Чиркашенко В.Ф.. Способ измерения параметров сверхзвукового неизэнтропического потока // Измерительная техника. – №2. – 2013. – С. 26-32.

   Chirkashenko, V.F. (2013). "Method of supersonic nonisentropic flow parameters measuring", Izmeritelnaya tekhnika, no.2, pp.26-32.