

5. Баланин Б. А., Злобин В. В. Экспериментальное исследование аэродинамического сопротивления простых тел в двухфазном потоке // Изв. АН СССР. МЖГ. — 1979. — № 3.
6. Яненко Н. П., Алхимов А. П., Нестерович Н. П. и др. Изменение волновой структуры при обтекании тел сверхзвуковым двухфазным потоком // ДАН СССР. — 1981. — Т. 260, № 4.
7. Яненко Н. П., Солоухин Р. И., Папырин А. Н., Фомин В. М. Сверхзвуковые двухфазные течения в условиях скоростной неравновесности частиц. — Новосибирск: Наука, 1980.
8. Салтанов Г. А. Неравновесные и нестационарные процессы в газодинамике однофазных и двухфазных сред. — М.: Наука, 1979.
9. Салтанов Г. А. Сверхзвуковые двухфазные течения. — Минск: Высш. шк., 1972.
10. Матвеев С. К. Модель газа из твердых частиц с учетом неупругих столкновений // Изв. АН СССР. МЖГ. — 1983. — № 6.
11. Сеюкова Л. П. Расчет обтекания сферы запыленным газом с учетом влияния отраженных частиц // Газодинамика и теплообмен. — Л.: Изд-во ЛГУ, 1982. — № 7.
12. Нигматулин Р. И. Основы механики гетерогенных сред. — М.: Наука, 1978.
13. Ивандаев А. П., Кутушев А. Г., Нигматулин Р. И. Газовая динамика многофазных сред. Ударные и детонационные волны в газовзвесьях // Итоги науки и техники. Сер. Механика жидкости и газа/ВИНИТИ. — 1981. — Т. 16.
14. Еникеев И. Х. О влиянии дисперсных частиц, отскочивших от поверхности обтекаемого газовзвесью тела, на структуру ударного слоя // Нестационарные течения многофазных систем с физико-химическими превращениями. — М.: Изд-во МГУ, 1983.
15. Бабуха Т. Л., Шрайбер А. А. Взаимодействие частиц поллдисперсного материала в двухфазных потоках. — Киев: Наук. думка, 1972.
16. Белоцерковский О. М., Давыдов Ю. М. Метод крупных частиц в газовой динамике. Вычислительный эксперимент. — М.: Наука, 1982.
17. Давыдов Ю. М. Крупных частиц метод // Математическая энциклопедия. Т. 3. — М.: Сов. энциклопедия, 1982.

г. Москва

Поступила 16/1 1987 г.,  
в окончательном варианте — 22/X 1987 г.

УДК 532.526

*В. И. Лысенко*

## ВЛИЯНИЕ ЭНТРОПИЙНОГО СЛОЯ НА УСТОЙЧИВОСТЬ СВЕРХЗВУКОВОГО УДАРНОГО СЛОЯ И ПЕРЕХОД ЛАМИНАРНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ В ТУРБУЛЕНТНЫЙ

Применение заостренных тел, предназначенных для полетов при больших числах Маха, ограничено чрезмерным нагревом, разрушением острого носка фюзеляжа или передней кромки крыла. Поэтому более подходящи для таких полетов тела с малым притуплением носка (или передней кромки). В этом случае по сравнению с заостренными телами возникает новый эффект — эффект притупления, связанный с распределением энтропии по линиям тока. Линии тока вблизи поверхности тела, прошедшие через отошедшую от тела ударную волну (УВ) в окрестности носка, образуют так называемый энтропийный (высокоэнтропийный) слой, который в вязком газе теоретически существует на любом удалении от носка. В энтропийном слое поток газа имеет высокую температуру, низкую плотность, практически нулевой градиент давления поперек слоя и значительный градиент скорости. При притуплении носка интенсивность энтропийного слоя растет.

Данная работа посвящена экспериментальному исследованию влияния притупления передней кромки плоской пластины на устойчивость внешнего (относительно погранслоя) течения в ударном слое (т. е. фактически на устойчивость самого энтропийного слоя), на устойчивость ламинарного пограничного слоя и на переход последнего в турбулентное состояние.

**Обзор литературы.** Теория энтропийного слоя, возникающего при затуплении носка тела в гиперзвуковом течении, достаточно хорошо изложена в [1—3]. Влияние энтропийного слоя (в том числе и при его поглощении пограничным слоем) на различные параметры среднего течения, теплообмен, поверхностное трение и многое другое для тел разной формы описано в [4—14]. В [15] с помощью асимптотической теории

изучается распространение вниз по потоку возмущений, вносимых затуплением носка в гиперзвуковом течении совершенного газа около тела степенной формы. Исследуется возмущенное течение во внешней области (между энтропийным слоем и ударной волной) — здесь возмущения, распространяющиеся вдоль характеристик, формируются в процессе последовательного отражения от УВ и поверхности клина. Получено, что в осесимметричных течениях возмущения затухают значительно быстрее, чем в плоскопараллельных.

В [16, 17] в центре внимания — влияние энтропийного слоя на распространение нестационарных возмущений в пограничном слое при гиперзвуковом обтекании тела. В [16] выяснено такое влияние для случая, когда частота и волновое число принимают чисто действительные значения. При увеличении затупления волновое число растет. При этом для обеспечения проникновения возмущений вверх по потоку необходимо все большее нарастание избыточного давления вдоль продольной осп. В [17] рассматриваются уже комплексные волновое число и частота. Показано, что при затуплении, стремящемся к нулю, свободное взаимодействие распространяющихся в пограничном слое внутренних волн устойчивое. При затуплении, стремящемся к бесконечности, из всех корней с чисто мнимыми значениями волнового числа имеются моды, у которых реальная часть комплексной частоты может принимать как отрицательные, так и положительные значения. Когда реальная часть частоты равна нулю, возникают бегущие волны типа Толлмина — Шлихтинга, в которых происходят нейтральные колебания жидкости с постоянной по времени амплитудой. Рост затупления передней кромки сначала ведет к потере устойчивости более длинноволновых возмущений, а уже затем — коротковолновых.

В [18] исследована устойчивость ламнарного пограничного слоя на притупленной плоской пластине в сверхзвуковом потоке, расчеты проведены в основном для числа Маха  $M_\infty = 4$ . Неоднородности в общем потоке за УВ описываются с помощью двух масштабов длины — толщины пограничного и толщины энтропийного слоев, последняя имеет порядок величины радиуса притупления передней кромки. Волны типа Толлмина — Шлихтинга с длинами волн, соответствующих этим масштабам, анализируются в [18] отдельно. В зоне поглощения энтропийного слоя пограничным взаимодействием пограничного слоя с завихренностью внешнего вязкого потока становится сильным, профили среднего течения при учете эффектов поглощения претерпевают сложные изменения. Получено, что вязко-невязкое взаимодействие вызывает рост пограничного слоя из-за градиентов двух типов давления, индуцированных внешним потоком, — самоиндуцированного давления и давления, индуцированного завихренностью из-за затупления носка пластины (правда, воздействие первого небольшое). Поглощение энтропийного слоя значительно стабилизирует внешний (относительно пограничного) невязкий поток — из-за поглощения пограничным слоем сравнительно неустойчивой внутренней части внешнего течения. Увеличение притупления передней кромки через механизм самоиндукции дестабилизирует и первую, и вторую моды возмущений в пограничном слое, а через механизм индукции, вызванной завихренностью, дестабилизирует первую (начиная с некоторого притупления) и стабилизирует вторую моду (второй механизм воздействия — основной). Причем в зависимости расстояния (от передней кромки до критической точки) от величины притупления наблюдается реверс — последовательное увеличение и уменьшение этого расстояния. Увеличение притупления передней кромки дестабилизирует внешнее течение (с неустойчивой частью энтропийного слоя). В [19] схематично изображен механизм возникновения (как в [18]) энтропийных возмущений и возмущений завихренности, в которые (из-за возникновения в пограничном слое обтекаемого тела возмущений давления) преобразуется часть этих возмущений при отражении от УВ.

Фактически единственным экспериментальным исследованием влияния энтропийного слоя на устойчивость ударного слоя (пограничного и энтропийного слоев в отдельности) является работа [20], где описаны результаты испытаний на притупленном конусе при  $M_\infty = 8$  с использованием термоанемометра. В пограничном слое исследовались возмущения второй моды. Получено, что сравнительно небольшое затупление носка конуса (до радиуса 3,75 и 6,25 мм, что соответствовало 3 и 5 % от базового радиуса) ослабляло возмущения всех частот для больших местных чисел Рейнольдса. Для 3 % затупления критическое число Рейнольдса  $Re_* = 5,1 \cdot 10^6$ , для 5 % —  $10 \cdot 10^6$ . Область на конусе, где энтропийный слой поглощается пограничным, оказалась устойчивой, и положение критической точки приблизительно совпадало с положением, где поглощается энтропийный слой. Когда превышалось  $Re_*$ , степени нарастания возмущений постоянно увеличивались и вскоре становились больше, чем степени усиления в пограничном слое на остром конусе. Обнаружена большая амплитуда возмущений за пределами пограничного слоя, в энтропийном слое, а также существование невязкой неустойчивости. Полученные данные показали, что возмущения энтропийного слоя сначала (при приближении к пограничному слою) растут слабо, а после попадания в пограничный слой — сильно. Следует заметить, что наиболее устойчивым пограничный слой при радиусе затупления 6,25 мм (при этом он устойчив на всей поверхности модели); для больших притуплений устойчивость пограничного слоя не измерялась.

В отличие от [20], в настоящей работе исследования проведены на плоской пластине при  $M_\infty = 4$ , причем определялась устойчивость и энтропийного, и пограничного слоя относительно возмущений первой моды для больших (с точки зрения экспериментов на пластине) притуплений передней кромки модели.

**Оборудование и методика экспериментов.** Основные эксперименты проведены в аэродинамической трубе ИТПМ СО АН СССР Т-325 с сечением рабочей части  $200 \times 200$  мм [21, 22].

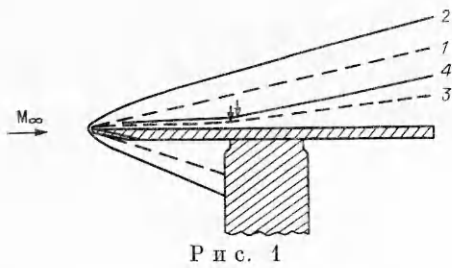
Исследуемой моделью являлась плоская стальная пластина длиной 450 мм, шириной 200 и толщиной 5 мм. Угол скоса носовой части модели был  $20^\circ$ . Пластина жестко крепилась к боковым стенкам рабочей части трубы и выставлялась под нулевым углом атаки. Притупление передней кромки  $b$  варьировалось в большом диапазоне:  $b = 0,1; 1; 1,5; 2; 3; 5$  и 10 мм, причем передняя кромка была скошена перпендикулярно рабочей поверхности модели. Температура торможения потока была около 290 К, а температура поверхности пластины равнялась температуре восстановления. Измерение характеристик устойчивости (а также контрольные замеры положения перехода) проводились термоанемометром постоянного тока ТПТ-4 и датчиками с вольфрамовой нитью диаметром 6 мкм и длиной 1,5 мм. В экспериментах применялись также усилитель селективный У2-8, микровольтметр селективный В6-9, генератор сигнала ГЗ-112/1.

Основные пневмометрические измерения проводились с помощью трубки полного напора и регистрирующего манометра ГРМ-2. Трубка полного напора имела габариты внешние:  $0,22 \times 1,0$  мм, внутренние  $0,1 \times 0,7$  мм. Для определения статического давления использовались трубка-зонд с коническим носиком и весовой измеритель давления. Внешний диаметр трубки 0,8 мм, диаметр приемного отверстия 0,38 мм, расстояние от центра приемного отверстия до носика зонда 11 мм.

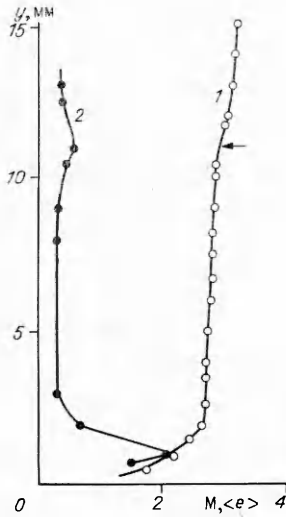
Вспомогательные эксперименты проведены в аэродинамической трубе Т-326 [23]. Исследуемой моделью являлась плоская пластина длиной 163 мм, шириной 70 и толщиной 5 мм. Материал пластины — Ст. 3. Угол скоса носовой части модели был  $7^\circ$ . Модель выставлялась под нулевым углом атаки. Притупление передней кромки имело два значения: 0,1 и 1,5 мм. Передняя кромка была скошена перпендикулярно рабочей поверхности модели. Визуализация течения вокруг такой пластины получалась с помощью теневого прибора (стриоскопа) «Strioscope a simple traversee D200 Licence ONERA» (Франция). Для фиксации изображения применялся фотоаппарат «Зенит-В». Определялись форма УВ и положение перехода пограничного слоя.

В этой же трубе была сделана попытка измерить устойчивость пограничного слоя по пульсациям давления на поверхности пластины с помощью поверхностных (вмонтированных заподлицо с поверхностью) датчиков — кварцевых измерительных преобразователей давления типа 7031 и усилителя зарядов типа 5006 фирмы «Kistler» (Швейцария), по эта попытка оказалась неудачной из-за малости сигнала при амплитудно-частотном анализе. Оказалось трудным определять по показаниям одного из датчиков давления положение перехода пограничного слоя при изменении в широком диапазоне единичного числа Рейнольдса  $Re_1 = u/v$  и фиксированной позиции датчика (как это было успешно сделано в [24] с помощью поверхностных термоанемометрических датчиков), ибо при росте  $Re_1$  почти линейно рос и суммарный сигнал пульсаций давления; изменение сигнала датчика, обусловленное переходом пограничного слоя, было незначительным по сравнению с ростом сигнала, обусловленного увеличением давления.

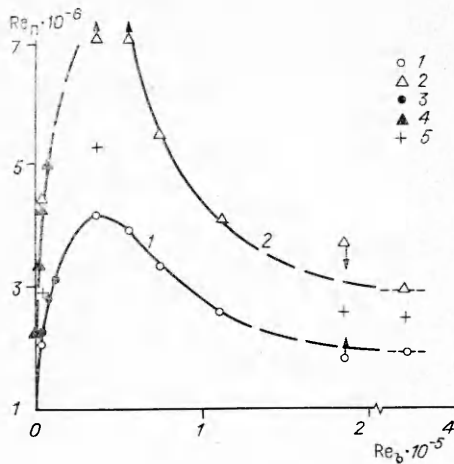
**Результаты исследований.** Исследования в аэродинамической трубе Т-326 проводились при числе Маха набегающего потока  $M_\infty = 6$ , температуре торможения  $T_0 = 423$  К и полном давлении в форкамере от  $10^3$  до  $5 \cdot 10^3$  кПа (соответственно единичное число Рейнольдса в набегающем потоке  $(Re_1)_\infty = (11-57) \cdot 10^6$  1/м). Графическое представление фотографий, полученных с помощью стрIOSкопа, для двух значений притупления (0,1 и 1,5 мм) приведено на рис. 1. Линии 1 и 3 (штриховые) относятся к пластине с острой передней кромкой ( $b = 0,1$  мм), а сплошные 2 и 4 — к заметно притупленной пластине ( $b = 1,5$  мм). Линии 1, 2 соответствуют положению УВ, 3, 4 — границе пограничного слоя (для наглядности



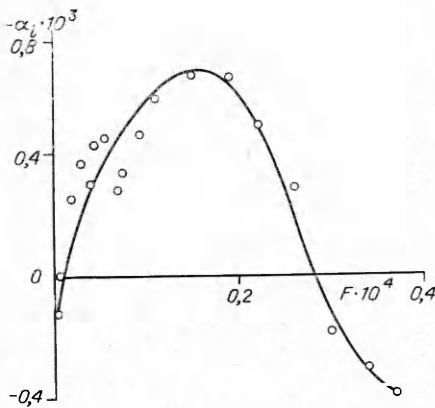
Р и с. 1



Р и с. 3



Р и с. 2



Р и с. 4

толщины пограничных слоев увеличены в несколько раз; их величина зависит от  $Re_1$ . Стрелками указано начало перехода. Исследования подтвердили заметный рост толщины пограничного слоя при увеличении притупления (из-за взаимодействия с энтропийным слоем). Заметно и искривление УВ при  $b = 1,5$  мм.

Исследования в аэродинамической трубе Т-325 проводились при  $M_\infty = 4$ . Положение начала и конца перехода пограничного слоя на модели при разном притуплении определялось с помощью трубки полного напора, скользящей по поверхности модели в продольном направлении  $x$ . На рис. 2 приведена зависимость числа Рейнольдса перехода  $Re_\pi = (Re_1)_\infty \cdot x_\pi$  от числа Рейнольдса притупления  $Re_b = (Re_1)_\infty \cdot b$ . Эксперименты выполнены при  $(Re_1)_\infty = 37 \cdot 10^6$  1/м и  $b = 0,1 \div 10$  мм. Зависимость 1 отвечает началу перехода, зависимость 2 — его концу. Стрелки на отдельных точках указывают направление к истинному положению этих точек на графике. Точки 1, 2 получены в экспериментах, 3, 4 взяты из работ [25] (при  $(Re_1)_\infty = 35 \cdot 10^6$  1/м) и [26], выполненных в Т-325 ранее. Точки 5 соответствуют положению перехода, найденному с помощью термоанемометра при движении термоанемометрического датчика вдоль пластины на расстоянии примерно 0,3 мм от ее поверхности. Положение перехода определялось по максимуму в зависимости среднеквадратичного сигнала термоанемометра от продольной координаты. На рис. 2 виден четкий реверс перехода при увеличении притупления, причем максимальное «затягивание» перехода происходит при  $b \approx 1$  мм. При дальнейшем росте притупления течение на пластине асимптотически стремится к течению при обтекании прямого угла ( $b = \infty$ ). Соответственно ведет

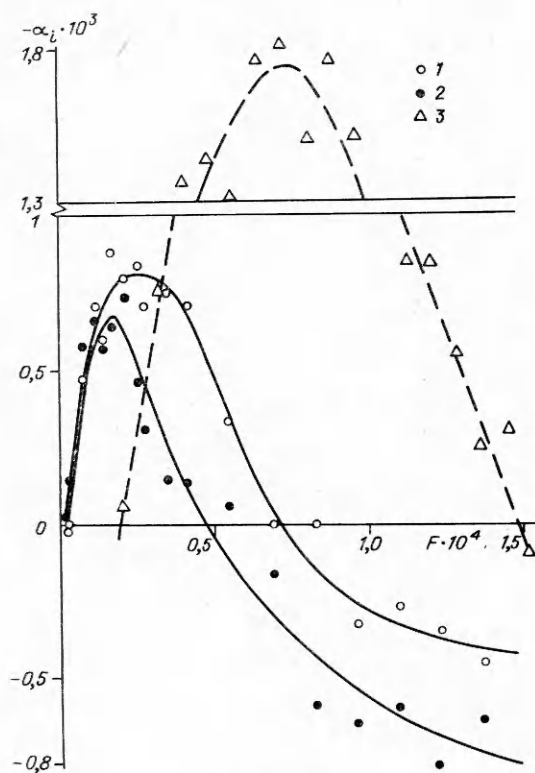


Рис. 5

$b = 5$  мм и  $x = 80$  мм, отраженных на рис. 3, видно, что перегиб в профиле  $M$  приходится на  $y \approx 11$  мм. Как показали последовавшие затем измерения устойчивости энтропийного слоя, максимальное значение среднеквадратичного сигнала с нити датчика термоанемометра наблюдалось также при  $y \approx 11$  мм, т. е. использованный в данной работе вывод [20] получил подтверждение. В профиле  $\langle e \rangle$  в ударном слое (см. рис. 3) имеются два максимума, соответствующих наиболее неустойчивым областям пограничного и энтропийного слоев. Причем при  $M_\infty = 4$  «погранслоиный» максимум примерно в 3,5 раза больше «энтропийного», в отличие от [20], где при  $M_\infty = 8$  «энтропийный» максимум уже больше «погранслоиного». Это говорит об увеличении роли неустойчивости в энтропийном слое при увеличении  $M$ . Отметим, что в настоящей работе (так же, как и в [20]) получен заметный рост возмущений в «критической» части энтропийного слоя —  $\langle e \rangle_{\max}$  при  $y \approx 11$  мм примерно в 2 раза больше минимального (по всему ударному слою) сигнала.

Далее была исследована устойчивость энтропийного слоя. Измерения проводились в слое с максимальным значением  $\langle e \rangle$ , близком к «критической» части энтропийного слоя. Эксперименты выполнены при  $R = (Re_x)^{1/2} = 1423$  ( $(Re)_\infty = 25,3 \cdot 10^6$  1/м) и  $b = 5$  мм. Результаты представлены на рис. 4. Здесь  $F = 2\pi f / (Re_{1\infty} \cdot u_\infty)$  — безразмерный частотный параметр ( $f$  — частота возмущения,  $u_\infty$  — скорость в невозмущенном потоке);  $\alpha_i = -0,5d(\ln A_f)/dR$  — степень нарастания возмущения ( $A_f$  — амплитуда возмущения частоты  $f$ ). Эксперименты показали рост возмущений в энтропийном слое в определенном (от 3 до 70 кГц) диапазоне частот, т. е. существование невязкой неустойчивости в энтропийном слое экспериментально получено и для  $M_\infty = 4$ .

Следующая серия экспериментов проведена с целью исследования устойчивости пограничного слоя при  $b = 5$  и 3 мм и единичном числе Рейнольдса на границе пограничного слоя  $(Re)_e \approx 7,8 \cdot 10^6$  1/м (рис. 5).  $F$  и  $\alpha_i$  рассчитаны по параметрам на границе пограничного слоя. Точки 1 соответствуют данным для  $b = 5$  мм ( $Re = ((Re)_e \cdot x)^{1/2} \approx 765$ ), 2 —

себя и положение перехода пограничного слоя. Полученный результат аналогичен данным [26—29].

Устойчивость пограничного и энтропийного слоев изучалась при  $b = 5$  и 3 мм. Но чтобы провести исследование устойчивости энтропийного слоя, нужно было предварительно определить примерное положение в энтропийном слое с интегрально (по частотам) максимальной амплитудой возмущений  $\langle e \rangle_{\max}$ , для чего можно было воспользоваться одним из выводов [20]. Он гласит, что перегиб в профиле числа Маха (вне пограничного слоя) примерно совпадает с максимумом в профиле возмущений, измеренных термоанемометром. Поэтому сначала с помощью трубки полного напора и зонда статического давления определялся профиль  $M$ . На границе пограничного слоя оказалось  $M_e \approx 2,7$ .

Из результатов исследования при  $(Re)_\infty = 25,3 \cdot 10^6$  1/м,

для  $b = 3$  мм ( $R_e \approx 777$ ), а  $\beta$  — для  $b = 0,02$  мм ( $R_e = R = 780$ ). Точки  $\beta$  взяты из [30, 31], где эксперименты проводились в Т-325 на точно такой же пластине, как и в настоящих экспериментах. Из рис. 5 следует, что при увеличении притупления от  $b = 0$  степени нарастания возмущений сначала уменьшаются, а затем увеличиваются (аналогично результату [32]). Этот «реверс» полностью отвечает «реверсу» перехода, показанному на рис. 2. При этом отметим, что энтропийный слой, начиная с некоторого притупления, дестабилизирует первую моду возмущений в пограничном слое, что находится в полном соответствии с одним из выводов теоретической работы [18].

Таким образом, экспериментально показано, что рост энтропийного слоя (при увеличении притупления модели) дестабилизирует как возмущения в самом энтропийном слое, так и (начиная с некоторого притупления) возмущения первой моды в пограничном слое, т. е. дестабилизируется при  $M_\infty = 4$  весь ударный слой.

Автор благодарен А. Д. Косинову и Г. П. Клеменкову за помощь в работе.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Лунев В. В. Гиперзвуковая аэродинамика.— М.: Машиностроение, 1975.
2. Якура Д. Теория энтропийных слоев и затупление носка в гиперзвуковом течении // Исследование гиперзвуковых течений.— М.: Мир, 1964.
3. Тимошенко В. И. Сверхзвуковые течения вязкого газа.— Киев: Наук. думка, 1987.
4. Гисбрехт, Штильп, Мерцкирх. Теплеровская визуализация энтропийного следа // РТК.— 1972.— Т. 10, № 12.
5. Арчер, Беттеридж. Энтропийный слой на пластине с плоским торцом, обтекаемой сверхзвуковым потоком под углом атаки // РТК.— 1975.— Т. 13, № 2.
6. Хорстмен. Обтекание тонких затупленных конусов вязким гиперзвуковым потоком // РТК.— 1970.— Т. 8, № 10.
7. Мёрти. Гиперзвуковое обтекание вогнутых поверхностей тел с затупленной передней кромкой // РТК.— 1975.— Т. 13, № 9.
8. Нейланд В. Я., Соколов Л. А. Влияние энтропийного слоя на отрыв пограничного слоя в гиперзвуковом потоке // Учен. зап. ЦАГИ.— 1978.— Т. 9, № 3.
9. Салливен, Козьяк. Влияние энтропийного слоя на течение в изобарическом гиперзвуковом пограничном слое // РТК.— 1973.— Т. 11, № 5.
10. Елькин Ю. Г., Ермак Ю. Н., Липатов И. И., Нейланд В. Я. Поглощение энтропийного слоя на затупленном конусе в гиперзвуковом потоке вязкого газа // Учен. зап. ЦАГИ.— 1983.— Т. 14, № 1.
11. Нейланд В. Я., Соколов Л. А. Влияние энтропийного слоя на обтекание гиперзвуковым потоком аэродинамических органов управления // Учен. зап. ЦАГИ.— 1975.— Т. 6, № 1.
12. Попински. Расчет сжимаемого ламинарного пограничного слоя на остром конусе, установленном под углом атаки, с учетом поглощения энтропийного слоя // РТК.— 1975.— Т. 13, № 9.
13. Ермак Ю. Н., Колина Н. П., Юшин А. Я. Теплообмен на боковой поверхности затупленного конуса при поглощении энтропийного слоя ламинарным и турбулентным пограничным слоем // ПМТФ.— 1985.— № 5.
14. Колина Н. П., Колочинский Ю. Ю., Юшин А. Я. Влияние поглощения энтропийного слоя на теплообмен при сверхзвуковом обтекании затупленного кругового конуса // Учен. зап. ЦАГИ.— 1985.— Т. 16, № 3.
15. Мануйлович С. В., Сидорюк М. Е. К асимптотической теории гиперзвукового обтекания затупленных полутел // Учен. зап. ЦАГИ.— 1986.— Т. 17, № 3.
16. Соколов Л. А. Влияние энтропийного слоя на распространение нестационарных возмущений в пограничном слое // ПМТФ.— 1983.— № 2.
17. Соколов Л. А. О влиянии энтропийного слоя на распространение нестационарных возмущений в пограничном слое с самоиндуцированным давлением // ПМТФ.— 1984.— № 3.
18. Reshotko E., Khan M. M. S. Stability of the laminar boundary layer on a blunted plate in supersonic flow // Laminar-Turbulent Transition/IUTAM Symp., Stuttgart, Germany, 1979.— Berlin et al.: Springer, 1980.
19. Morkovin M. V. Transition at hypersonic speeds // ICASE, NASA Langley Research Center, Hampton.— March, 1987.
20. Stetson K. F., Thompson E. R., Donaldson J. C., Siler L. G. Laminar boundary layer stability experiments on a cone at Mach 8. Pt 2: Blunt cone.— N. Y., 1984.— (Pap./AIAA; N 84—0006).

21. Багаев Г. И., Лебига В. А., Приданов В. Г., Черных В. В. Сверхзвуковая аэродинамическая труба Т-325 с пониженной степенью турбулентности // Аэрофизические исследования. — Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1972.
22. Багаев Г. И., Лебига В. А., Харитонов А. М. Излучение звука сверхзвуковым пограничным слоем // Симпозиум по физике акустико-гидродинамических явлений. — М.: Наука, 1975.
23. Григорьев В. Д., Клеменков Г. П., Омелаев А. И., Харитонов А. М. Гиперзвуковая аэродинамическая труба Т-326 // Аэрофизические исследования. — Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1972.
24. Гапонов С. А., Лысенко В. И. Развитие возмущений вблизи поверхности, обтекаемой сверхзвуковым потоком // ПМТФ. — 1988. — № 6.
25. Лысенко В. И., Маслов А. А. Переход ламинарного сверхзвукового пограничного слоя в турбулентный при охлаждении поверхности // ПМТФ. — 1981. — № 3.
26. Приданов В. Г., Черных В. В. Экспериментальное исследование влияния притупления передней кромки плоской пластины на переход в пограничном слое // Газодинамика и физическая кинетика. — Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1974.
27. Stetson K. F., Rushton G. H. Shock tunnel investigation of boundary layer transition at  $M = 5,5$  // AIAA J. — 1967. — V. 5, N 5.
28. Martellucci A., Maquire V. L., Neff R. S. Analysis of flight test transition and turbulent heating data. Pt 1. Boundary layer transition results: Final Rept. — S. 1., 1972. — (CR/NACA; N 129045).
29. Softley E. J., Graber V. C., Zempel R. E. Experimental observation of transition of the hypersonic boundary layer // AIAA J. — 1969. — V. 7, N 2.
30. Лысенко В. И., Маслов А. А. Влияние охлаждения на устойчивость сверхзвукового пограничного слоя. — Новосибирск, 1981. — (Препр./ИТПМ СО АН СССР; № 31).
31. Lysenko V. I., Maslov A. A. The effect of cooling on supersonic boundary-layer stability // J. Fluid Mech. — 1984. — V. 147, N 10.
32. Косинов А. Д., Маслов А. А., Шевельков С. Г. Экспериментальное исследование влияния притупления передней кромки плоской пластины на развитие трехмерных волн в сверхзвуковом пограничном слое // ПМТФ. — 1987. — № 2.

г. Новосибирск

Поступила 18/V 1989 г.

УДК 532.529.5

В. А. Антипин, А. А. Борисов, А. П. Трунев

## ДИНАМИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ В СВОБОДНЫХ ЗАСЫПКАХ В РЕЖИМАХ ФИЛЬТРАЦИИ ГАЗА ПРИ ВНЕЗАПНОМ СБРОСЕ ДАВЛЕНИЯ

Волны разрежения  $\nabla(VP)$  в засыпках исследовались в работах [1, 2], где были установлены некоторые закономерности по влиянию давления в газовой фазе и размеров частиц на скорость и форму  $VP$ . Ниже приведены данные по распространению промодулированных  $VP$  в свободных засыпках различного состава. Обнаружены общие закономерности поведения возмущений в зависимости от начальных параметров сред: в засыпках любого состава с ростом начального давления коэффициент затухания возмущений монотонно возрастает; при увеличении размера зерна и фиксированном давлении коэффициент затухания растет в диапазоне  $7 \div 50$  мкм и убывает в области размеров  $100 \div 1000$  мкм. Развита модель явления, основанная на разложении известных уравнений динамики многофазных сред [3, 4] вблизи равновесного состояния по параметру, равному отношению плотности газа к плотности твердой фазы. В рамках предложенной модели получены зависимости коэффициента затухания от параметров задачи, которые согласуются с экспериментальными результатами.

**1. Экспериментальная методика и результаты.** Эксперименты проводились в вертикальной ударной трубе диаметром 0,06 м и длиной 1,8 м, включающей камеру высокого давления (КВД) и камеру низкого давления (КНД) длиной 0,9 м. Общая схема установки показана на рис. 1: 1 — КНД, 2 — КВД, 3 — измерительные датчики, 4 — запускающий датчик, 5 — вентиль магистрали сжатого воздуха, 6 — манометр, 7 — блок усилителей, 8 — ЭВМ, 9 — уровень засыпки (поршень), 10 — диафрагма. В КВД на расстояниях 0,36; 0,54; 0,72 м от нижнего фланца были установлены пьезоэлектрические датчики давления оригинальной