

ИЗМЕРЕНИЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ НА ПОВЕРХНОСТИ МОДЕЛИ ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА ПРИ БОЛЬШИХ СКОРОСТЯХ ПОТОКА

Л.Г. Васенёв, В.И. Звегинцев, С.И. Шпак

*Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН
630090 Новосибирск, Россия*

Возвращаемый баллистический аппарат EXPERT (the European EXPERimental Re-entry Test bed) предназначен для экспериментальных исследований явлений аэротермодинамики в летных условиях (рис. 1). Его концепция и геометрия была предложена Европейским космическим агентством ESA ещё в 2002 г. С помощью этого аппарата предполагается провести исследования таких фундаментальных явлений как: переход пограничного слоя на затупленных телах, эффекты реального газа при взаимодействии пограничного слоя и скачков уплотнения, влияние каталитичности поверхности, методы пересчёта результатов трубных экспериментов на натурные условия и др.

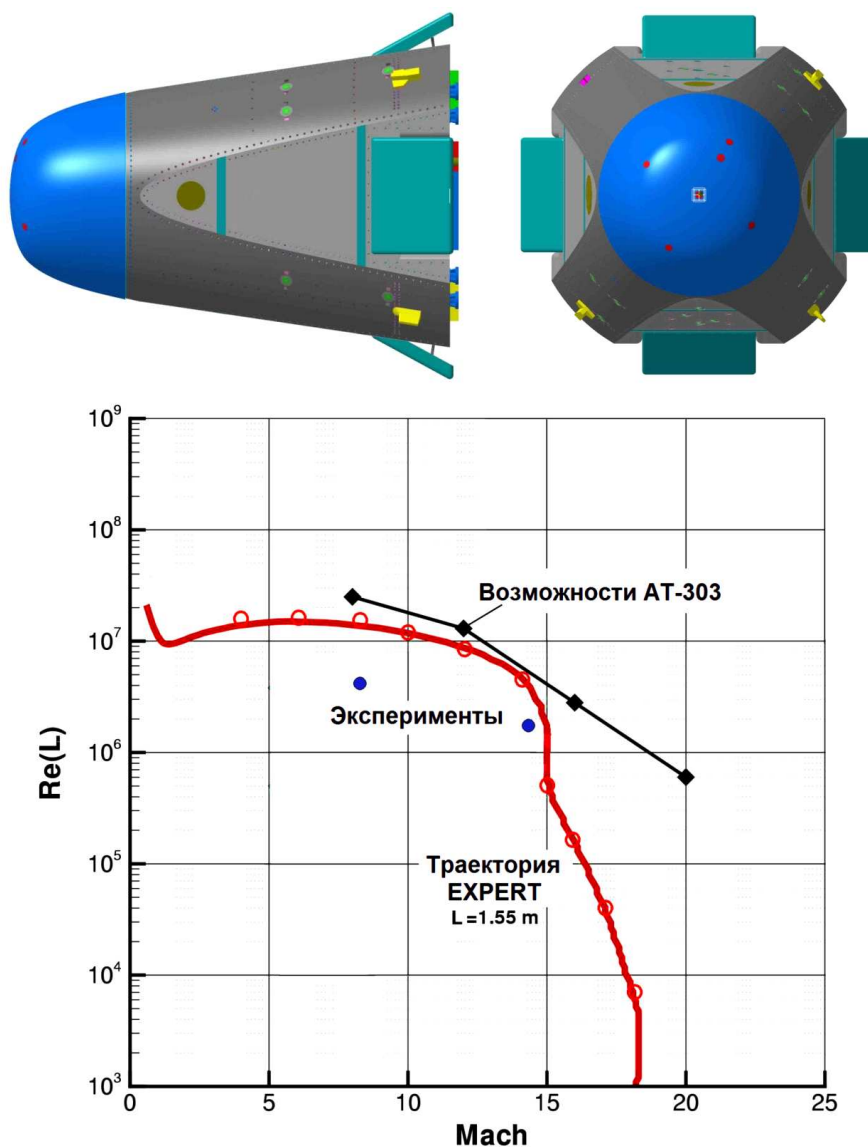


Рис. 1

Программа EXPERT предусматривает широкие предполетные исследования, в частности, расчетные исследования современными численными методами и экспериментальные исследования моделей в различных аэродинамических трубах, сравнительный анализ полученных данных для возможной экстраполяции данных на полетные условия.

Одной из задач программы исследований было измерение давления на поверхности и донном срезе модели EXPERT в гиперзвуковом диапазоне скоростей. В соответствии с этим была спроектирована и изготовлена дренажная модель EXPERT-B. Общий вид модели и ее основные размеры приведены на рис. 2.

Конструктивно модель состоит из носовой части 1, корпуса 2, переходной втулки 3, державки 4, донной крышки 5, щитков 6 и элементов крепления деталей модели друг с другом. Модель оснащена двумя парами щитков «открытого» типа с углом отклонения 20° , расположенных в вертикальной и горизонтальной плоскостях симметрии модели. Диаметр державки (18 мм) сделан минимальным по условиям прочности для уменьшения загромождения донного среза. Длина державки обеспечивает размещение модели в поле оптической системы, что даёт возможность для визуализации теневых картин обтекания модели в целом или её отдельных фрагментов.

Корпус модели, переходная втулка, донная крышка и щитки изготовлены из сплава В-95 (сплав алюминия с цинком); остальные детали модели – из стали. Обработка поверхности модели производилась на универсальном координатно-фрезерном станке с числовым программным управлением по заданным координатам. Погрешность изготовленного таким образом контура поверхности модели не превышала $\pm 0,05$ мм от заданных координат. Корпус модели изготовлен полым и имеет продольный технологический разъем для установки датчиков давления внутри модели рядом с соответствующими дренажными отверстиями.

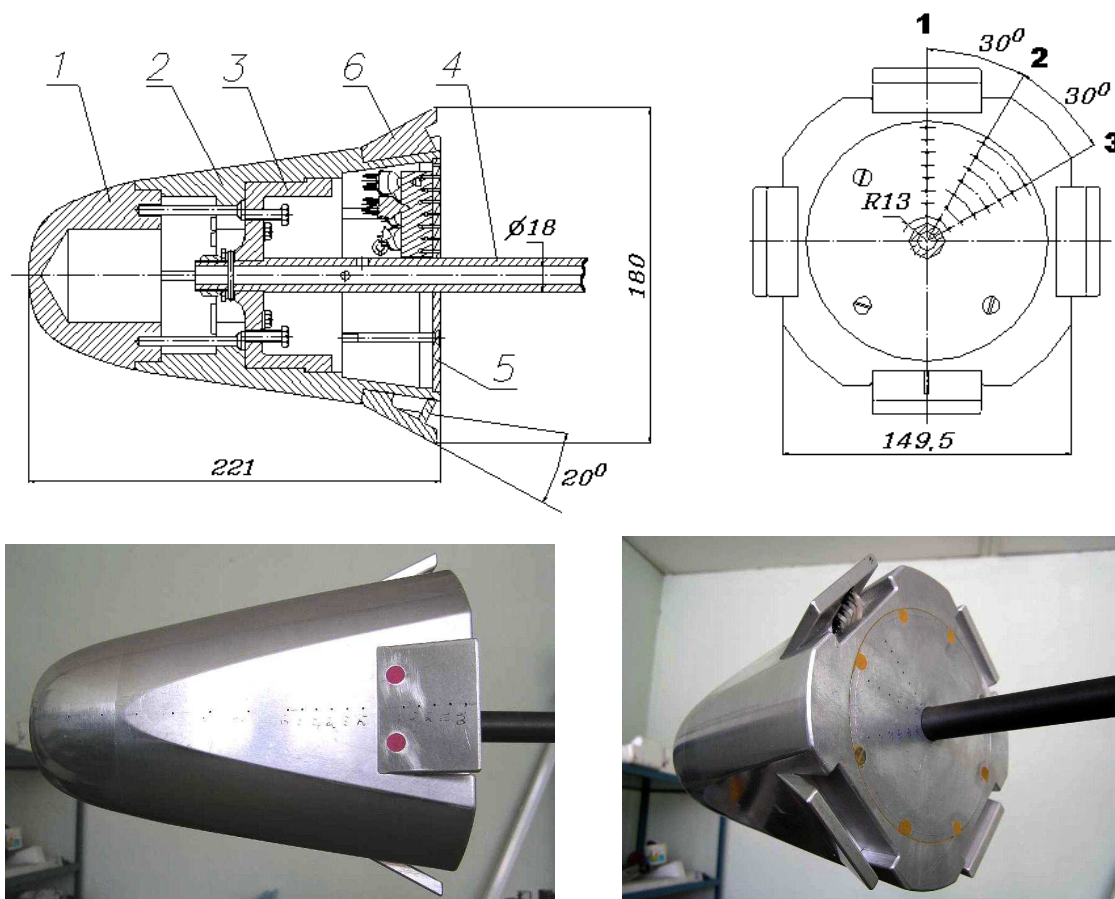


Рис. 2

Конструкция модели обеспечивала одновременное измерение давления в 39 дренажных точках поверхности. 20 точек расположены вдоль модели в плоскости её симметрии; из них пять – на щитке. Кроме того, на крышке донного среза имеется 19 дренажных отверстий, которые расположены на трёх лучах, исходящих из центра донной крышки, повернутых относительно друг друга на угол 30 градусов.

Для измерения давления применялись датчики абсолютного давления типа ТДМ1-А. Пределы измерения указанных датчиков были различными в зависимости от места установки датчика на модели и составляли 0,25 МПа в носовой части модели и 0,01 МПа – на донном срезе и на части корпуса перед щитком. Статическая градуировка позволила получить оценку величины среднеквадратической погрешности для датчиков, которая составила 30 Па.

Эксперименты были выполнены в гиперзвуковой аэродинамической трубе ИТПМ СО РАН АТ-303 при числах Маха набегающего потока $M = 7,9$ и $14,25$. Углы атаки модели составили $\alpha = 0^\circ$ и 6° . Пространственная ориентация измерительного сечения менялась путем поворота модели по углу крена φ от 00 до 1800 с шагом в 300 . Типичная продолжительность рабочего режима в аэродинамической трубе составляла $0,1$ с.

На рис. 3 показано распределение относительного давления P_j / P по длине корпуса при нулевом угле атаки. Здесь P_j – давление в j – точке поверхности модели, P – статическое дав-

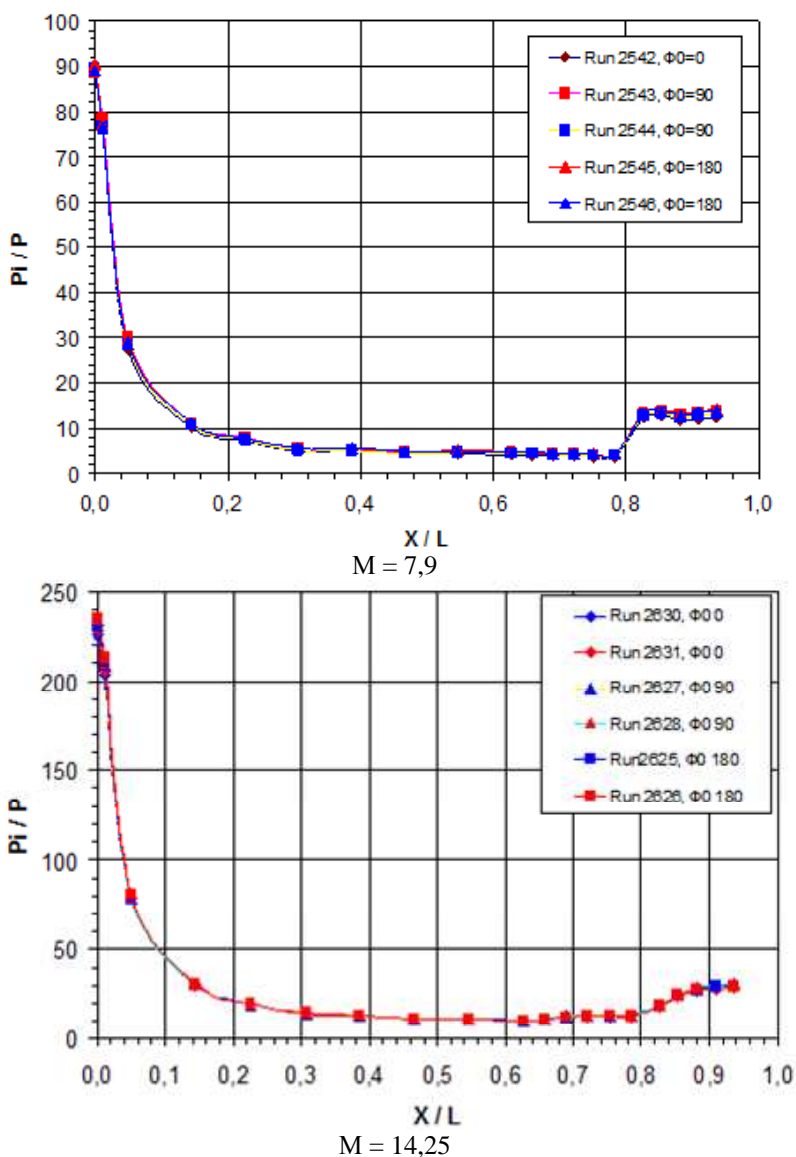


Рис. 3. $\alpha = 0^\circ$

ление в набегающем потоке. Данные для этого графика получены в нескольких отдельных опытах при различной ориентации модели по углу крена. Из графика следует, что получена хорошая повторяемость результатов отдельных измерений. Характер изменения величины относительного давления по длине модели полностью соответствует её геометрической конфигурации: на затупленном носке относительное давление максимально (до $P_j / P = 90$), а затем интенсивно снижается на затупленной носовой части. На плоском участке поверхности давление приблизительно постоянно. Перед щитком относительное давление равняется 4,4. На щитке, обтекание которого сопровождается образованием скачка уплотнения, относительное давление увеличивается до значения 13 – 14.

Аналогичные зависимости изменения относительного давления по длине корпуса модели, полученные при угле атаки $\alpha = 6^\circ$, приведены на рис. 4. Следует отметить, что уже при небольшом изменении величины угла атаки происходит существенное перераспределение давления по поверхности модели. Так на носовой части вблизи носка (на координате $X/L = 0,05$) при переходе с наветренной стороны на подветренную величина относительное давление уменьшается с 38 до 20; другим участком значительного изменения давления является

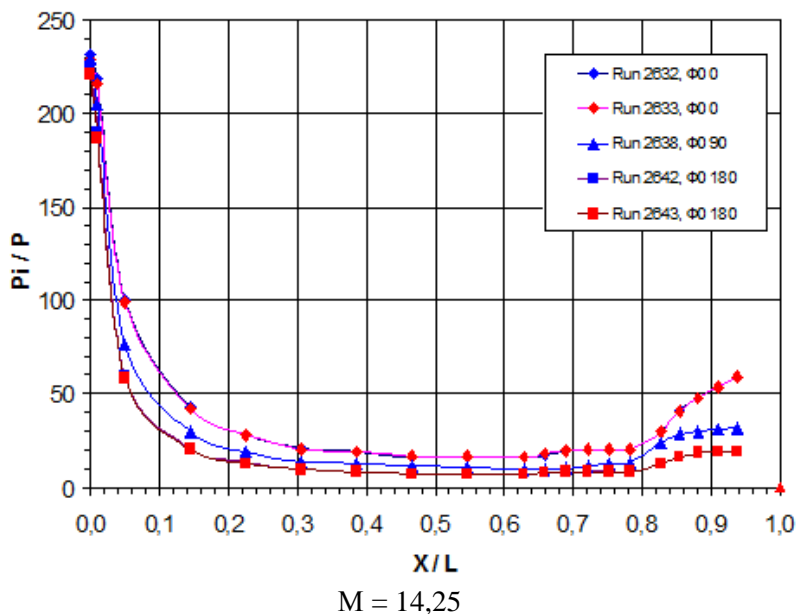
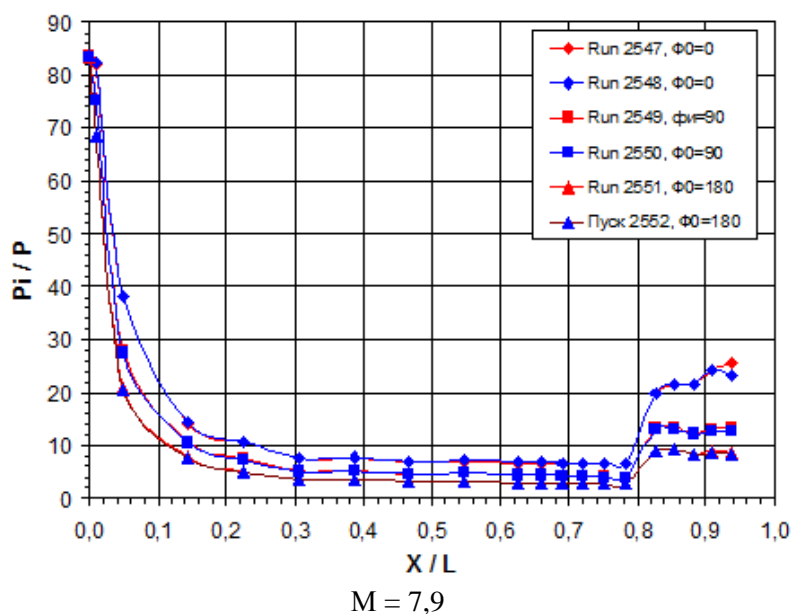


Рис. 4. $\alpha = 6^\circ$

щиток, на поверхности которого при изменении ориентации на 180 градусов давление меняется уже в три раза.

На рис. 5 для каждой дренажной точки боковой поверхности модели нанесены отношения давления, измеренному при отклонении модели на угол атаки в 6 градусов, к давлению, измеренному при нулевом угле атаки. Таким образом, приведенные зависимости отражают влияние угла атаки на распределение давления по длине модели.

При числе Маха $M = 7,9$ хорошо видно, что для точек расположенных в горизонтальной плоскости модели изменение угла атаки практически не меняет распределение давления. Для точек на подветренной поверхности давление уменьшается примерно на постоянную величину, а для точек на наветренной поверхности давление соответственно увеличивается. Заметное изменение давления происходит только на щитке наветренной стороны.

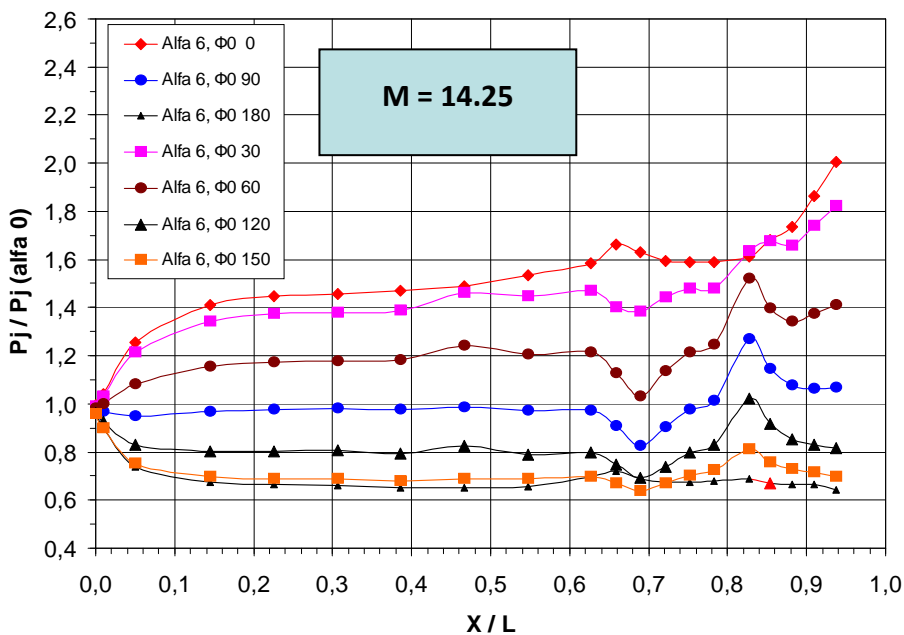
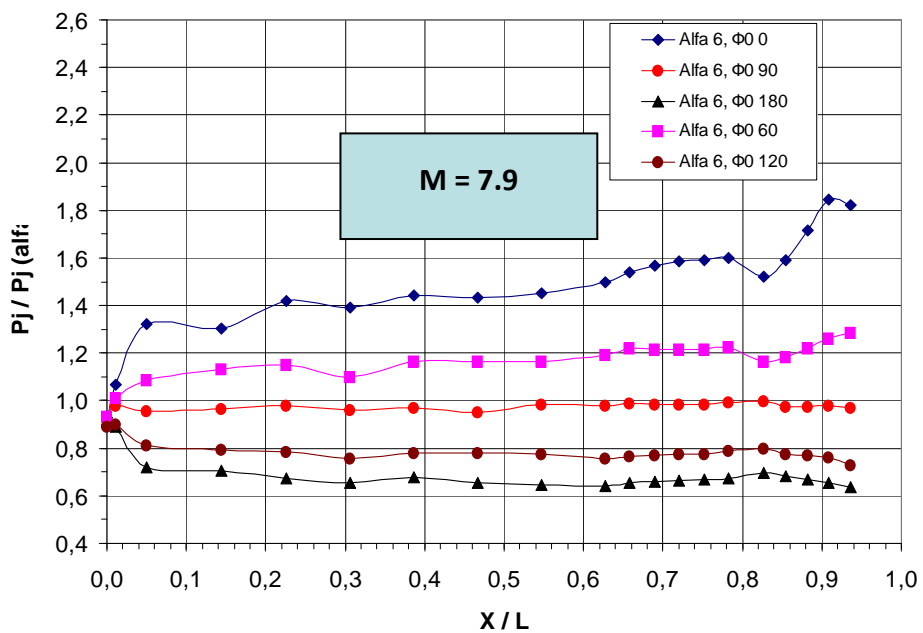


Рис. 5

При $M = 14,25$ изменение угла атаки более заметно влияет на распределение давления. Даже в горизонтальной плоскости модели видно уменьшение давления в отрывной зоне, затем рост давления непосредственно перед щитком и уменьшение давления на щитке. На подветренной стороне общий уровень давления уменьшается, но характер распределения остается. На подветренной стороне давление в целом возрастает, но теперь давление в отрывной зоне возрастает и дополнительно возрастает на поверхности щитка.

Обтекание осесимметричного тела с продольным контуром, соответствующим модели EXPERT, исследовалось численно с использованием пакета программ FLUENT на базе уравнений Эйлера и Навье – Стокса в предположении $k-\epsilon$ RNG модели турбулентности. Расчеты были выполнены И.И. Мажулем. Полученные численные данные по характеру распределения давления при $M = 14,25$ и при нулевом угле атаки представлены на рис. 6. Расчеты методом Эйлера позволили оценить параметры потока непосредственно перед щитком и уровни давления на щитке. В частности, расчеты методом Эйлера позволили оценить параметры потока непосредственно перед щитком и уровни давления на щитке. Так, число Маха перед щитком $M_1 = 2,8$, перепад давления на скачке равен 3,5. Сопоставление этого уровня с простейшими оценками критического перепада для турбулентного пограничного слоя указывает на возможный отрыв пограничного слоя при его взаимодействии со скачком уплотнения. Последующие расчеты в рамках уравнений Навье – Стокса подтвердили наличие отрывной зоны в области щитка. Заметим также, что данные по распределению давления для вязкого и невязкого расчетов вне области отрыва практически совпадают.

Результаты измерения донного давления при нулевом угле атаки модели показывают, что давление вдоль луча по направлению к периферии модели меняется мало с тенденцией на уменьшение – верхний график на рис. 7. Когда модель расположена под углом атаки в 6 градусов, уровни давления на донном срезе в наветренной и подветренной областях различаются – см. нижний график. Здесь положительные значения расстояния R соответствуют наветренной стороне модели. Видно, что на наветренной стороне донное давление заметно меньше, чем на подветренной стороне, что противоречит ожидаемому подъему давления на наветренной стороне.

Общий уровень донного давления при $M = 7,9$ составляет от 10 до 12 % от статического давления в набегающем потоке. При $M = 14,25$ донное давление в 1,5 – 2 раза больше, чем статическое давление в набегающем потоке (рис. 8). При этом в горизонтальной плоскости симметрии донного среза модели давление практически постоянное. В вертикальной плоскости, как и раньше, давление на наветренной стороне заметно меньше, чем давление на подветренной стороне. Высокое донное давление, которое значительно превышает статическое давление в потоке, заставило нас перепроверить и уточнить результаты экспериментов. Но результаты повторились.

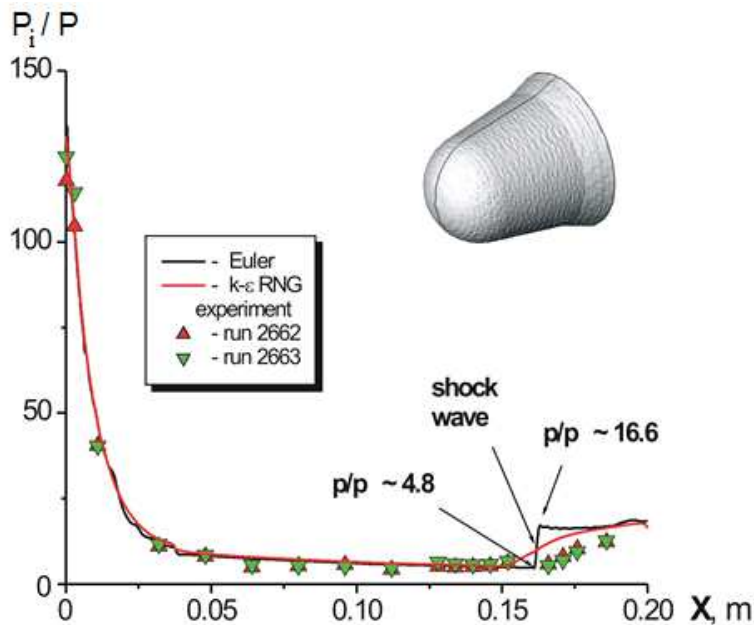


Рис. 6

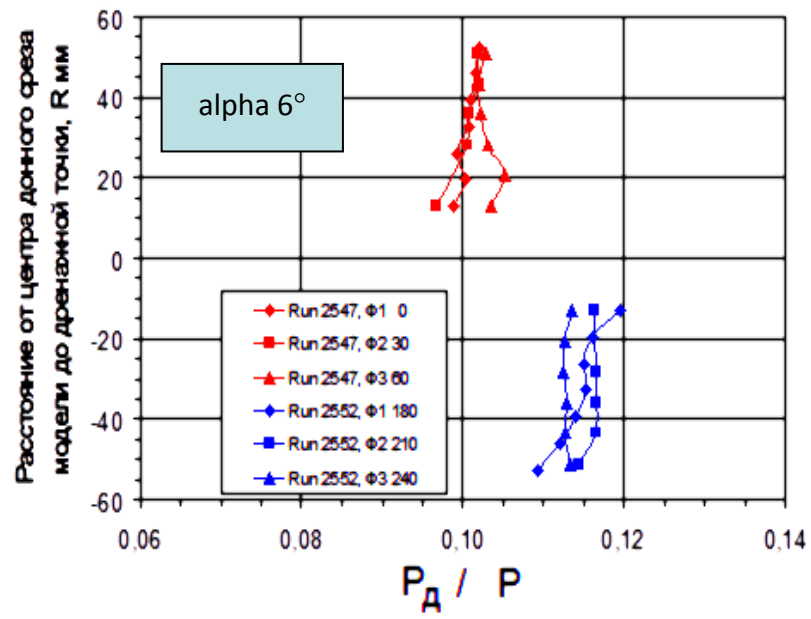
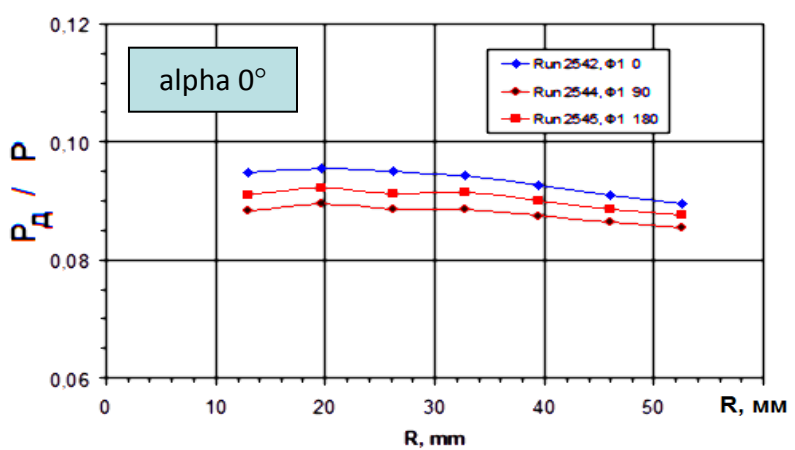
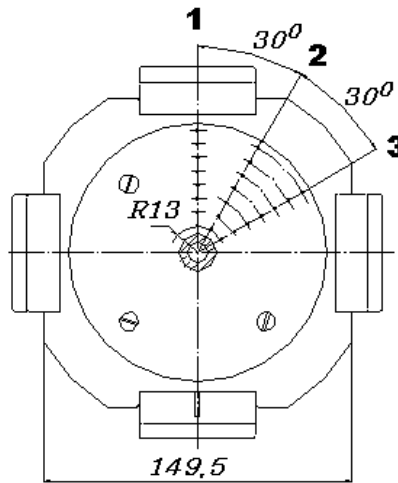
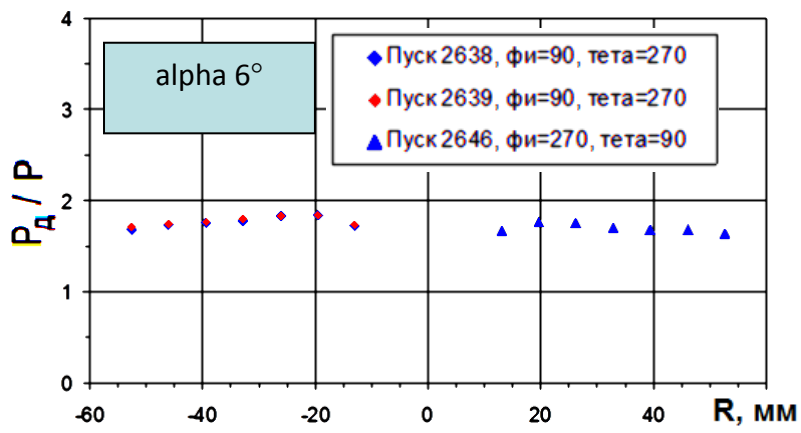
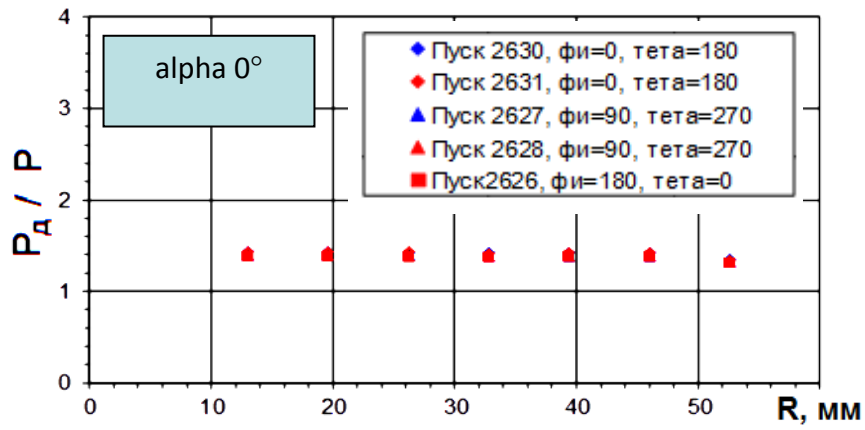
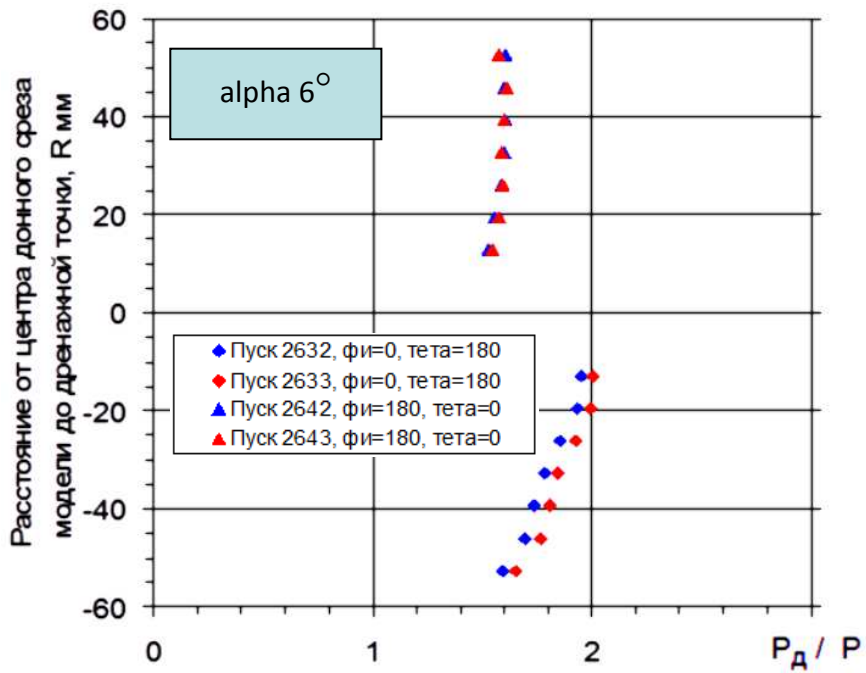


Рис. 7. Давление на донном срезе модели при $M = 7,9$



а) Горизонтальная плоскость модели



б) Вертикальная плоскость модели

Рис. 8. Давление на донном срезе модели при $M = 14,25$

Оценка погрешности измерения донного давления

M	P ₀ , бар	P, Па	P _{дон} , Па	Погрешность измерений, 30 Па
8	250	2670	P* 0,1 = 270	30/270 = 11%
12	300	220	P* 2,0 = 440	30/440 = 7%
14,2	400	95	P* 2,0 = 190	30/190 = 16%
16,6	400	32	P* 3,0 = 96	30/96 = 31%

Весьма актуальным является вопрос точности измерения донного давления в этих условиях. Понятно, что статическое давление в гиперзвуковом потоке очень маленькое и его прямое измерение вызывает проблемы, особенно в аэродинамических установках кратковременного действия. Мы определили, что абсолютная погрешность измерения давления в нашем случае составляла 30 Па. Зная ожидаемый уровень измеряемого донного давления можно легко определить относительную погрешность измерения. Хотя относительная погрешность кажется значительной, но она является достаточной для сделанного вывода о заметном повышении донного давления при M = 14 (см. таблицу).

Возможность повышения донного давления при больших скоростях была отмечена еще в 1960 году [1]. Простые расчеты показали, что донное давление за клином при увеличении числа Маха потока вначале уменьшается, а затем, в области гиперзвуковых скоростей, начинает повышаться и может превышать статическое давление в набегающем

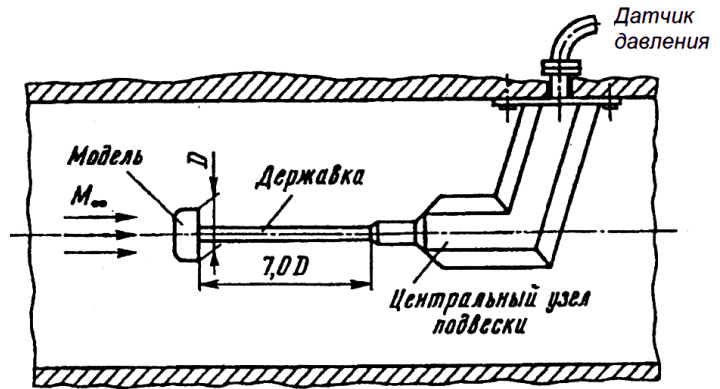


Схема установки модели в аэродинамической трубе ГТ-1

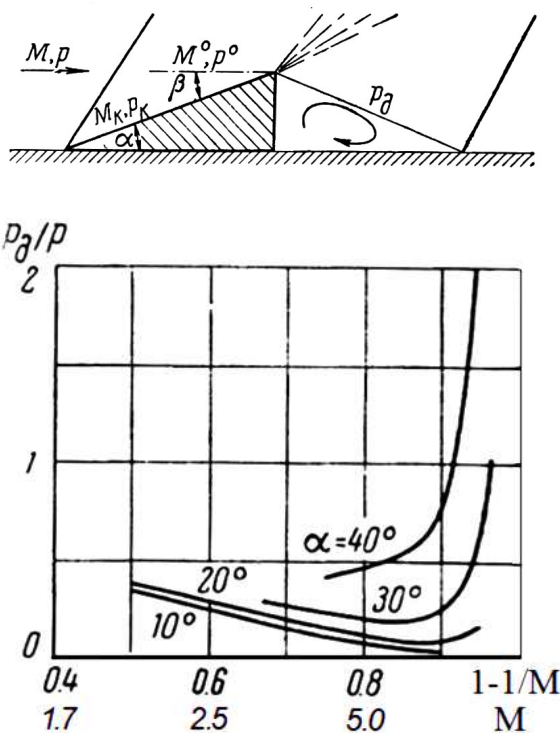


Рис. 9

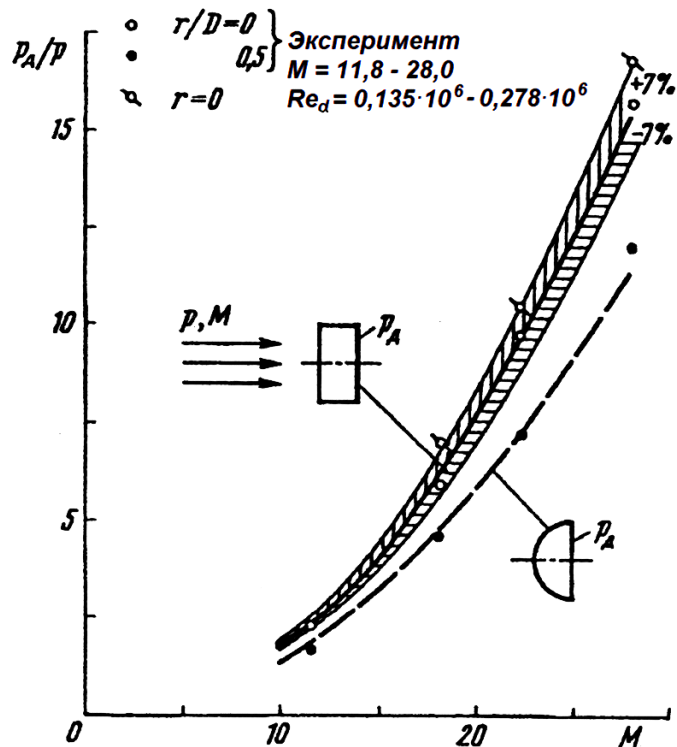


Рис. 10

потоке (рис. 9). Это объясняется тем, что при гиперзвуковых скоростях число Маха на поверхности клина растет медленно и соотношение между донным давлением и давлением на поверхности клина изменяется незначительно. Однако общий уровень давлений возрастает пропорционально квадрату числа Маха и поэтому донное давление может превышать статическое давление в набегающем потоке.

В работе В.Г. Артонкина [2] исследовалось влияние закругления передней части цилиндра на донное давление при числах Маха от $M = 12$ до $M = 28$ в гелиевой трубе ГТ-1. Основным выводом работы заключается в том, что закругление передней части уменьшает донное давление. Однако из экспериментальных данных также видно, что при числах Маха более $M = 12$ донное давление заметно превышает статическое давление в набегающем потоке и это превышение может составлять от 12 до 16 раз при больших числах Маха ($M = 28$) (рис. 10).

Заключение

В гиперзвуковой аэродинамической трубе кратковременного действия АТ-303 ИТПМ СО РАН выполнена серия экспериментов по измерению распределения давления на поверхности модели возвращаемого аппарата EXPERT при числах Маха потока $M = 7,9$ и $M = 14,25$ и углах атаки модели 0 и 6 градусов. Значения числа Рейнольдса в опытах близки к значениям числа Рейнольдса в натурном полете. Полученные в экспериментах распределения давлений по боковой поверхности модели хорошо согласуются с результатами трехмерных расчетов в рамках уравнений Навье – Стокса. Давление на донном срезе модели при $M = 7,9$ составляет около 10% от статического давления в набегающем потоке. Это согласуется с общепринятым представлением о поведении донного давления при гиперзвуковых скоростях. В тоже время донное давление при $M = 14,25$ примерно в 2 раза превышает статическое давление в набегающем потоке.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Бондарев Е.Н., Юделович М.Я.** О возможности повышения донного давления за клином при полете с гиперзвуковой скоростью // Изв. АН СССР. Механика и машиностроение. 1960. № 5. С. 186.
2. **Артонкин В.Г.** Влияние скругления передней угловой кромки тела вращения цилиндрической формы на его донное давление при гиперзвуковых скоростях потока // Уч. записки ЦАГИ. 1996. Т. XXVII, № 1-2. С. 78–82.