

УДК 621.452.3.034

## **Экспериментальные характеристики сверхзвукового трехмерного воздухозаборника с регулируемым горлом**

**Ю.П. Гунько, И.И. Мажуль**

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

E-mail: gounko@itam.nsc.ru, mazhul@itam.nsc.ru

Обсуждаются результаты экспериментальных исследований характеристик трехмерного воздухозаборника с расходомерным устройством при числах Маха набегающего потока  $M = 1,75$  и  $2$ . Воздухозаборник построен методами газодинамического конструирования с использованием для начального участка внешнего сжатия V-образного тела — волнолета. Воздухозаборник имеет оригинальное устройство запуска и регулирования площади поперечного сечения внутреннего канала в области горла с помощью последовательно расположенных парных поворотных панелей — горловых створок. Получены характеристики расхода и потерь полного давления в горле модельного воздухозаборника в зависимости от степени раскрытия горловых створок.

**Ключевые слова:** газодинамическое конструирование, трехмерные воздухозаборники, сверхзвуковые скорости, экспериментальные исследования.

### **Введение**

Одной из современных тенденций в разработках высокоскоростных летательных аппаратов с воздушно-реактивными двигателями является интерес к использованию трехмерных воздухозаборников. Они допускают большое разнообразие геометрических форм в зависимости от компоновки двигателя с планером и обеспечивают широкие возможности интеграции системы воздухозаборник–двигатель в составе летательного аппарата. Известен ряд разработок гиперзвуковых трехмерных воздухозаборников различных конфигураций [1]. Однако в связи со сложностью течений в трехмерных воздухозаборниках они остаются малоизученными. Для их проектирования эффективным является использование методов так называемого газодинамического конструирования [2], получивших развитие, прежде всего, применительно к построению несущих аэродинамических конфигураций — волнолетов. В этой методологии поверхности аэродинамических конфигураций выстраиваются по линиям и поверхностям тока известных сверхзвуковых течений за скачками уплотнения. Решения задач для используемых в этих методах простых или более сложных исходных течений или их комбинаций находятся аналитически, численно или приближенно. Следует отметить работы [3, 4] по газодинамическому конструированию в ИТПМ СО РАН гиперзвуковых трехмерных конвергентных воздухозаборников, в которых сжатие потока осуществляется по сходящимся в пространстве направлениям в отличие от плоских и осесимметричных воздухозаборников.

Возможности применения методов газодинамического конструирования для построения воздухозаборников, рассчитанных на умеренные сверхзвуковые скорости, практически не рассматривались. Можно отметить, однако, поисковые исследования, выполненные в ИТПМ, по разработке трехмерного сверхзвукового воздухозаборника применительно к сверхзвуковым пассажирским самолетам с крейсерскими числами Маха полета  $M = 1,75-2$  [5–8]. В этих работах определена концепция воздухозаборника, начальный участок внешнего сжатия которого образован V-образным телом — волнолетом, формирующим на расчетном режиме при  $M_p = 2$  плоские косоугольный скачок уплотнения и последующую изоэнтропическую волну сжатия. В обоснование эффективности нового воздухозаборника были выполнены численные и экспериментальные исследования его характеристик на режимах без торможения сверхзвукового потока во внутреннем канале [5–7, 9, 10]. В частности, в работах [9, 10] представлены расходные характеристики воздухозаборника, определенные в испытаниях модели с измерениями давления гребенкой трубок Пито в неравномерном потоке в горле.

В настоящей работе обсуждаются результаты испытаний разработанного модельного воздухозаборника с расходомерно-дрессельным устройством при числах Маха набегающего потока  $M = 1,75$  и  $2$ . Устройство выполнено с выходным мерным соплом, в котором реализованы сверхкритические условия истечения. Это дало возможность задресселировать канал модели и обеспечить режим течения в канале модели с замыкающим прямым скачком уплотнения, расположенным на выходе горлового участка воздухозаборника. По измерениям параметров струи в мерном сопле определены коэффициенты расхода и потеря полного давления в воздухозаборнике с более высокой точностью по сравнению с исследованиями [9, 10], получены характеристики воздухозаборника в зависимости от раскрытия горловых створок.

### Конфигурация воздухозаборника

Воздухозаборник выполнен со смешанным (внешним и внутренним) сжатием. При выборе параметров воздухозаборника, определяющих режимы его обтекания, наклоны поверхностей V-образного тела сжатия и обечайки выбирались с учетом того, чтобы в некотором диапазоне чисел Маха набегающего потока  $M < M_p$  осуществлялось сверхзвуковое течение на входе во внутренний канал и на участке внутреннего сжатия до горла. Был выбран диапазон  $1,75 \leq M \leq M_p = 2$ . Замыкающий прямой скачок уплотнения предполагался расположенным в горле или в диффузоре воздухозаборника. Такой воздухозаборник будет иметь малые углы наклона клина сжатия и обечайки, то есть и воздухозаборник и мотогондола будут иметь малое внешнее сопротивление. Это является также фактором, благоприятным с точки зрения уменьшения интенсивности звукового удара, создаваемого самолетом.

Конфигурация воздухозаборника определена методами газодинамического конструирования таким образом, что для него имеется расчетный режим невязкого течения, соответствующий числу Маха набегающего потока  $M_p = 2$ . Это течение является двумерным плоским по построению. Разработанная конфигурация воздухозаборника, соответствующая расчетному режиму  $M_p = 2$ , поясняется на рис. 1. Показан общий вид канала воздухозаборника с разрезом в плоскости симметрии. Течение на участке внешнего сжатия формируется V-образным телом — волнолетом. Оно включает плоский начальный косоугольный скачок уплотнения 1, лежащий на передних кромках V-образного тела, и последующую изоэнтропическую волну сжатия 2, фокусирующуюся на передней кромке обечайки. Образующийся за ними поток в сечении входа  $A-A$  является однородным. В начальном участке внутреннего канала профилированной обечайкой формируется течение, включающее последовательно расположенные плоский косоугольный скачок уплотнения 3 и изоэнтропическую волну сжатия 4. Стенки внутреннего канала в местах пересечения с ними

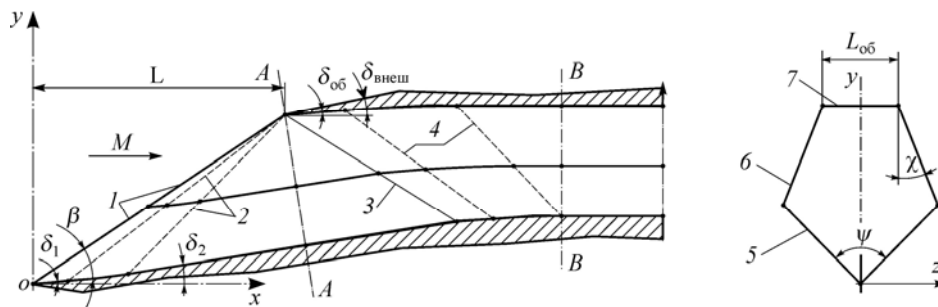


Рис. 1. Конфигурация воздухозаборника и схема течения, соответствующие расчетному режиму  $M_p = 2$ .

1 — плоский скачок уплотнения, формируемый V-образным телом сжатия и лежащий на его передних кромках, 2 — изэнтропическая волна сжатия, формируемая V-образным телом сжатия и фокусирующаяся на передней кромке обечайки, 3 — плоский скачок уплотнения, формирующийся на передней кромке обечайки, 4 — изэнтропическая волна сжатия, формируемая обечайкой, 5 — передняя кромка V-образного тела сжатия, 6 — передняя кромка боковой стенки воздухозаборника, 7 — передняя кромка обечайки.

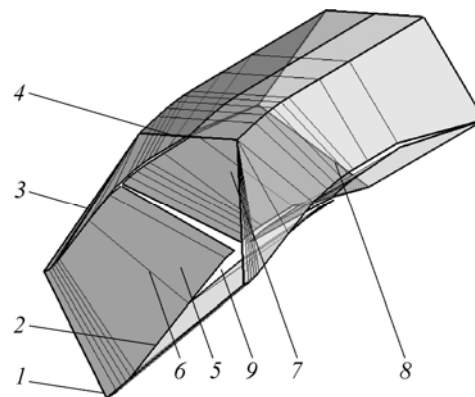
скачка уплотнения и волны сжатия от обечайки устроены с изломами и изгибами продольного контура таким образом, что не происходит отражения этих возмущений от стенок. В горловом участке воздухозаборника, начинающемся с сечения  $B-B$ , формируется однородный сверхзвуковой поток, имеющий небольшую сверхзвуковую скорость, близкую к звуковой.

Передние кромки воздухозаборника при виде спереди образуют пятиугольную фигуру, соответственно по построению образуется внутренний коробчатый, имеющий пятиугольное поперечное сечение, канал воздухозаборника. Этим построением определяется также площадь поперечного сечения горла, которая для рассматриваемого воздухозаборника будет меньше площади горла запуска. Поэтому, чтобы реализовать режимы со сверхзвуковым втеканием во внутренний канал воздухозаборника при числах Маха  $1,75 \leq M \leq M_p = 2$ , необходимо обеспечивать запуск воздухозаборника.

Особенности предложенной геометрии воздухозаборника позволили разработать оригинальное устройство запуска и регулирования площади поперечного сечения внутреннего канала в области горла воздухозаборника с помощью последовательно расположенных парных поворотных панелей (горловых створок), являющихся элементами поверхностей V-образного тела сжатия [8]. Эти панели выполнены таким образом, что при их отклонении от закрытого положения образуются поперечные и продольные щели как по стыку панелей друг с другом, так и по стыкам панелей с боковыми стенками, рис. 2. Через эти щели происходит перепуск воздуха в процессе запуска, а также сливается как пограничный слой, нарастающий на поверхностях торможения клина сжатия, так и утолщенный пограничный слой, развивающийся в двугранных углах вдоль продольных стыков канала.

Рис. 2. Схема устройства запуска и регулирования площади поперечного сечения внутреннего канала воздухозаборника в области горла.

1, 2 — передняя кромка и центральное ребро V-образного тела сжатия, 3 — передняя кромка боковой стенки воздухозаборника, 4 — передняя кромка обечайки, 5, 6 — передняя поворотная горловая створка и ось ее поворота, 7, 8 — задняя поворотная горловая створка и ось ее поворота, 9 — продольные и поперечные щели.



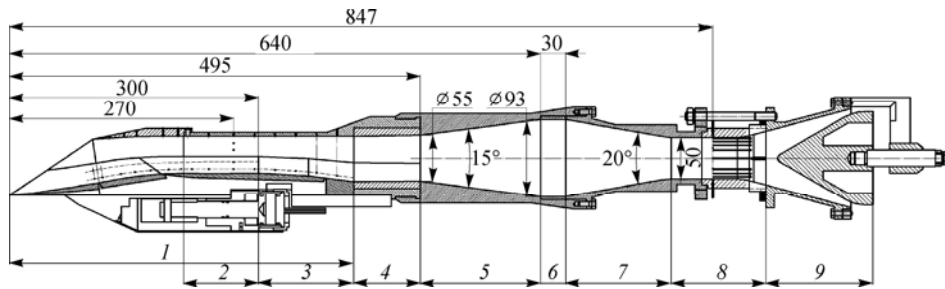


Рис. 3. Схема проточного канала модели с расходомерно-дроссельным устройством.

1 — воздухозаборник, 2 — горловой участок воздухозаборника, 3 — диффузный участок воздухозаборника, 4 — вставка с переходом от пятиугольного сечения канала к круглому, 5 — диффузный участок форкамеры, 6 — выравнивающие сетки, 7 — конфузрный участок форкамеры, 8 — выходной участок канала с мерным соплом и гребенкой насадков Пито, 9 — дроссель.

Схема проточного канала модели с расходомерным устройством показана на рис. 3. Модель включает собственно воздухозаборник 1, описанный выше и имеющий пятиугольное выходное сечение, и расходомерное устройство, имеющее осесимметричный канал. Их соединение осуществляется с помощью переходной вставки 4, имеющей поперечное сечение, соответственно изменяющееся по длине. В форкамере устройства были установлены две выравнивающие сетки (проволока толщиной 0,5 мм, ячейка 2,5 × 2,5 мм), на выходе устанавливалось сужающееся мерное сопло.

Модельный воздухозаборник имеет лобовую площадь  $A_0 = 0,0026 \text{ м}^2$ , относительная площадь входа во внутренний канал равна  $A_{\text{вх}}/A_0 = 0,785$ , расчетная относительная площадь горла равна  $A_{\text{г}}/A_{\text{вх}} = 0,835$  или  $A_{\text{г}}/A_0 = 0,655$ . Испытания проведены с установкой мерного сопла диаметром  $\varnothing 50 \text{ мм}$ , соответственно его относительная площадь равна  $A_{\text{с}}/A_{\text{г}} = 1,15$ . Диаметр форкамеры в месте установки выравнивающих сеток равен  $\varnothing 93 \text{ мм}$ , ее относительная площадь равна  $A_{\text{ф}}/A_{\text{г}} \approx 4$ .

### Условия испытаний

Экспериментальные исследования выполнены в аэродинамической трубе периодического действия Т-313 ИТПМ СО РАН, имеющей размеры рабочей части 0,6×0,6×2,0 м и диапазон номинальных чисел Маха рабочего потока  $M = 1,75-7$ , обеспечиваемый набором сменных сопловых вставок. Испытания модельного воздухозаборника с расходомерно-дроссельным устройством проведены при номинальном числе Маха  $M = 2$  и  $Re_1 = 27 \cdot 10^6 \text{ [1/м]}$ , при этом рабочее число Маха невозмущенного потока равнялось  $M_{\infty} = 2,03$ .

В аэродинамической трубе модель устанавливалась с помощью державки на саблевидной стойке весов АВ-313М с механизмом поворота по углу атаки. Модель может испытываться либо в варианте изолированного воздухозаборника, либо в компоновке с пластиной, предназначенной для создания перед воздухозаборником однородного потока с меньшими числами Маха  $M_{\text{н}} \leq M_{\infty}$ , при этом модель должна быть установлена под углом атаки. Одна из боковых кромок пластины располагалась по размаху на таком расстоянии от воздухозаборника, чтобы возмущения от нее не влияли на его обтекание. Чтобы исключить влияние концевго эффекта вдоль другой боковой кромки, была установлена ограничительная вертикальная стенка — пластина со стреловидной передней кромкой.

В варианте изолированного воздухозаборника число Маха потока непосредственно перед ним равно  $M_{\text{н}} = M_{\infty}$ . В варианте с пластиной испытания при  $M = 2$  и угле атаки  $\alpha = 0^\circ$  должны быть идентичными данным испытаний изолированного воздухозаборника.

По расчетам при  $M = 2$  и угле атаки пластины  $\alpha \approx 7^\circ$  может быть получено число  $M_n = 1,75$ , и такие испытания были проведены, тогда как испытания изолированного воздухозаборника при  $M = 1,75$  провести не удалось вследствие того, что модель с расходомерно-дроссельным устройством имеет большое миделевое сечение  $A_{\text{мид}} = 0,0152 \text{ м}^2$ , что вызывало большое загромождение рабочей части трубы и препятствовало ее запуску.

Была предусмотрена также возможность испытаний воздухозаборника совместно с основной и ограничительной пластинами, установленными либо на клиньях слива пограничного слоя, нарастающего на пластинах, либо без них. В последнем случае пластины примыкают непосредственно к V-образному телу внешнего сжатия и тем самым имитируется пограничный слой, нарастающий на крыле при компоновке воздухозаборников под крылом или над крылом в угловой области его сопряжения с фюзеляжем. Результаты испытаний, представленные в настоящей работе, получены с установкой воздухозаборника как без клиньев слива, так и на клиньях слива с толщиной, большей толщины пограничного слоя.

Модель в варианте с пластинами устанавливалась в рабочей части трубы с положением в поперечном сечении, показанном на рис. 4. Модель и ее установка в рабочей части позволяли выполнять следующие исследования.

1. Оптическая визуализация картины течения на входе, наблюдение картины течения при незапуске/запуске воздухозаборника.

2. Сажемасляная визуализация поверхностных линий тока на участке внешнего сжатия и в канале воздухозаборника.

3. Измерения распределения статического давления на поверхностях сжатия и в канале воздухозаборника. Использовались 33 дренажных отверстия, координаты точек расположения которых показаны на рис. 5. Следует отметить точки при  $x = 100,7$  и  $102,3$  мм на поверхности V-образного тела сжатия в сечении перед входом в канал воздухозаборника и точки при  $x = 120$  и  $138$  мм на обечайке вблизи ее передней кромки. Измерения давления в этих точках способствовали определению режимов втекания во внутренний канал воздухозаборника. Точки с координатами в диапазоне  $210 < x < 300$  мм соответствуют измерениям давления на теле сжатия и на обечайке в горловом участке. В испытаниях модели с пластинами статическое давление измерялось также непосредственно перед передними кромками воздухозаборника — в двух точках на основной и в двух точках на ограничительной пластинах.

4. Измерения параметров струи в мерном сопле расходомерно-дроссельного устройства для определения коэффициентов расхода и потерь полного давления в воздухозаборнике. Для этих измерений устанавливалась гребенка насадков полного давления — трубок Пито, как показано на рис. 3. Гребенка была выполнена с 15 насадками, расположенными равномерно по кольцевым площадям контрольного

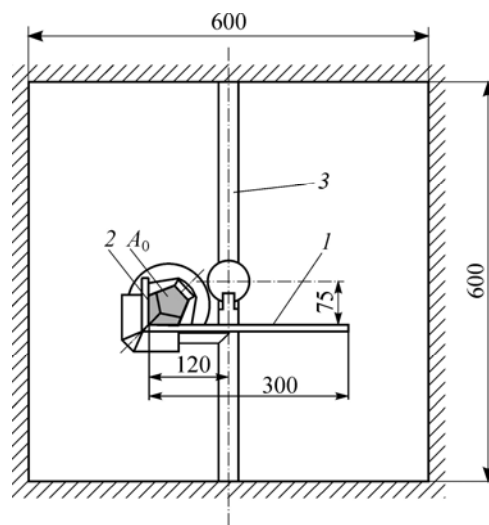


Рис. 4. Схема установки модели с пластинами в аэродинамической трубе.

1 — пластина, формирующая под углом атаки однородный поток перед воздухозаборником, 2 — боковая ограничительная пластина, 3 — стойка весов АВ-313М.

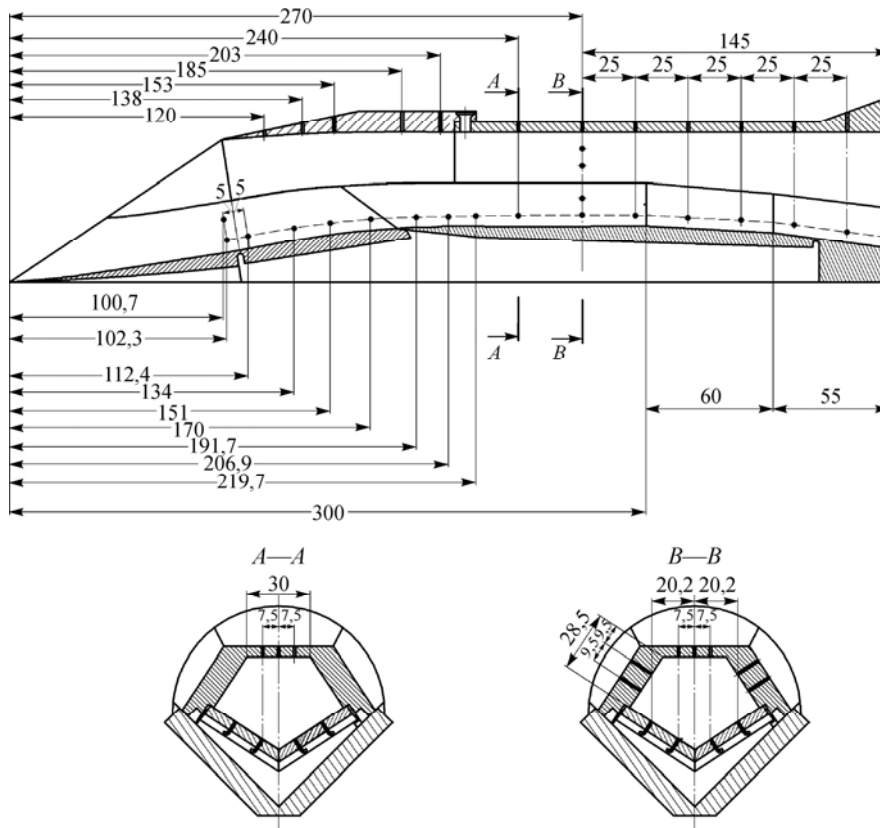


Рис. 5. Схема измерений распределения статического давления на поверхностях сжатия и в канале воздухозаборника.

сечения мерного сопла, на стенке которого по периметру в восьми точках измерялось также статическое давление.

Испытания были проведены при полностью открытом дросселе с минимальной площадью выходного поперечного сечения канала модели, соответствующей мерному соплу с относительной площадью  $A_c/A_r = 1,15$ .

#### Методика определения характеристик расхода

Характеристики расхода модельного воздухозаборника определялись по данным измерений давлений в мерном сопле следующим образом.

Сначала определяется среднеарифметическая величина  $\bar{p}_c$  статического давления, измеряемого по периметру поперечного сечения мерного сопла. Далее по отношениям  $\bar{p}_c/p'_{0i}$ , где  $p'_{0i}$  — давление торможения, измеренное отдельным насадком полного давления, определяются местные приведенные скорости  $\lambda_i < 1$  или  $\lambda_i > 1$  и полное давление  $p_{0i}$ . Расход  $\dot{m}_c$  струи, выходящей из мерного сопла, определяется суммированием по элементарным площадям  $\Delta A_i$ , приходящимся на отдельный насадок полного давления:

$$\dot{m}_c = \frac{k_m}{\sqrt{R_u T_{0i}}} \sum_{i=1}^{N_{p0}} p_{0i} q(\lambda_i) \Delta A_i.$$

Здесь  $k_m = \sqrt{\gamma(2/(\gamma+1))^{(\gamma+1)/(\gamma-1)}}$ ,  $\gamma$  — показатель адиабаты,  $q(\lambda)$  — газодинамическая функция расхода,  $R_u$  — удельная газовая постоянная,  $T_{0i}$  — полная температура потока в мерном сопле,  $A_c$  — площадь поперечного сечения мерного сопла,  $A_c = \sum_{i=1}^{N_{p0}} \Delta A_i$ ,  $N_{p0}$  — число мерных насадков полного давления.

Коэффициент расхода воздухозаборника определяется в виде:

$$\varphi = \frac{\dot{m}_n}{\frac{k_m}{\sqrt{R_u T_{0n}}} p_{0n} q(\lambda_n) A_0},$$

где  $\dot{m}_n$  — расход струи, захватываемой воздухозаборником в потоке, непосредственно набегающем на него,  $T_{0n}$  — полная температура потока перед воздухозаборником. Для условий проведенных испытаний течение в струе, захватываемой воздухозаборником, предполагалось адиабатическим, так что  $T_{0n} = T_{0\infty}$  и  $T_{0i} = T_{0\infty}$ . В испытаниях изолированного воздухозаборника на него набегают невозмущенный поток и  $\dot{m}_n = \dot{m}_\infty$ , в испытаниях воздухозаборника с пластиной на него набегают поток с числом Маха  $M_n$ , формируемый этой пластиной.

В настоящих испытаниях воздухозаборника, при наличии в его горловине продольных и поперечных щелей, уравнение расхода должно иметь вид:  $\dot{m}_c = \dot{m}_n - \Delta\dot{m}_{\text{сл}}$ , где  $\Delta\dot{m}_{\text{сл}}$  — расход воздуха, сливаемого через щели в горловине. В случае полностью закрытых горловых створок  $\Delta\dot{m}_{\text{сл}} = 0$  и можно определить соответствующие величины расхода  $\dot{m}_{n0}$  и коэффициента  $\varphi_0$ . В случае открытых горловых створок расход воздуха, сливаемого через щели в горловине, определяется разностью  $\Delta\dot{m}_{\text{сл}} = \dot{m}_{n0} - \dot{m}_c$ . Ниже, при анализе расходных характеристик воздухозаборника, будет использоваться коэффициент  $\varphi_c$ , соответствующий расходу  $\dot{m}_c$  струи, выходящей из мерного сопла на выходе из протока модели:

$$\varphi_c = \frac{\dot{m}_c}{\frac{k_m}{\sqrt{R_u T_{0n}}} p_{0n} q(\lambda_n) A_0}.$$

Заметим, что в случае натурального летательного аппарата этот коэффициент будет определять расход воздуха, поступающего в двигатель.

Параметры струи в горле воздухозаборника определяются приближенно следующим образом. По данным измерений статического давления в горле определяется среднеарифметическое давление  $\tilde{p}_r$ . Затем определяется среднемассовое значение  $\tilde{\lambda}_r$  приведенной скорости потока в горле, исходя из предположения, что расход струи в горле равен измеренному, и учитывая условие адиабатичности течения в модельном воздухозаборнике

так, что:  $\tilde{p}_{0r} q(\tilde{\lambda}_r) A_r = p_{0n} q(\lambda_n) A_0 \varphi_c$ , или  $\tilde{p}_r \frac{q(\tilde{\lambda}_r)}{\pi(\tilde{\lambda}_r)} A_r = \tilde{p}_r y(\tilde{\lambda}_r) A_r = p_{0n} q(\lambda_n) A_0 \varphi_c$ .

Здесь  $y(\lambda) = q(\lambda)/\pi(\lambda)$ ,  $\pi(\lambda)$  — газодинамическая функция, определяющая отношение статического давления к полному. Уравнение относительно  $\tilde{\lambda}_r$  является трансцендентным и решается итерационно.

Соответственно коэффициент восстановления полного давления, характеризующий эффективность воздухозаборника, определяется по параметрам потока в горле в виде:

$$\sigma_r = \frac{\tilde{p}_{0r}}{p_{0н}} = \tilde{p}_r \frac{\pi(\lambda_n)}{\pi(\tilde{\lambda}_r)}$$

Согласно данным [11], в испытаниях моделей с протоками в аэродинамической трубе Т-313 при  $M \leq 4$  использованная методика позволяет определять расход и среднemasсовый коэффициент восстановления полного давления с погрешностью  $1 \pm 3\%$ .

### Запуск модельного воздухозаборника

Запуск воздухозаборника и реализация режима его обтекания с относительной площадью поперечного сечения горла, соответствующего расчетному режиму, осуществлялись с помощью указанного выше устройства запуска и регулирования площади поперечного сечения внутреннего канала в области горла.

Поворот горловых створок осуществлялся пневмоприводом с рабочим давлением 20 бар. Непосредственно перед запуском трубы пневмопривод приводился в положение, соответствующее створкам, открытым для обеспечения горла запуска воздухозаборника. Площадь поперечного сечения горла по отношению к площади входа в этом случае составляла  $A_r/A_{вх} = 0,9$ , суммарная площадь продольных и поперечных щелей  $A_{щ}/A_r = 1,432$ . С помощью регулировочного винта устанавливалось также положение упора, задающего положение горловых створок после срабатывания пневмопривода. После этого осуществлялся запуск аэродинамической трубы, при этом запускался и модельный воздухозаборник. После установления рабочего режима трубы начиналась регистрация давлений, измеряемых в воздухозаборнике, с интервалом 3-10 сек. Через некоторое время включался пневмопривод устройства запуска, и его горловые створки закрывались до положения, заданного регулировочным винтом. Время срабатывания устройства запуска не превышало 1 сек. При этом формировалось обтекание воздухозаборника либо в его запущенном состоянии, либо в незапущенном. Площадь поперечного сечения горла по отношению к площади входа в этом случае зависела от положения упора. Минимально возможное горло соответствует расчетному режиму при  $M_p = 2$ , при этом  $A_r/A_{вх} = 0,835$  и теоретически площадь продольных и поперечных щелей  $A_{щ}/A_r = 0$ .

Процесс запуска воздухозаборника и установление расчетного режима контролировались по картине обтекания воздухозаборника, наблюдаемой с помощью прибора Теплера. Запущенное либо незапущенное состояние воздухозаборника могло быть определено по положению скачков уплотнения, формирующихся на передней кромке обечайки. В запущенном состоянии внешний и внутренний косые скачки уплотнения, формирующиеся на обечайке, присоединены к ее передней кромке, при этом след внешнего скачка видим в прибор Теплера, а внутренний невидим. В случае незапуска перед передней кромкой образуется отсоединенный скачок, след которого видим в прибор Теплера. Во всех проведенных испытаниях, как при  $M_n = M_p = 2$ , так и при  $M_n = 1,75$  были реализованы режимы обтекания воздухозаборника в запущенном состоянии.

### Расчетный режим обтекания

Рассмотрим результаты испытания модели изолированного воздухозаборника при числе Маха набегающего потока  $M_\infty = 2,03$ , при котором режим обтекания близок к расчетному, когда невязкое течение в нем является плоским по построению. Этому



режиму соответствует относительная площадь горла  $A_{\Gamma}/A_{\text{вх}} = 0,835$ , горловые створки закрыты, щели отсутствуют и  $A_{\text{щ}}/A_{\Gamma} = 0$ . График распределения относительного давления  $\bar{p} = p/p_{\infty}$  на поверхностях сжатия воздухозаборника представлен на рис. 6. Показаны также расчетные оценки, полученные для невязкого течения.

Экспериментальные значения давления, измеренного на V-образном теле внешнего сжатия в сечении перед входом в канал воздухозаборника, а также на обечайке вблизи ее передней кромки, превышают расчетные на 10÷11 %. Давления, измеренные в горловом участке на теле сжатия и на обечайке, теоретически должны быть одинаковыми, в то же время их различие достигает 9 %. Среднее давление, определенное по данным измерений в горле, отличается от расчетной величины  $\bar{p}_{\Gamma} = 2,53$  менее чем на 8 %.

Указанное расхождение расчетных оценок и величин давления, измеренных вблизи сечения входа, можно объяснить несколькими причинами. Одной из причин является вытесняющее действие пограничного слоя. Другой является то, что собственно модельный воздухозаборник в испытаниях располагался сбоку от основного ядра рабочего потока трубы вдоль ее оси (смещение составляло 120 мм, см. рис. 4). Здесь, согласно данным измерений поля потока в рабочей части аэродинамической трубы, возможно как уменьшение локального числа Маха потока на величину до  $\Delta M = 0,02$ , так и наличие местного скоса потока, эквивалентного увеличению угла атаки на величину до  $\Delta \alpha = 20$  мин. К сожалению, количественную оценку суммарного эффекта всех факторов, влияющих на результаты измерений давления, получить затруднительно.

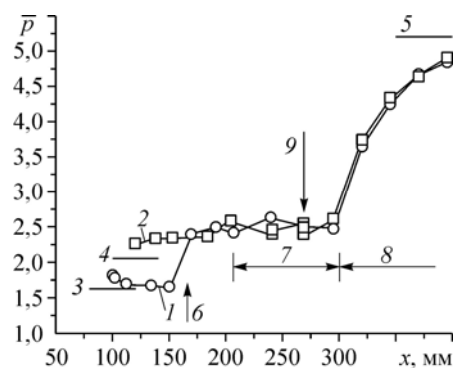
Сразу за конечным поперечным сечением горловины ( $x = 300$  мм), в диффузорном участке воздухозаборника, давление начинает резко повышаться, что очевидно связано с возникновением здесь замыкающего прямого скачка уплотнения. Заметим, что по данным расчета, соответствующим невязкому течению, число Маха потока в горле равно  $M_{\Gamma} = 1,38$ . Расчетное давление за прямым скачком уплотнения при этой скорости  $p_{\text{пр.ск}}/p_{\infty} = 5,21$  и давление  $p/p_{\infty} = 4,84 \div 4,9$ , измеренное вблизи выходного поперечного сечения диффузорного участка воздухозаборника, близки по величине. В соответствии с работой [12] можно также оценить перепад давления в прямом скачке, критический для двумерного отрыва турбулентного пограничного слоя, что дает  $p_{\text{кр.т}}/p_{\infty} \approx 4$ . Так как давление за прямым скачком уплотнения в горле превышает эту величину, можно ожидать, что прямой скачок уплотнения, возникающий в горловине, индуцирует такой поперечный отрыв.

Наличие поперечного отрыва пограничного слоя было подтверждено данными выполненной при  $M_{\infty} = 2,03$  сажемазляной визуализации поверхностных линий тока в собственно воздухозаборнике и в расположенном ниже по потоку канале модели.

Полученная картина поверхностных линий тока в воздухозаборнике прежде всего показала, что на участке со сверхзвуковым течением — от передних кромок до его горла — она была аналогична той, которая определена в ранее проведенных исследованиях [9, 10] и соответствует расчетному режиму обтекания. Взаимодействие скачков уплотнения с пограничным слоем на этом участке происходит без отрыва последнего.

Рис. 6. Продольное распределение давления в изолированном воздухозаборнике при  $M_{\infty} = 2,03$ .

1 — распределение давления на V-образном теле сжатия, 2 — распределение давления на обечайке, 3, 4, 5 — расчетные оценки давления, соответственно в сечении входа на V-образном теле сжатия, вблизи передней кромки обечайки, за прямым скачком в концевом сечении горла, 6 — место падения скачка от обечайки на V-образное тело сжатия, 7 — горловой участок, 8 — диффузорный участок, 9 — мерное сечение горла.



На поверхности V-образного тела сжатия, сразу за концевым сечением горла ( $x = 300$  мм), а также на обечайке и на боковых поверхностях при  $x = 320 \div 330$  мм, то есть там, где давление начинает резко повышаться, наблюдались поперечные полосы скопления сажемазляной смеси шириной  $7 \div 10$  мм. Это, очевидно, следы замыкающего прямого скачка, который, как показывают расчетные оценки, приведенные выше, индуцирует поперечный отрыв пограничного слоя. И можно предполагать, что в этом случае формируется скачок, имеющий  $\lambda$ -образную конфигурацию как вблизи поверхностей основного V-образного тела сжатия, так и вблизи боковых поверхностей и на обечайке.

Далее, на поверхностях основного V-образного тела сжатия, в диффузоре за горловиной, а также в диффузорном участке форкамеры расходомерно-дрессельного устройства наблюдалась топологически сложная картина поверхностных линий тока с зонами трехмерного отрыва пограничного слоя. За выравнивающими сетками следы продолжения отрывных зон не наблюдались. На выходе из конфузорного участка форкамеры и в выходном мерном сопле формировались регулярные линии тока, направленные вдоль прямолинейных образующих сужающейся конической поверхности. Таким образом, выравнивающие сетки приводили к существенному улучшению структуры потока на выходе из канала модели. Это подтверждается также данными измерений давления в мерном сопле: различие статического давления, измеряемого в восьми точках на его стенках, не превышало 6 %, различие полного давления, измеряемого отдельными насадками Пито, не превышало 3 %. Таким образом, предположение об одномерности струи, проходящей через мерное сопло при измерениях параметров потока для определения расхода воздухозаборника, было обоснованным.

### Характеристики воздухозаборника при $M = 2$

Характеристики воздухозаборника в зависимости от степени раскрытия горловых створок при  $M_\infty = 2,03$  были получены, прежде всего, в испытаниях его изолированного варианта без пластины для следующих значений относительной площади горла  $A_r/A_{r0}$  и продольных и поперечных щелей  $A_{щ}/A_r$ :

$A_r/A_{r0}$	1,0	1,002	1,004	1,0086	1,078
$A_{щ}/A_r$	0	0,0528	0,106	0,21	1,432

Здесь величина  $A_{r0}$  соответствует площади горла с полностью закрытыми горловыми створками, значения  $A_r/A_{r0} = 1,078$ ,  $A_{щ}/A_r = 1,432$  соответствуют полностью открытым горловым створкам.

Продольное распределение статического давления, измеренного на поверхностях сжатия, представлено на рис. 7. Давления, измеренные на V-образном теле сжатия вблизи сечения входа и на обечайке, вблизи ее передней кромки, практически одинаковы для всех испытаний этой серии. Это подтверждает тот факт, что режим сверхзвукового втекания во внутренний канал воздухозаборника не изменялся в зависимости от степени открытия горловых створок и изменения площади продольных и поперечных щелей. При увеличении относительной площади щелей в исследованном диапазоне значений  $A_{щ}/A_r = 0 \div 0,21$  давление в горловине воздухозаборника ( $x = 210 \div 300$  мм), как и следовало ожидать, уменьшается, но это уменьшение не превышает 8 %. Повышение давления практически сразу за концевым сечением горла ( $x = 300$  мм) во всех испытаниях данной серии показывает, что положение замыкающего прямого скачка уплотнения практически не изменяется.

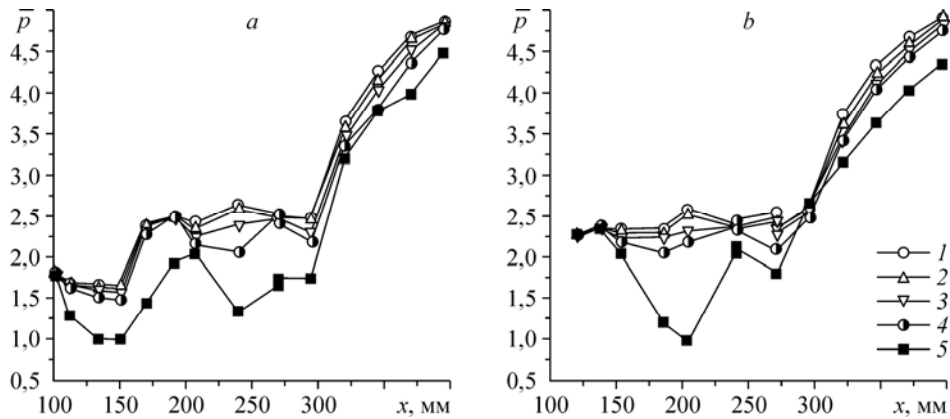


Рис. 7. Продольное распределение давления в изолированном воздухозаборнике в зависимости от относительной площади продольных и поперечных щелей при  $M_\infty = 2,03$ .  
 а — V-образное тело сжатия, б — обечайка;  $A_{щ}/A_r = 0$  (1), 0,0528 (2), 0,106 (3), 0,21 (4), 1,432 (5).

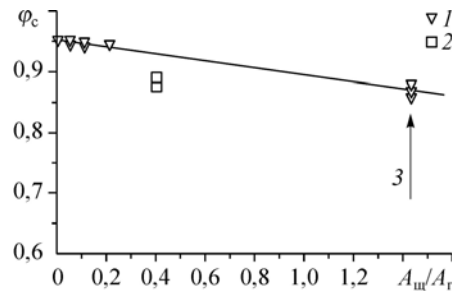
На рис. 8 представлено изменение коэффициента расхода  $\varphi_c$  в зависимости от относительной площади продольных и поперечных щелей  $A_{щ}/A_r$ . В случае, когда  $A_{щ}/A_r = 0$ , т. е. створки, регулирующие площадь продольных и поперечных щелей, полностью закрыты,  $\varphi_0 \approx 0,96$ . Это значение отличается от расчетного  $\varphi = 1$  всего на 4 %. С увеличением площади щелей коэффициент расхода уменьшается в линейной пропорции  $\varphi \approx \varphi_0 - 0,06 \cdot (A_{щ}/A_r)$ .

Для сравнения на рис. 8 представлены также значения коэффициента расхода  $\varphi \approx 0,88 \div 0,89$ , полученные в испытаниях модельного воздухозаборника без расходомерного устройства в работах [9, 10]. Они меньше тех, которые получены в настоящих испытаниях, на 7–8 %. Заметим, что в работах [9, 10] расходные характеристики воздухозаборника определялись по данным измерений давления торможения гребенкой трубок Пито в поперечном сечении горла при  $x = 270$  мм и статическом давлении в горле по периметру этого сечения. Использовалась приближенная методика измерений, представленная в работе [11] и применимая для неравномерных струй газа. Эта методика позволяет определять расход с погрешностью не лучше 5 ÷ 7 %.

Как отмечено в исследованиях [9, 10], гребенка приводила к некоторому загромождению канала воздухозаборника, и для получения режимов со сверхзвуковым втеканием в канал модельного воздухозаборника приходилось приоткрывать горловые створки дополнительно по сравнению с аналогичными режимами в испытаниях модели без гребенки. Поэтому измерения для определения коэффициента расхода при  $M = 2$  были проведены при  $A_{щ}/A_r = 0,403$ ,  $A_r/A_{r0} = 1,016$ . В этом случае режим втекания во внутренний канал воздухозаборника был сверхзвуковым, однако во внутреннем канале возникал псевдоскачок и измерения давления в мерном сечении горла проводились в неравномерном потоке с дозвуковой скоростью.

Рис. 8. Изменение коэффициента расхода изолированного воздухозаборника в зависимости от относительной площади продольных и поперечных щелей при  $M_\infty = 2,03$ .

Данные испытаний с расходомерным устройством (1), без расходомерного устройства (2); полностью открытые горловые створки (3).



Характеристики воздухозаборника в зависимости от степени раскрытия горловых створок при  $M = 2$  были получены также в испытаниях воздухозаборника с пластиной при угле атаки  $\alpha = 0^\circ$ . В этих испытаниях, если воздухозаборник устанавливается на основной и ограничительной пластинах с использованием клиньев слива с толщиной, большей толщины пограничного слоя, число Маха потока, непосредственно набегающего на воздухозаборник при угле атаки пластины  $\alpha = 0^\circ$ , должно соответствовать  $M_n = M_p = 2$ .

Одним из вопросов, касающихся испытаний воздухозаборника с пластинами, является установление того, имеется или нет влияние пластин по сравнению с вариантом модели изолированного воздухозаборника. В испытаниях воздухозаборника с установкой пластин на клиньях слива этого влияния не должно быть. В настоящих испытаниях использовались клинья слива толщиной 5 мм. Отметим, что по расчетным оценкам толщина турбулентного пограничного слоя на пластинах в рассматриваемых условиях не превышала  $\delta_{т.с.} = 2,5$  мм.

При установке модели с пластинами в рабочей части аэродинамической трубы положение основной пластины при  $\alpha = 0^\circ$  выверялось с помощью углового квадранта, отклонения в продольном и боковом направлении составляли не более  $\pm 3 \div 6$  минут. Значения углов атаки, зарегистрированные альфа-механизмом весов АВ-313М перед испытанием, отличались от номинальных ( $\alpha = 0^\circ$  и  $7^\circ$ ) не более, чем на  $0,3^\circ$ . Вследствие упругой деформации державки модели под действием аэродинамических нагрузок в процессе испытания, углы атаки увеличивались соответственно до  $\alpha \approx 1,3^\circ$  и  $8,7^\circ$ . Кроме того, согласно данным измерений поля потока в рабочей части аэродинамической трубы при  $M = 2$ , следует учитывать наличие местных скосов потока до  $\pm 20$  минут. В связи с этим при обработке результатов испытаний модели в варианте с пластинами истинные углы атаки горизонтальной пластины определялись по измеренному на ней статическому давлению и исходя из предположения, что число Маха рабочего потока перед ней равно среднеквадратичному числу Маха потока, осредненному по рабочей части трубы. Соответственно, в качестве параметров потока, набегающего на собственно воздухозаборник, принимались параметры, рассчитываемые по соотношениям для плоского косоугольного скачка уплотнения для определенных таким образом углов атаки. Отметим, что по экспериментальным данным при  $M = 2$  при угле атаки пластины  $\alpha = 0^\circ$  были определены числа Маха  $M_n = 1,96 \div 1,99$ .

На рис. 9 представлено сравнение распределений статического давления на поверхностях сжатия воздухозаборника, полученных в испытаниях изолированного воздухозаборника при  $M_\infty = 2,03$  и в испытаниях воздухозаборника в компоновке с пластинами при  $M_\infty = 2,03$ ,  $\alpha = 0^\circ$ ,  $M_n = 1,99$ . В обоих испытаниях горловые створки были приоткрыты

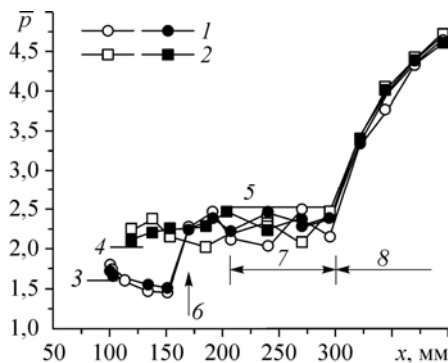


Рис. 9. Продольное распределение давления, полученное в испытаниях при  $M = 2$  изолированного воздухозаборника и воздухозаборника в компоновке с пластинами при угле атаки  $\alpha = 0^\circ$ .

Распределение давления на V-образном теле сжатия (1), на обечайке (2): светлые значки — изолированный воздухозаборник, темные — воздухозаборник с пластинами и клиньями слива; 3, 4, 5 — расчетные оценки; 6 — место падения скачка от обечайки на V-образное тело сжатия; 7 — горловой участок; 8 — диффузорный участок.

и их положение соответствовало одинаковым относительным площадям горла  $A_r/A_{вх} = 0,842$  и щелей  $A_{щ}/A_r = 0,21$ . Для испытания изолированного воздухозаборника давление нормировано по отношению к давлению набегающего потока  $\bar{p} = p/p_\infty$ , для испытания воздухозаборника в компоновке с пластинами давление нормировано по отношению к среднему давлению, измеренному на пластинах  $\bar{p} = p/p_{пл}$  и соответствующему числу Маха  $M_n$ .

Давление, измеренное на теле сжатия в сечении входа и вблизи передней кромки обечайки, характеризует режим сверхзвукового втекания во внутренний канал воздухозаборника. Различие давления для рассматриваемых двух видов испытаний не превышает 4,5 %. Изменение давления в горловом участке имеет пилообразный характер, что объясняется возмущениями, вносимыми поперечными кромками приоткрытых створок. Здесь различие давления в испытании изолированного воздухозаборника и в его испытании в компоновке с пластинами достигает 20 %.

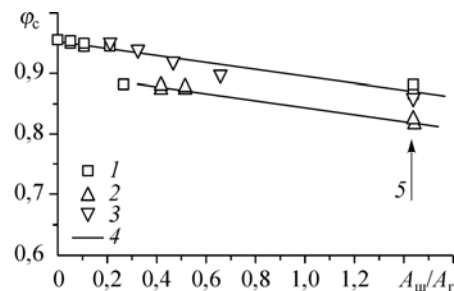
На рис. 10 представлено сравнение коэффициентов расхода воздухозаборника  $\varphi_c$ , полученных в испытаниях изолированного воздухозаборника ( $M_\infty = 2,03$ ) и в его испытаниях в компоновке с пластинами, установленными на клиньях слива ( $M_\infty = 2,03$ ,  $\alpha = 0^\circ$ ,  $M_n = 1,99$ ). Показано их изменение в зависимости от относительной площади продольных и поперечных щелей  $A_{щ}/A_r$ , то есть в зависимости от степени открытия горловых створок. Данные согласуются вполне удовлетворительно.

На этом же рисунке представлены данные по коэффициенту расхода воздухозаборника, полученные в испытаниях воздухозаборника с пластинами, установленными без клиньев слива ( $M_\infty = 2,03$ ,  $\alpha = 0^\circ$ ,  $M_n = 1,96$ ). В этом случае получены значения коэффициента расхода, меньшие примерно на 6 %.

Изменение среднемассовых значений коэффициента восстановления полного давления  $\sigma_r$  и числа Маха  $M_r$  потока в горле в зависимости от относительной площади продольных и поперечных щелей  $A_{щ}/A_r$  показано на рис. 11. Представлены данные, полученные как в испытаниях изолированного воздухозаборника, так и в его испытаниях в компоновке с пластиной, установленной на клиньях слива и без клиньев слива. В случае, когда  $A_{щ}/A_r = 0$ , т. е. створки, регулирующие площадь продольных и поперечных щелей, полностью закрыты,  $M_r \approx 1,38$  и  $\sigma_r \approx 0,925$ . Экспериментально определенное число Маха потока в горле хорошо согласуется с приведенной выше расчетной оценкой  $M_r = 1,38$ . Отметим, что в испытаниях модельного воздухозаборника без расходомерного устройства [9, 10] были получены значения коэффициента восстановления полного давления  $\sigma_r \approx 0,9 \div 0,91$ . Соответственно, если в данных настоящих испытаний учесть потери полного давления в прямом скачке при этой скорости, можно получить значение  $\sigma_{r,пр,ск} = 0,89$ , которое близко к результатам испытаний [9, 10].

Рис. 10. Изменение в зависимости от относительной площади продольных и поперечных щелей коэффициента расхода, полученного в испытаниях при  $M = 2$  изолированного воздухозаборника и воздухозаборника в компоновке с пластинами при угле атаки  $\alpha = 0^\circ$ .

Воздухозаборники: 1 — изолированный, 2 — на пластине без клиньев слива, 3 — на пластине с клиньями слива; 4 — средневзвешенная линейная аппроксимация; 5 — полностью открытые горловые створки.



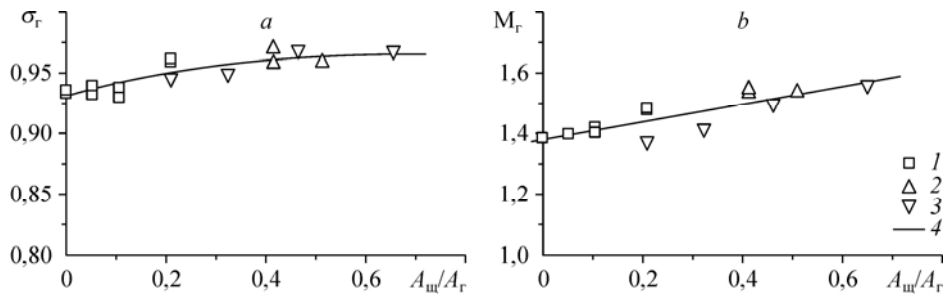


Рис. 11. Изменение параметров потока в горле воздухозаборника в зависимости от относительной площади продольных и поперечных щелей при  $M = 2$ .

Воздухозаборники: 1 — изолированный, 2 — с пластинами без клиньев слива, 3 — с пластинами с клиньями слива; 4 — параболическая и линейная среднеквадратичная аппроксимация.

Следует отметить некоторое увеличение коэффициента восстановления полного давления с увеличением относительной площади продольных и поперечных щелей до  $A_{щ}/A_r = 0,4-0,7$ , что, по-видимому, объясняется увеличением степени слива пограничного слоя. Очевидным является увеличение при этом скорости потока в горле — в среднем число Маха потока в горле возрастает в пропорции  $M_r \approx 1,38 + 0,3 \cdot (A_{щ}/A_r)$ .

### Характеристики воздухозаборника при $M = 1,75$

Характеристики воздухозаборника в зависимости от степени раскрытия горловых створок при  $M = 1,75$  были получены в испытаниях воздухозаборника с пластиной при  $M_\infty = 2,03$  и с установкой угла атаки альфа-механизма  $\alpha = 7^\circ$ . По данным измерений давления на пластине были определены ее углы атаки  $\alpha = 8,4 \div 8,7^\circ$  и числа Маха потока, непосредственно набегающего на воздухозаборник, равные  $M_H = 1,65 \div 1,77$ .

На рис. 12 представлено продольное распределение статического давления на поверхностях сжатия воздухозаборника для случаев наибольшей испытанной относительной площади горла и щелей —  $A_r/A_{вх} = 0,859$ ,  $A_{щ}/A_r = 0,654$  и наименьшей —  $A_r/A_{вх} = 0,844$ ,  $A_{щ}/A_r = 0,21$ . Давление нормировано по отношению к среднему давлению, измеренному на пластине  $\bar{p} = p/p_{пл}$  и соответствующему числу Маха  $M_H$ . Так же, как и для случая  $M = 2$ , давление, измеренное на теле сжатия в сечении входа и вблизи передней кромки обечайки, характеризует режим сверхзвукового втекания во внутренний канал воздухозаборника. Различие давления здесь в приведенных испытаниях не превышает 1 %.

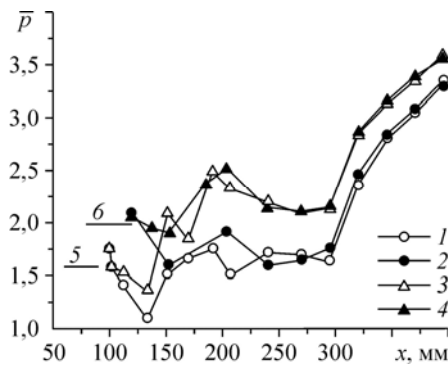
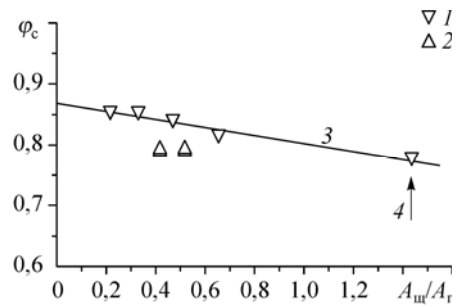


Рис. 12. Продольное распределение давления в воздухозаборнике в зависимости от относительной площади продольных и поперечных щелей при  $M = 1,75$ .

$A_{щ}/A_r = 0,654$  (1, 2), 0,21 (3, 4), светлые значки — V-образное тело сжатия, темные — обечайка; 5, 6 — расчетные оценки давления в сечении входа на V-образном теле сжатия и вблизи передней кромки обечайки.

Рис. 13. Изменение коэффициента расхода воздухаборника в зависимости от относительной площади продольных и поперечных щелей при  $M = 1,75$ .

Воздухозаборники: 1 — на пластине с клиньями слива, 2 — на пластине без клиньев слива; 3 — среднеквадратичная линейная аппроксимация, 4 — полностью открытые горловые створки.



Изменение коэффициента расхода воздухозаборника  $\varphi_c$  в зависимости от относительной площади продольных и поперечных щелей  $A_{щ}/A_{г}$  показано на рис. 13. Представлены данные, полученные как в его испытаниях в компоновке с пластинами, установленными на клиньях слива ( $M_{\infty} = 2,03$ ,  $\alpha = 7^\circ$ ,  $M_{г} = 1,73$ ), так и без клиньев слива ( $M_{\infty} = 2,03$ ,  $\alpha = 7^\circ$ ,  $M_{г} = 1,65$ ). При испытаниях модели без клиньев слива получены значения коэффициента расхода, меньшие примерно на 6 %. Отметим, что в испытаниях [9, 10] изолированного воздухозаборника без расходомерного устройства при  $M = 1,75$  получены значения коэффициента расхода, меньшие на 6 ÷ 13 %. Данные испытаний модели с клиньями слива показывают, что коэффициент расхода воздухозаборника изменяется практически линейно в зависимости от  $A_{щ}/A_{г}$ . Экстраполируя эту линейную зависимость, при  $A_{щ}/A_{г} \rightarrow 0$  можно получить величину  $\varphi_0 = 0,87$ . Относительная площадь горла при этом будет соответствовать величине  $A_{г}/A_{вх} = 0,835$ , соответствующей расчетному режиму  $M_p = 2$ . Заметим, что экспериментальное установление величины  $\varphi_0$ , соответствующей конфигурации воздухозаборника с полностью закрытыми горловыми створками, для  $M = 1,75$  связано с необходимостью определения в этом случае характеристик запуска воздухозаборника, что выходило за рамки проведенных испытаний. Зависимость коэффициента расхода от относительной площади щелей может быть представлена как  $\varphi \approx \varphi_0 - 0,063 \cdot (A_{щ}/A_{г})$ , при этом коэффициент наклона прямой близок к полученному ранее для  $M = 2$ .

На рис. 14 показано изменение среднемассовых значений коэффициента восстановления полного давления  $\sigma_r$  и числа Маха  $M_r$  потока в горле для  $M = 1,75$  в зависимости от относительной площади продольных и поперечных щелей  $A_{щ}/A_{г}$ . Представлены данные, полученные в испытаниях воздухозаборника в компоновке с пластинами, установленными на клиньях слива и без клиньев слива. Коэффициент восстановления полного давления слабо уменьшается с увеличением относительной площади щелей.

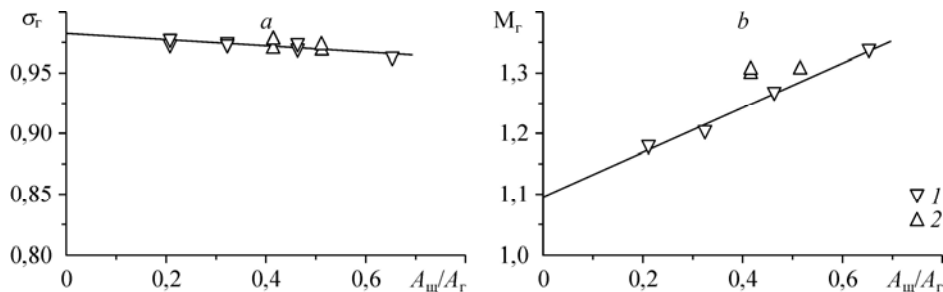


Рис. 14. Изменение параметров потока в горле воздухозаборника в зависимости от относительной площади продольных и поперечных щелей при  $M = 1,75$ . Воздухозаборник на пластине без клиньев слива (1), с клиньями слива (2).

Предельное значение коэффициента восстановления полного давления, соответствующее  $A_{\text{щ}}/A_{\text{г}} \rightarrow 0$ , равно  $\sigma_{\text{г}} \approx 0,985$ . Отметим для сравнения, что в испытаниях модельного воздухозаборника без расходомерного устройства [9, 10] были получены значения  $\sigma_{\text{г}} \approx 0,93 \div 0,96$ , которые на 1 ÷ 3 % меньше по сравнению с данными настоящих испытаний.

### Заключение

В заключение сопоставим характеристики эффективности исследуемого трехмерного воздухозаборника с данными, имеющимися для плоских воздухозаборников. На рис. 15, *a, b* представлено изменение коэффициента восстановления полного давления  $\sigma$  и коэффициента расхода  $\varphi$  воздухозаборника в зависимости от числа Маха  $M$  по данным испытаний [9, 10] и данным настоящей работы. По данным [9, 10] получены значения коэффициента восстановления полного давления  $\sigma = 0,9 \div 0,91$  при  $M = M_{\text{р}} = 2$ ,  $\sigma = 0,93 \div 0,97$  при  $M = 1,75$  и  $\sigma = 0,995$  при  $M = 1,5$  соответственно, по данным настоящей работы  $\sigma = 0,925$  при  $M = M_{\text{р}} = 2$  и  $\sigma = 0,985$  при  $M = 1,75$ .

Для сравнения на рис. 15, *a* показано, во-первых, изменение коэффициента восстановления полного давления в прямом скачке, характеризующего максимально возможные характеристики простейшего воздухозаборника типа трубки Пито (кривая 4). Коэффициент восстановления полного давления модельного воздухозаборника примерно на ~ 6 % при  $M = 1,5$  и на ~ 23 % при  $M = 2$  выше по сравнению с таким простейшим воздухозаборником.

Далее, на рис. 15, *a* представлены данные ЦАГИ [13] для плоских сверхзвуковых скачковых воздухозаборников внешнего и смешанного сжатия (кривые 5 и 6 соответственно), а также типовая кривая  $\sigma(M)$  для воздухозаборников сверхзвуковых транспортных самолетов по данным работы [14]. Уровень коэффициента восстановления полного давления, полученный для исследованного трехмерного воздухозаборника, при  $M = 2$  соответствует, а при  $M < 2$  на 3–5 % превышает уровень этого показателя для плоских сверхзвуковых скачковых воздухозаборников смешанного сжатия, исследованных в ЦАГИ. Он соответствует, в среднем, уровню этого показателя по данным работы [14] для воздухозаборников сверхзвуковых транспортных самолетов. Следует отметить меньшее (примерно на 10 %) значение  $\sigma \approx 0,89$ , полученное экспериментально при  $M = 2$

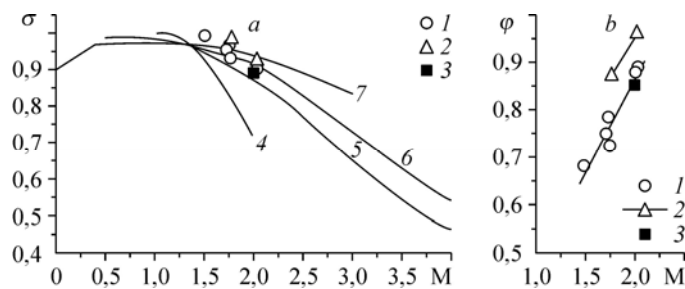


Рис. 15. Характеристики эффективности трехмерного воздухозаборника ИТПМ в сравнении с плоскими воздухозаборниками ЦАГИ и ONERA.

*a* — коэффициент восстановления полного давления, *b* — коэффициент расхода; 1 — экспериментальные данные работ [9, 10], 2 — данные настоящей работы, 3 — плоский скачковый воздухозаборник внешнего сжатия ONERA [15], 4 — воздухозаборник типа трубки Пито, 5, 6 — данные ЦАГИ для плоских воздухозаборников внешнего и смешанного сжатия [13], 7 — типовые данные для воздухозаборников сверхзвуковых транспортных самолетов [14].



для плоского скачкового воздухозаборника внешнего сжатия, исследовавшегося в ONERA применительно к сверхзвуковому самолету «Конкорд» [15].

Коэффициент расхода исследуемого трехмерного воздухозаборника при  $M = 2$  должен быть теоретически равен  $\varphi = 1$ . По данным работ [9, 10] экспериментально получены значения  $\varphi = 0,88 \div 0,89$ , рис. 15, *b*. Пониженные, по сравнению с теоретически возможными, расходные характеристики [9, 10] объяснимы в значительной степени тем, что они получены при испытаниях модели без расходомерного устройства и определялись по данным измерений статического давления и давления торможения гребенкой трубок Пито в поперечном сечении горла. При этом из-за некоторого загромождения канала воздухозаборника гребенкой трубок Пито для получения режимов со сверхзвуковым втеканием в канал модельного воздухозаборника приходилось приоткрывать горловые створки. Для уже упомянутого плоского скачкового воздухозаборника внешнего сжатия, исследовавшегося в ONERA [15] и также испытывавшегося со щелью слива пограничного слоя в горле, было получено близкое значение  $\varphi \approx 0,85$ .

Частичное открытие горловых створок и наличие щелей в канале воздухозаборника объясняет пониженные характеристики расхода и при меньших числах Маха:  $\varphi = 0,72 \div 0,78$  при  $M = 1,75$  и  $\varphi \approx 0,68$  при  $M = 1,5$ .

Согласно настоящим данным, в испытаниях модели с расходомерным устройством получены значения коэффициента расхода, соответствующие полностью закрытым горловым створкам:  $\varphi = 0,96$  при  $M = 2$  и  $\varphi = 0,87$  при  $M = 1,75$ . Они на  $10 \div 20\%$  больше по сравнению с результатами работ [9, 10].

### Список литературы

1. Van Wie D.M. Scramjet inlets / Ed. E.T.Curran, S.N.B.Murthy. Scramjet Propulsion. Progress in Astronautics and Aeronautics. 2000. Vol. 189. P. 448–511.
2. Майкапар Г.И., Келдыш В.В. Газодинамическое конструирование гиперзвуковых самолетов // Изв. АН СССР. Механика жидкости и газа. 1969. № 3. С. 177–185.
3. Щепановский В.А., Готов Б.И. Газодинамическое конструирование сверхзвуковых воздухозаборников // Новосибирск: Сиб. изд. фирма ВО «Наука». 1993. 228 с.
4. Гунько Ю.П. Газодинамическое конструирование аэродинамических конфигураций с конвергентными поверхностями сжатия и воздухозаборниками: сб. науч. тр. // Математич. моделирование, аэродинамика и физич. газодинамика. Новосибирск: Ин-т теорет. и прикл. механики СО АН СССР, 1995. С. 133–142.
5. Гунько Ю.П., Александров Е.А. Расчетное газодинамическое моделирование сверхзвукового трехмерного воздухозаборника // Теплофизика и аэромеханика. 2010. Т. 17, № 1. С. 63–75.
6. Гунько Ю.П., Мажуль И.И., Харитонов А.М. Газодинамическое построение и экспериментальное моделирование сверхзвукового трехмерного воздухозаборника // Тр. XV Межд. конф. «Методы аэродинамических исследований» (ICMAR-2010), Новосибирск, 1–6 ноября 2010. Новосибирск: Ин-т теорет. и прикл. механики СО РАН, 2010. С. 1–10.
7. Гунько Ю.П., Мажуль И.И. Построение сверхзвуковых трехмерных воздухозаборников с использованием плоского изоэнтропического течения сжатия // Теплофизика и аэромеханика. 2011. Т. 18, № 1. С. 95–108.
8. Пат. № 2343297 РФ, МПК<sup>51</sup> F02C7/042, B64D33/02. Сверхзвуковой воздухозаборник / Гунько Ю.П. Заявитель и патентообладатель Ин-та теорет. и прикл. механики СО РАН № 2007115507/06; заявл. 24.06.2007; опубл.: БИПМ № 30, 2008. 470 с.
9. Гунько Ю.П., Мажуль И.И., Харитонов А.М. Экспериментальное исследование сверхзвукового трехмерного воздухозаборника // Тезисы докл. VIII школы-семинара СИБНИА «Аэродинамика и динамика полета летательных аппаратов», Новосибирск, 10–12 марта, 2010. Новосибирск: СИБНИА, 2010. С. 12–14.
10. Гунько Ю.П., Мажуль И.И., Харитонов А.М. Сверхзвуковой трехмерный регулируемый воздухозаборник // Тез. докл. III Межд. научно-техн. конф. «Авиадвигатели XXI века», 30 ноября–3 декабря 2010. Москва: ЦИАМ, 2010. С. 1–4.

11. **Гулько Ю.П.** Особенности аэрометрии расходно-силовых характеристик моделей при сверхзвуковых скоростях: сб. науч. тр. // Методы и техника аэрофизических исследований. Новосибирск: Ин-т теорет. и прикл. механики СО АН СССР, 1978. С. 85–96.
12. **Белянин Н.М.** Теория пограничного слоя // Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. М.: Наука, 1976. Гл. 6. С. 338–348.
13. **Васильев В.И., Иванюшкин А.К., Павлюков Е.В., Соколов В.Д.** Аэродинамика воздухозаборников и сопел самолетов // Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов. Гл. 5 / Под науч. ред. Г.С. Бюшгенса. М.: Наука-ФИЗМАТЛИТ, 1998. С. 237–308.
14. **Leynaert J., Surber L.E., Goldsmith E.L.** Transport Aircraft Intake Design // Practical Intake Aerodynamic Design / Ed. Goldsmith E.L., Seddon J. AIAA Education Series. 1993. P. 214–252.
15. **Thibert J.J., Arnal D.** A review of ONERA aerodynamic research in support of a future supersonic transport aircraft // Progress in Aerospace Sciences. 2000. Vol. 36. P. 581–627.

*Статья поступила в редакцию 23 января 2012 г.*