

210. Кузьмин В. Р. Расчет хладостойкости элементов конструкций.— Новосибирск: Наука, 1986.
211. Черский И. Н. О хладостойкости полимеров и перспективах их применения на крайнем севере // Поведение полимеров при низких температурах.— Якутск, 1974.
212. Панин В. Е., Лихачев В. А., Гриняев Ю. В. Структурные уровни деформируемых твердых тел.— Новосибирск: Наука, 1985.

Поступила 26/XII 1986 г.

УДК 526.532.533

## РАЗВИТИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ В ИТИМ СО АН СССР

В. Г. Дулов, В. Я. Левченко, А. М. Харитонов  
(Новосибирск)

С самого начала создания Института теоретической и прикладной механики (ИТИМ) его основатель — выдающийся ученый-механик акад. С. А. Христианович — выдвинул одним из главнейших научных направлений решение актуальных задач аэрогазодинамики. Были начаты теоретические исследования в области трансзвуковой, сверхзвуковой и гиперзвуковой аэродинамики (теория коротких волн, теория крыла, струйные течения и др.), заложены основы развития экспериментальной аэродинамической базы, которая стала центром организационно-технических забот после того, как к руководству института пришел акад. В. В. Струминский. В короткий период (1966—1969) существенно модернизирована аэродинамическая труба Т-313, созданы и введены в эксплуатацию аэродинамические трубы с пониженной степенью турбулентности потока Т-324 и Т-325, развернулись работы по созданию гиперзвуковых установок ИТ-301, Т-326, Т-327 и др. В это же время начата фундаментальные и прикладные исследования в области гидродинамической устойчивости, теории турбулентности, динамики разреженных газов. В последующие годы под руководством акад. Н. Н. Яненко эти направления получили дальнейшее развитие главным образом за счет широкого использования современной вычислительной техники. Создана вычислительная база, включающая ЭВМ БЭСМ-6, «Эльбрус-1 К-2», а также серию мини-ЭВМ на всех основных аэродинамических трубах. Наличие развитой вычислительной базы сделало возможным разработку и создание специализированных комплексов и пакетов прикладных программ, основанных на современных методах численного моделирования.

Таким образом, в предшествующие десятилетия в институте создана сбалансированная экспериментальная и вычислительная база, которая обеспечила возможность органического сочетания экспериментальных и численных методов при решении фундаментальных и прикладных задач аэродинамики. Это особенно важно, так как адекватное моделирование сложных пространственных течений, которое становится необходимым для современной летательной и другой техники, пока не достигается ни в аэродинамических трубах, где имеются конструктивные и экономические ограничения, ни в численном эксперименте, где ограничения связаны с отсутствием должного понимания физики турбулентных течений. Поэтому можно утверждать, что существенное продвижение в аэродинамике произойдет на пути симбиоза вычислительного и физического экспериментов, которые будут взаимно дополнять друг друга. Учитывая непрерывный прогресс вычислительной аэродинамики и все возрастающее использование ЭВМ в аэродинамическом эксперименте, можно прогнозировать рост эффективности решения перспективных задач аэродинамики при более точном моделировании явлений.

Ниже дается описание автоматизированного аэродинамического комплекса ИТИМ и обзор некоторых наиболее крупных научных достижений.

1. В настоящее время комплекс аэродинамических труб института [1] охватывает диапазоны чисел Маха от 0,01 до 25 и чисел Рейнольдса от  $10^4$  до  $5 \cdot 10^7$ , которые позволяют моделировать условия обтекания на высотах от 15 до 90 км (рис. 1), проводить фундаментальное изучение тонкой структуры и особенностей сложных ламинарных и турбулентных течений от малых дозвуковых до гиперзвуковых скоростей, включая эффекты в переходной области между сплошной средой и разреженным газом.

Одним из определяющих критериев подобия в аэродинамике наряду с основными ( $M$  и  $Re$ ) является степень турбулентности потока. Решение фундаментальных проблем динамики вязкого газа требует создания аэродинамических труб с низким уровнем возмущений свободного потока. Этим целям служит аэродинамическая труба Т-324 (рис. 2, размер рабочей части  $1 \times 1$  м, диапазон скоростей от 5 до 100 м/с), в которой специальными

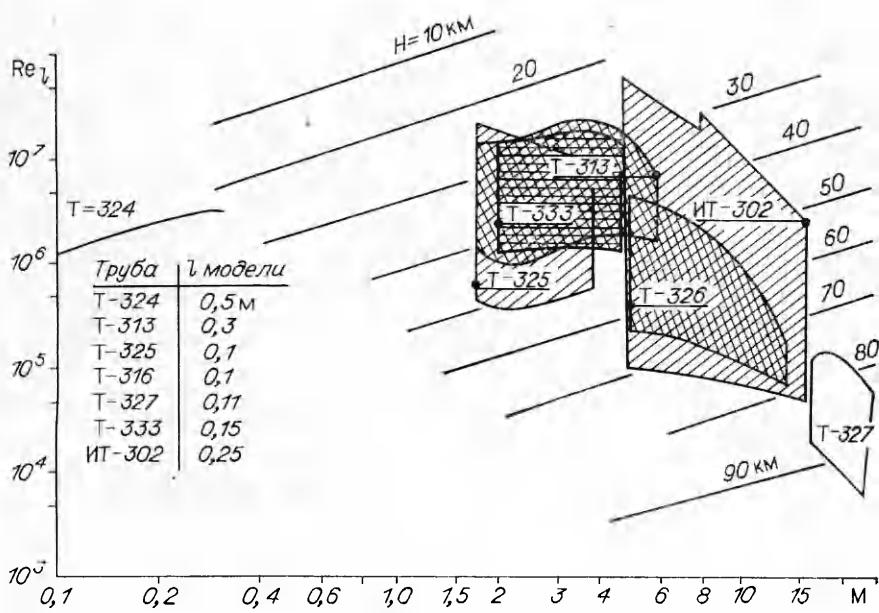


Рис. 1

мерами достигнута степень турбулентности потока в рабочей части 0,02 %. В этой трубе получены фундаментальные результаты по проблеме возникновения турбулентности [2], исследованы нестационарные процессы в отрывных течениях [3], структура пространственных турбулентных пограничных слоев [4], взаимодействие внешних возмущений с когерентными структурами турбулентных течений [5], вопросы управления сдвиговыми течениями [6].

Сверхзвуковая аэродинамическая труба Т-313 (размер рабочей части  $0,6 \times 0,6 \text{ м}$ ,  $M = 2-6$ ) отличается высоким качеством потока, весьма совершенным измерительно-вычислительным комплексом. Существенная модернизация основных ее элементов, выполненная с 1967 по 1985 г.,

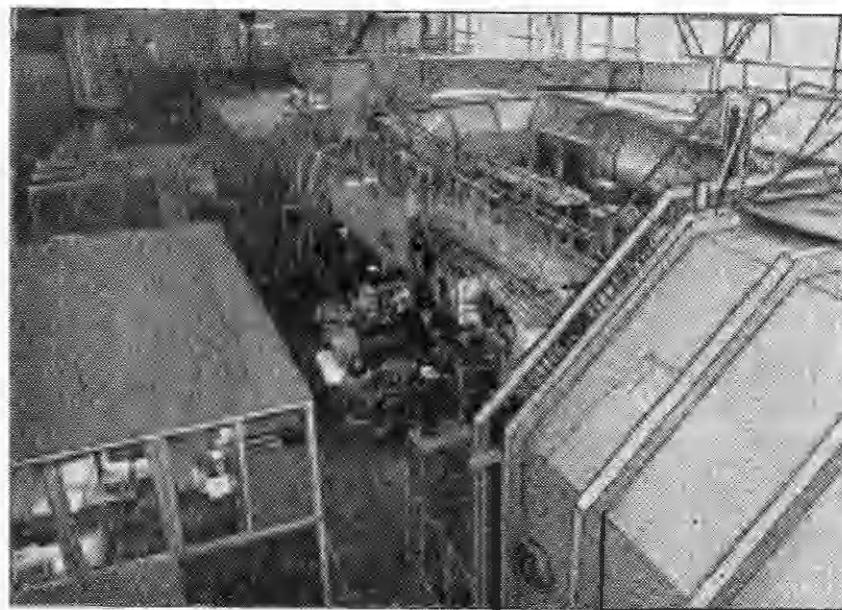


Рис. 2

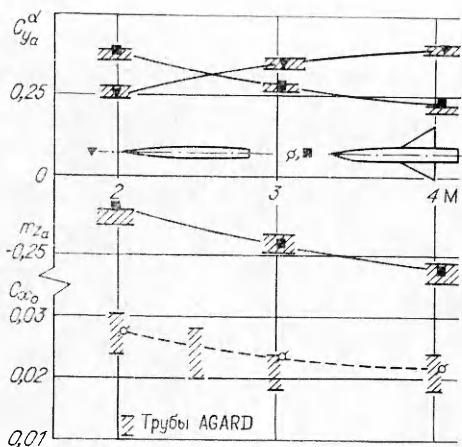


Рис. 3

обеспечила расширение диапазона скоростей до  $M = 6$ , снижение пульсаций давления в форкамере на порядок (до 0,1 %) и дальнейшее развитие систем управления и автоматизации измерений. Степень неравномерности поля скоростей в рабочей части поддерживается на уровне, не превышающем 0,5 %. Многократные измерения точности и сходимости аэродинамических характеристик эталонных моделей в сравнении с аналогичными данными, полученными в аэродинамических центрах США, Франции и ФРГ (рис. 3), свидетельствуют о высоком качестве потока и точности штатного измерительного комплекса трубы Т-313, что выдвигает ее

в число лучших труб такого класса. В ней решен широкий спектр фундаментальных и прикладных задач аэродинамики (плоские и пространственные отрывные течения [7], сложные пространственные течения в угловых конфигурациях [4], аэродинамическая интерференция различных элементов летательных аппаратов [8], переход пограничного слоя на различных моделях [9], аэродинамика неплоских крыльев [10] и др.).

Аэродинамическая труба Т-325 (размер рабочей части  $0,2 \times 0,2$  м,  $M = 2-4$ ) предназначена для физических исследований. Подробная информация о пульсационных характеристиках потока в рабочей части и об источниках возмущений позволила изучить особенности их развития в сверхзвуковых пограничных слоях моделей в зависимости от уровня и спектрального состава возмущений свободного потока. Измерительный комплекс трубы включает разработанный в институте термоанемометр постоянного тока [11] с полосой частот до 200 кГц, что обеспечивает корректные измерения характеристик турбулентности при сверхзвуковых скоростях. В ней получены важные результаты по устойчивости ламинарных пограничных слоев [12], по структуре отрывных течений, по взаимодействию ударных волн [13] и др.

Аэродинамическая труба Т-326 с камерой Эйфеля (диаметр среза сопла 0,2 м) [14] воспроизводит диапазон гиперзвуковых скоростей. При  $M = 6-8$  используется омический подогреватель воздуха, а при  $M = 10-14$  — плазменный. Прямоточный контур трубы, устройство быстрого ввода модели в поток и специальная зеркальная оптическая система позволяют проводить в ней исследования аэродинамического нагрева и аэротермического разрушения.

Гиперзвуковая аэродинамическая труба Т-327 (диаметр среза сопла 0,22 м,  $M = 16-25$ ) в качестве рабочего тела использует азот высокой чистоты, который нагревается в оригинальном графитовом подогревателе до 2500 К. Реализованы режимы течения с ударным запуском при стационарных значениях всех параметров потока ( $M_0, p_0, T_0$ ). Измерительный комплекс этой трубы включает оригинальные тензометрические весы, электронно-пучковую диагностику (визуализация обтекания, измерение скорости по послесвечению азота, плотности и колебательной температуры потока), а также тепловизионную систему для панорамного измерения полей температур и тепловых потоков, разработанную в ИТПМ [15]. Труба такого типа единственная в СССР. В ней проводятся эксперименты фундаментального и прикладного характера. В частности, изучены вопросы теплообмена при  $M = 20$  [16], особенности гомогенной конденсации [17]. Теоретические исследования структуры гиперзвукового потока на молекуларном уровне обосновали применение электронно-пучковой диагностики [18].

Гиперзвуковая импульсная труба ИТ-302 (диаметр среза сопла 0,3 м,  $M = 5-12$ ) принципиально отличается от известных аналогов постоянством параметров торможения потока  $p_0$  и  $T_0$  в течение рабочего режима (50—100 мс). Это достигается за счет принудительного вытеснения рабочего газа при помощи мультиплексора давления [19]. Создание такой трубы в институте значительно расширило возможности решения задач аэродинамического нагрева, сверхзвукового горения, внешней и внутренней газодинамики.

Целям моделирования натурных температур торможения при сверхзвуковых скоростях служит аэродинамическая труба Т-333 (диаметр рабочей части 0,3 м) [20]. Она оборудована омическим подогревателем воздуха мощностью 8000 кВт, что позволяет воспроизводить натурные параметры торможения для  $M = 2; 2,5$  и  $3$  и параметры, близкие к натурным для  $M = 4$  и  $5$ , в широком диапазоне высот полета. В ней изучаются процессы сверхзвукового горения, тепломассообмена, взаимодействия струй с внешним потоком и др.

Большой комплекс методических экспериментов во всем диапазоне параметров свидетельствует о хорошем качестве потока в рабочих частях всех установок.

В экспериментах широко применяются как стандартные, так и новые методы измерений: возбуждение возмущений в пограничных слоях моделей вибрирующей лентой (Т-324) и искровым разрядом (Т-325); визуализация пространственных течений методами «дымящей проволочки» (Т-324), «лазерного ножа» (Т-313); измерения полей температур и тепловых потоков с помощью жидкокристаллических термоиндикаторов (Т-326), тепловизора (Т-327); измерение полей статических давлений на базе разработанного многоканального измерителя давлений МИД-100 методом навесного дренажа применительно к тонким крыльям с дозвуковой передней кромкой (Т-313); измерение скосов потока пятиканальными приемниками давления в пространственных сверхзвуковых течениях (Т-313); метод одновременных измерений индивидуальных, интерференционных составляющих аэродинамических характеристик (Т-313); измерение скорости и плотности гиперзвукового потока с помощью электронно-пучковой диагностики (Т-327); измерения характеристик турбулентности в сверхзвуковых течениях с помощью разработанного в институте термоанемометра ТПТ и др.

Практически все виды экспериментов автоматизированы. В соответствии с концепцией автоматизации научных исследований, развиваемой в институте, реализована трехуровневая система на базе ЭВМ «Электроника-60», СМ-3 и СМ-4 и БЭСМ-6, которые последовательно осуществляют сбор, первичную и вторичную обработку результатов измерений [21]. Каждая экспериментальная установка оснащена измерительно-вычислительным комплексом, включающим аналоговые и пневматические коммутаторы, аналогово-цифровые преобразователи, аппаратуру КАМАК, внешние устройства печати и графического отображения и др. Первично обработанная информация поступает в ЭВМ БЭСМ-6, где сосредоточена база данных с целью накопления, анализа и вторичной обработки результатов серий экспериментов. Реализованная система существенно повысила эффективность проведения ряда экспериментов. При этом появилась возможность в диалоговом режиме сопоставлять экспериментальную информацию с результатами численного расчета, извлекать необходимые эмпирические данные для совершенствования расчетных моделей и т. п. Таким образом, реализованная система автоматизации демонстрирует возможный путь преодоления как недостатков моделирования в аэродинамических трубах, так и ограниченности расчетных методов. По заключению межведомственной приемочной комиссии она «...обеспечивает проведение принципиально новых видов аэрофизических исследований, повышает качество и сокращает сроки проведения традиционных видов аэрофизических исследований».

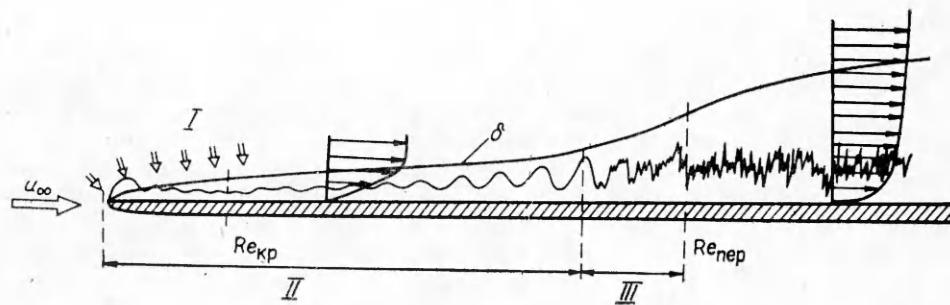


Рис. 4

При создании ряда аэродинамических труб использован большой опыт ЦАГИ. За разработку, создание автоматизированных аэродинамических комплексов группы сотрудников ИТПМ, ЦАГИ и НИИ механики МГУ присуждена премия Совета Министров СССР в 1985 г.

2. Проблема возникновения турбулентности, имеющая более чем столетнюю историю исследований, до сих пор остается одной из центральных нерешенных фундаментальных проблем механики. Существенные сдвиги в понимании процессов, ведущих к возникновению турбулентности, произошли в последние 10—15 лет. Обсуждению результатов были посвящены два специальных симпозиума Международного союза по теоретической и прикладной механике. Свообразным отражением признания достижений ИТПМ в этой области явилось проведение последнего из этих симпозиумов в Новосибирске (1984). Постановка задач возникновения турбулентности в ИТПМ относится к концу 60-х — началу 70-х годов. Вследствие аэродинамической направленности института внимание было сосредоточено главным образом на процессах, протекающих в пограничных слоях. Результаты исследований отражены в [2, 6, 22—26], а также в многочисленных публикациях в научной периодике.

Теперь процесс возникновения турбулентности в пограничных слоях можно схематично представить состоящим из трех стадий (рис. 4), где I — преобразование внешних возмущений (турбулентность набегающего потока, акустические и вибрационные возмущения) в собственные волны пограничного слоя; II — линейное развитие собственных волн (так называемых волн Толлмина — Шлихтинга); III — нелинейные процессы развития и взаимодействия собственных волн, ведущие к разрушению ламинарного течения и возникновению турбулентного режима.

Ко времени начала рассматриваемых исследований в ИТПМ была достаточно хорошо развита линейная теория гидродинамической устойчивости, призванная описывать развитие возмущений на стадии II. Однако результаты классической «параллельной» теории находились лишь в качественном согласовании с экспериментом. Подробное экспериментальное изучение структуры течения в области линейного развития возмущения выявило существенное влияние слабой непараллельности течения в пограничном слое [2]. Результаты экспериментов обеспечили надежную основу для корректировки линейной теории (Сарик и Найфе (США), В. Н. Жигулев и др. (СССР)). Построена пелокальная теория устойчивости периодических течений в применении к течениям над волнистыми поверхностями и с наложенным акустическим полем [2, 27], а также к течению над щелевой поверхностью [23]. Эксперименты подтвердили справедливость пелокальной теории [2]. В результате упомянутых, а также других теоретических и экспериментальных работ [28] можно с уверенностью утверждать, что линейная зона развития возмущений для дозвуковых течений адекватно описывается теорией гидродинамической устойчивости.

Несколько сложнее обстоит дело для сверхзвуковых и особенно для гиперзвуковых пограничных слоев. Если для дозвуковых скоростей на-

иболее быстро растущие в линейной зоне плоские волны, при сверхзвуковых скоростях таковыми являются возмущения, распространяющиеся под некоторыми углами к направлению среднего течения. Это обстоятельство затрудняет проведение достаточно чистых экспериментов. Несмотря на имевшиеся попытки (Лауфер, Враболович, Кендалл, Диметриадис (США)), надежные экспериментальные данные по развитию возмущений в сверхзвуковых пограничных слоях отсутствовали. Лишь в самое последнее время их

удалось получить путем введения волновых пакетов в пограничный слой с последующей машинной обработкой результатов измерений, используя пространственное фурье-преобразование [29]. С другой стороны, расчеты характеристик устойчивости сверхзвуковых течений не содержат в настоящее время принципиальных трудностей. Такие расчеты, имеющие целью оценить влияние различных факторов (теплоотдача, градиенты давления, химические реакции и т. д.) на устойчивость сверхзвуковых пограничных слоев, проведены в широком диапазоне параметров [23, 30]. Однако вопрос о полной адекватности принятой в расчетах теоретической модели действительному процессу еще открыт. В этой связи любопытна история поисков объяснения двойного реверса перехода. Еще в 60-х годах в экспериментах как у нас в стране, так и за рубежом обнаружено, что в сверхзвуковом пограничном слое под действием охлаждения поверхности вначале имеет место стабилизация течения (рост числа Рейнольдса перехода) в соответствии с выводами линейной теории, но затем при глубоком охлаждении происходит сильная дестабилизация с последующей не менее резкой стабилизацией (рис. 5). Решотко (США), казалось, нашел объяснение этому явлению на основе предложенной им асимптотики уравнений устойчивости. Однако численное интегрирование более полных уравнений [23] опровергло выводы асимптотической теории, и вопрос оставался открытым еще много лет, пока не было доказано экспериментально, что двойной реверс перехода есть следствие условий проведения эксперимента (условий ионеобразования на поверхности модели) [31]. Это продемонстрировано на рис. 5, на котором приведены зависимости чисел Рейнольдса перехода  $Re_{\text{пер}}$  от температуры поверхности при наличии инея на поверхности (точки 1) и в отсутствие его (точки 2).

При построении теоретических моделей нелинейных процессов (зона III, рис. 4) долгое время имелись лишь результаты экспериментов Национального Бюро Стандартов (НБС, США), опубликованных на рубеже 50—60-х годов, и ряда других, фактически их повторяющих. Эти эксперименты дали детальную информацию о развитии возмущений при переходе к турбулентности на стадии развитой трехмерности поля возмущений при относительно больших начальных амплитудах, возбуждаемых в пограничном слое волны. Для процесса перехода при привнесенной с самого начала нелинейности характерно резкое усиление интенсивности возмущений на каждом периоде основной волны Толлмиана — Шлихтинга. Такое явление связывалось с вторичной (высокочастотной) неустойчивостью. Причина перехода от двумерной картины развития возмущений в линейной области к существенно трехмерной не выяснена.

В экспериментах ИТПМ, посвященных нелинейным процессам, развитие возмущений прослеживалось, начиная с линейной стадии, при воз-

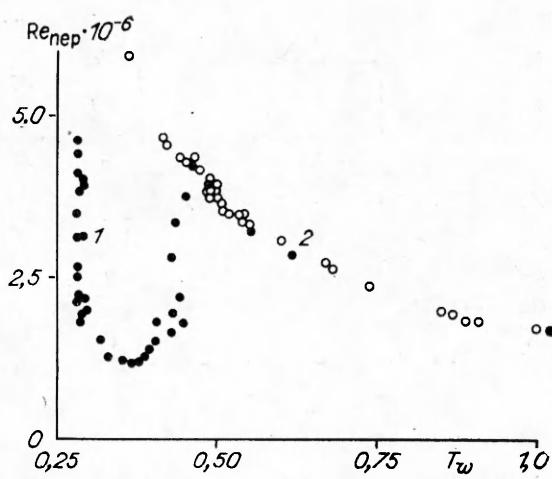


Рис. 5

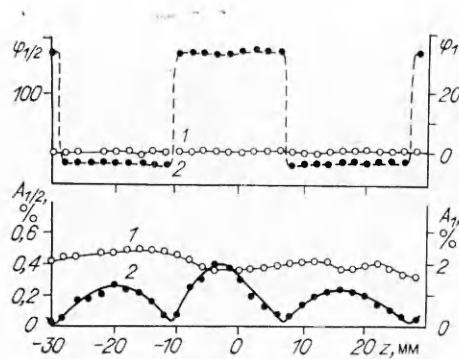


Рис. 6

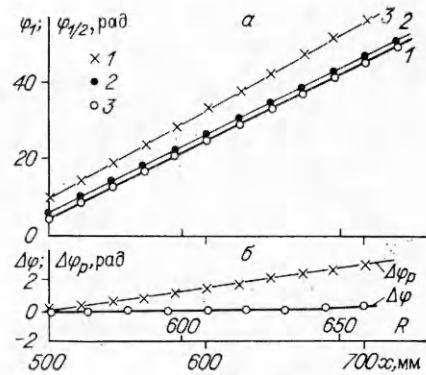
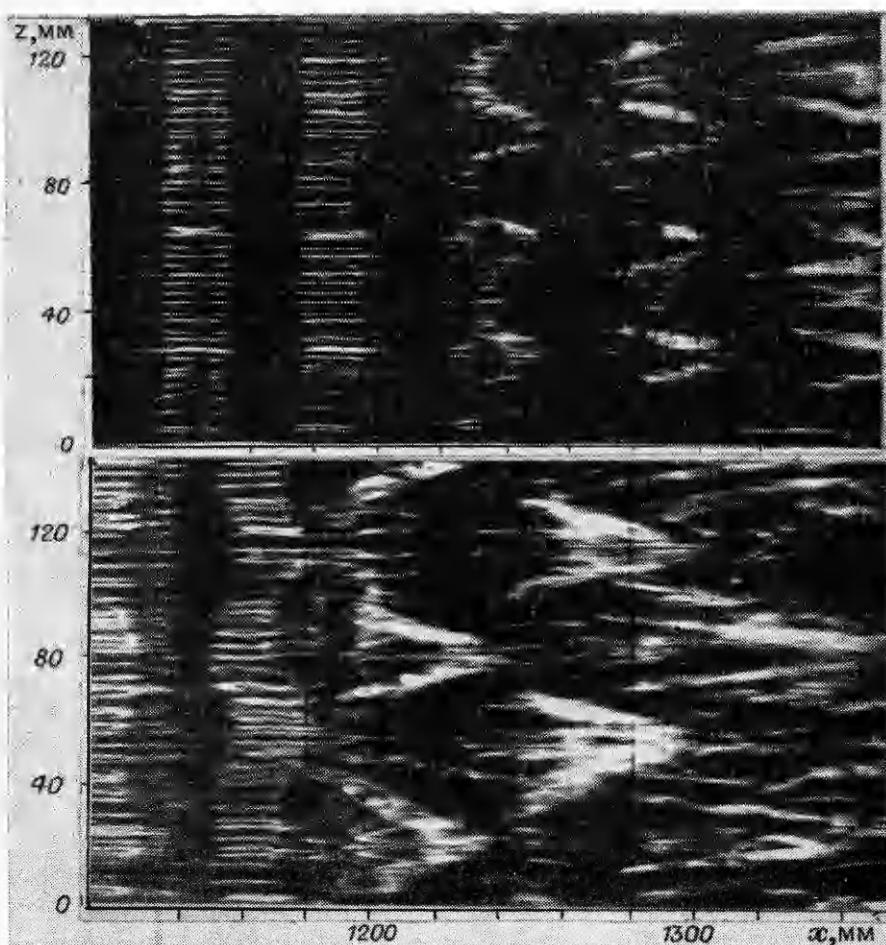


Рис. 7

буждении в пограничном слое воли малых начальных амплитуд. Обнаружено, что процесс перехода к турбулентности развивается совершенно не так, как в экспериментах НЕС (именуемым К-переходом по имени Клебанова — одного из авторов). Вместо высокочастотной неустойчивости зарегистрирована генерация пакета низкочастотных пульсаций, и, что особенно важно, впервые в пограничном слое обнаружено субгармоническое возмущение, т. е. волна с частотой, равной половине частоты основной волны Толлмина — Шлихтига. Была отмечена важная роль высших гармоник, взаимодействующих с низкочастотными пульсациями. По существу, обнаружен новый тип перехода к турбулентности в пограничном слое [2]. Весьма важно, что он реализуется при малых начальных амплитудах возмущений и, вероятно, имеет место в натурных условиях полета тел в атмосфере, обладающей, как известно, очень низкой степенью турбулентности соответствующих масштабов.

Возможный механизм генерации субгармоники подсказала теория. Расчеты, проведенные в [32], указали на интенсивный рост возмущения с субгармонической частотой вследствие нелинейного резонансного взаимодействия плоской волны Толлмина — Шлихтига с парой пространственных субгармонических волн. Дальнейшее развитие теории резонансного взаимодействия волн в пограничном слое [33] дало результаты, не только качественно, но и количественно согласующиеся с экспериментальными данными. Детальное экспериментальное изучение обнаруженного типа перехода проведено в [34] и продолжено в [35]. Результаты убедительно доказывают, что рост субгармоники и всего пакета низкочастотных возмущений обусловлен резонансным взаимодействием плоской и пространственных волн. Этим обусловлено и развитие трехмерности поля возмущений в нелинейной зоне. На рис. 6 [34] приведены распределения амплитуд  $A$  и фаз  $\phi$  основной волны (точки 1, индекс 1) и субгармонического (точки 2, индекс  $1/2$ ) возмущения в трансверсальном направлении по отношению к направлению среднего течения. Они говорят о том, что в пограничном слое вместе с основной плоской волной развивается пара воли, распространяющихся под разными, но противоположно направленными углами по отношению к направлению течения.

Рис. 7 демонстрирует фазовый синхронизм основной и субгармонической волн (точки 1 и 2). Точки 3 получены для плоской волны с субгармонической частотой. На рис. 7, б приведены разности фаз между основной волной и пространственной  $\Delta\phi$  и плоской  $\Delta\phi_p$  субгармониками. В нелинейной области происходит трехмерное искажение плоской волны Толлмина — Шлихтига и образование системы А-образных вихрей. Рис. 8 [35] представляет визуализацию этого процесса, выполненную методом дымящей проволочки, и демонстрирует разницу между К-режимом и субгармоническим режимом перехода. В К-режиме вихри образуются на каждом периоде основной волны и идут строго друг за другом. В субгармоническом режиме вихри располагаются в шахматном порядке, и период



Р и с. 8

следования их друг за другом равен удвоенному периоду основной волны. Различаются и формы вихрей.

Результаты экспериментов К-режима перехода в пограничном слое [36] указывают на необходимость пересмотра основных представлений, сложившихся об этом режиме. В частности, не обнаружена высокочастотная вторичная неустойчивость и выявлено, что взаимодействие волн играет определяющую роль и в этом режиме перехода.

В серии экспериментов в плоском течении Пуазейля между двумя параллельными пластинами найдено, что переход к турбулентности в нем протекает аналогично переходу в пограничном слое (в противовес прежним теоретическим представлениям). Были зафиксированы К-режим и субгармонический режим перехода [6, 37]. Результаты экспериментов послужили основой для пересмотра теории, соответствующие расчеты выполнены М. А. Гольдштиком и В. Н. Штерном (ИТФ СО АН СССР). Взаимодействие крупномасштабных вихревых структур со средним течением при переходе к турбулентности изучалось теоретически [38]. Получила дальнейшее развитие впервые предложенная в 60-х годах акад. В. В. Струминским нелинейная теория гидродинамической устойчивости [49].

В ИТПМ впервые проведены систематические исследования начального этапа возникновения турбулентности — преобразования внешних возмущений в собственные колебания пограничного слоя. Эта задача не является тривиальной, так как длины волн и скорости распространения внешних возмущений и волны Толлмина — Шлихтинга существенно раз-

личаются. В результате серии экспериментов установлено, что при дозвуковых скоростях наиболее интенсивно процесс преобразования внешних возмущений в собственные волны происходит в окрестности сосредоточенных воздействий на поток (острая передняя кромка обтекаемого тела, отдельные шероховатости на поверхности и т. п.), где имеют место сильные локальные градиенты в направлении течения. В процессе этих экспериментов, а также исследований «естественного» перехода [40] выявлена важная роль очень малых вибраций обтекаемой поверхности. Экспериментальные данные по преобразованию слабых акустических и вихревых возмущений в собственные волны пограничного слоя получены в [41]. В некоторых частных случаях удалось рассчитать процесс генерации собственных волн [42, 43]. При сверхзвуковых скоростях теоретически показана [44] и экспериментально подтверждена [45] возможность эффективного преобразования внешнего акустического поля в собственные волны пограничного слоя в самом пограничном слое.

Решение проблемы генерации собственных волн — необходимый этап для построения полной теории перехода, так как оно призвано обеспечить начальные данные для расчета линейной зоны и последующих нелинейных процессов. С другой стороны, изучение процессов генерации волн в пограничном слое и выявление роли сосредоточенных воздействий оказались необходимыми для развития концепции так называемого «активного» управления переходом. В отличие от традиционных методов затягивания перехода (ламинаризация течения) путем воздействия на среднее течение для повышения его устойчивости к малым возмущениям «активное» управление заключается в воздействии на развивающуюся в пограничном слое собственную волну другой, искусственно возбуждаемой волной той же природы. Очевидно, что необходим поиск эффективных и в то же время практических методов возбуждения волн. Такими методами являются, например, локализованные вибрации поверхности, периодический локализованный вдув-отсос пограничного слоя и т. д. Используя эти методы, удалось заметно затянуть переход к турбулентности в модельных экспериментах [6]. Понимание основных процессов, протекающих при субгармоническом режиме перехода, позволило разработать теорию активного управления [46].

Методология изучения возникновения турбулентности в пограничном слое в последние годы перенесена на изучение других типов течений газа. При исследовании отрывных течений установлена тесная взаимосвязь явлений отрыва и неустойчивости [3, 6, 47]. В частности, наличие малых линейных возмущений  $U'/U_\infty$  приводит к существенным изменениям средней скорости  $\Delta U$  (рис. 9). Подобно процессу генерации волн Толлмина — Шлихтинга имеет место генерация когерентных структур в турбулентных потоках под действием внешних возмущений [5]. Обнаружено, что при некоторых условиях когерентные структуры могут развиваться, не взаимодействуя друг с другом, что указывает на возможность использования линейной теории для их описания [6].

Таким образом, в результате теоретических и экспериментальных работ института сделан крупный шаг вперед в изучении фундаментальных процессов, ответственных за переход ламинарных течений в турбулентное состояние.

3. К числу наиболее сложных и в то же время весьма важных для дальнейшего развития авиации, энергетики и судостроения относятся разнообразные отрывные течения. Им посвящены известные монографии П. Чжена (1972), С. М. Белоцерковского, М. И. Ништа (1978), Л. В. Гогиша, Г. Ю. Степанова (1979), В. Я. Борового (1983), в которых даны обзоры опытных данных, основных направлений и методов расчетов в рамках моделей невязкого и вязкого газа. Однако чрезвычайно большое многообразие практических приложений и исключительная сложность внешних и внутренних турбулентных течений обусловливают необходимость и актуальность дальнейшего развития как методов расчета, так и экспериментального изучения закономерностей пространственного отрыва.

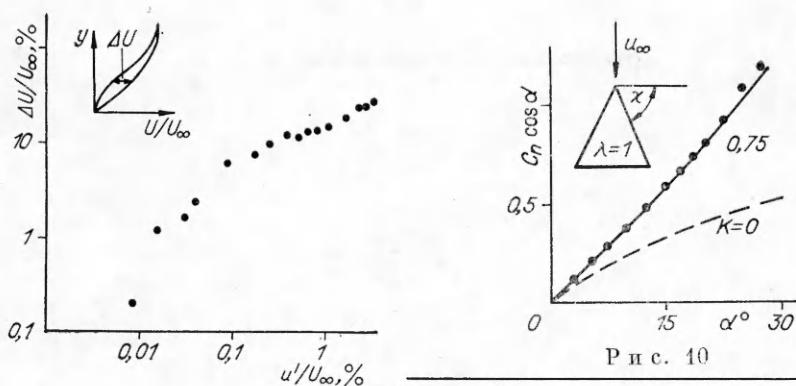


Рис. 9

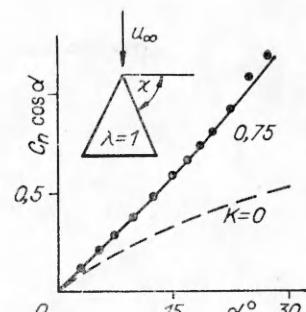


Рис. 10

При больших числах Рейнольдса ( $Re \rightarrow \infty$ ) инерциальные силы, действующие на удобообтекаемые тела, такими обычно являются летательные аппараты, значительно превосходят силы вязкости. Поэтому несущие свойства таких тел могут быть описаны в рамках модели невязкого газа. Естественное требование к летательным аппаратам как к телам малого сопротивления оправдывает рассмотрение задач обтекания маловозмущающих поток тел в рамках модели потенциального течения, когда заихренные области представляются как свободные вихревые поверхности, а распространение волн возмущения в сверхзвуковом потоке следует законам акустики. Такой подход позволяет выяснить структуры возмущенных областей при обтекании сложных пространственных конфигураций и в конечном счете определить аэродинамические характеристики летательного аппарата и его элементов.

В вихревой теории крыла конечного размаха в потенциальном потоке обычно постулируется безотрывной или отрывной характер обтекания с предполагаемым непрерывным переходом присоединенной вихревой поверхности в свободную вихревую пелену. Однако интенсивность сходящей с передних (боковых) кромок вихревой пелены зависит от геометрии крыла и особенно от конфигурации кромок. В [48] предложена вихревая модель крыла конечного размаха в дозвуковом потоке, в которой учитывается эта зависимость. Исходя из гипотезы о характере ветвления вихревой линии на передней (боковой) кромке и условий сохранения вихревых линий в потенциальном потоке для тонких крыльев найдена в явном виде зависимость интенсивности сходящей вихревой пелены от угла стреловидности кромки  $K = 1 - \cos \chi$ . Изменение интенсивности сходящей вихревой пелены (путем деформации кромок) оказывает особенно сильное влияние на обтекание всего крыла и его аэродинамические характеристики крыльев малого удлинения. На рис. 10 приведена расчетная зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки для треугольного крыла с удлинением  $\lambda = 1$  ( $\chi = 75^\circ$ ). Учет параметра  $K = K(\chi)$  обеспечивает удовлетворительное согласие с экспериментальными данными. Таким образом, установлены единственные физически оправданные условия схода вихревой пелены, которые однозначно определяют задачу и тем самым позволяют построить более совершенный алгоритм расчета крыльев конечного размаха, произвольной формы в плане в достаточно широком диапазоне углов атаки.

При безотрывном обтекании тел сверхзвуковым потоком газа распространение возмущений носит волновой характер, при этом явления отражения и дифракции возмущений на препятствиях существенно влияют на картину течения. В линейной теории изолированного крыла конечного размаха, когда граничные условия сносятся на одну базовую плоскость, задача о концевом эффекте фактически есть задача о дифракции на крае пластины. Современный сверхзвуковой летательный аппарат представляет собой комбинацию крыла с надстройками (фюзеляж, мотогондолы), вносящими дополнительные возмущения в поток, на которых проис-

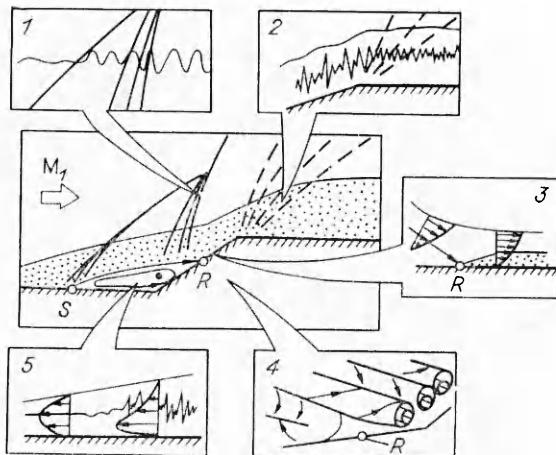


Рис. 11

го двугранного угла; течение внутри призм с двугранными углами  $\gamma = \pi/n$ . В этом случае область возмущенного течения разбивается на простые призматические конфигурации, в каждой из которых известно решение задачи. На границах простых областей, не принадлежащих поверхности тела, производится склейка решений. Задача сводится к системе интегральных уравнений вольтерровского типа.

Развитие адекватных моделей отрывных течений требует учета реальных свойств среды. В условиях турбулентного движения это может быть достигнуто лишь на основе полной экспериментальной информации о свойствах осредненных и пульсационных характеристик потока. Проводимые в ИТПМ исследования различных классов сверхзвуковых отрывных течений основаны на использовании в комплексе самых современных экспериментальных методов: оптических (качественных и количественных); пневрометрических, термоанемометрических, калориметрических и др. Так, в случае обтекания наклонных ступенек (рис. 11) в широком диапазоне изменения угла отклонения потока ( $\beta = 8-90^\circ$ ) при  $M = 2-4$  и  $Re = (25-60) \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$  изучены стадии развития отрыва турбулентного пограничного слоя в окрестности скачков уплотнения и волн разрежения и выделены определяющие физические процессы [50, 51]. Показано, что такие течения характеризуются усилением турбулентности в скачках уплотнения как во внешнем потоке, так и в пограничном слое 1, ослаблением пульсаций в волнах разрежения 2, возникновением нового пограничного слоя в пристенной части присоединившегося слоя смешения 3, формированием гертлеровских вихрей в зонах присоединения 4 и реламинаризацией возвратного течения в области отрыва 5. Развитие таких течений с ростом  $\beta$  сопровождается последовательным возникновением отрывной зоны первоначально в угле скатия и появлением локального отрыва за вершиной угла расширения. Приведенные на рис. 12 профили пульсаций массового расхода, плотности и скорости, отнесенные к соответствующим средним значениям  $m_1$ ,  $\rho_1$ ,  $u_1$ , в исходном течении свидетельствуют о существенном влиянии возмущений и отрыва на характеристики турбулентности. Вертикальная координата — текущий интегральный расход  $Q$ , отнесенный к суммарному расходу  $Q_1$  через невозмущенный пограничный слой. Распределение относительного уровня пульсаций массового расхода  $\langle m \rangle_{\max}$  вдоль линий максимальных значений в пограничном слое (рис. 13) обнаруживает более слабое стабилизирующее действие волн разрежения по сравнению с усиливающим турбулентность влиянием скачков уплотнения равной интенсивности. Именно это объясняет аномальный рост относительного коэффициента интенсивности теплообмена  $\bar{\alpha}_1$  после присоединения потока [52]. Характерное распределение давления на поверхности показано штрихпунктиром.

ходит трансформация возмущений. Предложено [48] граничные условия с поверхности летательного аппарата сносить на близкие к его конструкции призматические базовые конфигурации, при этом основные закономерности отражения и дифракции возмущений на надстройках сохраняются. В рамках линейной теории [48, 49] в квадратурах найдены решения задач обтекания сверхзвуковым потоком поверхностей, мало отличающихся от призматических конфигураций: обтекание параллельных крыльев, произвольно-

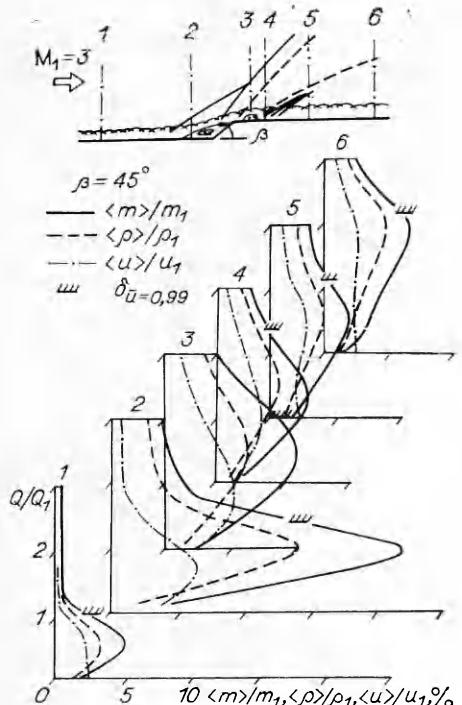


Рис. 12

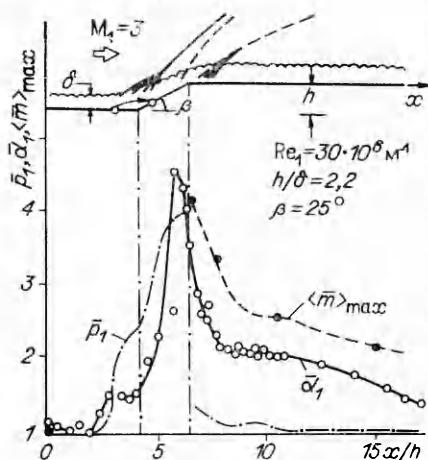


Рис. 13

Еще более сложная топология отрывных течений проявляется при обтекании пространственных конфигураций. Явление образования сверхзвуковых зон, зон максимальных давлений и тепловых потоков, открытое В. С. Авдуевским, А. И. Зубковым, К. И. Медведевым, Ю. А. Пановым и Г. Г. Черным,

весьма важно для понимания пространственных отрывных течений. Вместе с тем многочисленные приложения, а также развитие методов расчета требуют дальнейшего изучения структурных схем и закономерностей отрыва потока. С этой целью в ИТПМ выполнены систематические экспериментальные исследования взаимодействия скользящих скачков уплотнения с турбулентным пограничным слоем в окрестности вертикальных килей и полуконусов (рис. 14, а), обтекание которых сопровождается возникновением вторичного отрыва, ограниченного линиями стекания  $C_2$  и растекания  $P_2$ , в основной отрывной области. Опыты, выполненные в широком диапазоне изменения стреловидности передней кромки килей ( $\chi = 0-60^\circ$ ), интенсивности скачка ( $0 < \xi < 6,5$ ) при  $M = 2-4$  и  $Re = (15-60) \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$  [53-55], позволили определить границы существования шести характерных режимов взаимодействия (рис. 14, б, в). Паряду с ранее известными стадиями развития таких течений ( $I$  — взаимодействие без отрыва,  $II$  — появление основных линий стекания  $C_1$  и растекания  $P_1$ ,  $III$  — развитие вторичных линий стекания  $C_2$  и растекания  $P_2$ ) обнаружено явление реверса вторичного отрыва, заключающееся в ослаблении  $IV$ , практически полном исчезновении  $V$  и повторном возникновении  $VI$  вторичных линий стекания и растекания при достаточно больших интенсивностях скачка уплотнения. Повторному возникновению вторично-го отрыва соответствует критическая интенсивность локального косого скачка уплотнения в возвратном течении, равная 1,5. Это позволило предположить, что обнаруженный «реверс» вторичного отрыва обусловлен переходом пограничного слоя возвратного течения к турбулентному состоянию.

Гипотеза [7] подтверждена недавними прямыми опытами [54] с применением искусственной турбулизации пограничного слоя в возвратном течении в окрестности линии растекания  $P_1$ . Существенно, что опытные данные [56], полученные для двугранных углов, а также [54] для случаев обтекания полуконусов (рис. 14, б), доказывают общность обнаруженных режимов обтекания для различных конфигураций. Обоснованный в [7, 57] вывод о справедливости теории свободного взаимодействия

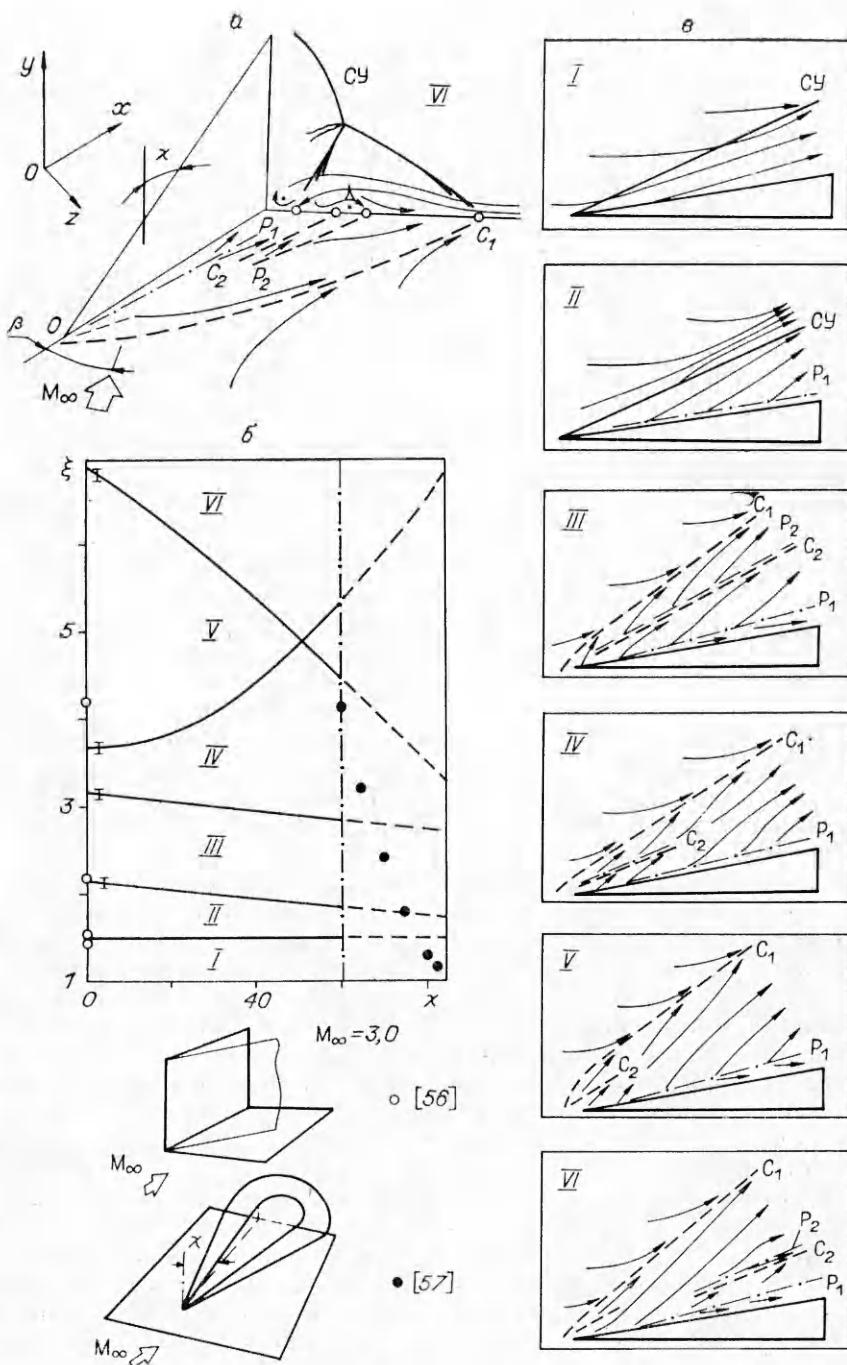


Рис. 14

для рассмотренного класса пространственных отрывных течений с цилиндрической и конической симметрией послужил основой для развития полуэмпирических расчетных моделей.

Сложные турбулентные течения реализуются также в областях сопряжения аэродинамических поверхностей различных элементов летательных аппаратов: крыло-фюзеляж, крыло-призматические надстройки, обтекание лопаток турбомашин, течения в каналах некруглого поперечного сечения. Расчет таких пространственных течений затруднен наличием поперечных градиентов рейнольдсовых напряжений, вызывающих сложные вихревые потоки вдоль угловых линий.

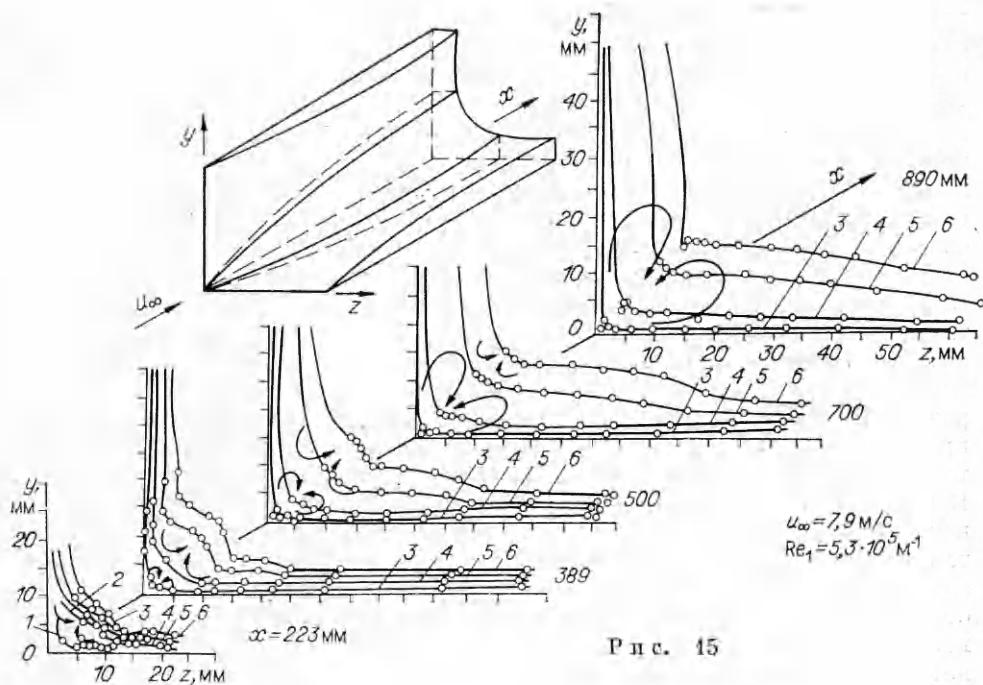


Рис. 15

В таких случаях для выявления структурных схем и закономерностей эксперименты должны поставлять полную информацию, содержащую результаты измерений профилей продольных и поперечных компонент средней скорости, распределения коэффициентов давления, трения, компонент тензора рейнольдсовых напряжений. Результаты комплексных экспериментов, выполненных в ИТПМ [4, 58, 59] для симметричных и асимметричных угловых конфигураций, позволили обнаружить и объяснить ряд эффектов и особенностей обтекания двугранных углов. Представление линий равных скоростей по сечениям вдоль угловой линии (рис. 15) выявило трансформацию вторичных течений по мере перехода пограничного слоя из ламинарного состояния в турбулентное. Детально изученная структура поперечных течений (профилей поперечных компонент скорости) позволила объяснить механизм обращения вращения симметричных вихреобразований и, как следствие, деформацию изотах (переход выпуклых изотах в вогнутые). Показано, что выпуклый характер изотах обусловлен локальным градиентом давления в окрестности передних кромок граней угла. Порожденные им вихреобразования с движением от угловой линии по часовой стрелке постепенно вытесняются зарождающимися вихрями противоположного направления вращения. Последние в соответствии с гипотезой Прандтля обусловлены поперечным градиентом рейнольдсовых напряжений по мере перехода пограничного слоя в турбулентное состояние.

В специальных экспериментах, когда локальный градиент давления практически отсутствовал, выпуклость изотах исчезла. В этом случае удовлетворительно согласуются с экспериментом результаты расчета в рамках полных уравнений Навье — Стокса (К. Н. Гхия, США, 1974), в которых градиент давления не учитывался. Следовательно, более адекватные модели расчета ламинарных течений в реальных угловых конфигурациях должны учитывать инициированный кромками градиент давления. При сверхзвуковых скоростях в биссекторной плоскости и ее окрестности практически отсутствует ламинарный участок, поэтому изотахи в поперечных сечениях имеют только вогнутый характер. Получена общирная информация об интегральных характеристиках пограничного слоя, протяженности трехмерной области течения в широком диапазоне чисел Маха, чисел Рейнольдса, градиентов давления и радиуса сопряжений

граней. Ее обобщение позволило рекомендовать ряд эмпирических зависимостей для оценки толщин пограничного слоя в биссекторной плоскости, протяженности трехмерной области по размаху при до- и сверхзвуковых скоростях. Введение радиуса сопряжения граней приводит к плавному вырождению продольных вихреобразований, и течение асимптотически переходит в двумерное. Об этом свидетельствуют зависимости характерных чисел Рейнольдса при сверхзвуковых скоростях, распределения относительных коэффициентов трения в поперечных сечениях при малых скоростях, а также линии равных пульсаций продольной компоненты скорости при различных радиусах. Значит, при достижении определенного радиуса сопряжения граней полностью вырождается вихревое сопротивление, несколько возрастает сопротивление трения, а течение становится двумерным и безвихревым.

Более сложные течения возникают при взаимодействии асимметрично развивающихся пограничных слоев, например, в областях сопряжения крыла и фюзеляжа. Степень асимметрии характеризуется отношением толщин пограничных слоев  $\delta_B/\delta_A$ , которое варьировалось от 1 до 3,6. В этом случае продольные вихреобразования различаются по интенсивности и расположены асимметрично относительно биссекторной плоскости тем больше, чем больше степень асимметрии. Это наглядно иллюстрируется распределением изотах и линиями равных пульсаций в зависимости от степени асимметрии. Характер распределения линий равной завихренности, вычисленных по результатам измерения поля векторов поперечного течения, не оставляет сомнения в том, что в симметричном и асимметричном случае взаимодействия пограничных слоев вдали от передних кромок формируется пара противоположно вращающихся вихрей, т. е. имеют место вторичные течения второго рода по Прандтлю. Такое утверждение остается в силе и при различной геометрии передних кромок граней угла. Их вариация от значений соотношения радиусов полуэллипса 1 : 12 до 1 : 1 свидетельствует о том, что всюду распределения изотах на фоне полей векторов вторичного течения иллюстрируют течение второго рода, т. е. отчетливо видна двухвихревая схема течения, хотя существенно возрастает деформация изолиний и масштаб вихря более протяженной грани. В то же время результаты аналогичных измерений в сечении вблизи передней кромки короткой грани ( $\delta_B/\delta_A = 3,6$ ) дают основание заключить, что в ее окрестности наблюдается одновихревая схема (рис. 16). Причина

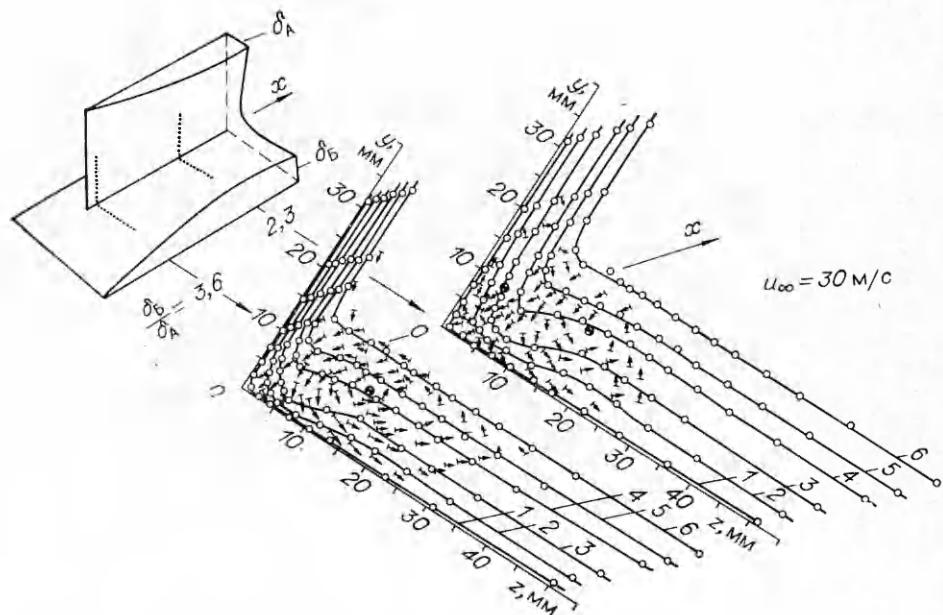


Рис. 16

возникновения вторичных течений этого вида — отрыв потока, реализующийся при обтекании криволинейной поверхности окрестности передней кромки грани  $A$ . Подобные течения в соответствии с классификацией Прандтля называют вторичными течениями первого рода.

Итак, установлено, что в окрестности передних кромок асимметричных угловых конфигураций возникают вторичные течения первого рода, а по мере развития турбулентного пограничного слоя градиент рейнольдсовых напряжений в поперечном направлении индуцирует вторичные течения второго рода, для которых характерна асимметричная пара вихрей. В рассмотренных случаях убедительно показана весьма важная роль геометрии передних кромок в формировании структуры течения вдоль угловой линии. При симметричном взаимодействии пограничных слоев наблюдается трансформация вихреобразований, в асимметричном случае течение первого рода (одновихревая схема) постепенно сменяется течением второго рода (двухвихревая схема). Приведенные результаты убеждают в том, что только комплексные эксперименты позволяют получить полную информацию о структуре и свойствах таких сложных течений, необходимую для развития моделей и расчетных алгоритмов, соответствующих современным требованиям.

4. Исследования по гиперзвуковой аэрогазодинамике неоднократно упоминались выше, но лишь в связи с общими гидродинамическими проблемами. Однако в институте с самого начала его научного становления целенаправленно и в плановом порядке изучались гиперзвуковые явления в аэrodинамике.

Поиск оптимальных конфигураций и параметров летательных аппаратов (ЛА), обеспечивающих максимальную эффективность полета — сложная задача. Трудности резко возрастают по мере увеличения скоростей полета. Интеграция планера и силовой установки, характерная для перспективных, в особенности гиперзвуковых ЛА с воздушно-реактивными двигателями, определяет существенно пространственный характер возмущенного течения. Математические модели гиперзвуковых явлений остаются существенно нелинейными. Возникает большое количество новых эффектов гидродинамической и физико-химической природы. Их совокупность оправдывает выделение гиперзвуковой аэrodинамики в самостоятельную область целенаправленных исследований почти исключительно пока фундаментального характера.

В. Г. Дуловым [60] с единой точки зрения дано математическое обоснование основных приближенных методов гиперзвуковой аэrodинамики. Исходя из этого результата произведено обобщение на случай пространственных течений предложенного общего алгоритма построения приближенных методов расчета обтекания с контролируемой точностью.

В исследованиях ряда авторов дальнейшее развитие получил метод газодинамического конструирования, используемый для построения однорежимных конфигураций схематических гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА) путем стыковки и согласования областей течений с меньшей размерностью. В [61] построены новые классы конфигураций ГЛА и изучены их аэродинамические характеристики на базовых режимах обтекания. Авторами [62, 63] методом газодинамического конструирования построены новые конфигурации теоретически более совершенных (конвергентных) воздухозаборников. Результаты экспериментальных исследований конвергентных воздухозаборников подтвердили хорошую их работоспособность и на режимах, отличных от номинальных. Достаточно полный обзор работ по построению конвергентных воздухозаборников дан в [62].

Обширный расчетный и экспериментальный материал по аэродинамическим характеристикам упрощенных конфигураций ГЛА в широком диапазоне чисел Маха дан в [64—67]. Эти результаты позволяют производить оценки аэродинамических характеристик реальных конфигураций по их основным интегральным геометрическим параметрам.

В рамках ньютоновской схемы обтекания с поправкой на трение [68]

рассмотрен новый класс пространственных конфигураций со степенными продольными и поперечными контурами, включающий, в частности, тела вращения, многоконсольные крылья, поликлиновые тела. В результате оптимизации форм из условия минимума полного сопротивления установлено, что при удлинениях, меньших четырех, оптимальны пространственные конфигурации со звездообразным миделем.

Теоретические исследования по построению и оптимизации сверхзвуковых и гиперзвуковых плоских несимметричных сопел с взаимодействующими контурами при различных газодинамических и геометрических ограничениях представлены в [69–75]. В частности, решена вариационная задача о построении сопла при заданных подъемной силе и длине нижнего контура. Установлена сильная зависимость конфигураций сопел от заданной величины подъемной силы. Решена также задача о построении сопла, реализующего максимальный момент при ограничениях на геометрические и силовые характеристики. Установлено, что за счет незначительного уменьшения тяги силовой установки можно в широких пределах менять значения момента и подъемной силы сопла.

В [76–78] численно анализируются характеристики сверхзвуковых плоских несимметричных сопел на режимах, отличных от номинального, в том числе на режимах перерасширения при наличии внешнего, в частности, гиперзвукового потока; выполнены расчеты по определению эффективности различных законов регулирования сопел.

Сформулированы принципы построения функциональных математических моделей летательных аппаратов [79], разработана функциональная математическая модель силовой установки ГЛА [80], изучены тягово-экономические характеристики силовых установок на различных режимах. В [81, 82] построен математический модельный объект, имитирующий ГЛА и на его основе изучены характеристики гиперзвукового управляемого полета.

Перспективные летательные аппараты и аэрокосмические системы определяют наиболее актуальные направления развития аэродинамических исследований.

1. Разработка научных основ управления аэродинамическими процессами и характеристиками тел при их обтекании сверх- и гиперзвуковыми потоками газа включает вопросы уменьшения сопротивления тел, управления аэродинамическим качеством и вихревыми образованиями, управления пограничными слоями посредством воздействия внешними возмущениями, применение внешнего горения, выдува одно- и двухфазных струй для управления волновыми структурами и др. С этой целью предполагается дальнейшее развитие фундаментальных исследований тонкой структуры различных аэромеханических явлений при тесном сочетании численного и физического экспериментов.

2. Углубленное развитие методов и средств изучения трансзвуковых течений газов предполагает разработку новых методов математического и экспериментального моделирования, а также создание трансзвуковой аэродинамической трубы нового поколения, работающей на криогенных температурах с целью более адекватного воспроизведения чисел Рейнольдса. Околозвуковой диапазон скоростей остается еще мало изученным как теоретически, так и экспериментально, хотя он является критерием не только для ЛА с трансзвуковой крейсерской скоростью, но и для сверх- и гиперзвуковых летательных аппаратов.

3. Математическое моделирование на ЭВМ задач механики сплошной среды включает совершенствование и создание новых физико-математических моделей различных процессов, обоснованных численных и аналитических методов, алгоритмов и пакетов прикладных программ для решения задач аэрогазодинамики.

Сегодня имеются основания полагать, что существенного продвижения в аэrodинамике следует ожидать на пути симбиоза численного и физического экспериментов. Поэтому особое внимание необходимо уделять как развитию вычислительной аэродинамики, так и всемерной компьют-

ризации аэрофизического эксперимента. Успешное развитие этого направления позволяет прогнозировать существенное сокращение сроков аэrodинамического проектирования при более полном моделировании явлений в лабораторных условиях.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Баев В. К., Вышненков Ю. И., Бродецкий М. Д. и др. Комплекс экспериментальных установок для аэrodинамических исследований // Фундаментальные исследования.— Новосибирск: Наука, 1977.
2. Карапанов Ю. С., Козлов В. В., Левченко В. Я. Возникновение турбулентности в пограничном слое.— Новосибирск: Наука, 1982.
3. Kozlov V. V. Interrelation of the flow separation and stability // Laminar-Turbulent Transition/[Ed. V. V. Kozlov.— Berlin et al.: Springer-Verlag, 1985.
4. Корнилов В. И. Взаимодействие пограничных слоев в области сопряжения аэrodинамических поверхностей: Автореф. дис. ... канд. техн. наук.— Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1979.
5. Бардаханов С. П. Экспериментальное исследование возникновения и развития когерентных структур в турбулентных потоках при акустических воздействиях: Автореф. дис. ... канд. физ.-мат. наук.— Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1984.
6. Козлов В. В. Изучение последовательных стадий перехода к турбулентности в дозвуковых сдвиговых течениях: Автореф. дис. ... д-ра физ.-мат. наук.— М.: НИИ механики МГУ, 1986.
7. Желтоводов А. А. Особенности отрывных течений при сверхзвуковых скоростях: Автореф. дис. ... канд. физ.-мат. наук.— Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1980.
8. Аэrodинамическая интерференция при обтекании пространственных тел/Под ред. А. М. Харитонова.— Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1980.
9. Харитонов А. М. Влияние возмущений потока на переход сверхзвукового ламинарного пограничного слоя в турбулентный // Аэромеханика.— М.: Наука, 1976.
10. Бродецкий М. Д. Экспериментальные исследования аэrodинамических характеристик неплоских крыльев при сверхзвуковых скоростях: Автореф. дис. ... канд. физ.-мат. наук.— Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1978.
11. Лебига В. А. Экспериментальные исследования турбулентных течений при сверхзвуковых скоростях: Автореф. дис. ... канд. техн. наук.— Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1977.
12. Лебига В. А., Маслов А. А., Приданов В. Г. Экспериментальное исследование устойчивости сверхзвукового пограничного слоя на плоской пластине // Развитие возмущений в пограничном слое/Под ред. В. Я. Левченко.— Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1978.
13. Черкашенко В. Ф. Экспериментальное исследование звукового удара в сверхзвуковых аэrodинамических трубах: Автореф. дис. ... канд. техн. наук.— Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1984.
14. Багаев Г. И., Клеменков Г. П., Харитонов А. М. Некоторые проблемы моделирования в аэrodинамике больших скоростей // Аэромеханика.— М.: Наука, 1976.
15. Воронцов С. С., Друкер И. Г., Пудовкин А. В., Саногов Б. А. Исследование аэrodинамического нагрева тел пространственной конфигурации с помощью автоматизированной системы Тепловизор-ЭВМ // Сб. докл. Всесоюз. конф. «Тепломассообмен VI».— Киев: Наук. думка, 1980.
16. Коробейников Ю. Г., Пудовкин А. В., Саногов Б. А., Сафонов Ю. А. Экспериментальное исследование теплопередачи в гиперзвуковой аэrodинамической трубе Т-327А // Сб. докл. III Всесоюз. шк. по методам аэрофизических исследований.— Новосибирск, 1982.
17. Коробейников Ю. Г., Долгунев С. В. и др. Конденсация азота в гиперзвуковом сопле // ИФЖ.— 1985.— Т. 49, № 2.
18. Долгунев С. В., Коробейников Ю. Г. Кинетика заселенности колебательных уровней молекул азота в тракте гиперзвуковой аэrodинамической трубы // Физическая механика неоднородных сред.— Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1984.
19. Дмитриев В. А., Ярославцев М. И. Некоторые направления развития импульсных труб // Сб. докл. III Всесоюз. шк. по методам аэрофизических исследований.— Новосибирск, 1982.
20. Воловельский Л. С., Григорьев В. Д., Запрягаев В. И. и др. Метрологические исследования тепловой аэrodинамической трубы Т-333 // Там же.
21. Вышненков Ю. И., Глинский А. Н., Иванов М. С. Программное обеспечение АСНИ ИТПМ. Система накопления, анализа и обработки данных // Автоматизация аэrodинамического эксперимента/Под ред. Н. Н. Яненко, Ю. И. Вышненкова.— Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1985.
22. Левченко В. Я., Володин А. Г., Гапонов С. А. Характеристики устойчивости пограничных слоев.— Новосибирск: Наука, 1975.
23. Гапонов С. А., Маслов А. А. Развитие возмущений в сжимаемых потоках.— Новосибирск: Наука, 1980.
24. Развитие возмущений в пограничном слое/Под ред. В. Я. Левченко.— Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1980.

25. Неустойчивость до- и сверхзвуковых течений/Под ред. В. Я. Левченко.— Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1982.
26. Левченко В. Я. Генерация и развитие возмущений при переходе к турбулентности в пограничном слое: Автореф. дис. ... д-ра физ.-мат. наук.— М.: МФТИ, 1981.
27. Левченко В. Я., Соловьев А. С. Устойчивость пограничного слоя на волнистой поверхности // Изв. АН СССР. МЖГ.— 1972.— № 3.
28. Kachanov Yu. S. Development of spatial wave packets in boundary layer // Laminar-Turbulent Transition/Ed. V. V. Kozlov.— Berlin et al.: Springer-Verlag, 1985.
29. Косинов А. Д., Маслов А. А. Развитие искусственно вызванных возмущений в сверхзвуковом пограничном слое // Изв. АН СССР. МЖГ.— 1984.— № 5.
30. Лысенко В. И. О роли первой и второй мод возмущений в процессе перехода сверхзвукового пограничного слоя // ПМТФ.— 1985.— № 6.
31. Lysenko V. I., Maslov A. A. Transition reversal and one of its causes // AIAA J.— 1981.— V. 19, N 6.
32. Володин А. Г., Зельман М. Б. Трехволновое резонансное взаимодействие возмущений в пограничном слое // Изв. АН СССР. МЖГ.— 1978.— № 5.
33. Maslennikova I. I., Zelman M. B. On subharmonic-type laminar-turbulent transition in boundary layer // Laminar-Turbulent Transition/Ed. V. V. Kozlov.— Berlin et al.: Springer-Verlag, 1985.
34. Kachanov Yu. S., Levchenko V. Ya. The resonant interaction of disturbances at laminar-turbulent transition in a boundary layer // J. Fluid Mech.— 1984.— V. 138.— P. 209.
35. Козлов В. В., Левченко В. Я., Сарик В. С. Образование трехмерных структур при переходе к турбулентности в пограничном слое // Изв. АН СССР. МЖГ.— 1984.— № 5.
36. Kachanov Yu. S., Kozlov V. V., Levchenko V. Ya., Ramazanov M. P. On nature of K-breakdown of a laminar boundary layer. New experimental data // Laminar-Turbulent Transition/Ed. V. V. Kozlov.— Berlin et al.: Springer-Verlag, 1985.
37. Козлов В. В., Рамазанов М. П. Образование трехмерных структур в течении Пуазейля при резонансном взаимодействии // ДАН СССР.— 1984.— Т. 275, № 6.
38. Zheltukhin N. A., Terekhova N. M. Secondary flows in boundary layers and jets // Laminar-Turbulent Transition/Ed. V. V. Kozlov.— Berlin et al.: Springer-Verlag, 1985.
39. Струминский В. В., Скobelев Б. Ю. Нелинейная нейтральная кривая для течения Пуазейля // ДАН СССР.— 1980.— Т. 252, № 3.
40. Поляков Н. Ф. Ламинарный пограничный слой в условиях «естественного» перехода к турбулентному течению // Развитие возмущений в пограничном слое/Под ред. В. Я. Левченко.— Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1979.
41. Kosorygin V. S., Levchenko V. Ya., Polyakov N. Ph. On generation and evolution of waves in a laminar boundary layer // Laminar-Turbulent Transition/Ed. V. V. Kozlov.— Berlin et al.: Springer-Verlag, 1985.
42. Максимов В. П. Генерация волн в пограничном слое внешними возмущениями: Автореф. дис. ... канд. физ.-мат. наук.— Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1979.
43. Айзин Л. Б., Поляков Н. Ф. Генерация волнами Толлмина — Шлихтинга звуком на отдельной неровности поверхности, обтекаемой потоком.— Новосибирск, 1979.— (Препринт/ИТПМ СО АН СССР; № 17).
44. Garopov S. A. Excitation of unstable waves in supersonic boundary layer by sounds // Proc. of the Ninth Canadian Congress on Applied Mech.— Saskatoon, 1983.
45. Маслов А. А., Семенов Н. В. Возбуждение собственных колебаний пограничного слоя внешним акустическим полем // Изв. АН СССР. МЖГ.— 1986.— № 3.
46. Зельман М. Б., Масленникова И. И. О нелинейном развитии возмущений при активном управлении переходом в пограничном слое.— Новосибирск, 1986.— (Препринт/ИТПМ СО АН СССР; № 16—86).
47. Довгаль А. В., Козлов В. В. Устойчивость отрывного течения при обтекании поверхности с точкой излома // ДАН СССР.— 1983.— Т. 270, № 6.
48. Воробьев Н. Ф. Аэродинамика несущих поверхностей в установившемся потоке // Новосибирск: Наука, 1985.
49. Воробьев Н. Ф., Федосов В. М. Обтекание сверхзвуковым потоком пересекающихся поверхностей // Изв. АН СССР. МЖГ.— 1975.— № 1.
50. Zheltovodov A. A., Pavlov A. A., Shilein E. H., Yakovlev V. N. Interconnectionship between the flow separation and the direct and inverse transition of supersonic speed conditions // Laminar-Turbulent Transition/Ed. V. V. Kozlov.— Berlin et al.: Springer-Verlag, 1985.
51. Желтоводов А. А., Яковлев В. Н. Этапы развития, структура и характеристики турбулентных сжимаемых отрывных течений в окрестности двумерных препятствий.— Новосибирск, 1986.— (Препринт/ИТПМ СО АН СССР; № 27—86).
52. Желтоводов А. А., Зауличный Е. Г., Трофимов В. М., Яковлев В. Н. Методика определения теплообмена в присоединившихся сверхзвуковых турбулентных течениях // Тез. докл. IV Всесоюз. шк. по методам аэрофизических исследований.— Новосибирск, 1986.
53. Желтоводов А. А. Режимы и свойства пространственных отрывных течений, инициированных косыми скачками уплотнения // ПМТФ.— 1982.— № 3.
54. Желтоводов А. А., Шилейн Э. Х. Пространственное взаимодействие скользящих скачков уплотнения с турбулентным пограничным слоем в угловых конфигурациях.— Новосибирск, 1986.— (Препринт/ИТПМ СО АН СССР; № 34—86).

55. Желтоводов А. А., Максимов А. И., Шилейн Э. Х., Яковлев В. П. Закономерности развития свойств сжимаемых отрывных течений // VI Всесоюз. съезд по теор. и прикл. механике (Аннотации докл.).— Ташкент, 1986.
56. Зубин М. А., Остапенко Н. А. Структура течения в отрывной области при взаимодействии прямого скачка уплотнения с пограничным слоем в угле // Изв. АН СССР. МЖГ.— 1979.— № 3.
57. Желтоводов А. А., Харитонов А. М. Об аналогии двумерных и трехмерных отрывных течений // Физическая газодинамика.— Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1976.— Вып. 6.
58. Корнилов В. И., Харитонов А. М. Вязкие пространственные течения в угловых конфигурациях // Успехи механики.— 1984.— Т. 7, вып. 1.
59. Kornilov V. I., Kharitonov A. M. Investigation of the structure of turbulent flows in streamwise assymetric corner configurations // Experiments in Fluids.— 1984.— V. 2.— P. 205.
60. Дулов Б. Г. О некоторых постановках пространственных задач оптимизации в гиперзвуковой аэродинамике // ПМТФ.— 1976.— № 5.
61. Исследования по гиперзвуковой аэродинамике.— Новосибирск; Красноярск: ИТПМ СО АН СССР; ВЦ СО АН СССР, 1978.
62. Гутов Б. И., Затолока В. В. Расчетное и экспериментальное исследование новых конфигураций конвергентных воздухозаборников с пространственными комбинациями течений.— Новосибирск, 1983.— (Препринт/ИТПМ СО АН СССР; № 30—83).
63. Гутов Б. И., Затолока В. В. Экспериментальные исследования течения в модели конвергентного воздухозаборника с плоскими стенками // ПМТФ.— 1985.— № 6.
64. Гунько Ю. П., Мажуль И. И. Сравнительный параметрический анализ суммарных аэродинамических характеристик полигональных форм летательных аппаратов при гиперзвуковых скоростях.— Новосибирск, 1980.— (Препринт/ИТПМ СО АН СССР; № 21).
65. Мажуль И. И. Влияние формы поперечного сечения на аэродинамические характеристики конических несущих тел при сверхзвуковых скоростях.— Новосибирск, 1981.— (Препринт/ИТПМ СО АН СССР; № 19—81).
66. Мажуль И. И. Особенности аэродинамики полигональных несущих конфигураций с изломом продольного контура.— Новосибирск, 1982.— (Препринт/ИТПМ СО АН СССР; № 2—82).
67. Мажуль И. И. Экспериментальные данные по аэродинамическим характеристикам полигональных несущих конфигураций при сверхзвуковых скоростях.— Новосибирск, 1984.— (Препринт/ИТПМ СО АН СССР; № 3—84).
68. Ведерников Ю. А., Дулов В. Г., Латыпов А. Ф. Оптимизация гиперзвуковых пространственных форм // ПМТФ.— 1979.— № 1.
69. Рылов А. И. Решение вариационной задачи о профилировании сопла, реализующего равномерный сверхзвуковой поток // Изв. АН СССР. МЖГ.— 1974.— № 4.
70. Рылов А. И. К анализу некоторых сверхзвуковых несимметричных сопел // Изв. АН СССР. МЖГ.— 1976.— № 3.
71. Рылов А. И. К построению сверхзвуковых несимметричных сопел // Изв. АН СССР. МЖГ.— 1977.— № 3.
72. Рылов А. И. О вырождении сверхзвукового течения при взаимодействии центрированных волн сжатия и разрежения // ПММ.— 1979.— Т. 43, № 1.
73. Рылов А. И. О построении компактных несимметричных сопел максимальной тяги при заданной подъемной силе // Изв. АН СССР. МЖГ.— 1981.— № 6.
74. Рылов А. И. Построение несимметричных сопел максимального момента при дополнительных условиях на геометрические и силовые характеристики // Изв. АН СССР. МЖГ.— 1984.— № 5.
75. Рылов А. И. Оптимальные сверхзвуковые несимметричные плоские сопла с короткой нижней стенкой // VI Всесоюз. съезд по теор. и прикл. механике (Аннотации докл.).— Ташкент, 1986.
76. Зудов В. Н. Влияние внешнего обдува на характеристики плоского несимметричного сопла на режимах перерасширения // Вопросы аэрогазодинамики сверхзвуковых пространственных течений.— Новосибирск, 1979.
77. Зудов В. Н. Влияние показателя адиабаты на характеристики плоских сверхзвуковых сопел // Газодинамика генераций в соплах и диффузорах.— Новосибирск, 1982.
78. Зудов В. Н. Влияние неоднородного теплоотвода на интегральные характеристики плоского несимметричного сопла // ЧММС.— 1982.— Т. 13, № 5.
79. Латыпов А. Ф. О математическом моделировании летательных аппаратов на этапе выработки концепции // ЧММС.— 1979.— Т. 10, № 3.
80. Латыпов А. Ф., Тенетов В. П. Функциональная математическая модель силовой установки гиперзвукового летательного аппарата.— Новосибирск, 1983.— (Препринт/ИТПМ СО АН СССР; № 4—83).

81. Дулов В. Г., Латыпов А. Ф., Пупышев С. Б., Щепановский В. А. Эффективность крейсерского полета гиперзвуковых летательных аппаратов с воздушно-реактивными двигателями // Исследования по гиперзвуковой аэродинамике.— Новосибирск, 1978.
82. Латыпов А. Ф., Пупышев С. Б. Аэротермодинамическая эффективность летательных аппаратов с воздушно-реактивными двигателями при больших сверхзвуковых скоростях полета.— Новосибирск, 1980.— Деп. в ВИНИТИ 16.05.80, № 5(103).

Поступила 26/XII 1986 г.

УДК 621. 385(088.8)

## ИССЛЕДОВАНИЯ ПОВЕРХНОСТНО-ПЛАЗМЕННЫХ ИСТОЧНИКОВ ОТРИЦАТЕЛЬНЫХ ИОНОВ В НОВОСИБИРСКЕ

Ю. И. Бельченко, Г. Е. Деревянкин, Г. И. Димов,

В. Г. Дудников

(Новосибирск)

В ускорительной технике и магнитных системах УТС широко используется перезарядный метод управления потоками частиц. Этот метод дает возможность за счет изменения зарядового состояния частиц управлять их движением в электрических и магнитных полях, изменять величину и направление ускорения частиц, «включать» и «выключать» действие макроскопических полей, влиять на распределение частиц в фазовом пространстве и т. д.

Значительный вклад в развитие перезарядного метода управления потоками ускоренных частиц внес Г. И. Будкер. Используя диссоциацию быстрых молекулярных ионов при столкновениях с остаточным газом и плазмой для заполнения магнитных ловушек горячей плазмой он предложил еще в первой работе по зеркальным ловушкам в 1954 г. По его инициативе и при его участии в Институте ядерной физики СО АН СССР был разработан перезарядный метод инъекции протонов в циклические ускорители и накопители [1, 2], а также физические основы получения интенсивных атомарных пучков изотопов водорода высокой энергии для инъекции в термоядерные ловушки [3—6].

В перезарядной технологии получения водородных частиц высокой энергиигодно использовать обтирку ускоренных отрицательных ионов водорода, которые легко теряют «лишний» электрон при столкновениях в перезарядной мишени и имеют высокий (0,6—0,9) коэффициент конверсии в атомы в широком диапазоне энергий частиц.

Работы по источникам ионов  $H^-$  в ИЯФ СО АН СССР были начаты в связи с разработкой метода перезарядной инъекции протонов в ускорители. Для перезарядной инъекции в Институте разработаны плазменные источники ионов  $H^-$  (типа источника Элерса) с импульсным током до 8 мА и перезарядные источники первоначально с током до 15 мА, а в дальнейшем и до 100 мА. Однако характеристики этих источников не позволяли в полной мере реализовать преимущества перезарядной инъекции и не обеспечили ее широкого использования на ускорителях.

Ситуация с получением пучков отрицательных ионов радикально улучшилась после обнаружения и экспериментального исследования нового, поверхностно-плазменного механизма образования отрицательных ионов в газовых разрядах [3]. На основе этого поверхностно-плазменного механизма разработан ряд поверхностно-плазменных источников (ППИ) ионов  $H^-$  для ускорителей. Более того, поверхностно-плазменный метод оказался достаточно эффективным, чтобы приступить к разработке мощных источников отрицательных ионов для управляемого термоядерного синтеза.

Большой вклад в разработку ППИ внесли также Национальные лаборатории СПА (Брукхвенская, Берклиевская, Лос-Аламосская, ОК-Риджская, им. Э. Ферми), ряд лабораторий Советского Союза, Европы и Японии. Эти результаты отражены в трудах Международных симпозиумов по получению и нейтрализации отрицательных ионов [7—9], ускорительных конференций и многих других публикациях.

В данной работе кратко остановимся только на результатах, полученных в Институте ядерной физики СО АН СССР. Некоторые итоги этих