

АЭРОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ В ИТПМ СО РАН В ПОСЛЕДНЕЕ ДЕСЯТИЛЕТИЕ

УДК 526.532.533

В. Я. Левченко, В. М. Фомин

Институт теоретической и прикладной механики СО РАН, 630090 Новосибирск

Введение. Аэродинамика — научная основа важнейших областей современной техники: энергетики, авиации, космонавтики, а в последнее время и новых технологий, таких как плазменное и холодное газодинамическое напыление, акустическая сушка материалов, получение энергии с помощью ветра и многое другое.

Круг проблем аэrodинамических исследований в ИТПМ был заложен выдающимися учеными-механиками: академиками С. А. Христиановичем, В. В. Струминским и Н. Н. Яненко. Каждый из них внес неоценимый вклад в формирование научных направлений ИТПМ, которые активно развиваются в настоящее время. Наиболее крупные научные достижения в области аэрогазодинамики на новом этапе развития приводятся в данном обзоре.

1. Экспериментальная база и методы измерений. В последнее десятилетие в ИТПМ совершенствовалась созданная ранее экспериментальная база. Комплекс аэродинамических труб института [1] охватывает диапазоны чисел Маха (M) от 0,01 до 25 и чисел Рейнольдса (Re) от 10^4 до $5 \cdot 10^7$, что позволяет моделировать условия обтекания на высотах от 15 до 90 км. На рис. 1 приведена область моделирования параметров в плоскости основных газодинамических критериев подобия (M и Re). Трехзначные числа, начинающиеся на 3, обозначают наши трубы, а соответствующие криволинейные четырехугольники характеризуют области параметров, закрываемые этими трубами. Все аэродинамические трубы оснащены современными автоматизированными средствами измерений. Созданная в институте трехуровневая система автоматизации на базе ЭВМ «Электроника-60», СМ-3, СМ-4 и БЭСМ-6, «Эльбрус-1 К-2» претерпела существенную модернизацию. В настоящее время каждая экспериментальная установка оснащена измерительно-вычислительным комплексом на базе ПЭВМ, включающим аналоговые и пневматические коммутаторы, аналого-цифровые преобразователи и др. Так, для оперативной обработки, хранения и отображения больших массивов информации на сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-313 используются ПЭВМ с транспьютерными крейт-контроллерами КАМАК, что позволяет обрабатывать результаты в реальном времени и существенно повысить эффективность проведения ряда экспериментов. Многократные исследования характеристик эталонных моделей в трубах ИТПМ показали высокую точность измерительных систем, а сравнение с аналогичными данными, полученными в ЦАГИ, NASA, DLR, ONERA и др., свидетельствует о хорошей сходимости аэродинамических характеристик моделей разного класса.

Наряду с развитием традиционных экспериментальных методик (измерения с помощью пневмонасадков, термоанемометров, термопар и др.), разрабатываются и внедряются новые или мало распространенные, но более производительные как количественные, так и качественные методы исследований. Особый интерес представляют оптические методы, к существенным достоинствам которых можно отнести бесконтактность и возможность в относительно короткое время получения большого объема информации. В экспериментах, проводимых в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-313, используется метод лазерного ножа, позволяющий визуализировать структуру потока [2]. Было разработано и изготовлено специальное оборудование для ввода в поток светорассеивающих частиц, формирования

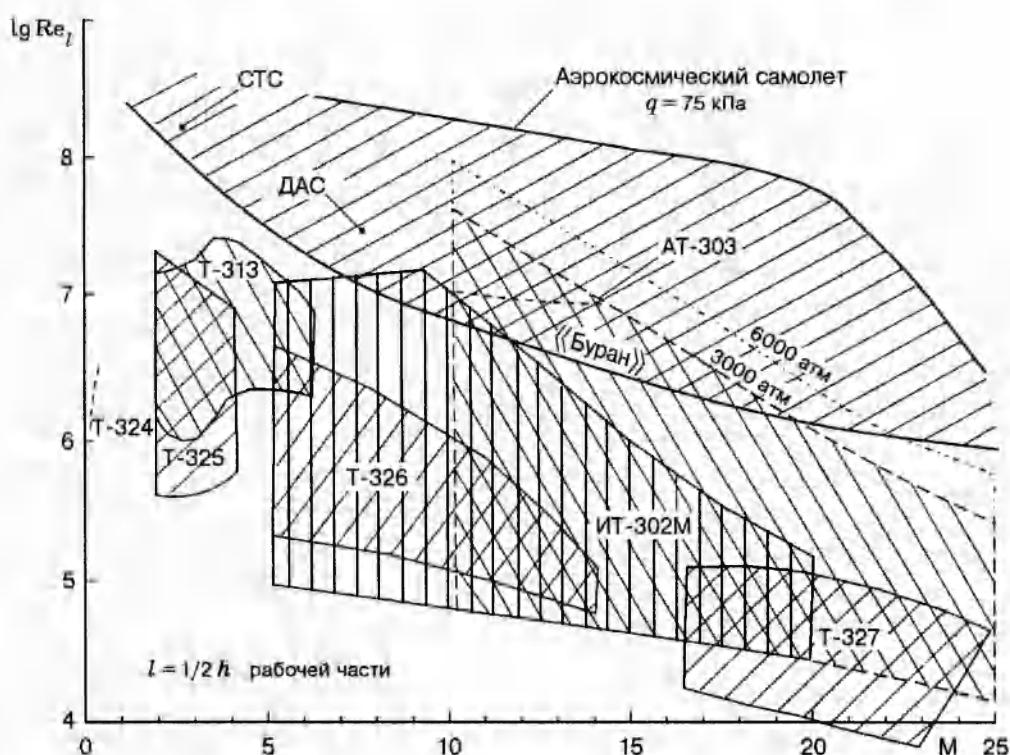


Рис. 1

плоского лазерного пучка (лазерного ножа) в исследуемой области потока, регистрации картин обтекания. Изучено влияние вводимых светорассеивающих частиц на параметры потока и даны рекомендации по расходу вещества, необходимого для визуализации потока. Метод широко используется для исследования сложных пространственных течений.

В ИТПМ развит оптический метод измерения поверхностного трения [3, 4], который обладает рядом преимуществ по сравнению с ранее известными. Метод очень прост в реализации и позволяет определять трение на искривленных, произвольно ориентированных поверхностях.

Для визуализации температурных полей широко используются тонкопленочные термочувствительные жидкокристаллические покрытия. Определение точного значения температуры по цветовой картине является сложной технической задачей. Температура поверхности покрытия влияет на длину волны света, отраженного от нее, т. е. по-разному нагретые участки поверхности имеют разные цвета. В ИТПМ разработан так называемый метод полос, позволяющий преобразовывать цветовую картину в пространственно модулированное полосами изображение типа интерферограммы [5–7]. При этом цвет, а значит, и температура поверхности определяются величиной сдвига этих полос. Метод позволяет использовать черно-белые приемники изображений и существенно упрощает получение количественных данных.

Эффективность применения оптических методов в большой степени определяется возможностью регистрации и обработки больших объемов информации (видеоизображений). В ИТПМ разработаны системы ввода изображений непосредственно в память ЭВМ, позволяющие регистрировать сотни кадров подряд или по заданному алгоритму. Разработан ряд алгоритмов обработки данных для методов лазерного ножа, измерения поверхностного трения, регистрации полей температуры с применением жидкокристаллических покрытий и тепловидения и др. [4, 6–10].

Исследования композитов, сочетающих свойства жидких кристаллов и полимеров, не-

обходимых для измерения температуры на обтекаемых поверхностях, обобщены в монографии [11].

Создание нового поколения транспортных систем, способных существенно снизить стоимость доставки грузов и людей на орбиты Земли или других планет, предъявляет к аэродинамическим трубам новые требования моделирования физических процессов полета летательных аппаратов с учетом аэротермических эффектов. Кроме общепринятого моделирования по числам M и Re , необходимо:

- воспроизведение основных параметров потока по давлению и температуре при $M \geq 10$;
- учет периода времени обтекания модели летательных аппаратов;
- обеспечение высокой чистоты рабочего газа;
- моделирование полей акустических и энталпийных возмущений;
- моделирование процессов диссоциации, эффектов неравновесности при расширении в сопле;
- воспроизведение статической температуры и параметра бинарных реакций при моделировании начальных стадий горения в гиперзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателях, параметра тройных реакций для завершающих стадий и в процессе расширения продуктов сгорания в соплах [12].

Совокупность соблюдения этих требований одновременно не может быть выполнена ни в одной из функционирующих или создаваемых в разных странах мира гиперзвуковых аэродинамических трубах. В современной литературе широко обсуждаются эти вопросы и имеется несколько практических идей по созданию таких сложных установок. Следует заметить, что при решении конкретных вопросов, связанных с гиперзвуковым полетом, не все параметры потока могут быть одинаково важными, что позволяет создавать установки, моделирующие только некоторые физические параметры.

В ИТПМ была поставлена задача создания аэродинамической трубы, обеспечивающей необходимую чистоту рабочего газа (воздуха, азота) при полном моделировании по числам M и Re в квазистационарном режиме работы в течение $40 \div 150$ мс. Для этой цели были использованы результаты работ ИГиЛ и КТИ ГИТ по созданию стендов с высоким давлением в форкамерах. В настоящее время усилиями ИТПМ, ИГиЛ, КТИ ГИТ Сибирского отделения РАН и ЦАГИ на базе ИТПМ при финансовой поддержке Президиума СО РАН создается установка адиабатического сжатия АТ-303 (см. рис. 1). Значительная роль в осуществлении этого проекта принадлежит академику В. А. Коптюгу. По завершении работ ученые получат единственный в мире инструмент, позволяющий проводить исследования перспективных воздушно-космических систем при натурных значениях Re и M и высокой степени чистоты потока.

2. Гидродинамическая устойчивость и возникновение турбулентности. Продолжались теоретические и экспериментальные исследования перехода к турбулентности в до- и сверхзвуковых пограничных слоях, а также в сверхзвуковых струях и слоях сдвига.

Дозвуковые течения. Развивалась слабонелинейная теория резонансного взаимодействия триплетов волн Толлмина — Шлихтинга в процессе перехода к турбулентности в пограничном слое на плоской пластине при малых амплитудах начальных возмущений. При этом реализуется так называемый субгармонический тип перехода (как оказалось, этот термин является некорректным, поэтому в [13] предложен термин « N -переход»), впервые обнаруженный и детально исследованный экспериментально в ИТПМ [1]*¹. Установлено, что наряду с выделением доминирующего субгармонического триплета параметрический резонанс приводит к перекачке энергии в широкий спектр низкочастотных возмущений. Численные результаты находятся в хорошем количественном согласовании с данными экспериментов и результатами интегрирования полных уравнений Навье — Стокса [14–18].

*¹ Субгармонический резонанс, по-видимому, является универсальным механизмом взаимодействия волн в процессе возникновения турбулентности в сдвиговых течениях.

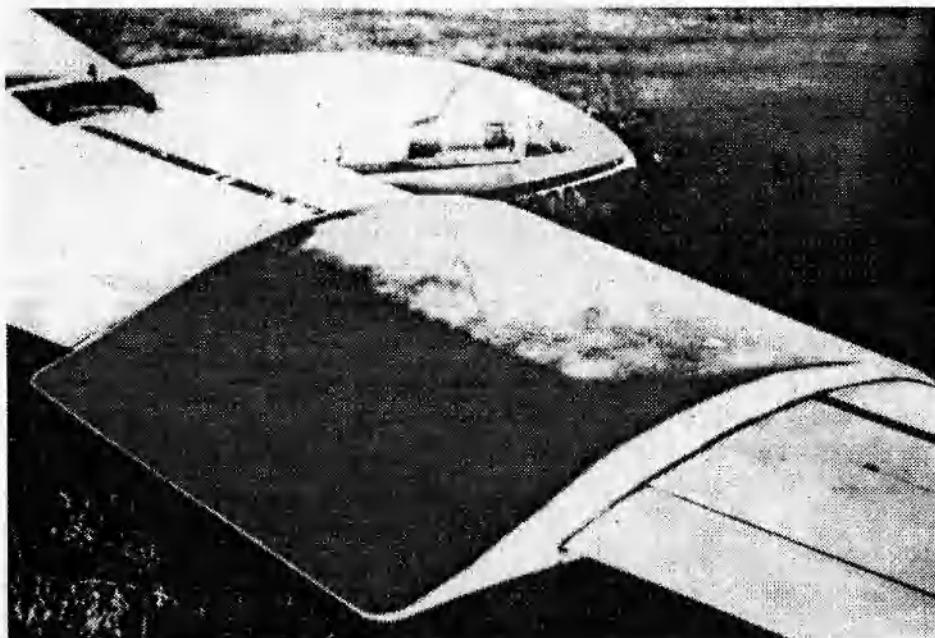


Рис. 2

Влияние градиента давления на резонансное взаимодействие волн в триплетах исследовано в [19]. Взаимодействие волн в случае существенно нелинейной первичной волны рассмотрено в [20].

Экспериментальные исследования процесса перехода к турбулентности в пограничном слое на плоской пластине были направлены на детальное изучение классического, так называемого К-режима [1]. Результаты экспериментов привели к пересмотру общепринятых представлений о возникновении турбулентности в этом режиме, в частности:

- Обнаружены когерентные структуры двух типов: связанные с трехмерным слоем сильного сдвига (Λ -структуры) и структуры солитонного характера, разделяющиеся в процессе их формирования [13, 21–25]. Последние проявляются на осциллограммах пульсаций скорости в виде характерных «шипов». В отличие от широко распространенных представлений, механизм локальной перегибной высокочастотной неустойчивости не играет существенной роли в процессе порождения этих структур [23].

- Найдено, что стохастизация течения начинается в пристенной области. Ее механизм аналогичен имеющему место в N-режиме. На стадии начала стохастизации разрушения слоя сильного сдвига не происходит [21, 22, 26].

Получена обширная количественная информация по структуре переходного пограничного слоя в этом режиме перехода [27]. Имеется хорошее количественное согласование процесса развития К-режима перехода, наблюдавшегося в эксперименте, с результатами прямого численного интегрирования уравнений Навье — Стокса [28]. Эксперименты по исследованию последних стадий N-режима перехода показали, что процессы развития возмущений аналогичны имеющим место в К-режиме [29].

Проведены сравнительные исследования перехода к турбулентности при обтекании крыла планера в полете и в промышленной аэродинамической трубе при одинаковых числах Re . Результаты оказались идентичными [30, 31]. На рис. 2 показана визуальная картина состояния пограничного слоя на манжете, укрепленной на крыле планера, в полете. Визуализация проведена методом сублимирующего покрытия. Черная область соответствует турбулентному состоянию пограничного слоя, белая — ламинарному.

Экспериментально исследованы характеристики устойчивости пограничного слоя

Блазиуса по отношению к трехмерным возмущениям. Сопоставлением с расчетами других авторов показано сильное влияние непараллельности течения. Обнаружено, что в окрестности нижней ветви кривой нейтральной устойчивости пограничный слой может быть более неустойчив к трехмерным возмущениям, чем к двумерным [32, 33].

При экспериментальном изучении структуры плоского пограничного слоя с положительным градиентом давления впервые обнаружены, наряду с волнами Толлмина — Шлихтинга, микроотрывы, что указывает на возможность реализации механизма перехода, предложенного Дж. И. Тейлором [34].

Важным этапом для построения теорий перехода к турбулентности является определение начальных амплитуд волн неустойчивости, т. е. решение проблемы «восприимчивости». Детальное экспериментальное исследование восприимчивости плоского пограничного слоя по отношению к акустическим возмущениям проведено в [35, 36], а трехмерного слоя под воздействием трехмерных вибраций, неровностей поверхности и при рассеянии акустической волны на локализованных вибрациях — в [37, 38].

Во многих технических аппаратах их элементы (например, лопатки турбин) находятся в условиях обтекания потоками газа с повышенной турбулентностью. Процесс возникновения турбулентности в пограничном слое при этом обусловлен механизмами, отличными от случая малотурбулентного внешнего течения («байпас»-переход по терминологии М. Морковина). В ИТПМ проведен большой цикл экспериментальных исследований перехода к турбулентности в пограничном слое при повышенной степени турбулентности набегающего потока. При этом обнаружен новый тип локализованных возмущений («пафф»-структуры). Получены количественные данные характеристик процесса взаимодействия между этими возмущениями и высокочастотными волнами Толлмина — Шлихтинга (вторичная неустойчивость). Найдено, что существует два разных физических механизма взаимодействия, приводящих к различным сценариям перехода к турбулентности [39–42].

Процесс возникновения турбулентности в пространственных пограничных слоях гораздо более сложен, чем в двумерных, из-за развития в них наряду с волнами Толлмина — Шлихтинга, затухающими в области отрицательных градиентов давления, волн неустойчивости, связанных с вторичными течениями. В последние годы его изучением занимаются многие группы исследователей в разных странах мира.

На основе разработанных оригинальных методик возбуждения контролируемых возмущений в трехмерном пограничном слое впервые получен полный набор характеристик устойчивости пограничного слоя на модели скользящего крыла по отношению к стационарным (продольные вихри) и бегущим модам неустойчивости вторичного течения [43–47]. В других экспериментальных условиях (крыловый профиль с большим углом стреловидности передней кромки, обтекаемый при больших отрицательных углах атаки) изучено развитие бегущих волн в линейной области при их возбуждении продольным акустическим полем [48]. Впервые получены экспериментальные данные по развитию возмущений и переходу к турбулентности в пространственном пограничном слое при обтекании модели скользящего крыла сверхзвуковым потоком газа [49]. Следует отметить, что при обтекании сверхзвукового профиля на всей его протяженности имеет место отрицательный градиент давления, подавляющий волны Толлмина — Шлихтинга. Поэтому переход к турбулентности обусловлен волнами неустойчивости вторичных течений. На стадии, непосредственно precedingющей возникновению стохастичности, в некоторых условиях имеет место вторичная неустойчивость продольных вихрей. Процесс исследован в [50–53].

Сверхзвуковые течения. Теоретически, в приближении параллельной теории, впервые обнаружены и рассмотрены новые типы собственных колебаний, а именно: колебания, вырождающиеся на больших расстояниях от границы пограничного слоя в периодически стационарные звуковые волны, а также возмущения, распространяющиеся вверх по потоку [54]. Последние результаты согласуются с экспериментальными данными [55]. Раз-

вение возмущений в пограничном слое с учетом непараллельности течения теоретически и экспериментально изучалось в [56]. Оказалось, что влияние непараллельности на степень усиления возмущений является слабым. В [57, 58] приводятся обобщающие данные по взаимодействию акустических волн с пограничным слоем. Установлено, в частности, что амплитуда возмущений внутри слоя, наведенных звуковой волной, может превышать ее интенсивность в несколько раз.

В последнее время начаты теоретические исследования нелинейных резонансных взаимодействий волн, изучен несимметричный волновой триплет, состоящий из основной волны неустойчивости и субгармоник. Найдено, что при сверхзвуковых скоростях и заданной частоте основной волны расстройка по волновым числам много меньше, чем при дозвуковых течениях [59].

Разработанная методика возбуждения контролируемых возмущений позволила получить в сверхзвуковом пограничном слое количественные данные по характеристикам устойчивости, ставшие эталоном для апробирования методов их численного расчета [60–63]. Впервые проведено экспериментальное изучение развития возмущений на нелинейной стадии и выявлен ряд особенностей, характерных для сверхзвуковых скоростей. Обнаружен субгармонический характер нелинейного волнового взаимодействия. Однако, в отличие от дозвукового случая, установлено, что субгармонический резонанс происходит в несимметричных триадах волн. На более поздней стадии выявлен совершенно неожиданный процесс «двумеризации», когда в результате нелинейного взаимодействия трехмерные возмущения вырождаются в двумерные субгармонические [64, 65].

Впервые поставлены эксперименты по восприимчивости сверхзвукового пограничного слоя к внешним акустическим возмущениям. Обнаружены три области наибольшей восприимчивости: передняя кромка модели, окрестность звуковой ветви кривой нейтральной устойчивости и окрестность нижней ветви нейтральной кривой [66]. Проведены детальные исследования процесса восприимчивости в окрестности передней кромки, получены коэффициенты преобразования внешних акустических волн в собственные колебания пограничного слоя [67].

Результаты экспериментальных исследований влияния градиентов давления, показателя адиабаты, процессов диссоциации и ионизации газов, продольного магнитного поля, наличия энтропийного слоя на устойчивость и ламинарно-турбулентный переход высокоскоростных пограничных слоев описаны в [68–74].

Получены экспериментальные данные по характеристикам устойчивости гиперзвукового пограничного слоя на плоской теплоизолированной пластине при числе $M = 6$ как в «естественных», так и в контролируемых условиях [75]. В последнем случае возмущения вводились в пограничный слой с помощью точечного электроразрядного источника. Оказалось, что в «естественных» условиях максимумы пульсаций находятся вблизи верхней границы пограничного слоя, причем их амплитуды более чем на порядок превышают амплитуды возмущений в свободном потоке.

Впервые выполнены экспериментальные исследования развития возмущений в ударном слое на плоской пластине, обтекаемой гиперзвуковым потоком газа ($M = 21$), в «естественных» и контролируемых условиях. Возбуждение искусственных волновых пакетов проводилось с помощью кососрезного газодинамического свистка [76]. Получены все основные характеристики устойчивости. В частности, найдено, что максимум интенсивности пульсаций расположен вблизи ударной волны [77].

В результате измерений, проведенных на двух летающих лабораториях, созданных на основе серийных метеоракет, в условиях работающих ракетных двигателей твердого топлива, получены новые натурные данные о локальных пиках теплового потока в зонах отрыва сверхзвуковых пограничных слоев, ламинарно-турбулентном переходе, реламинаризации, взаимодействии ламинарно-турбулентного перехода и отрыва и др. [78–81].

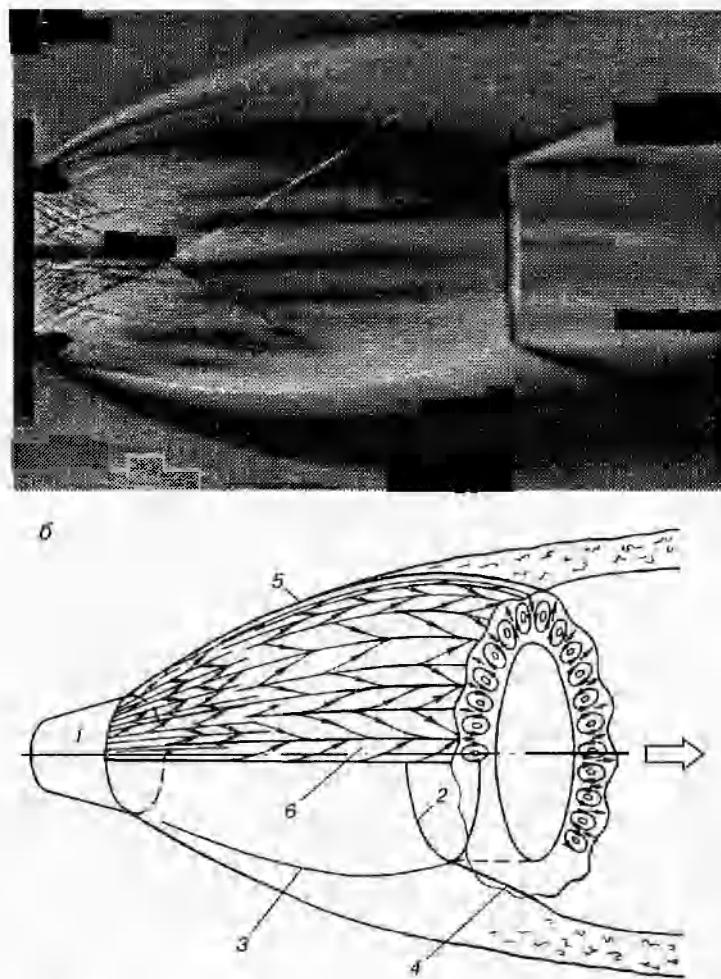


Рис. 3

При экспериментальном исследовании структуры сверхзвуковых недорасширенных осесимметричных струй обнаружена стационарная азимутальная неоднородность в распределении газодинамических параметров [82, 83]. Она обусловлена наличием продольных вихрей, что видно при визуализации течения (рис. 3). Здесь представлены шлиренфотографии (экспозиция 1/30 с) сверхзвуковой недорасширенной струи, истекающей из осесимметричного сопла (*а*), и схематичное изображение продольных вихревых структур в начальном участке струи (*б*): 1 — сопло, 2 — диск Маха, 3 — висячий скачок уплотнения, 4 — отраженный скачок, 5 — граница струи, 6 — продольные вихри [84]. Экспериментальные данные по спектральному составу возмущений представлены в [85]. Была высказана гипотеза, что формирование продольных вихрей обусловлено неустойчивостью Тэйлора — Гертлера в слое смешения. Соответствующие расчеты в рамках линейной и слабонелинейной теории устойчивости подтвердили эту гипотезу. В частности, установлено, что взаимодействие возмущений в резонансных триадах ведет к значительному усилению спиральных мод на начальном участке струи. В рамках слабонелинейной теории исследовано самовоздействие и парное комбинационное взаимодействие неустойчивых возмущений [86–96]. Эксперименты показали существенное влияние начальных данных (уровня и характера поверхности шероховатости сопла) на формирование и развитие продольных вихрей на начальном участке сверхзвуковой струи [97, 98].

Теоретически исследована устойчивость сжимаемых слоев смешения потоков, в том

числе имеющих большой перепад температур. Установлено, что сжимаемость приводит к стабилизации вихревых возмущений и возникновению акустических мод, имеющих сверхзвуковые фазовые скорости. Область неустойчивости сдвиговой моды расширяется для горячей струи и сужается для холодной, а акустическая мода всегда дестабилизируется. Ведутся исследования начальных стадий нелинейного развития сдвиговых волн [99, 100]. Результаты экспериментальных исследований устойчивости следа за плоской пластиной, обтекаемой сверхзвуковым потоком газа, представлены в [101–103].

3. Турбулентность. На основе концепции моделирования сложных турбулентных течений уравнениями переноса турбулентных напряжений и турбулентного потока тепла [104] исследовано распространение примесей в пограничном слое атмосферы [105]. Определены статистические характеристики турбулентного течения во вращающейся круглой трубе. Объяснено подавление турбулентности под воздействием закрутки [106].

На основе развитой ранее модели турбулентности с использованием несимметричного тензора напряжений при записи осредненных уравнений движения изучены механизм и условия генерации крупномасштабных структур во вращающихся температурно-стратифицированных слоях [107, 108], причины появления спиральной турбулентности [109], а также влияние долговременной памяти предыстории течения на процессы теплообмена при сверхзвуковых скоростях и наличии локальных зон отрыва и присоединения [110, 111]. Дано качественное объяснение недавно обнаруженного [112] расслоения коэффициентов интенсивности теплообмена на дискретные уровни в звуковом поле при вращательной анизотропии сверхзвукового течения [113].

Разными авторами проводилось численное моделирование сложных сверхзвуковых турбулентных течений с целью оценки применимости различных моделей турбулентности и их улучшения. Исследование сложных двумерных сверхзвуковых турбулентных течений с ударными волнами, областями отрыва и волнами разрежения выполнено в [114, 115] на основе численного интегрирования осредненных по Фавру уравнений Навье — Стокса. Для замыкания системы уравнений была привлечена К — ω модель турбулентности. Использование схемы повышенного порядка точности дало удовлетворительное согласование результатов расчета с экспериментальными данными (см. обзор [116]).

Экспериментальные данные по развитию сверхзвуковых турбулентных пограничных слоев в условиях воздействия больших положительных и отрицательных градиентов давления представлены в [117–123]. Найдено, что после прохождения веера волн разрежения зона релаксации имеет протяженность на порядок больше, чем при прохождении через скачок уплотнения. Пульсации массового расхода существенно подавляются под воздействием отрицательного градиента давления; влияние этого градиента сохраняется на большой длине и носит сложный характер. При определенных условиях возможна реламинаризация течения, предложены критерии ее появления для двумерных и осесимметричных тел.

4. Отрыв пограничных слоев. Взаимосвязь явлений отрыва пограничного слоя и его неустойчивости [1] подтверждена многочисленными экспериментами, проведенными при дозвуковых скоростях потока с детальными измерениями структуры течений [124–135]. В каких бы условиях не осуществлялся отрыв (крыло под большим углом атаки, уступы-выступы на поверхности, ламинарный отрыв с ламинарным или турбулентным присоединением, турбулентный отрыв), его образование связано с волновыми процессами в слое сдвига на внешней границе отрывной зоны. На начальной стадии волновые процессы хорошо описываются линейной теорией. При изучении нелинейной стадии развития возмущений обнаружено субгармоническое возбуждение волны с большой шириной в волновом спектре колебаний. В экспериментах по «восприимчивости» найдены локализованные участки течений, в которых происходит возбуждение вихревых возмущений. При изучении глобального отрыва на «двумерном» крыле [136] обнаружен трехмерный характер течения — наличие крупномасштабных вихрей в плоскости крыла (рис. 4); ва-

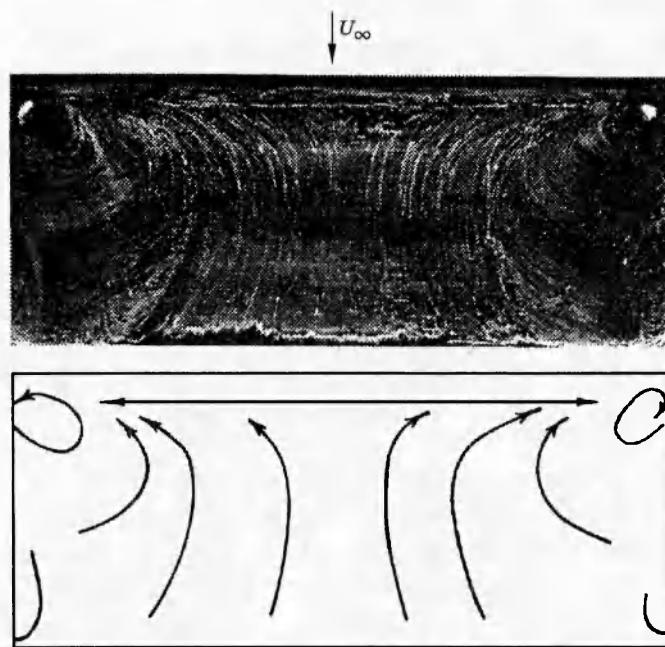


Рис. 4

рирование условий на концах крыла не меняло общей картины.

Были проведены комплексные исследования характеристик турбулентности и теплообмена на моделях плоских отрывных течений в трех аэродинамических трубах ИТПМ и изучено влияние чисел Маха, Рейнольдса, интерференции скачков уплотнения на релаксационные области за присоединением, зоны отрыва на теплообмен вверх по потоку и установлены закономерности в связях распределений пиковых значений характеристик турбулентности и давлений в областях отрыва и присоединения [137, 138]. Одно из важных свойств турбулентных течений в области интенсивных внешних градиентных воздействий — образование продольных структур, наложенных на турбулентное поле, было исследовано в [139]. Результаты измерений характеристик течения в отрывных зонах, инициированных ударными волнами, полученные в обширной серии экспериментов, в сравнении с расчетами, выполненными с использованием различных моделей турбулентности, приведены в обзоре [116].

5. Аэрогазодинамика многокомпонентных и двухфазных сред. Характерной особенностью таких сред является наличие в потоке нескольких фаз или компонентов, которые могут интенсивно обмениваться массой, энергией и импульсом, что существенно оказывается на движении всей смеси. В ИТПМ активно проводились исследования ударно-волновых процессов в смесях газа с твердыми частицами [140–142], в ходе которых были получены следующие результаты:

- Найдены все законы сохранения, описывающие движение аэровзвесей, и определены их типы для различных концентраций твердой фазы. Это позволило корректно поставить и решить ряд задач о структуре ударных волн в многокомпонентных газах [142, 143].
- Создана теория комбинированного разрыва, учитывающая конечный размер частиц, что позволило построить метод сквозного счета для таких разрывов [144].
- Развита дискретно-континуальная модель [145] для течений с пересечением траекторий частиц, доказана устойчивость стационарных течений смеси в поле сил тяжести. Исследованы вопросы образования каустик в псевдогазе частиц, найдены критерии их возникновения и показано, что число частиц на каустике пропорционально объемной кон-

центрации частиц и, как следствие, средняя плотность по твердой фазе является конечной величиной. Установлена связь теории каустик и известного понятия ρ -слоя [146].

В рамках континуально-дискретной модели разработан и реализован в виде программы эйлерово-лагранжев метод расчета нестационарного течения смеси газ — частицы в одно- и двумерном случаях при наличии пересечения траекторий частиц [145].

В результате решения задачи о взаимодействии ударной волны с облаком частиц установлено, что при объемной концентрации частиц $m_2 \sim 10^{-2}$ перед облаком формируется коллективная ударная волна, возникновение которой связано с торможением газа в облаке частиц. На основе данного механизма получен критерий возникновения коллективной ударной волны. Ее формирование приводит к существенному уменьшению ускорения облака. Результаты расчета траектории левой границы облака хорошо согласуются с экспериментом [147–153], для разреженного облака ($m_2 \sim 10^{-3}$) дано объяснение найденному в эксперименте изменению относительного числа Маха сверхзвукового потока по поперечному размеру облака. Установлено, что это вызвано торможением газа в волне сжатия, возникающей в облаке [149, 150]. В задаче о движении облака над плоской поверхностью показано, что при расстояниях между ними, меньших по сравнению с толщиной облака, происходит разрушение облака на два сгустка. В случае, когда расстояние до поверхности больше толщины облака, влиянием поверхности можно пренебречь. При ускорении облака сплющивается вдоль направления своего движения, а с его боковых границ происходит вынос частиц. Изучено взаимодействие ударной волны с облаком частиц, границы которого в начальный момент были подвергнуты малым возмущениям. Показано, что в дальнейшем происходит рост возмущений, который приводит к разрушению облака на отдельные сгустки. Существенную роль в этом процессе играют вторичные вихревые течения газа, возникающие в результате возмущений границы облака частиц [154].

Следует отметить, что в ИТПМ активно проводились исследования ударно-детонационных процессов в смесях газа с реагирующими твердыми частицами, но эта часть работы будет освещена в журнале «Физика горения и взрыва».

Процесс эрозионного разрушения поверхности, обтекаемой двухфазным потоком, определяется в основном параметрами частиц, соударяющихся с ней. При сверхзвуковом обтекании затупленных тел были обнаружены два принципиально разных режима течения в зависимости от процесса взаимодействия системы частиц с поверхностью обтекаемого тела [141].

Для первого режима выведено граничное условие на поверхности тела, учитывающее изменение эрозии в процессе обтекания, и полностью поставлена задача обтекания [141], когда в зоне перед телом учитываются продукты эрозии. В результате ее решения был обнаружен эффект экранирования обтекаемого тела, суть которого заключается в том, что с ростом расхода конденсированной фазы скорость эрозии возрастает, достигает максимума, а затем убывает. Плотный пылевой слой, образующийся над эродированной поверхностью, препятствует ее разрушению. При этом конвективный механизм передачи энергии сменяется диффузионным, а давление в псевдогазе частиц начинает играть существенную роль в динамике многофазной смеси [156, 157]. С использованием предложенной модели были решены задачи обтекания тонкого профиля и разрушения клина в сверхзвуковом запыленном потоке [140].

Во втором режиме обтекания были выявлены два эффекта, имеющие большое практическое значение:

- Образование перед затупленными телами передних отрывных зон отраженными от тела частицами при их отлете на расстояние, превышающее толщину ударного слоя, что приводит к существенному снижению сопротивления тел.
- Формирование покрытия из металлических частиц в твердом состоянии, что позволило предложить новый метод нанесения покрытий — метод «холодного газодинамического

ского напыления» [156–158].

6. Аэрогазодинамика летательных аппаратов. Практика конструирования современных летательных аппаратов выдвигает все новые задачи, в том числе связанные с совершенствованием сопряжений их элементов. Постоянно растет интерес к изучению физических свойств и закономерностей развития течений в областях сопряжений аэrodинамических поверхностей с целью построения приемлемых методов расчета этого сложного класса сдвиговых потоков. Однако недостаток экспериментальной информации по ряду направлений в изучении данной проблемы сдерживал создание эффективных методов расчета конструкций летательных аппаратов и в значительной степени ограничивал выход их на прямое практическое использование. В связи с этим на протяжении нескольких лет в ИТПМ проводятся систематические экспериментальные исследования многообразных форм пространственных несжимаемых и сжимаемых течений в областях сопряжений различных пересекающихся поверхностей в условиях большого количества осложняющих факторов: существенного влияния предыстории потока, наличия градиента давления, продольной и поперечной кривизны сопрягаемых поверхностей, несимметрии течения, взаимодействия косого скачка уплотнения с пограничным слоем и др.

На основе использования разработанных оригинальных методов и средств диагностики установлены основные закономерности развития, физические свойства и структура пространственных ламинарных и турбулентных пристенных течений в плоских и криволинейных продольно обтекаемых угловых конфигурациях в широком диапазоне исследуемых условий и варьируемых параметров [159–164]. В частности, выявлен механизм формирования вихревых потоков как в условиях развитой турбулентности, так и по длине ламинарно-турбулентной области течения [163–165]. Обнаружена, прямо и косвенно обоснована и объяснена принципиально важная роль в этом процессе геометрии передней кромки угловой конфигурации и несимметрии пересекающихся поверхностей [166, 167]. Детально исследована и доказана доминирующая роль плавного сопряжения пересекающихся поверхностей в формировании газодинамической структуры течения и определены условия вырождения пространственного сдвигового потока [166]. Экспериментально изучены условия взаимодействия и смыкания двух пространственных угловых зон в прямоугольном канале и сформулированы требования к выбору минимальных поперечных размеров таких каналов для исключения негативных явлений [166].

Обнаружен эффект усиления наследственных признаков пространственного течения (памяти потока) вблизи линии сопряжения двух поверхностей [168] в сравнении с двумерной областью [167–171] и определены доминирующие механизмы, ответственные за ослабление темпа релаксации потока в первой из указанных областей. Показано, что его основной причиной является формирование продольно развивающихся вихрей как основных носителей информации о возмущениях [169].

Понимание структуры и физических механизмов, управляющих течениями в угловых зонах, позволило определить рациональную (с точки зрения минимума сопротивления) по сравнению с исходной форму сопряжения крыла и фюзеляжа схематизированной модели самолета, обеспечивающую снижение аэродинамического лобового сопротивления на несколько процентов [172–174].

Установлены принципиальные особенности структуры пространственного отрывного течения, инициированного взаимодействием падающего косого скачка уплотнения с развитым турбулентным течением в угловой конфигурации [175–178] и в прямоугольном полуканале [179–181]. Получены корреляционные соотношения для определения геометрических характеристик реализующихся отрывных областей течения.

К наиболее сложным задачам аэродинамики относятся классы задач обтекания системы тел. В ИТПМ получены подробные экспериментальные данные по аэродинамической интерференции двухступенчатых систем при их разделении, выяснены особенности струк-

туры течения. Эти данные позволяют проводить верификацию математических моделей не только по интегральным параметрам, но и по локальным [182, 183].

Проведены теоретические и экспериментальные исследования течений в плоских несимметричных соплах в условиях обдува внешним сверхзвуковым потоком с целью построения их оптимальных форм. Предложены способы регулирования контура сопла на нерасчетных режимах и метод экспериментального определения внутренних силовых характеристик сопла в условиях обдува внешним сверхзвуковым потоком. Обнаружена значительная зона отрыва внешнего потока вблизи кромки короткой обечайки, причем установлено, что она имеет пространственную структуру. Создан метод расчета для до- и трансзвуковых течений в соплах, а выполненные расчеты дали хорошее совпадение с результатами экспериментов [184, 185].

Проведены исследования трехмерного пограничного слоя на поверхностях сжатия конвергентных воздухозаборников [121]. Показано, что в условиях очень больших продольных градиентов давления реализуется безотрывное течение [120].

По имеющимся литературным данным в настоящее время предельное число Маха потока, достигнутое в экспериментах на моделях гиперзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ГПВРД), составляет 8,0. Предполагается, что перспективные ГПВРД будут иметь $M = 8$, и поэтому во многих лабораториях мира делаются попытки создать модели двигателя будущего и изучить протекающие в них физические процессы. С этой целью в ИТПМ создана экспериментальная модель гиперзвукового ракетно-прямоточного двигателя (ГРПД) (рис. 5), отличительной особенностью которого является наличие встроенного в прямоточный тракт пакета из пяти ракетных микродвигателей, работающих на водородно-кислородной смеси. Модель рассчитана на проведение экспериментов при $M = 8\text{--}18$. На рис. 5 приведены обозначения: 1 — сменный воздухозаборник, 2 — начальный участок камеры сгорания, 3 — камера сгорания, 4 — пояса инжекторов для подачи горючего, 5 — блок ракетного двигателя, 6 — емкость с O_2 , 7 — конечный участок камеры сгорания, 8 — емкость с H_2 , 9 — сменное сопло, 10 — пневмотрасса для подачи H_2 , 11 — трассы для подачи H_2 , O_2 в двигатель, 12 — трехкомпонентные весы, 13 — сопло аэродинамической трубы. Расчетные оценки показали, что эффективность этого двигателя при числе M полета, равном 12, существенно выше, чем ракетного двигателя [186].

В импульсной аэrodинамической трубе ИТ-302М проведены «холодные» и «горячие» испытания модели ГРПД в режиме прямоточного двигателя при числах M потока, равных 10; 12,2 и 13, коэффициенте избытка воздуха 1,0 и параметрах торможения: $P = 150\text{--}400$ бар, $T = 2100\text{--}2300$ К. Измерены распределения давлений по тракту двигата-

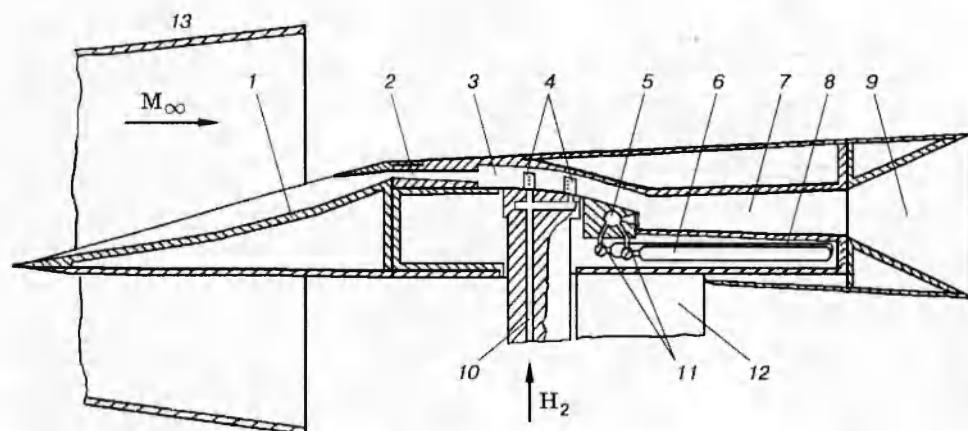


Рис. 5

теля в разные моменты времени и впервые в экспериментах установлена сходимость по времени распределений относительных давлений к установившемуся режиму. Обработка экспериментальных данных показала, что горение газообразного водорода происходит в сверхзвуковом потоке воздуха [187–189].

Несмотря на то, что исследования по интегральной аэрогазодинамике гиперзвуковых летательных аппаратов ведутся в течение нескольких десятилетий, актуальности они не потеряли и до настоящего времени. Поиск оптимальных конфигураций летательных аппаратов, обеспечивающих максимальную эффективность полета, пока возможен только на простых математических моделях, на основе метода газодинамического конструирования [190, 191].

Проведены экспериментальные и теоретические исследования суммарных аэродинамических и интегральных тягово-аэродинамических характеристик гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА) и аэрокосмических самолетов различных конфигураций. Наряду с изучением основных свойств этих характеристик были получены данные по общей эффективности некоторых аэродинамических концепций, которые представляют интерес для проектирования перспективных гиперзвуковых летательных аппаратов с воздушно-реактивными двигателями (ГЛА с ВРД).

Особенности аэродинамики гиперзвуковых самолетов изучены при испытаниях моделей в аэродинамических трубах при сверхзвуковых и малых дозвуковых скоростях ($M = 2\text{--}6$ и $0,15$) [192–196]. Спецификой этих экспериментов является необходимость проведения сложных исследований моделей ВРД с протоками при одновременном измерении как сил и моментов с помощью аэродинамических весов, так и расходных характеристик воздухозаборников. Была существенно усовершенствована методика аэродинамических испытаний этих моделей при больших сверхзвуковых скоростях. В результате выявлены некоторые общие тенденции изменения аэродинамического качества гиперзвуковых самолетов с ростом максимальных скоростей полета [196].

В расчетных исследованиях изучались особенности формирования результирующих тягово-аэродинамических сил применительно к ГЛА с прямоточными ВРД со сверхзвуковой камерой сгорания (ГПВРД) для чисел M полета 4–15. Развиты приближенные методы расчета, основанные на полигональном представлении аэродинамических форм с помощью малого числа треугольных или многоугольных плоских панелей таким образом, чтобы для полигональных конфигураций, которые схематизируют или аппроксимируют конфигурации ГЛА, были смоделированы основные свойства компоновки аппарата [192, 197–201]. Проведены расчеты результирующих тягово-аэродинамических характеристик ГЛА с различным расположением трактов ГПВРД в компоновке с планером [195, 196, 198, 201, 202]. Прежде всего внимание было уделено традиционной компоновке ГЛА с модулем ГПВРД под крылом или несущим корпусом, которая используется, например, в проектах NASP, HOTOL, SANGER, ТУ-2000 и др. Для таких конфигураций с плоскими воздухозаборниками выявлены не отмечавшиеся ранее особенности летных свойств, в частности, так называемая тракторная неустойчивость [192, 197, 198, 201]. Исследованы также альтернативные конфигурации ГЛА с боковым расположением трактов ГПВРД [195, 196], которые, например, не имеют указанной выше неустойчивости. Результаты расчетов и полученные экспериментальные данные позволили провести сравнительную оценку летных свойств исследованных конфигураций [195, 197–202]. Разработанные методики расчета, реализованные в виде пакета программ и переданные различным организациям, эффективно использовались для определения интегральных тягово-аэродинамических характеристик при предварительном проектировании ГЛА с ГПВРД [201].

В исследованиях ИТПМ использовались методы газодинамического конструирования, развитые для построения и изучения особенностей конфигураций ГЛА с ВРД с новыми типами воздухозаборников трехмерного сжатия, в особенности с конвергентными возду-

хозaborниками. На основе V-образного несущего крыла — волнолета Нонвейлера — построена конфигурация ГЛА с ВРД с конвергентным воздухозаборником из V-образных тел [202, 203]. Эта конфигурация интересна тем, что позволяет сочетать полезные эффекты расположения воздухозаборника под несущей поверхностью и бокового расположения трактов двигателя. Сконструированы конвергентные воздухозаборники [203, 204], аналогичные так называемым трехмерным воздухозаборникам с боковым сжатием, исследуемым в NASA Langley и ЦИАМ, или являющиеся их модификациями.

Исследованы аэродинамические характеристики волнолетов, построенных на основе плоских течений около клина и осесимметричных течений около кругового конуса, и интегральные тепловые потоки к их несущим поверхностям [205–208]. Найдены оптимальные конфигурации, обеспечивающие максимум аэродинамического качества при заданных ограничениях на величины коэффициентов объема и подъемной силы, уровни тепловых потоков. Показано, что оптимальное аэродинамическое качество слабо зависит от формы поперечного контура нижней поверхности (плоской, поперечно-вогнутой или выпукло-вогнутой). Это предоставляет свободу выбора исследованных моделей волнолетов как основы построения носовой части или конфигурации ГЛА с ВРД в целом, так как допускает компоновку с ними различных плоских или конвергентных воздухозаборников без существенных потерь в аэродинамическом качестве по сравнению с оптимальным.

Применение принципов организации течения с меньшей размерностью, используемых при газодинамическом конструировании конвергентных воздухозаборников, к несущим поверхностям с трехмерным обтеканием позволило разработать класс стреловидных несущих конфигураций с поперечно-вогнутыми поверхностями, которые порождают трехмерные конвергентные сверхзвуковые течения сжатия [191, 203]. Как показали расчеты, новые конфигурации обеспечивают продольный эффект сжатия струи, захватываемой воздухозаборником, с более высоким уровнем в сравнении, например, с течениями сжатия, формирующимися при обтекании носовых частей ГЛА с обычными плоскими или поперечно-выпуклыми нижними поверхностями. К этому же классу конфигураций относятся конвергентные волнолеты [203], построенные на основе осесимметричных течений сжатия во внутренних конусах. Новый класс аэродинамических конфигураций может найти применение в высокоскоростных летательных аппаратах с воздушно-реактивными двигателями, так как эффект продольного сжатия можно использовать для повышения тягово-аэродинамической эффективности перспективных гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов.

В ИТПМ получила дальнейшее развитие теория построения профилей и крыльев в рамках модели идеального газа. С помощью проекционно-оптимизационного метода решения оптимизационных задач с ограничением в виде уравнения в частных производных [209–211] был решен ряд задач по построению профилей, реализующих максимальное критическое число Маха при заданных ограничениях на подъемную силу. Создан метод численного решения краевых задач газодинамики на базе вариационного принципа, основанный на представлении течения с помощью функционала, экстремалями которого являются уравнения течения идеального газа. Показано знакопостоянство его второй вариации для дозвуковых течений. Минимизацией составного функционала решен ряд задач построения профилей [212, 213]. Разработан алгоритм численного решения краевых задач аэрогазодинамики на основе метода граничных элементов для решения нелинейного интегрального уравнения, эквивалентного уравнениям газовой динамики [214–216]. Разработаны новые методы описания свободных границ течений на основе параметрических полиномов, исключающие осцилляции решения, что регуляризует оптимизационную задачу [217, 218]. На основе этих методик создан пакет прикладных программ для проектирования оптимальных двумерных конфигураций, удовлетворяющих заданным аэрогазодинамическим и геометрическим ограничениям, и решена серия задач по построению до- и критических

безотрывных профилей, обладающих максимальными либо подъемной силой, либо аэродинамическим качеством, либо минимальным моментом тангажа при ограничениях на его площадь и толщину [219, 220].

Для крыла конечного размаха в дозвуковом несжимаемом потоке на основе предложенной вихревой схемы [221], позволяющей формулировать на передних (боковых) кромках условия схода вихревой пелены, аналогичные условиям Жуковского — Чаплыгина на задней кромке, проведены исследования влияния вихревых структур на его аэродинамические характеристики [222, 223]. Для крыла конечного размаха в сверхзвуковом потоке в рамках линейной теории получены точные аналитические решения прямой и обратной задач аэродинамики, в том числе в классе ограниченных функций при выполнении некоторых условий типа Жуковского — Чаплыгина, накладываемых на гладкость определяющих параметров. Аналитически решены задачи обтекания крыла с полностью дозвуковыми передними кромками [224], о концевом эффекте с условиями Жуковского — Чаплыгина на дозвуковой части передней кромки [225]. Дано обоснование возможного получения решения обратной задачи в классе ограниченных функций, приведены примеры построения поверхностей крыльев конечного размаха по заданной нагрузке на них [226, 227].

Для расчета аэродинамических характеристик крыльев сложной конфигурации в сверхзвуковом потоке были созданы комплексы программ на основе линейной теории. Разработанный алгоритм решения прямых задач аэродинамики позволил решить для крыла конечного размаха ряд новых оптимизационных задач: оптимизация с ограничениями в виде неравенств, с условиями самобалансировки, по максимуму аэродинамического качества. В результате исследований найдены формы крыльев с высоким аэродинамическим качеством, для которых выявлен эффект «тянущей» передней кромки [228–232].

Для вычисления коэффициентов трения созданы алгоритмы, позволяющие проводить расчеты пространственного сжимаемого пограничного слоя при сверхзвуковом обтекании заостренных тел фюзеляжеобразной формы [233–240] и профилированных треугольных крыльев с острыми кромками [241–246]. При этом пограничный слой может быть ламинарным, переходным и турбулентным. Для описания турбулентного течения использовались различные алгебраические модели турбулентности, а для определения зоны ламинарно-турбулентного перехода предложен простой полуэмпирический критерий по толщине потери импульса [236, 244].

Для верификации алгоритма и программы расчета пограничного слоя на заостренных телах было проведено сравнение коэффициентов трения, чисел Стантона и профилей скорости [235, 237, 238] с результатами экспериментальных работ. Получено удовлетворительное совпадение расчетных и экспериментальных данных для тел оживально-цилиндрической формы. Другая серия расчетов выполнена для сильно сплюснутого тела биэллиптического сечения.

В рамках модели полного вязкого ударного слоя разработан алгоритм расчета гиперзвукового обтекания плоской пластины при нулевом угле атаки [247–251] и под углом атаки [252, 253]. Сопоставление расчетных и экспериментальных профилей плотности и отхода ударной волны показало их удовлетворительное совпадение. Установлено, что с ростом числа Маха толщина вязкого слоя вблизи пластины растет, а невязкого — падает, поэтому, в отличие от сверхзвукового обтекания, отход ударной волны практически неизменен. С ростом числа Рейнольдса толщина ударного слоя, коэффициенты трения и числа Стантона уменьшаются. При увеличении угла атаки от -15 до $+15^\circ$ статическое давление и плотность вблизи поверхности пластины возрастают, а числа Маха за ударной волной уменьшаются.

Создание нового поколения космических аппаратов (спутников, космических станций, возвращаемых капсул, космических транспортных систем и т. п.) требует детального исследования их аэротермодинамических характеристик вдоль всей траектории полета. Значи-

тельная часть траектории полета перспективных космических аппаратов лежит в области больших высот, где определяющими являются эффекты разреженности и сильной термохимической неравновесности гиперзвукового течения. Экспериментальное моделирование высокоэнтальпийных сильнонеравновесных разреженных течений довольно проблематично, и поэтому получение необходимой информации в настоящее время осуществляется главным образом методами вычислительной аэродинамики разреженного газа.

Основным уравнением, описывающим течения разреженного газа, т. е. течения, в которых длина свободного пробега молекул газа соизмерима с характерным размером аппарата, является нелинейное кинетическое уравнение Больцмана. В настоящее время метод прямого статистического моделирования (ПСМ), основанный на применении методов Монте-Карло к решению уравнения Больцмана, стал де-факто главным инструментом для исследования сложных многомерных течений разреженного газа, потому что это позволяет моделировать эффекты реального газа на микроскопическом уровне, т. е. использовать физически адекватные модели межмолекулярного взаимодействия, внутренних степеней свободы молекул и химических реакций. Дополнительным преимуществом метода ПСМ является возможность решения многомерных задач обтекания космических аппаратов сложной геометрической формы без значительного усложнения численного алгоритма.

В [254–259] предложены экономичные численные схемы метода ПСМ для пространственно неоднородных течений простого газа и смеси химически реагирующих газов. Разработаны численные критерии оценки влияния статистической зависимости модельных частиц на результаты расчетов [260, 261]. Верификация этих схем проведена на решении классических задач динамики разреженного газа. В рамках метода ПСМ разработаны модели внутренних степеней свободы молекул [262–264], основанные на квазиклассической теории, и модель химических реакций с учетом колебательно-диссоциационного взаимодействия [265, 266]. Построенные схемы и модели метода ПСМ легли в основу вычислительного инструментария [267, 268], позволяющего решать различные задачи динамики разреженного газа, например проводить расчеты течений около тел сложной формы с учетом эффектов реального газа [268].

На базе построенного численного инструментария в [269] начаты исследования задачи об эффективности аэродинамических органов управления на больших высотах полета. Проведены дву- и трехмерные расчеты обтекания модели космического аппарата с отключенными органами управления. Детально исследовано обтекание моделей вогнутых тел для различных чисел Кнудсена и влияние эффектов реального газа на структуру течения около вогнутой поверхности, получены распределенные аэродинамические характеристики и определена эффективность органа управления [270–272].

Статистическое моделирование эволюции облаков космического мусора в верхних слоях атмосферы (на высотах от 250 до 80 км) выполнено в [273].

Важным этапом работы было создание современных программных комплексов для расчета аэродинамики аппаратов сложной формы в переходном и свободномолекулярном режимах течения, а также пре- и постпроцессорной обработки данных. Для Европейского космического агентства ESA/ESOC разработана программная система RAMSES [274], которая, по оценке экспертов этой организации, «является одной из лучших программ в мире для анализа аэродинамических свойств сложных космических аппаратов в свободномолекулярном, переходном и гиперзвуковом сплошносреднем потоке и используется для точного определения орбиты, проектирования систем контроля положения орбит и улучшения прогнозирования возвращения космических аппаратов».

Проведены тестирование и анализ эффективности численных алгоритмов метода прямого статистического моделирования для современных ЭВМ с параллельной архитектурой. Разработан новый алгоритм [274], предусматривающий равномерную загрузку процессоров и достигающий 90 % эффективности на 256 процессорах. Проведены расчеты

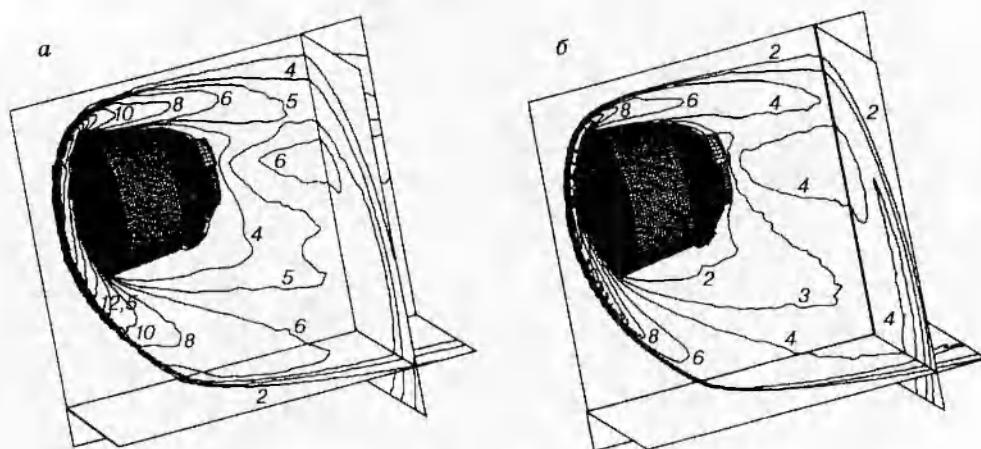


Рис. 6

обтекания спускаемой капсулой корабля «Союз» для различных высот полета и углов атаки на параллельных компьютерах. Результаты хорошо согласуются с имеющимися летными данными. На рис. 6 приведены поля температуры при обтекании капсулы (на высоте полета, равной 85 км) воздухом без учета (а) и с учетом (б) химических реакций. Цифры обозначают величины поступательной температуры в тысячах градусов Кельвина. Отличия проявляются как в отходе ударной волны, так и в существенно меньшем нагреве газа за ней при наличии химических реакций.

7. Управление течениями. Аэрофизические исследования выявляют характерные свойства течений, их роль в энергетике движения тел в газе. В результате изучения ударно-волновых процессов, ламинарно-турбулентного перехода и др. найдены оригинальные методы управления течениями, имеющие целью снижение энергетических затрат летательных аппаратов при до- и сверхзвуковых скоростях потока за счет уменьшения сопротивления трения, волнового сопротивления, сопротивления донного давления и увеличения подъемной силы летательных аппаратов.

Дозвуковые скорости. Разработаны методы активного управления отрывными течениями при обтекании крыловых профилей, основанные на результатах исследований неустойчивости течений в области их образования. Оказалось возможным путем возбуждения малых возмущений локализованными источниками или внешним акустическим полем сократить размеры локальных отрывных зон. Предложены механизмы взаимодействия управляющих возмущений и среднего потока, объясняющие этот эффект [275, 276]. В случае глобального отрыва при обтекании крыла наложением внешнего акустического поля удалось добиться присоединения потока, причем поток оставался присоединенным после удаления акустического поля (явление гистерезиса) [278–281].

Внешнее акустическое поле является эффективным средством управления также и течениями в турбулентных следах за обтекаемыми телами, что связано с наличием когерентных структур. Детальное исследование этого процесса проведено в [282, 283].

В [283, 284] представлены результаты экспериментального исследования влияния акустического поля на структуру закрученных отрывных течений при обтекании дельтавидного крыла под большим углом атаки.

Неожиданное стабилизирующее действие одиночной малой двумерной шероховатости поверхности на переход к турбулентности в пограничном слое было обнаружено [286] и подтверждено в экспериментах [35] (обычно шероховатость поверхности турбулизирует поток). Этот эффект объясняется взаимодействием волн Толлмина — Шлихтинга, развивающихся в пограничном слое, с такими же волнами, генерируемыми в окрестности шеро-

ховатости, в результате чего происходит их аннигиляция. Этот метод управления переходом фактически является разновидностью активного метода, предложенного Н. Липпманом. Обзор результатов экспериментальных исследований активных методов управления, проведенных в ИТПМ в предыдущие годы, дан в [286].

Известно стабилизирующее влияние охлаждения поверхности и дестабилизирующее — ее нагревания при обтекании поверхности потоком газа. Двумя группами московских теоретиков (В. В. Струминского и М. Н. Когана) было обнаружено стабилизирующее действие нагревания передней кромки обтекаемого тела на устойчивость пограничного слоя вниз по потоку. Экспериментально, при возбуждении контролируемых возмущений, этот эффект подтвержден в [287]. Он объясняется распространением тепловой завесы в пограничном слое над относительно холодной поверхностью. В экспериментах [288] показана возможность ламинаризации пограничного слоя в «естественнных» условиях последовательным расположением локализованных источников нагревания поверхности. Стабилизирующее действие локализованного подвода тепла при обтекании модели сверхзвуковым потоком газа описано в [289].

Известно, что слабое оребрение поверхности в направлении потока (риблеты) приводит к уменьшению сопротивления турбулентного трения. Попытка применить этот метод к управлению процессом перехода на линейной стадии развития возмущений дали отрицательный результат. Однако риблеты существенно стабилизируют процесс перехода на сильно нелинейной стадии при их расположении в зоне формирования и развития Л-образных структур. Выяснилось, что риблеты меняют структуру продольных вихрей («ноги» Л-образных структур). Тот же эффект обнаружен при исследовании развития неустойчивости продольных вихрей, образующихся в других условиях (вихри Гертлера, стационарные вихри неустойчивости вторичного течения в пространственном пограничном слое и т. п.). В результате предложен конкретный метод управления переходными пограничными слоями при развитии стационарных вихрей различной природы [290–295].

Сверхзвуковые скорости. Исследование новых принципов и способов управления аэрофизическими процессами в сверхзвуковом потоке не теряет своей актуальности, несмотря на многочисленные публикации с начала 60-х годов и до настоящего времени [296]. Способы управления сверхзвуковым обтеканием тел можно разделить на несколько классов:

- Механические, использующие аэродинамические иглы с различными формами наконечников. Наличие тонких игл перед обтекаемым телом в сверхзвуковом потоке приводит к изменению характера обтекания и, как следствие, формированию области возвратных течений перед телом, приводящему к существенному уменьшению сопротивления.

- Газодинамические, которые реализуются путем выдува массы различного физического состояния (газа, жидкости или двухфазного потока типа газа с мелкими твердыми частицами) [297, 298]. Установлено, что перестройка течения происходит как и при механических способах и для некоторых тел является более выгодной по эффекту снижения сопротивления.

- Механические в сочетании с газодинамическими [297], при которых формирование отдельных зон и управление ими осуществляется путем сжигания различных видов топлива, что приводит к снижению головного и донного сопротивлений. Этот метод может эффективно использоваться для управления траекторией полета малоразмерных летательных аппаратов.

- Создание локальных тепловых зон в сверхзвуковом потоке газа перед телом. В ИТПМ были проведены экспериментальные исследования по созданию таких зон с помощью мощного оптического разряда и изучению процесса обтекания тел в этих условиях [299]. Показано, что лазерное энерговыделение существенно изменяет структуру течения при обтекании тела и, как следствие, уменьшает сопротивление. На основе численного моделирования в трехмерном приближении [300] установлено, что наличие тепловой зоны

не на оси симметрии обтекаемого тела позволяет изменять моментные характеристики. Источник начальной тепловой зоны использовался аналогичным применяемому В. М. Левиным с сотрудниками при анализе задач обтекания в двумерном приближении.

Заключение. Многие из поставленных в конце 80-х годов важных проблем аэродинамических исследований [1] были в последнее десятилетие в ИТПМ успешно решены. На следующем этапе задача создания перспективных летательных аппаратов и аэрокосмических систем определяет новые актуальные направления развития аэрогазодинамики:

1. Совершенствование существующей экспериментальной базы и методов измерения и создание новых, позволяющих проводить исследования в условиях, максимально близких к натуральным.

2. Совершенствование и поиск принципиально новых методов управления аэрогазодинамическими процессами с целью уменьшения сопротивления тел, улучшения тяговых и экономических характеристик силовых установок.

3. Развитие фундаментальных исследований тонкой структуры аэрофизических явлений для создания новых технологий в различных областях техники.

4. Математическое моделирование сложных явлений аэрогазодинамики, которые имеют место в реальных условиях обтекания летательных аппаратов, течениях в двигателях и новых технологиях.

Авторы выражают искреннюю благодарность сотрудникам института, представившим материалы, которые были использованы при составлении данного обзора.

ЛИТЕРАТУРА

1. Дулов В. Г., Левченко В. Я., Харитонов А. М. Развитие аэродинамических исследований в ИТПМ СО РАН // ПМТФ. 1987. № 4. С. 86–106.
2. Максимов А. М., Павлов А. А. Развитие метода лазерного ножа для визуализации потока в сверхзвуковых аэродинамических трубах // Учен. зап. ЦАГИ. 1986. Т. 17, № 5. С. 5–18.
3. Корнилов В. И., Меклер Д. К., Павлов А. А. К методике измерения поверхностного трения однолучевым лазерным интерферометром // Методы аэрофизических исследований. Новосибирск, 1990. С. 144–151.
4. Корнилов В. И., Павлов А. А., Шпак С. И. К методике измерения поверхностного трения оптическим методом в сверхзвуковом потоке // Сиб. физ.-техн. журн. 1991. Вып. 6. С. 47–52.
5. Kornilov V. V., Pavlov A. A., Shpak S. I. On the techniques of skin friction measurement using an optical method // Proc. Int. Conf. on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR). Pt 1. Novosibirsk, 1992. P. 71–74.
6. Zharkova G. M., Kovrzhina V. N., Kornilov V. I., Pavlov A. A. Development of a method for surface temperature fields registration using liquid crystal coatings // Trans. Int. Seminar on Optical Methods and Data Processing in Heat and Fluid Flow. L., 1996. P. 101–110.
7. Жаркова Г. М., Коврижина В. Н., Корнилов В. И., Павлов А. А. Метод регистрации полей температур с помощью жидкокристаллических покрытий // Теплофизика и аэромеханика 1996. Т. 3, № 4. С. 269–279.
8. Жаркова Г. М., Коврижина В. Н., Павлов А. А. Цифровая обработка видеоизображений — новые возможности термотропных жидких кристаллов для визуализации и исследования потоков // Оптические методы исследования потоков: Тр. III Междунар. науч.-техн. конф. М.: МЭИ, 1995.
9. Павлов А. А. Развитие панорамных методов оптической диагностики пространственных течений: Автореф. дис. ... канд. физ.-мат. наук. Новосибирск, 1995.
10. Nikiforov S. B., Pavlov A. A. Digital oil visualisation pictures processing // Proc. Int. Conf. on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR). Pt 2. Novosibirsk, 1996. P. 191–195.
11. Жаркова Г. М., Соснин А. С. Жидкокристаллические композиты. Новосибирск: Наука, 1994.
12. Топчян М. Е., Харитонов А. М. Аэродинамические трубы для гиперзвуковых исследований // ПМТФ. 1994. Т. 35, № 3. С. 66–81.
13. Kachanov Y. S. On the resonant nature of the breakdown of a laminar boundary layer // J. Fluid Mech. 1987. V. 184. P. 43–74.
14. Зельман М. Б., Масленникова И. И. О формировании пространственной структуры субгармонического перехода в потоке Блазиуса // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. 1989. № 3. С. 77–81.

15. Zelman M. B., Maslennikova I. I. On the spatial structure of disturbances in boundary layer subharmonic transition // Laminar-Turbulent Transition / D. Arnal, R. Michel (Eds). Berlin: Springer-Verl., 1990. P. 137–142.
16. Зельман М. В., Масленникова И. И. Генерация спектров пульсаций при субгармоническом переходе в пограничных слоях // ПМТФ. 1992. № 2. С. 58–62.
17. Zelman M. B., Maslennikova I. I. Subharmonic transition spectra generation and transition predication in a boundary layer // Eur. J. Mech. B. Fluids. 1993. V. 12, N 2. P. 161–174.
18. Zelman M. B., Maslennikova I. I. TS-wave resonant mechanism of subharmonic type transition // J. Fluid Mech. 1993. V. 252. P. 449–478.
19. Масленникова И. И. Резонансное возбуждение пространственных возмущений в пограничном слое при наличии градиента давления // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. 1987. № 6. С. 46–52.
20. Зельман М. Б., Смородский Б. В. О формировании структуры поля возмущений в переходном пограничном слое // ПМТФ. 1997 (в печати).
21. Бородулин В. И., Качанов Ю. С. Роль механизма локальной вторичной неустойчивости в К-режиме разрушения пограничного слоя // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. 1988. № 18. С. 65–77.
22. Бородулин В. И., Качанов Ю. С. Формирование и развитие когерентных структур в переходном пограничном слое // ПМТФ. 1995. Т. 36, № 4. С. 60–97.
23. Kachanov Y. S. Physical mechanisms of laminar-boundary-layer transition // Ann. Rev. Fluid Mech. 1994. V. 26. P. 411–482.
24. Качанов Ю. С., Рыжов О. С. Формирование солитонов в переходном пограничном слое, теория и эксперимент // Сиб. физ.-техн. журн. 1992. Вып. 1. С. 34–52.
25. Kachanov Y. S., Ryzhov O. S., Smith F. T. Formation of solitons in transitional boundary layers: theory and experiments // J. Fluid Mech. 1993. V. 251. P. 273–297.
26. Дрыганец С. В., Качанов Ю. С., Левченко В. Я., Рамазанов М. П. Резонансная стохастизация течения в К-режиме перехода пограничного слоя // ПМТФ. 1990. № 2. С. 83–94.
27. Качанов Ю. С., Козлов В. В., Левченко В. Я., Рамазанов М. П. Природа К-режима разрушения ламинарного пограничного слоя // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. 1989. Вып. 2. С. 124–158.
28. Rist U., Kachanov Y. S. Numerical and experimental investigation of the K-regime of boundary-layer transition // Laminar-Turbulent Transition / R. Kobayashi (Ed.). Berlin: Springer-Verl., 1995. P. 405–412.
29. Bake S., Kachanov Y. S., Fernholz H. H. Subharmonic of K-regime of boundary-layer breakdown // Transitional Boundary Layer in Aeronautics / R. A. W. M. Henkes, D. J. L. van Ingen (Eds). Pt 8. Dordrecht: Kluwer Acad. Publ., 1996.
30. Занин Б. Ю. Переход к турбулентности на крыле в полете и в аэродинамической трубе // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. 1988. Вып. 5, № 18. С. 51–53.
31. Занин Б. Ю. Структура пограничного слоя на нижней поверхности крыла в полете и в аэродинамической трубе // Учен. зап. ЦАГИ. 1991. Т. 22, № 3. С. 118–122.
32. Качанов Ю. С., Оболенцева Т. Г. Развитие трехмерных возмущений в пограничном слое Благиуса. Ч. 1. Волновые поезда // Теплофизика и аэромеханика. 1996. Т. 3, № 3. С. 239–258.
33. Качанов Ю. С., Оболенцева Т. Г. Развитие трехмерных возмущений в пограничном слое Благиуса. Ч. 2. Характеристики устойчивости // Теплофизика и аэромеханика. 1997. Т. 4, № 3.
34. Kosorygin V. S. Stability and transition to turbulence in a 2-D boundary layer under the influence of adverse pressure gradients // Nonlinear Instability of Nonparallel Flows / S. P. Lin, W. R. C. Phillips (Eds). Berlin: Springer-Verl., 1994. P. 86–97.
35. Kosorygin V. S., Radeztsky R. H. Jr., Saric V. S. Laminar boundary layer sound receptivity and control // Laminar-Turbulent Transition / R. Kobayashy (Ed.). Berlin: Springer-Verl., 1995. P. 517–524.
36. Holm E. S., Kosorygin V. S. On excitation of unstable boundary layer waves by freestream sound // Ibid. P. 357–364.
37. Иванов А. В., Качанов Ю. С. Возбуждение и развитие пространственных пакетов волн неустойчивости в трехмерном пограничном слое // Теплофизика и аэромеханика. 1994. Т. 1, № 4. С. 287–305.
38. Иванов А. В., Качанов Ю. С., Копцев Д. Б. Экспериментальное исследование возбуждения волн неустойчивости в трехмерном пограничном слое при рассеянии акустической волны на вибраторе // Теплофизика и аэромеханика. 1997. Т. 4, № 4.
39. Грек Г. Р., Козлов В. В., Рамазанов М. П. Ламинарно-турбулентный переход при повышенной степени турбулентности набегающего потока // Сиб. физ.-техн. журн. 1991. Вып. 6. С. 1–31.
40. Westin K. J. A., Boiko A. V., Klingmann B. G. B., Kozlov V. V., Alfredsson P. H. Experiments in a boundary layer subjected to free stream turbulence. Pt 1. Boundary Layer Structure and Receptivity // J. Fluid Mech. 1994. V. 281. P. 193–218.
41. Boiko A. V., Westin K. J. A., Klingmann B. G. B., Kozlov V. V., Alfredsson P. H. Experiments in a boundary layer subjected to free stream turbulence. Pt 2. The role of TS-waves in the transition process // Ibid. P. 219–245.

42. Bakchinov A. A., Westin K. J. A., Kozlov V. V., Alfredsson P. H. On the receptivity of a flat plate boundary layer to localized free stream disturbances // Laminar-Turbulent Transition / R. Kobayashy (Ed.). Berlin: Springer-Verl., 1995. P. 7–15.
43. Качанов Ю. С., Тарапыкин О. И., Федоров А. В. Экспериментальное моделирование пограничного слоя на скользящем крыле в области формирования вторичного течения // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. 1989. Вып. 3. С. 44.
44. Качанов Ю. С., Тарапыкин О. И., Федоров А. В. Исследование устойчивости к стационарным возмущениям пограничного слоя на модели скользящего крыла // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. 1990. С. 11.
45. Gaponenko V. R., Ivanov A. V., Kachanov Y. S. Experimental study of cross-flow instability of a swept-wing boundary layer with respect to traveling waves // Laminar-Turbulent Transition / R. Kobayashy (Ed.). Berlin: Springer-Verl., 1995. P. 373–380.
46. Kachanov Y. S. Three-dimensional instabilities in a boundary layer // Proc. Colloquium on Transitional Boundary Layers in Aeronautics, Amsterdam, Dec. 6–8, 1995.
47. Kachanov Y. S. Experimental studies of three-dimensional instability of a boundary layer. N. Y., 1996 (Paper / AIAA; N 96-1978).
48. Левченко В. Я., Щербаков В. А. Неустойчивость пространственного пограничного слоя на скользящем крыле // ПМТФ. 1997. Т. 38, № 3. С. 32–38.
49. Levchenko V. Ya., Kosinov N. V., Semionov N. V., Ermolaev Yu. G. Instability of a three-dimensional supersonic boundary layer // IUTAM Symp. on Nonlinear Instability and Transition in Three-Dimensional Boundary Layer / P. W. Duck, Ph. Hall (Eds). Dordrecht, Boston, London: Kluwer Acad. Publ., 1996. P. 361–368.
50. Бойко А. В., Козлов В. В., Сызранцев В. В., Щербаков В. А. Экспериментальное исследование процесса перехода к турбулентности на одиночном стационарном возмущении в пограничном слое скользящего крыла // ПМТФ. 1995. Т. 36, № 1. С. 72–84.
51. Бойко А. В., Козлов В. В., Сызранцев В. В., Щербаков В. А. Экспериментальное исследование высокочастотных вторичных возмущений в пограничном слое скользящего крыла // ПМТФ. 1995. Т. 36, № 3. С. 74–83.
52. Бойко А. В., Козлов В. В., Сызранцев В. В., Щербаков В. А. Исследование влияния внутренней структуры продольного вихря на развитие бегущих возмущений в нем // Теплофизика и аэромеханика. 1997. Т. 4, № 3.
53. Boiko A. V. Some aspects of transition to turbulence and its control in a swept wing boundary layer // Proc. 2nd Turbulence Research Association Workshop, Seoul, Korea, Dec. 2, 1995 / S. K. Kauh, M. J. Lee, H. J. Sung (Eds). Seoul: Seoul National Univ., 1995. P. 19–37.
54. Гапонов С. А., Петров Г. В. Устойчивость сверхзвукового пограничного слоя при повороте течения // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. 1987. Вып. 2, № 6. С. 25–29.
55. Косинов А. Д., Маслов А. А., Шевельков С. Г. Экспериментальное исследование развития гармонических возмущений в пограничном слое плоской пластины при числе Маха $M = 4$ // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. 1990. № 6. С. 54–58.
56. Гапонов С. А., Лысенко В. И. Развитие возмущений вблизи поверхности, обтекаемой сверхзвуковым потоком // ПМТФ. 1988. № 6. С. 70–76.
57. Гапонов С. А. О взаимодействии сверхзвукового пограничного слоя с акустическими возмущениями // Теплофизика и аэромеханика. 1995. Т. 2, № 3. С. 209–217.
58. Gaponov S. A. Excitation of instability waves in the supersonic boundary layer by sound // Nonlinear Instability of Nonparallel Flows / S. P. Lin, W. R. C. Phillips, D. T. Valentine (Eds). Berlin: Springer-Verl., 1994. P. 206–212.
59. Gaponov S. A., Maslenikova I. I. Subharmonic instability of a supersonic boundary layer // Proc. Int. Conf. on the Methods of Aerophysical Research. Novosibirsk, 1996. V. 1. P. 102–107.
60. Gaponov S. A., Kosinov A. D., Maslenikova I.I., Semionov N. V., Shevelkov S. G. Nonlinear development of waves in the supersonic boundary layer // Laminar-Turbulent Transition / R. Kobayashi (Ed.). Berlin: Springer-Verl., 1995. P. 181–188.
61. Kosinov A. D., Maslov A. A., Shevelkov S. G. Experiments on stability of a supersonic boundary layers // J. Fluid Mech. 1990. V. 219. P. 621–633.
62. Косинов А. Д., Маслов А. А., Шевельков С. Г. Экспериментальное моделирование волновых процессов в сверхзвуковом пограничном слое на плоской пластине // Моделирование в механике: Сб. науч. тр. / РАН. Сиб. отд-ние. ВЦ; ИТПМ. 1993. Т. 7(24), № 4. С. 100–109.
63. Kosinov A. D., Semionov N. V., Shevelkov S. G. Special features of generation and development of a harmonical wave in a supersonic boundary layer // Recent Advances in Exp. Fluid Mech. / F. G. Zhuang (Ed.). Beijing: Int. Acad. Publ., 1992. P. 53–58.
64. Kosinov A. D., Semionov N. V., Shevelkov S. G., Zinin O. I. Experiments on the nonlinear instability of supersonic boundary layers // Nonlinear Instability of Nonparallel Flows / S. P. Lin, W. R. C. Phillips (Eds). Berlin: Springer-Verl., 1994. P. 196–205.

65. Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Семенов Н. В. Экспериментальное исследование развития волн неустойчивости на плоской пластине при числе Maxa $M = 3$ // ПМТФ. 1997. Т. 38, № 2. С. 107–114.
66. Maslov A. A., Semionov N. V. Acoustic disturbances and a supersonic laminar boundary layer // Problems of Nonlinear Acoustics / V. K. Kedrinskii (Ed.). Pt II. Novosibirsk, 1987. P. 132–134.
67. Косинов А. Д., Маслов А. А., Семенов Н. В. К экспериментальному исследованию восприимчивости сверхзвукового пограничного слоя // Докл. РАН. 1996. Т. 35, № 3. С. 335–337.
68. Лысенко В. И. Устойчивость высокоскоростного пограничного слоя // ПМТФ. 1988. № 6. С. 76–78.
69. Лысенко В. И. Исследование влияния показателя адиабаты на устойчивость и переход сверхзвукового пограничного слоя // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. 1989. № 2. С. 179–183.
70. Лысенко В. И. Влияние энтропийного слоя на устойчивость сверхзвукового ударного слоя и переход ламинарного пограничного слоя в турбулентный // ПМТФ. 1990. № 6. С. 74–80.
71. Lysenko V. I. High-speed boundary-layer stability and transition // Eng. Transactions. 1993. V. 41, N 1. P. 31–50.
72. Лысенко В. И. Исследование положения перехода в сверхзвуковом пограничном слое на пластине и в следе за ней // Сиб. физ.-техн. журн. 1993. № 4. С. 44–46.
73. Lysenko V. I. High-speed boundary-layer stability and transition // Int. J. Mech. Sci. 1993. V. 35, N 11. P. 921–933.
74. Lysenko V. I. High-speed boundary-layer stability and transition // Laminar-Turbulent Transition / R. Kobayashi (Ed.). Berlin: Springer-Verl., 1995. P. 213–220.
75. Маслов А. А., Сидоренко А. А., Шиплюк А. Н. Экспериментальное исследование естественных возмущений в гиперзвуковом пограничном слое плоской пластины // ПМТФ. 1997. Т. 38, № 1. С. 71–75.
76. Маслов А. А., Миронов С. Г. Экспериментальное исследование обтекания полузамкнутой цилиндрической полости гиперзвуковым потоком низкой плотности // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 1996. № 6. С. 165–170.
77. Маслов А. А., Миронов С. Г., Шиплюк А. Н. Экспериментальное исследование пульсаций плотности в гиперзвуковом ударном слое на плоской пластине // ПМТФ. 1996. Т. 37, № 6. С. 51–60.
78. Павлюченко А. М., Брагин О. А., Тучков Г. А. Аэрофизические эксперименты на метеоракете типа М100 в условиях отрыва турбулентного потока перед ступенькой // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. 1987. Вып. 2, № 7. С. 71–79.
79. Павлюченко А. М., Брагин О. А. Исследование аэрофизических и динамических характеристик на летном осесимметричном комплексе с головной частью многоразового использования // Сиб. физ.-техн. журн. 1992. Вып. 1. С. 66–76.
80. Pavlyuchenko A. M. Heat transfer and skin friction of axisymmetric objects under real conditions for $Re_{L,\infty} \leq 10^8$, $M_\infty \leq 5$ // Heat Transfer. Research. 1993. V. 25, N 3. P. 329–334.
81. Leontjev A. J., Pavlyuchenko A. M. Gradient criteria of transition, relaminarization, and friction drag in supersonic boundary layers on flying objects at heat exchange // Proc. 10th Int. Heat Transfer Conf. Brighton, 1994. V. 3. P. 41–45.
82. Запрягаев В. И., Солотчин А. В. Трехмерная особенность структуры течения в сверхзвуковой недорасширенной струе // ПМТФ. 1991. № 4. С. 42–47.
83. Zapryagaev V. I., Solotchin A. V. Three-dimensional structures of the flow in a supersonic underexpanded jet // Separated Flows and Jets / V. V. Kozlov, A. V. Dovgal (Eds). Berlin: Springer-Verl., 1991.
84. Zapryagaev V. I., Solotchin A. V., Mironov S. G. Visualization of streamwise vortices in nonisobaric supersonic axisymmetric jet // Proc. 3rd Asian Symp. on Visualization. Japan, 1994.
85. Запрягаев В. И., Миронов С. Г., Солотчин А. В. Спектральный состав волновых чисел продольных вихрей и особенности структуры течения в сверхзвуковой струе // ПМТФ. 1993. Т. 34, № 5. С. 41–47.
86. Терехова Н. М. Характеристики устойчивости сверхзвуковой струи в спутном потоке // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. 1986. Вып. 1. С. 38–43.
87. Желтухин Н. А., Терехова Н. М. Моделирование процессов крупномасштабного перемешивания в расширяющейся сверхзвуковой струе // ПМТФ. 1987. № 1. С. 59–69.
88. Zheltukhin N. A., Terekhova N. M. Coherent structures in a supersonic turbulent jet produced by intrinsic oscillations of the jet // J. Fluid Mech. 1988. V. 17, N 1.
89. Желтухин Н. А., Терехова Н. М. Возмущения высоких мод в сверхзвуковой струе // ПМТФ. 1990. № 2. С. 75–83.
90. Желтухин Н. А., Запрягаев В. И., Солотчин А. В., Терехова Н. М. Спектральный состав и структура стационарных вихревых возмущений Тейлора — Гертлера сверхзвуковой недорасширенной струи // Докл. РАН. 1992. Т. 326, № 6. С. 1133–1137.
91. Терехова Н. М. Комбинированное взаимодействие неустойчивых возмущений в сверхзвуковой струе // Сиб. физ.-техн. журн. 1993. Вып. 5. С. 82–93.

92. Желтухин Н. А., Терехова Н. М. Резонансное развитие возмущений в сверхзвуковой струе // ПМТФ. 1993. Т. 34, № 2. С. 82–89.
93. Желтухин Н. А., Терехова Н. М. Трехволновые резонансные взаимодействия неустойчивых возмущений в сверхзвуковой струе // Докл. РАН. 1994. Т. 334, № 2. С. 168–171.
94. Терехова Н. М. Динамика неустойчивых колебаний в сверхзвуковой струе // ПМТФ. 1994. Т. 35, № 6. С. 11–17.
95. Терехова Н. М. Продольные вихри в осесимметричных струях // Докл. РАН. 1996. Т. 347, № 6. С. 759–762.
96. Терехова Н. М. Продольные вихри в осесимметричных струях // ПМТФ. 1996. Т. 37, № 3. С. 45–57.
97. Запрягаев В. И., Солотчин А. В. Экспериментальное исследование влияния шероховатости сопла на продольные вихревые образования в сверхзвуковой струе // ПМТФ. 1997. Т. 38, № 1. С. 86–96.
98. Zapryagaev V. I., Solotchin A. V. Streamwise vortex structures in initial region of the supersonic underexpanded jet // Proc. 4th Asian Symp. on Visualization / Q. D. Wei (Ed.). China, 1996. P. 265–269.
99. Кудрявцев А. Н., Соловьев А. С. Устойчивость слоя сдвига сжимаемого газа // ПМТФ. 1989. № 6. С. 119–127.
100. Кудрявцев А. Н., Соловьев А. С. Устойчивость вязкого сжимаемого слоя сдвига с перепадом температур // ПМТФ. 1991. № 4. С. 88–95.
101. Лысенко В. И., Семенов Н. В. Устойчивость следа за плоской пластиной при сверхзвуковой скорости ее обтекания // ПМТФ. 1995. Т. 36, № 6. С. 55–59.
102. Лысенко В. И. Экспериментальное исследование развития возмущений в сверхзвуковом следе за плоской пластиной // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 1996. № 3. С. 158–162.
103. Лысенко В. И. Экспериментальное исследование устойчивости следа за плоской пластиной при различных параметрах набегающего сверхзвукового потока // ПМТФ. 1996. Т. 37, № 4. С. 57–61.
104. Курбацкий А. Ф. Моделирование нелокального турбулентного переноса импульса и тепла. Новосибирск: Наука, 1988.
105. Илюшин Б. Б., Курбацкий А. Ф. Моделирование распространения примеси в конвективном пограничном слое атмосферы // Изв. РАН. Физика атмосферы и океана. 1996. Т. 32, № 3. С. 307–322.
106. Курбацкий А. Ф., Поросева С. В., Яковенко С. Н. Вычисление статистических характеристик турбулентного течения во вращающейся круглой трубе // Теплофизика высоких температур. 1995. Т. 33, № 5. С. 738–748.
107. Березин Ю. А., Трофимов В. М. О тепловой конвекции в неравновесной турбулентной среде с вращением // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 1994. № 6. С. 62–70.
108. Березин Ю. А., Трофимов В. М. Генерация крупномасштабных вихрей под действием неравновесной турбулентности // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 1996. № 1. С. 47–55.
109. Berezin Y. A., Trofimov V. M. A model of non-equilibrium turbulence with an asymmetric stress. Application to the problems of thermal convection // Continuum Mech. Thermodyn. 1995. V. 7, N 4. P. 415–437.
110. Трофимов В. М., Штрекалкин С. И. О турбулентном теплообмене с большими местными градиентами давления // Теплофизика высоких температур. 1996. Т. 34, № 2. С. 238–243.
111. Зайковский В. Н., Трофимов В. М., Штрекалкин С. И. Экспериментальные и расчетные исследования тепловых потоков в сверхзвуковом диффузоре // ПМТФ. 1996. Т. 37, № 1. С. 158–164.
112. Зайковский В. Н., Трофимов В. М. Наблюдение структурных уровней турбулентного теплообмена // Письма в ЖЭТФ. 1995. Т. 61, вып. 8. С. 627–631.
113. Зайковский В. Н., Трофимов В. М. Расслоение турбулентного теплообмена на дискретные уровни в сверхзвуковом канале // Теплофизика высоких температур. 1996. Т. 34, № 3. С. 413–418.
114. Борисов А. В., Федорова Н. Н. Расчет турбулентных отрывных течений на основе метода повышенного порядка аппроксимации // Теплофизика и аэромеханика. 1995. Т. 2, № 3. С. 253–269.
115. Борисов А. В., Федорова Н. Н. Численное моделирование сверхзвуковых отрывных турбулентных течений // ПМТФ. 1996. Т. 37, № 4. С. 89–97.
116. Zheltovodov A. A. Shock-wave/turbulent boundary-layer interaction — fundamental studies and applications. N. Y., 1996 (Paper / AIAA; N 96-1977).
117. Гольдфельд М. А., Зиновьев В. Н., Лебига В. А. Структура и пульсационные характеристики сжимаемого турбулентного пограничного слоя за веером волн разрежения // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. 1987. № 1. С. 48–53.
118. Goldfeld M. A., Lisenkov I. G. Investigation of a compressible turbulent boundary layer with a large adverse pressure gradient // Separated Flows and Jets / V. V. Kozlov, A. V. Dovgal (Eds). Berlin: Springer-Verl., 1991. P. 377–380.
119. Гольдфельд М. А., Кляус А. Х. Экспериментальное исследование влияния градиента давления на ламинарно-турбулентный переход при гиперзвуковых скоростях // Сиб. физ.-техн. журн. 1993. Вып. 4. С. 37–43.

120. Гольдфельд М. А., Кляус А. Х. Характеристики трехмерного пограничного слоя при гиперзвуковых скоростях // Сиб. физ.-техн. журн. 1993. Вып. 5.
121. Гольдфельд М. А. Развитие турбулентного пограничного слоя при последовательном воздействии скачка уплотнения и волн разрежения // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 1993. № 3. С. 61–68.
122. Гольдфельд М. А., Кляус А. Х. Влияние распределенного градиента давления на развитие пограничного слоя за веером волн разрежения // Теплофизика и аэромеханика. 1995. Т. 2, № 1. С. 29–35.
123. Гольдфельд М. А. Влияние числа Рейнольдса на развитие пограничного слоя за веером волн разрежения // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. 1991. № 5.
124. Dovgal A. V., Kozlov V. V., Michalke A. Laminar boundary-layer separation: instability and associated phenomena // Progress Aerospace Sci. 1994. V. 30. P. 61–94.
125. Dovgal A. V., Kozlov V. V., Simonov O. A. Experiments of hydrodynamic instability of boundary layers with separation // Boundary-Layer Separation / F. T. Smith, S. N. Brown (Eds). Berlin: Springer-Verl., 1987. P. 109–130.
126. Довгаль А. В., Козлов В. В., Симонов О. А. Устойчивость трехмерного течения с отрывом потока от излома поверхности // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. 1988. Вып. 1, № 4. С. 17–21.
127. Бойко А. В., Довгаль А. В., Козлов В. В. Нелинейные взаимодействия возмущений при переходе к турбулентности в зоне отрыва ламинарного пограничного слоя // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. 1988. Вып. 5, № 18. С. 44–49.
128. Бойко А. В., Довгаль А. В., Козлов В. В., Щербаков В. А. Неустойчивость течения в зоне отрыва ламинарного пограничного слоя на малой неровности поверхности // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. 1990. № 1. С. 16–22.
129. Dovgal A. V., Kozlov V. V. Hydrodynamic instability and receptivity of small-scale separation regions // Laminar-Turbulent Transition / D. Arnal, R. Michel (Eds). Berlin: Springer-Verl., 1990. P. 523–531.
130. Бойко А. В., Довгаль А. В., Козлов В. В., Щербаков В. А. Неустойчивость и восприимчивость пограничного слоя в окрестности двумерных неоднородностей поверхности // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. 1990. Вып. 1. С. 50–56.
131. Boiko A. V., Dovgal A. V., Simonov O. A., Scherbakov V. A. Effects of laminar-turbulent transition in separation bubbles // Separated Flows and Jets / V. V. Kozlov, A. V. Dovgal (Eds). Berlin: Springer-Verl., 1991. P. 565–572.
132. Бойко А. В., Довгаль А. В. Неустойчивость локальных отрывных течений к возмущениям малых амплитуд // Сиб. физ.-техн. журн. 1992. Вып. 3. С. 19–24.
133. Michalke A., Kozlov V. V., Dovgal A. V. Contribution to the instability of laminar separating flows along axisymmetric bodies. Pt I: Theory // Eur. J. of Mech. B. Fluids. 1995. V. 14. P. 333–350.
134. Dovgal A. V., Kozlov V. V., Michalke A. Contribution to the instability of laminar separating flows along axisymmetric bodies. Pt II. Experiment and comparison with theory // Ibid. P. 351–365.
135. Dovgal A. V., Kozlov V. V. On nonlinearity of transitional boundary-layer flows // Phil. Trans. R. Soc. Lond. A. 1995. N 352. P. 473–482.
136. Бойко А. В., Довгаль А. В., Занин Б. Ю., Козлов В. В. Пространственная структура отрывных течений на крыловых профилях (обзор) // Теплофизика и аэромеханика. 1996. Т. 3, № 1. С. 1–14.
137. Зауличный Е. Г., Трофимов В. М. Управление величиной конвективного теплообмена в сопле Лаваля при турбулентном течении и наличии локальных зон отрыва // ПМТФ. 1987. № 3. С. 110–115.
138. Желтоводов А. А., Зауличный Е. Г., Трофимов В. М. Развитие моделей для расчета теплообмена в условиях сверхзвуковых турбулентных отрывных течений // ПМТФ. 1990. № 4. С. 96–104.
139. Зауличный Е. Г., Трофимов В. М. Продольные вихревые структуры и теплообмен в области присоединения турбулентного пограничного слоя // ПМТФ. 1991. № 2. С. 66–72.
140. Яненко Н. Н., Солоухин Р. И., Папырин А. Н., Фомин В. М. Сверхзвуковые двухфазные течения в условиях скоростной неравновесности частиц. Новосибирск: Наука, 1980.
141. Яненко Н. Н., Фомин В. М., Федоров А. В. и др. Структура ударных, детонационных волн и комбинированных разрывов в смесях газа и частиц // Механика реагирующих сред и ее приложения: Сб. науч. тр. / Новосибирск: Наука, 1989. С. 133–143.
142. Киселев С. П., Руев Г. А., Фомин В. М. и др. Ударно-волновые процессы в двухкомпонентных и двухфазных средах. Новосибирск: Наука, 1992..
143. Руев Г. А., Фомин В. М. Структура ударной волны в бинарной смеси вязких газов // ПМТФ. 1984. № 5. С. 48–51.
144. Киселев С. П., Фомин В. М. Соотношения на комбинированном разрыве в газе с твердыми частицами // ПМТФ. 1984. № 2. С. 112–119.
145. Киселев С. П., Фомин В. М. Континуально-дискретная модель для смеси газ — твердые частицы при малой объемной концентрации частиц // ПМТФ. 1986. № 2. С. 93–101.

146. Коробейников В. П., Марков В. В., Меньшов И. С. О распространении ударных и детонационных волн в запыленных газах // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. 1984. № 6. С. 93–101.
147. Киселев С. П., Киселев В. П., Фомин В. М. Взаимодействие ударной волны с облаком частиц // Докл. РАН. 1994. Т. 334, № 3. С. 310–313.
148. Киселев В. П., Киселев С. П., Фомин В. М. Взаимодействие ударной волны с облаком частиц конечных размеров // ПМТФ. 1994. Т. 35, № 2. С. 26–37.
149. Kiselev S. P., Kiselev V. P. Study of gas-particle flow resulting from the interaction of a shock wave with a cloud of particles // The Sci. Rep. of the Int. Center of Aerophysical Research SD RAS. Novosibirsk, 1994. N 3.
150. Фомин В. М., Бойко В. М., Киселев В. П. и др. О некоторых особенностях течения при взаимодействии ударной волны с облаком частиц // Докл. РАН. 1995. Т. 340, № 2. С. 188–190.
151. Киселев С. П., Киселев В. П. О некоторых особенностях течения газа, возникающего в результате взаимодействия ударной волны с облаком частиц // ПМТФ. 1995. Т. 36, № 2. С. 8–18.
152. Киселев С. П., Киселев В. П. О воспламенении частиц угольной пыли в ударных волнах // ПМТФ. 1995. Т. 36, № 3. С. 31–37.
153. Бойко В. М., Киселев В. П., Киселев С. П. и др. О взаимодействии ударной волны с облаком частиц // Физика горения и взрыва. 1996. Т. 32, № 2. С. 86–99.
154. Киселев С. П., Киселев В. П. О взаимодействии ударной волны с облаком частиц с возмущенными границами // ПМТФ. 1996. Т. 37, № 4. С. 36–39.
155. Киселев В. П. О влиянии нижней поверхности на движение облака частиц за ударной волной // Там же. С. 40–41.
156. Фомин В. М., Трунев А. П. Трехжидкостная модель гетерогенного течения при наличии вдува продуктов эрозии // Газотермодинамика многофазных потоков в энергоустановках. Харьков, 1987. С. 11–18.
157. Алхимов А. П., Клинков С. В., Косарев С. В., Папырин А. Н. Газодинамическое напыление. Исследование плоской сверхзвуковой двухфазной струи // ПМТФ. 1997. Т. 38, № 2. С. 176–183.
158. Алхимов А. П., Косарев В. Ф., Папырин А. Н. и др. Новые материалы и технологии. Теория и практика упрочнения материалов в экстремальных процессах. Новосибирск: Наука, 1992.
159. Корнилов В. И., Грайхен К. К вопросу о совершенствовании методики измерений напряжений Рейнольдса однониточным датчиком термоанемометра // Методы аэрофизических исследований: Материалы 4-й Всесоюз. школы по методам аэрофиз. исслед. Новосибирск, 1987. С. 194–205.
160. Корнилов В. И., Харитонов А. М., Грайхен К., Хоффмайстер М. О структуре развитых пристенных турбулентных течений в угловых конфигурациях // Результаты науч. исслед. и достижения многостороннего научного сотрудничества Академий наук социалист. стран: Сб. докл. 1-й конф. по механике / Прага — Братислава, 1987. С. 205–208.
161. Грайхен К., Корнилов В. И. Распределение напряжений Рейнольдса при продольном обтекании двугранного угла // ПМТФ. 1987. № 3. С. 58–62.
162. Kornilov V. I., Kharitonov A. M. On turbulence structure of near-wall flow in a streamwise corner // Proc. Int. Conf. on Fluid Mech., Beijing, China, July 1–4, 1987. Beijing, 1987. P. 90–95.
163. Корнилов В. И. Особенности развития несжимаемого пристенного турбулентного течения в области сопряжения криволинейных поверхностей // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. 1990. Вып. 6. С. 22–30.
164. Корнилов В. И. Структура пространственных пристенных течений в криволинейных угловых конфигурациях // Сиб. физ.-техн. журн. 1991. Вып. 4. С. 59–68.
165. Корнилов В. И., Харитонов А. М. Развитие вторичных течений в двугранном угле в условиях ламинарно-турбулентного перехода // Сиб. физ.-техн. журн. 1992. Вып. 5. С. 77–84.
166. Корнилов В. И., Харитонов А. М. Исследование структуры турбулентных течений в несимметричных угловых конфигурациях // Проблемы турбулентных течений. М.: Наука, 1987. С. 88–98.
167. Корнилов В. И., Харитонов А. М. Турбулентные течения в областях сопряжения аэродинамических поверхностей // Современные проблемы аэромеханики: Сб. науч. статей. М.: Машиностроение, 1987. С. 14–27.
168. Kornilov V. I. Three-dimensional turbulent flows in the regions of aerodynamic surfaces junctions // Proc. Pacific Int. Conf. on Aerospace Sci. and Technology / E. Lin Chin (Ed.). Tainan, Taiwan, 1993. V. 3. P. 1184–1190.
169. Корнилов В. И. Развитие пространственного неравновесного пограничного слоя в двугранном угле за источником возмущений // Сиб. физ.-техн. журн. 1993. Вып. 1. С. 39–49.
170. Корнилов В. И., Меклер Д. К. Особенности развития неравновесного турбулентного пограничного слоя за поперечно обтекаемым цилиндром // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. 1989. Вып. 6. С. 38–46.

171. Kornilov V. I., Mekler D. K. Peculiarities of development of separated and relaxation phenomena behind a cylinder flowed about transversally in a shear flow // IUTAM Symp. on Separated Flows and Jets / V. V. Kozlov, A. V. Dovgal (Eds). Berlin: Springer-Verl., 1991. P. 389–392.
172. Корнилов В. И., Меклер Д. К. Релаксационные свойства турбулентного сдвигового течения пограничного слоя за поперечно обтекаемым цилиндром в присутствии пластины // ПМТФ. 1990. № 6. С. 61–67.
173. Kornilov V. I., Mekler D. K. The development of relaxation phenomena in the turbulent near-wall flow behind a two-dimensional source // Recent Advances in Exp. Fluid Mech. / F. G. Zhuang (Ed.): Proc. 1st Int. Conf. on Exp. Fluid Mech., Chengdu, June 17–21, 1991. Beijing, China, 1992. P. 77–81.
174. Корнилов В. И., Харитонов А. М. Некоторые особенности пристенного течения в области сопротивления крыла и фюзеляжа // Учен. зап. ЦАГИ. 1987. Т. 18, № 4. С. 1–9.
175. Корнилов В. И., Харитонов А. М. Пространственное течение в угловой конфигурации в условиях взаимодействия с падающим извне скачком уплотнения // Сиб. физ.-техн. журн. 1993. Вып. 5. С. 75–82.
176. Kornilov V. I., Kharitonov A. M. Three-dimensional flow in a corner configuration under the condition of interaction with the outside-impinging incident shock wave // ICAR. 1994 (Paper / N 2-94).
177. Kornilov V. I. Formation peculiarities of the flow structure in a corner configuration under the conditions of interaction with incident oblique shock wave // Thermophys. and Aeromech. 1995. V. 2, N 2. P. 95–104.
178. Kornilov V. I. Flow structure peculiarities in a streamwise corner under the conditions of shock wave boundary layer interaction // Eur. J. of Mech. B. Fluids. 1996. V. 15, N 6. P. 831–846.
179. Kornilov V. I. Interaction of an external incident oblique shock wave with the boundary layer in a rectangular half-channel // Thermophys. and Aeromech. 1995. V. 2, N 3. P. 219–232.
180. Kornilov V. I. Interaction between an outside-impinging incident shock wave and boundary layer in a rectangular half-channel // Eur. J. of Mech. B. Fluids. 1996. V. 15, N 6. P. 847–864.
181. Kornilov V. I. Some problems of experimental modeling for turbulent flowfield in a rectangular channel on exposure to incident shock wave // Proc. 8th Int. Conf. on the Methods of Aerophys. Research. Pt 2. Novosibirsk, 1996. P. 114–119.
182. Боннефонд Т., Адамов Н. П., Бродецкий М. Д. и др. Экспериментальное исследование аэrodинамической интерференции двухступенчатых крылатых систем при разделении. 1. Методика проведения экспериментов. Распределенные аэrodинамические характеристики // Теплофизика и аэромеханика. 1996. Т. 3, № 3.
183. Боннефонд Т., Адамов Н. П., Бродецкий М. Д. и др. Экспериментальное исследование аэrodинамической интерференции двухступенчатых крылатых систем при разделении. 2. Суммарные аэrodинамические характеристики разделяемых ступеней // Теплофизика и аэромеханика. 1996. Т. 3, № 4.
184. Zudov V. M., Lokotko A. V., Rylov A. I. Numerical and experimental investigation of two-dimensional nozzles. N. Y., 1996 (Paper / AIAA; N 96-3141).
185. Локотко А. В. Метод определения внутренних силовых характеристик в условиях обдува ее внешним сверхзвуковым потоком // Сиб. физ.-техн. журн. 1992. Вып. 1. С. 53–60.
186. Латыпов А. Ф. Функциональная математическая модель прямоточного и ракетно-прямоточного двигателей // Тр. V Школы по методам аэрофиз. исследований. Новосибирск, 1990. С. 97–103.
187. Latypov A. F., Yaroslavtsev M. I. The results of preliminary investigations of plane model of the flow $M = 10, M = 13$ // Proc. Int. Aerospace Congress. Moscow, 1994. V. 1.
188. Perrier P., Stofflet B., Rostand P., Baev V. K., Latypov A. F., Shumsky V. V., Yaroslavtsev M. I. Integration of an hypersonic airbreathing vehicle: assesment of overal aerodynamic performances and of uncertainties configurations. N. Y., 1996 (Paper / AIAA; N 96-3141).
189. Latypov A. F., Yaroslavtsev M. I., Zudov V. N. Application of pulse tube for the test of the engines hypersonic aircraft // Proc. Int. Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Faciliyies. Ohio, USA, 1995. P. 51.1–51.6.
190. Щепановский В. А., Гутов Б. И. Газодинамическое конструирование сверхзвуковых воздухозаборников. Новосибирск: Наука, 1993.
191. Щепановский В. А. Газодинамическое конструирование. Новосибирск: Наука, 1991.
192. Goonko Y. P. Some study on integral aerodynamics of airframe and air-jet engine for hypersonic and aerospace planes // Proc. Int. Conf. on the Methods of Aerophys. Research. Pt 2. Novosibirsk, 1994. P. 102–111.
193. Goonko Y. P. Experimental study of aerodynamic characteristics for hypersonic aircraft // ICAR. 1994 (Paper / N 9-94).
194. Гунько Ю. П., Мажуль И. И. Особенности аэrodинамики гиперзвуковых летательных аппаратов с боковым расположением трактов силовой установки // Сиб. физ.-техн. журн. 1993. Вып. 3. С. 106–120.

195. Гунько Ю. П., Мажуль И. И. Исследование аэродинамических и тягово-аэродинамических характеристик гиперзвукового летательного аппарата с боковым расположением трактов прямоточного воздушно-реактивного двигателя // Техника воздушного флота. 1994. № 4–6. С. 48–57.
196. Гунько Ю. П., Мажуль И. И., Чиркова Л. А. Некоторые оценки аэродинамического качества гиперзвуковых летательных аппаратов с воздушно-реактивными двигателями по экспериментальным данным // Техника воздушного флота. 1995. № 5–6. С. 35–38.
197. Гунько Ю. П., Мажуль И. И. Интегральная аэрогазодинамика гиперзвуковых летательных аппаратов с прямоточными воздушно-реактивными двигателями со сверхзвуковым горением // Теплофизика и аэромеханика. 1995. Т. 2, № 4. С. 309–321.
198. Goonko Y. P., Mazhul I. I. Total aerodynamic and thrust force characteristics of hypersonic and aerospace planes powered by scramjets // ICAR. 1994 (Paper / N 4-94).
199. Гунько Ю. П., Мажуль И. И. Предельные оценки аэродинамических характеристик плоских воздухозаборников при больших числах Маха // Теплофизика и аэромеханика. 1994. Т. 1, № 3. С. 193–198.
200. Мажуль И. И. Некоторые особенности приближенного расчета суммарных аэродинамических характеристик полигональных несущих конфигураций при сверхзвуковых скоростях полета // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. 1986. Вып. 3, № 16. С. 52–57.
201. Белоглазкин А. И., Кощеев А. Б., Гунько Ю. П., Мажуль И. И. Расчетный анализ аэродинамических и тягово-аэродинамических характеристик ГЛА с ГПВРД // Аэротермодинамика воздушно-космических систем: Сб. докл. конф. Жуковский Моск. обл.: ЦАГИ, 1992. С. 51–60.
202. Гунько Ю. П. Газодинамическое конструирование аэродинамических конфигураций с конвергентными поверхностями сжатия и воздухозаборниками // Математическое моделирование, аэrodинамика и физическая газодинамика / Под ред. В. М. Фомина. Новосибирск: ИТПМ, 1995. С. 133–142.
203. Goonko Y. P., Mazhul I. I., Markelov G. N. Conceptional simulation of aerodynamical forms of hypersonic vehicle with the air-jet engine // Proc. Int. Conf. on the Methods of Aerophys. Research (ICMAR-92). Novosibirsk, 1992. Р. 53–56.
204. Гунько Ю. П., Мажуль И. И., Щербик, Д. В. Влияние слива пограничного слоя на тягово-аэродинамическую эффективность гиперзвукового летательного аппарата // Изв. вузов. Авиационная техника. 1993. № 1. С. 89–92.
205. Гунько Ю. П., Маркелов Г. Н., Шапкин А. П. Газодинамическое конструирование волнолетов с конвергентными поверхностями сжатия и воздухозаборниками // Сиб. физ.-техн. журн. 1993. Вып. 4. С. 47–55.
206. Мажуль И. И., Яковлев И. И. Сравнительный анализ аэродинамического качества и тепловых потоков к поверхности волнолетов различной формы // Сиб. физ.-техн. журн. 1991. Вып. 3. С. 73–76.
207. Мажуль И. И., Яковлев И. И. Аэродинамика двухскаковых тел, построенных методом газодинамического конструирования // Сиб. физ.-техн. журн. 1992. Вып. 1. С. 61–65.
208. Мажуль И. И. Аэродинамика несущих волнолетов, построенных на основе осесимметричных конических течений // Теплофизика и аэромеханика. 1996. Т. 3, № 4. С. 337–343.
209. Аульченко С. М., Латыпов А. Ф., Самарин В. Г. Проектирование симметричных профилей с максимальным критическим числом Маха потока при заданных ограничениях // Прикладные вопросы аэродинамики летательных аппаратов: Сб. науч. тр. Киев: Наук. думка, 1987. С. 51–56.
210. Аульченко С. М., Латыпов А. Ф., Самарин В. Г. Проектирование симметричных профилей с максимальным критическим числом Маха потока при заданных ограничениях // Учен. зап. ЦАГИ. 1988. Т. 19, № 2. С. 19–28.
211. Аульченко С. М. Оптимизация профилей в дозвуковом потоке идеального газа // Моделирование в механике: Сб. науч. тр. / АН СССР. Сиб. отд-ние. ВЦ; ИТПМ. 1988. Т. 2(19), № 6. С. 16–21.
212. Aulchenko S. M., Latypov A. F., Nikulichev Y. V. Variational method for designing two-dimensional optimal aerodynamic configurations // Int. Conf. Free-Boundary Problems in Continuum Mechanics: Abstrs. Novosibirsk, 1991. Р. 12.
213. Аульченко С. М. Вариационный метод построения дозвуковых крыловых профилей // ПМТФ. 1992. № 4. С. 90–93.
214. Аульченко С. М. Применение метода граничных элементов для расчета скоростного дозвукового профиля // ПМТФ. 1993. Т. 34, № 5. С. 94–97.
215. Aulchenko S. M., Latypov A. F. Numerical method for designing two-dimensional optimal aerodynamic configurations // Proc. Int. Conf. on the Method of Aerophys. Research. Pt 1. Novosibirsk, 1994. Р. 24–27.
216. Aulchenko S. M., Latypov A. F., Nikulichev Y. V. Program package for subsonic aircraft design // Ibid. Р. 27–32.
217. Аульченко С. М., Латыпов А. Ф. Построение плоских кривых с помощью параметрических полиномов четвертого порядка // Журн. вычисл. математики и мат. физики. 1995. Т. 35, № 7.
218. Aulchenko S. M., Latypov A. F., Nikulichev Y. V. For designing transonic aerfoils with given properties // Proc. Int. Conf. on the Method of Aerophys. Research. Pt 1. Novosibirsk, 1996.

219. Аульченко С. М., Латыпов А. Ф. Применение метода граничных элементов и параметрических полиномов в задачах оптимизации крыльевых профилей // ПМТФ. 1997. Т. 38, № 2. С. 73–79.
220. Аульченко С. М., Латыпов А. Ф. Построение крыловых профилей в дозвуковом потоке газа методами численной оптимизации // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 1997. № 3.
221. Воробьев Н. Ф. Аэродинамика несущих поверхностей в установившемся потоке. Новосибирск: Наука, 1985.
222. Воробьев Н. Ф., Шашкина Г. Н. Моделирование вихревой структуры у треугольных крыльев малого удлинения методом дискретных вихрей // Сиб. физ.-техн. журн. 1991. Вып. 4. С. 32–35.
223. Воробьев Н. Ф., Шашкина Г. Н. О влиянии носового вихревого жгута у тонкого крыла малого удлинения на его аэродинамические характеристики // Сиб. физ.-техн. журн. 1993. Вып. 3. С. 26–28.
224. Воробьев Н. Ф. Задача обтекания сверхзвуковым потоком тонкого крыла конечного размаха с полностью дозвуковыми передними кромками // ПМТФ. 1990. № 2. С. 105–111.
225. Воробьев Н. Ф. Об одном точном решении задачи о концевом эффекте крыла конечного размаха в сверхзвуковом потоке // ПМТФ. 1992. № 1. С. 65–70.
226. Воробьев Н. Ф. Особенности решения задач аэродинамики крыла конечного размаха // ПМТФ. 1994. Т. 35, № 3. С. 55–66.
227. Vorobev N. F. On inverse problem for a wing in a supersonic flow processing // Proc. Int. Conf. on the Method of Aerophys. Research. Pt 1. Novosibirsk, 1996.
228. Прохоров Е. М. Оптимальные несущие поверхности крыльев сложной геометрии при сверхзвуковых скоростях полета // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. 1985. № 6. С. 154–160.
229. Прохоров Е. М. Оптимальные несущие крылья с требуемыми продольно-балансировочными характеристиками // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. 1987. № 4. С. 185–189.
230. Боковиков Ю. Г., Прохоров Е. М. Тонкие слабоизогнутые крылья с максимальным аэродинамическим качеством // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. 1991. № 4. С. 165–168.
231. Боковиков Ю. Г., Прохоров Е. М. Расчетный комплекс для аэродинамического проектирования сверхзвуковых аппаратов типа «летающее крыло». Методы аэрофизических исследований. Новосибирск: ИТПМ, 1990.
232. Bokovikov V. G. Computational aerodynamic designing of thin lift wings and analyses of coincidence with experiment of its calculated force characteristics for supersonic speeds // Proc. Int. Conf. on the Method of Aerophys. Research. Pt 2. Novosibirsk, 1992.
233. Vetylutsky V. N., Krause E. Calculation of compressible boundary layers on ogive-cylinder bodies // 2nd Eur. Turbulence Conf. Berlin, 1988.
234. Vetylutsky V. N., Krause E. Berechnung dreidimensionaler compressibler Grenzschichten an spitzen Korpern // Abhandlungen aus dem Aerodynamischen Institut der RWTH. Aachen, 1990. H. 30. S. 60–63.
235. Ветлужский В. Н. Расчет сжимаемого ламинарного пограничного слоя на заостренном теле биэллиптического сечения // ПМТФ. 1991. № 1. С. 55–61.
236. Krause E., Poplavskaja T. V., Vetylutsky V. N. The calculation of a compressible boundary layer past a pointed body and a delta wing // Proc. 8th Symp. on Turbulent Shear Flows. Munich, 1991.
237. Vetylutsky V. N., Krause E. Calculation of three-dimensional, compressible boundary layers on pointed bodies and comparison with experiments // Zeitschr. fur Flugwiss. und Weltraumforschung. 1992. H. 16. S. 308–316.
238. Olivier H., Schulte-Rodding J.-H., Gronig H., Vetylutsky V. N. Measurements with the ELAC1-configuration at Mach 7 // Zeitschr. fur Flugwiss. und Weltraumforschung. 1996. H. 20. S. 53–60.
239. Vetylutsky V. N., Houtman E. M. Supersonic turbulent boundary layer on a bielliptical cone // Proc. ICMAR-96. Pt 1. Novosibirsk, 1996. P. 211–216.
240. Henze A., Houtman E. M., Jacobs M., Vetylutsky V. N. Comparison between experimental and numerical heat flux data for hypersonic flow around ELAC1 // Zeitschr. fur Flugwiss. und Weltraumforschung. 1996. H. 20. S. 61–70.
241. Ветлужский В. Н., Поплавская Т. В. К расчету ламинарного сжимаемого пограничного слоя на треугольном профицированном крыле со сверхзвуковыми передними кромками // Моделирование в механике: Сб. науч. тр. / АН СССР. Сиб. отд.-ние. ВЦ; ИТПМ. 1989. Т. 3(20), № 6. С. 11–29.
242. Ветлужский В. Н., Поплавская Т. В. Расчет трехмерного турбулентного пограничного слоя на треугольных крыльях // Моделирование в механике: Сб. науч. тр. / АН СССР. Сиб. отд.-ние. ВЦ; ИТПМ. 1989. Т. 6(23), № 1. С. 23–36.
243. Vetylutsky V. N., Klemenkov G. P., Poplavskaja T. V. On the verification of computational algorithms of a 3-D supersonic boundary layer past pointed bodies and delta wings // Proc. ICMAR-92. Novosibirsk, 1992.
244. Ветлужский В. Н., Поплавская Т. В. Численный расчет трехмерного ламинарного сжимаемого пограничного слоя на профицированных треугольных крыльях со сверхзвуковыми передними кромками // ПМТФ. 1993. Т. 34, № 5. С. 88–94.

245. Ветлуцкий В. Н., Поплавская Т. В. Расчетное исследование пространственного сжимаемого турбулентного пограничного слоя на наветренной стороне треугольных крыльев при сверхзвуковом обтекании // ПМТФ. 1994. Т. 35, № 1. С. 68–74.
246. Ветлуцкий В. Н., Поплавская Т. В. Расчет ламинарного пограничного слоя на подветренной стороне треугольной пластины со сверхзвуковыми передними кромками // ПМТФ. 1989. № 1. С. 75–81.
247. Vetylutsky V. N., Poplavskaja T. V. Calculation of the hypersonic flow on a plate in framework of a viscous shock layer model // Proc. ICMAR-94. Pt II. Novosibirsk, 1994. P. 199–206.
248. Ветлуцкий В. Н., Поплавская Т. В. Численное решение уравнений вязкого ударного слоя при гиперзвуковом обтекании пластины // Вычисл. технологии. 1995. Т. 1, № 12. С. 61–69.
249. Ветлуцкий В. Н., Маслов А. А., Миронов С. Г. и др. Гиперзвуковой поток на плоской пластине: экспериментальные результаты и численный расчет // ПМТФ. 1995. Т. 36, № 6. С. 60–67.
250. Поплавская Т. В., Ветлуцкий В. Н. Расчетное исследование вязкого ударного слоя на пластине в широком диапазоне чисел Маха и Рейнольдса // ПМТФ. 1997. Т. 38, № 2. С. 91–100.
251. Vetylutsky V. N., Mironov S. G., Poplavskaja T. V. Hypersonic flow on a plate at angle of attack in framework of a viscous shock layer model // Proc. ICMAR-96. Pt II. Novosibirsk, 1996. P. 221–226.
252. Ветлуцкий В. Н., Миронов С. Г., Поплавская Т. В. Гиперзвуковое обтекание пластины под углом атаки // Теплофизика и аэромеханика. 1997. Т. 4, № 1.
253. Иванов М. С., Рогазинский С. В. Сравнительный анализ алгоритмов метода прямого статистического моделирования в динамике разреженного газа // Журн. вычисл. математики и мат. физики. 1988. Т. 23, № 7. С. 1058–1070.
254. Иванов М. С., Рогазинский С. В. Метод прямого статистического моделирования в динамике разреженного газа. Новосибирск: Наука, 1988.
255. Ivanov M. S., Rogasinsky S. V. Analysis of numerical techniques of the direct simulation Monte Carlo method in rarefied gas dynamics // Sov. J. Numer. Anal. Math. Modeling. 1988. V. 2, N 6. P. 453–465.
256. Иванов М. С., Рогазинский С. В. Экономичные схемы прямого статистического моделирования течений разреженного газа // Мат. моделирование. 1989. Т. 1, № 7. С. 130–145.
257. Иванов М. С., Рогазинский С. В. Статистическое моделирование течений разреженного газа на основе принципа мажорантной частоты // Докл. АН СССР. 1990. Т. 312, № 2. С. 315–320.
258. Ivanov M. S., Rogasinsky S. V. Theoretical analysis of traditional and modern schemes of the DSMC method // Proc. XVII Int. Symp. on Rarefied Gas Dynamics. Aachen, 1991. P. 629–642.
259. Иванов М. С., Рудяк В. Я. Основное кинетическое уравнение и метод прямого статистического моделирования // Мат. моделирование. 1989. Т. 1, № 7. С. 93–99.
260. Gimelshein S. F., Ivanov M. S., Rogasinsky S. V. Investigation of shock-wave structure by majorant cell and free cell schemes of DSMC // Proc. XVII Int. Symp. on Rarefied Gas Dynamics. Aachen, 1991. P. 718–726.
261. Аристов В. В., Иванов М. С., Черемисин Ф. Г. Решение задачи об одномерной теплопередаче в разреженном газе двумя методами // Журн. вычисл. математики и мат. физики. 1990. Т. 29, № 4. С. 1058–1070.
262. Antonov S. G., Ivanov M. S., Kashkovsky A. V., Chistolinov V. G. Influence of atmospheric rarefaction on aerodynamic characteristics of flying vehicles // Proc. XVII Int. Symp. on Rarefied Gas Dynamics. Aachen, 1991. P. 522–530.
263. Ivanov M. S. Statistical simulation in rarefied gas aerodynamics // Proc. II Japan — Soviet Union Symp. on Computational Fluid Dynamics. Tsukuba, 1990. V. 1. P. 170–188.
264. Gimelshein S. F., Gorbachev Yu. E., Ivanov M. S., Kashkovsky A. V. Real gas effects on the aerodynamics of 2D concave bodies in the transitional regime // Proc. XIX Int. Conf. on Rarefied Gas Dynamics. Oxford Univ. Press, 1995.
265. Ivanov M. S. Transitional regime aerodynamics and real gas effects // Proc. Int. Symp. on Aerospace and Fluid Science. Sendai, Japan, 1993. P. 77–101.
266. Gimelshein S. F., Ivanov M. S. Simulation of chemically reacting gas flow using majorant frequency scheme // Proc. XVII Int. Symp. on Rarefied Gas Dynamics. Vancouver, Canada, 1994. V. 159. P. 218–233.
267. Gimelshein S. F., Gorbachev Yu. E., Ivanov M. S., Markelov G. N. Statistical simulation of reacting rarefied gases with quasi-classical models of energy transfer // Proc. ICMAR-96. Novosibirsk, 1996. V. 3.
268. Ivanov M. S., Antonov S. G., Gimelshein S. F., Kashkovsky A. V. Computational tools for rarefied aerodynamics // Proc. XVII Int. Symp. on Rarefied Gas Dynamics. Vancouver, Canada, 1994. V. 160. P. 115–126.
269. Ivanov M. S. Rarefied CFD for reentry problems // Proc. 5th Int. Symp. on Computational Fluid Dynamics. Sendai, 1993. V. 1. P. 376–384.
270. Ivanov M. S., Gimelshein S. F., Kashkovsky A. V., Markelov G. N. Influence of Real Gas Effects on Control Surface Efficiency at High Flight Altitudes. N. Y., 1993 (Paper / AIAA; N 93-5116).

271. Ivanov M. S., Antonov S. G., Kashkovsky A. V. Investigation of aerodynamic control surface efficiency in transitional regime of rarefied gas // Proc. XVII Int. Symp. on Rarefied Gas Dynamics. Vancouver, Canada, 1994. V. 160. P. 144–155.
272. Ivanov M. S., Kashkovsky A. V., Grinberg E. I. Statistical simulation of space debris cloud aerodynamics in the free-molecular and transitional regimes // Proc. XIX Int. Conf. on Rarefied Gas Dynamics. Oxford Univ. Press, 1995. V. 2. P. 1401–1408.
273. Koppenwallner G., Johannsmeier D., Klinkard H., Ivanov M., Kashkovsky A. A rarefied aerodynamic modeling system for earth satellites // Ibid. P. 1366–1372.
274. Ivanov M. S., Markelov G. N. Efficient algorithms of statistical simulation of rarefied flows on parallel computers // Proc. ICMAR-96. Novosibirsk, 1996. V. 3.
275. Dovgal A. V. Control of leading-edge separation on an airfoil by localized excitation // DLR-Forschungsbericht. Göttingen, 1993. N 93-16.
276. Довгаль А. В. Управление отрывом дозвукового потока внешним периодическим возбуждением: основные механизмы // Теплофизика и аэромеханика. 1994. Т. 1, № 4. С. 323–329.
277. Занин Б. Ю., Козлов В. В., Лушин В. Н. Использование акустических колебаний для управления глобальным отрывом потока // Докл. XI Всесоюз. акустич. конф. М., 1991. С. 37–40.
278. Kozlov V. V., Lushin V. N., Zanin B. Yu. Separated flow reattachment at an airfoil under sonic effect // Separated Flows and Jets / V. V. Kozlov, A. V. Dovgal (Eds). Berlin: Springer-Verl., 1991. P. 525–528.
279. Занин Б. Ю., Козлов В. В., Лушин В. Н. Управление отрывом потока на прямом и скользящем крыле при помощи звукового воздействия // Сиб. физ.-техн. журн. 1992. Вып. 3. С. 32–36.
280. Бойко А. В., Довгаль А. В., Занин Б. Ю. и др. Топология глобального отрыва на модели крыла в присутствии источников стационарных возмущений // Теплофизика и аэромеханика. 1995. Т. 2, № 1. С. 37–45.
281. Bardakhanov S. P., Kozlov V. V. Onset and development of coherent structures in turbulent shear flows // Perspectives in Turbulence Studies / H. U. Meier, P. Bradshaw (Eds). Berlin: Springer-Verl., 1987. P. 154–187.
282. Bardakhanov S. P., Kozlov V. V. Onset and development of disturbances in wakes behind bodies // Bluff-Body Wakes, Dynamics and Instabilities. Berlin: Springer-Verl., 1992. P. 153–156.
283. Бардаханов С. П., Кейно А. В., Козлов В. В. Исследование структуры отрыва течения на треугольном крыле // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. 1989. № 3. С. 54–59.
284. Бардаханов С. П., Кейно А. В., Козлов В. В. Исследование развития возмущений в области отрыва над треугольным крылом // Сиб. физ.-техн. журн. 1993. № 6. С. 22–26.
285. Косорыгин В. С., Поляков Н. Ф. Автодеструкция неустойчивых волн ламинарного пограничного слоя. Новосибирск, 1990 (Препр. / АН СССР. Сиб. отд-ние. Ин-т теорет. и прикл. механики, № 11-90).
286. Koslov V. V., Levchenko V. Ya. Laminar-turbulent transition control by localized disturbances // Turbulent Management and Rezamination / H. W. Liepmann, R. Narasimha (Eds). Berlin: Springer-Verl., 1988. P. 249–269.
287. Струминский В. В., Довгаль А. В., Лебедев Ю. Б., Левченко В. Я. Управление развитием возмущений в пограничном слое путем неравномерного нагревания поверхности // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. 1988. Вып. 3, № 41.
288. Dovgal A. V., Levchenko V. Ya., Timofeev V. A. Boundary layer control by local heating of the wall // Laminar-Turbulent Transition / D. Arnal, R. Michel (Eds). Berlin: Springer-Verl., 1990. P. 113–121.
289. Зинин О. И., Маслов А. А., Семенов Н. В. Влияние неравномерного нагрева модели на возмущения в сверхзвуковом пограничном слое // Моделирование в механике: Сб. науч. тр. / АН СССР. Сиб. отд-ние. ВЦ; ИТПМ. 1991. Т. 5(22), № 4. С. 46–54.
290. Bakchinov A. A., Grek G. R., Klingmann B. G. B., Kozlov V. V. Transition experiments in a boundary layer with embedded streamwise vortices // Phys. Fluids. 1995. V. 7(4). P. 820–832.
291. Грек Г. Р., Козлов В. В., Титаренко С. В. Исследование влияния риблет на поперечно-модулированный пограничный слой // Теплофизика и аэромеханика. 1995. Т. 2, № 4. С. 297–307.
292. Grek G. R., Klingmann B. G. B., Kozlov V. V., Titarenko S. V. Riblet influence on the disturbances excited into the laminar boundary layer modulated by streamwise stationary vortices of gortlerlake vortices // Phys. Fluids. 1995. V. 7(10). P. 2504–2506.
293. Grek G. R., Kozlov V. V., Titarenko S. V. An experimental study on the influence of riblets on transition // J. Fluid Mech. 1996. V. 315. P. 31–49.
294. Бойко А. В., Козлов В. В., Сызранцев В. В., Щербаков В. А. Управление при помощи риблет ламинарно-турбулентным переходом в стационарном вихре на скользящем крыле // ПМТФ. 1996. Т. 37, № 1. С. 82–94.

295. **Патент по заявке № 94024105 (Россия).** Способ ламинаризации пограничного слоя крыла и устройства его реализации (варианты) / А. В. Бойко, В. В. Козлов, В. В. Сызранцев, С. В. Титаренко, В. А. Щербаков. Положительное решение от 28.02.96.
296. Tretyakov P. K., Fomin V. M., Yakovlev B. I. New principles of control of aerophysical processes // Proc. 8th Int. Conf. on the Methods of Aerophys. Research. Pt 2. Novosibirsk, 1996. P. 210–220.
297. Яненко Н. Н., Фомин В. М., Алхимов А. П. и др. Изменение волновой структуры при обтекании тел сверхзвуковым двухфазным потоком // Докл. АН СССР. 1981. Т. 260, № 4. С. 821–825.
298. Бердюгин А. Е., Фомин В. М., Фомичев В. П. Управление сопротивлением тел в сверхзвуковых потоках газа за счет выдува струй жидкости // ПМТФ. 1995. Т. 36, № 5. С. 40–47.
299. Третьяков П. К., Грачев Г. Н., Иванченко А. И. и др. Стабилизация оптического разряда в сверхзвуковом потоке аргона // Докл. РАН. 1994. Т. 336, № 4. С. 466–468.
300. Коротаева Т. А., Фомин В. М., Шашкин А. П. Численное исследование воздействия локального энергоисточника на пространственное сверхзвуковое обтекание заостренных тел. Новосибирск, 1996 (Препр. / РАН. Сиб. отд.-ние. ИТПМ; № 1-96).

Поступила в редакцию 22/I 1997 г.
