

629.7.015 3.036:533.697.2

## Экспериментальное исследование различных методов регулирования гиперзвукового воздухозаборника\*

Ф. Фалемпа<sup>1</sup>, М.А. Гольдфельд<sup>2</sup>, Ю.В. Семенова<sup>2</sup>, А.В. Старов<sup>2</sup>,  
К.Ю. Тимофеев<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Matra, BAE, Динамикс Алениа (Matra BAE Dynamics Alenia — MBDA), Франция

<sup>2</sup>Институт теоретической и прикладной механики  
им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск

Представлены результаты экспериментального исследования различных методов регулирования гиперзвуковых воздухозаборников с целью обеспечения запуска и улучшения их характеристик в диапазоне чисел Маха от 2 до 8. Исследованы условия отрыва пограничного слоя и возможности предотвращения отрыва путем изменения конфигурации диффузора и применения перфорационного слива. Испытания модели воздухозаборника проведены в аэродинамической трубе периодического действия и аэродинамической импульсной трубе в диапазоне чисел Маха от 2 до 6 и от 5 до 8 соответственно. Проведены измерения распределения статического и полного давлений на стенках модели и в контрольных сечениях, коэффициентов расхода воздуха и восстановления полного давления. Установлено, что перфорационный слив является эффективным средством запуска воздухозаборника. Перфорационный слив позволил увеличить коэффициент расхода воздуха более чем в 2 раза на модели с боковыми стенками. Также установлено, что панель перфорационного слива, расположенная ближе к горлу воздухозаборника, более эффективна. Возможность внезапного запуска проверена в аэродинамической трубе периодического действия и показано, что внезапный запуск возможно реализовать в трубах такого типа. Данные, полученные в аэродинамической трубе периодического действия согласуются с данными, полученными в импульсной аэродинамической трубе с длительностью режима до 150 мс.

### ВВЕДЕНИЕ

Гиперзвуковые воздушно-реактивные двигатели (ГПВРД) являются одной из ключевых технологий для разработки летательных аппаратов будущего в силу перспективности их применения для различных целей [1, 2]. Такой двигатель состоит из трех основных элементов: воздухозаборника, камеры сгорания и сопла. Особенность воздухозаборника ГПВРД состоит том, что он должен обеспечить работу двигателя в беспрецедентно широком диапазоне полетных условий при высокой эффективности всех элементов двигателя для получения максимальной тяги и, следовательно, для максимально достижимой полезной нагрузки транспортного самолета [3, 4].

В ГПВРД, соединенном с планером, носовая часть летательного аппарата выполняет предварительное сжатие воздуха в головной ударной волне. В такой конфигурации гиперзвуковой воздухозаборник должен поглотить толстый

---

\* Работа выполнена при финансовой поддержке МНТЦ (контракт No. 887) и MBDA, Франция.

пограничный слой, который образуется на поверхности корпуса самолета [5]. В гиперзвуковых воздухозаборниках вязкостные эффекты оказывают большое влияние на воздушный поток и, таким образом, на эффективность самого воздухозаборника. Одним из главных явлений в гиперзвуковых воздухозаборниках является взаимодействие косых скачков, вызванных поверхностями сжатия воздухозаборника, с пограничным слоем, развивающимся на стенках воздухозаборника [6].

Течение на поверхностях сжатия воздухозаборника характеризуется сложными взаимодействиями, а именно, скачок — скачок, скачок — пограничный слой, веер расширения — пограничный слой, а также их комбинациями [7]. Поэтому развитие турбулентного пограничного слоя на поверхности носовой части может привести к неблагоприятным эффектам в работе ГПВРД.

Отрыв пограничного слоя на поверхностях сжатия или в канале воздухозаборника способствует переходу на нерасчетный режим работы и, как результат, к срыву втекания воздуха в воздухозаборник (незапуску) и существенному снижению тяги двигателя [6]. Для предотвращения незапуска и расширения рабочего диапазона воздухозаборника исследовались различные способы управления пограничным слоем для различных воздухозаборников [7]. Однако применение этих способов существенно зависит от типа двигателя и его назначения [8]. Поэтому проведение экспериментальных и расчетных исследований характеристик элементов ГПВРД остается актуальной задачей в настоящее время [2]. Это, прежде всего, относится к определению расходных характеристик воздухозаборника и восстановлению полного давления в нем.

Одна из основных проблем проведения достоверных “наземных” испытаний состоит в обеспечении необходимых параметров потока и условий испытаний в различных типах аэродинамических труб [9]. Гиперзвуковой воздухозаборник должен быть управляемым при различных параметрах потока.

В экспериментах также необходимо принимать во внимание условия ламинарно-турбулентного перехода, которые могут существенно изменяться во время полета. Эти факторы значительно влияют на отрывные свойства пограничного слоя, в результате чего его толщина и возможный отрыв могут не совпадать с реальным состоянием, и запуск воздухозаборника и его характеристики будут заметно отличаться от полетных [10].

Понимание свойств пограничного слоя и управление его развитием на носовой части модели и на входе в канал воздухозаборника становится ключевой проблемой в проектировании этой части ГПВРД. Среди способов управления более распространенным является слив пограничного слоя в горле воздухозаборника или через щель, расположенную перед первой поверхностью сжатия. Описанные способы не всегда гарантируют запуск воздухозаборника и его удовлетворительные расходные характеристики (см. работу [11]).

В связи с этим рассматриваются другие способы слива. Одним из возможных вариантов является пористый слив, расположенный на внешней поверхности сжатия, перед горлом воздухозаборника. Другой вариант слива связан с наличием или отсутствием пограничного слоя в канале воздухозаборника. Он проявляется при испытании в импульсных трубах — это так называемый ударный запуск. Но он также возможен и в аэродинамических трубах периодического действия в случае обеспечения быстрого перехода входного устройства из закрытого состояния с отсосом воздуха из канала в открытое (рабочее) положение с протоком воздуха.

Цель настоящей работы — это экспериментальное исследование влияния управления сливом пограничного слоя на характеристики воздухозаборника и его запуск, испытание устройства внезапного запуска в трубе периодического действия, а также сравнение результатов, полученных в импульсной аэродинамической

трубе и аэродинамической трубе периодического действия, для выяснения адекватности испытаний в трубах разных типов.

### ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ МОДЕЛЬ И МЕТОДИКА

Для того, чтобы оценить возможно достижимый уровень характеристик гиперзвукового воздухозаборника, были проведены его экспериментальные исследования в широком диапазоне чисел Маха. Используя данные предыдущих исследований [11] и численное моделирование, разработана конфигурация воздухозаборника с учетом его интеграции с носовой частью аппарата. Экспериментальная модель (рис. 1) состояла из трех основных частей. Носовая часть представляла собой полуконус с эллиптическим поперечным сечением и сильно притупленными боковыми кромками. Она моделировала носовую часть летательного аппарата и использовалась для предварительного сжатия потока. Вторая часть — плоский двухскачковый воздухозаборник с регулируемой обечайкой за счет ее продольного перемещения. Третья часть была расходомером с дроссельным устройством.

Конструкция модели позволяла производить дополнительное изменение внутреннего сжатия за счет изменения положения обечайки при ее перемещении в продольном направлении (см. рис. 1). Положение передней кромки обечайки менялось в зависимости от числа Маха и определялось необходимостью увеличения внутреннего сжатия при увеличении числа Маха. Модель испытывалась с шестью вариантами боковых стенок (БС) на поверхности внешнего сжатия, включая вариант без боковых стенок. Поверхность сжатия была съемной и могла меняться так же, как и боковые стенки.

Одновременно предусматривалась возможность использования двух типов управления пограничным слоем:

- внутренний слив пограничного слоя в горле с помощью каверны;
- перфорационный слив (ПС), расположенный на поверхности внешнего сжатия, с возможностью изменения расхода через отверстия слива с помощью специальной заслонки, которая перекрывает канал слива.

Перфорационный слив расположен на последней (второй) поверхности сжатия перед горлом воздухозаборника. Перфорационный слив — это две панели с отверстиями под углом  $30^\circ$  к набегающему потоку. Обе панели слива могли

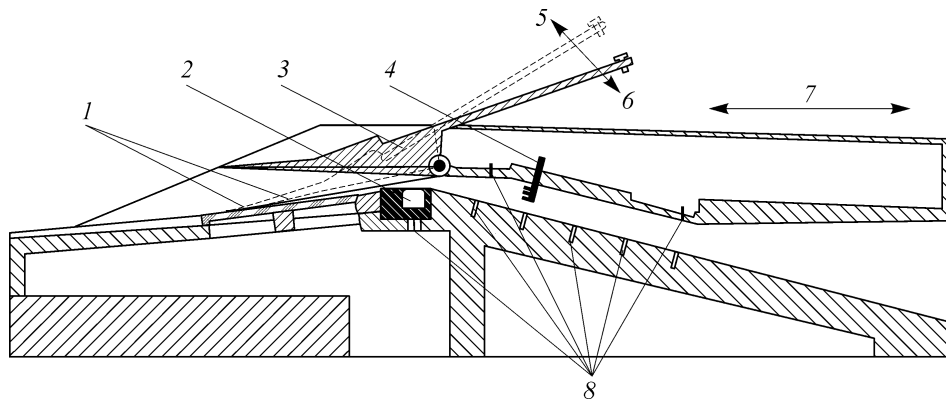


Рис. 1. Схема модели.

- 1 — панели перфорационного слива, 2 — горловой слив, 3 — устройство внезапного запуска, 4 — гребенка измерения полного давления, 5 — закрытое состояние устройства внезапного запуска, 6 — открытое состояние устройства внезапного запуска, 7 — направление перемещения обечайки, 8 — точки измерения статического давления.

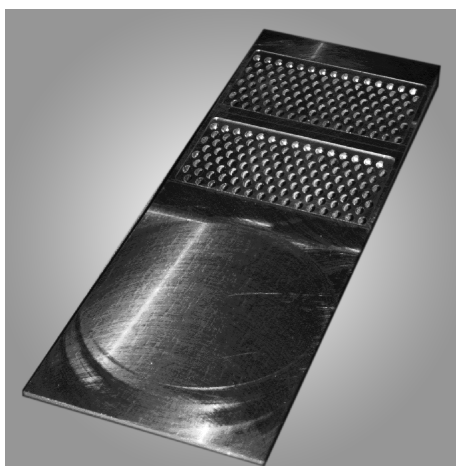


Рис. 2. Поверхность сжатия воздухозаборника с пористыми панелями слива.

раздельно закрываться. Фотография поверхности сжатия с пористой панелью показана на рис. 2. Относительная площадь сливных отверстий составляла 30 % от общей площади поверхности слива.

Обе панели слива могли закрываться и вновь открываться во время эксперимента. Такое конструктивное решение позволило определить эффективность перфорационного слива в разных сечениях второй поверхности

сжатия. Канал слива (КС) пограничного слоя также мог закрываться и открываться в течение эксперимента.

Схема управляемого внезапного запуска (УВЗ) показана на рис. 1. В начальный момент времени передняя кромка обечайки располагалась на поверхности сжатия (закрытый вход в канал) и удерживалась в этом положении специальным устройством. После того, как поток в трубе устанавливался, фиксатор освобождал обечайку, которая быстро возвращалась в рабочее положение, и канал открывался. Ось вращения передней кромки обечайки лежала в плоскости входа в канал воздухозаборника. С помощью высокоскоростной видеокамеры было определено время срабатывания устройства внезапного запуска (то есть переход обечайки из закрытого положения в рабочее), которое составляло 200 мс.

#### ИЗМЕРЕНИЯ И УСЛОВИЯ ЭКСПЕРИМЕНТА

В процессе испытаний воздухозаборника проводились измерения распределения давления вдоль центрального тела и обечайки в продольном и поперечном направлениях. Кроме того, приводились измерения распределения полного давления за прямым скачком уплотнения в горле модели в различных сечениях при изменении положения обечайки. Измерение полного и статического давлений на выходе сопел расходомера позволило получить коэффициент расхода воздухозаборника для исследуемой конфигурации. С помощью этих данных получены основные характеристики воздухозаборника: коэффициенты расхода и восстановления полного давления, коэффициент сжатия и число Маха в горле воздухозаборника. Визуализация течения и результаты измерений определили запуск воздухозаборника и реализацию расчетного течения в горле и канале модели. Малогабаритное дроссельное устройство позволяло получать дроссельные характеристики в течение одного пуска в аэродинамической трубе периодического действия. В импульсной аэродинамической трубе испытания проводились при дискретно фиксированном положении дроссельной заслонки.

Модель гиперзвукового регулируемого воздухозаборника испытывалась в аэродинамической трубе периодического действия Т-313 при числах Маха от 2 до 7 и единичных числах Рейнольдса от 8 до 54 миллионов. Аэродинамическая труба имела размер рабочей части 600×600×2000 мм и длительность режима работы от 3 до 6 минут.

В импульсной аэродинамической трубе эксперименты проводились при числе Маха от 5 до 8. Она имела профилированные осесимметричные сопла с диаметром на выходе 300 мм и длительностью режима работы до 150 мс. Параметры потока в аэродинамических трубах представлены в таблице.

Аэродинамическая труба Т-313					Аэродинамическая труба ИТ-302 М (временной интервал 5–60 мс)			
М	2	4	5	6	5	6	7	8
$P_{\infty}$ , кПа	23,6	6,9	1,28	0,47	13,0–3,0	9,3–1,8	5,7–1,5	1,8–0,7
$T_0$ , К	282	286	395	445	1200–754	1660–1140	1630–930	1620–1218
$Re \cdot 10^{-6}$ , 1/м	24,6	48,3	16,2	9,5	29,7–12,5	14,9–6,3	22,6–10,4	14,9–8,9

$P_{\infty}$  — статическое давление набегающего потока,  $T_0$  — полная температура в форкамере аэродинамической трубы.

Оценка погрешностей проведенных измерений давления показала, что погрешность измерения давления составляет 0,5 % для измерений в аэродинамической трубе Т-313 и 1–2 % в импульсной установке ИТ-302М. Было получено, что погрешность измерения коэффициента восстановления полного давления составляла около 3 % для ИТ-302М и 2% для Т-313. Погрешность измерения коэффициента расхода составляла 5–6 % для ИТ-302М и 3 % для Т-313.

#### РЕЗУЛЬТАТЫ И ОБСУЖДЕНИЕ

Многочисленные исследования воздухозаборников различных типов без регулирования и без управления пограничным слоем показали, что не удается получить приемлемые характеристики для всего диапазона полетных условий. Более того, в гиперзвуковых воздухозаборниках на нерасчетных режимах может происходить срыв втекания потока в канал и, как следствие, существенное снижение расхода воздуха вследствие заклинивания канала (незапуск воздухозаборника).

В настоящей работе при испытаниях модели воздухозаборника выяснилось, что запуск воздухозаборника с боковыми стенками даже при небольшом внутреннем сжатии без управления пограничным слоем не реализовался при числах Маха меньше 6.

Использование слива пограничного слоя перед первой поверхностью сжатия (щелевой слив перед воздухозаборником) и/или в горле воздухозаборника (через каверну) не приводило к существенному увеличению расхода воздуха, поскольку в этом случае не удавалось обеспечить его запуск даже при небольшом внутреннем сжатии [11]. При испытаниях модели без боковых стенок обеспечивалось сверхзвуковое втекание воздуха, однако в этом случае основное понижение коэффициента расхода воздуха происходило из-за сильного бокового растекания. Слив пограничного слоя в горле воздухозаборника только усиливал отрицательный эффект. Поэтому были исследованы другие подходы для обеспечения запуска воздухозаборника.

#### ПЕРФОРАЦИОННЫЙ СЛИВ

Испытания запуска воздухозаборника с использованием перфорационного слива при  $M = 2–6$  показали, что наиболее эффективным этот способ управления пограничным слоем оказался при числе Маха, равном 4. В этом случае коэффициент расхода увеличился примерно на 30 %, а коэффициент восстановления полного давления возрос почти в 2 раза по сравнению с вариантами без использования слива (рис. 3). При  $M = 6$  (рис. 4) увеличение расхода воздуха было не столь значительным и составляло около 20 %, несмотря на повышение внутреннего сжатия. Это связано с тем, что эффективность внутреннего сжатия и условия запуска улучшаются при увеличении числа Маха. При  $M = 2$  расход воздуха также несколько возрастал при открытом перфорационном сливе, тогда как коэффициент восстановления полного давления оставался неизменным.

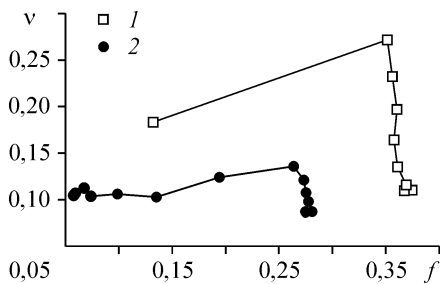


Рис. 3. Влияние перфорационного слива на дроссельные характеристики, с ПС (1), без него (2),  $M = 4$ .

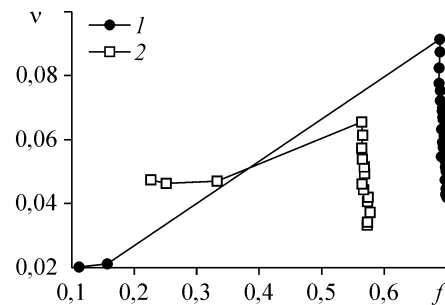


Рис. 4. Влияние пористости на дроссельные характеристики,  $M = 6$ , КС закрыт (1), открыт (2).

Одновременно с измерением расхода воздуха и восстановлением полного давления выполнялось измерение распределения давления на стенках канала модели. Очевидно, что при изменении геометрической конфигурации модели (регулировании геометрии канала) или при изменении способа управления пограничным слоем должно происходить существенное изменение распределения давления в канале модели.

Использование перфорационного слива на модели с боковыми стенками не только приводило к запуску воздухозаборника и сверхзвуковому втеканию воздуха, что выражалось в снижении давления на центральном теле при  $x < 580$  мм, но и к значительному (более чем в 3 раза) увеличению давления в канале модели (рис. 5, а). Кроме того, на рисунке можно видеть, что распределение давления в канале имеет характерный пилообразный вид, который свидетельствует о сверхзвуковом режиме течения.

Аналогичный положительный результат был получен при  $M = 4$  (см. рис. 5, б). Однако при этом достигалось примерно 2-кратное увеличение давления в канале, а его распределение было гладким, что свидетельствует о звуковом или даже дозвуковом течении в канале модели.

Панель перфорационного слива состояла из переднего и заднего участков (вниз по потоку), каждый из которых мог закрываться отдельно (см. рис. 2). Установлено, что наиболее эффективным оказался слив через заднюю панель, расположенную ближе к горлу воздухозаборника. Закрытие передней панели практически не влияло на расход воздуха. После запуска воздухозаборника закрытие канала слива при сохранении перфорации поверхности не приводило к срыву втекания воздуха в воздухозаборник и ухудшению его характеристик.

Представляется интересным сравнить уровни расхода воздуха запущенного воздухозаборника с открытым и закрытым сливом пограничного слоя. После запуска воздухозаборника с открытым каналом слива получен коэффициент

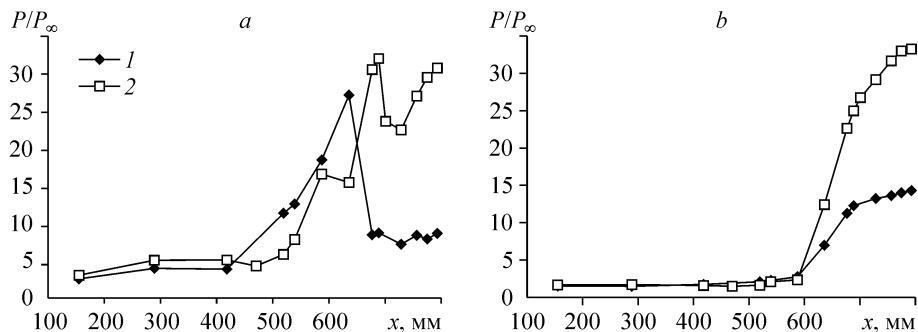


Рис. 5. Распределения статического давления на нижней стенке модели:  $M = 6$  (а), 4 (б), с ПС и БС (1), без ПС и БС (2).

Рис. 6. Влияние перфорационного слива на коэффициент расхода, КС закрыт (1), открыт (2),  $M = 6$ .

расхода, равный 0,58. После закрытия дроссельной заслонки расход воздуха существенно снизился вследствие запыления канала (рис. 6, номер измерения 19). При открытии дроссельной заслонки воздухозаборник вновь запустился (рис. 6, номер измерения 20) и был достигнут начальный уровень расхода воздуха. При закрытии канала слива коэффициент расхода увеличился до 0,70 (см. рис. 6, номер измерения 21). Вместе с тем выяснилось, что при закрытом канале слива пограничного слоя повторный запуск воздухозаборника при открытой дроссельной заслонке не реализовался (номер измерения 49) и запуск стал возможным только при повторном открытии канала слива (номер измерения 50). Такое увеличение расхода воздуха происходило из-за турбулизирующего воздействия на пограничный слой шероховатой пористой поверхности, поскольку с гладкой поверхностью сжатия такой эффект не достигался.

В испытаниях импульсной аэродинамической трубы ИТ-302М перфорационный слив не оказывал значительного влияния на запуск воздухозаборника, поскольку в этом случае реализовывался ударный запуск. Однако для более высоких чисел Маха пористость поверхности сжатия влияла на структуру потока, создавала неравномерность давления за горлом воздухозаборника и, как следствие, потерю полного давления.

При всех числах Маха влияние увеличения угла атаки на структуру потока и характеристики воздухозаборника было существенным и вело к повышению коэффициента расхода и коэффициента полного давления, в то время как влияние угла скольжения было практически не заметно.

#### ВНЕЗАПНЫЙ ЗАПУСК

Для сравнения условий испытаний в двух различных типах труб и адекватности получаемых результатов проводились исследования внезапного запуска в трубе периодического действия. Перед запуском трубы Т-313 канал воздухозаборника закрыли обечайкой. Измерения показали, что после запуска трубы давление в канале было близко нулю (рис. 7). После открытия обечайки оно быстро достигло значения, близкого к расчетному для запущенного воздухозаборника при  $M = 6$ , и имело распределение, характерное для сверхзвукового течения в канале (см. рис. 7).

При числах Маха, меньших 6, устройство внезапного запуска было неэффективно, и расход воздуха примерно соответствовал расходу незапущенного воздухозаборника. Поэтому при числе Маха 5 одновременно с внезапным запуском использовался перфорационный слив.

Характерный пример изменения расхода в совместном использовании внезапного запуска и перфорационного слива при  $M = 5$  показан на рис. 8. Внезапный запуск здесь не обеспечил запуск возду-

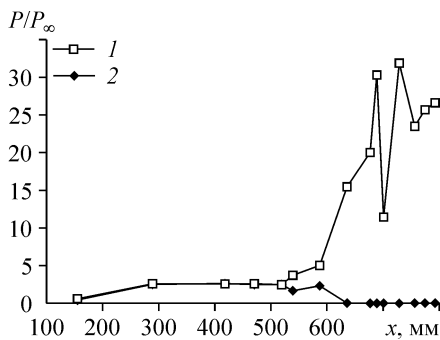


Рис. 7. Распределение статического давления на нижней стенке модели,  $M = 6$ , УВЗ открыто (1), закрыто (2).

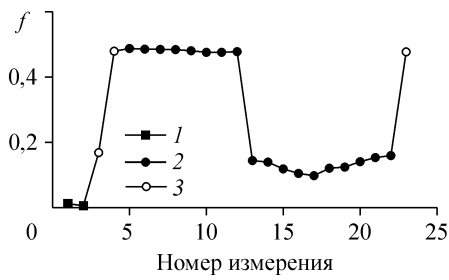


Рис. 8. Влияние перфорационного слива и устройства внезапного запуска на коэффициент расхода,  $M = 5$ , КС закрыт, УВЗ закрыто (1), КС закрыт, УВЗ открыто (2), КС открыт, УВЗ открыто (3).

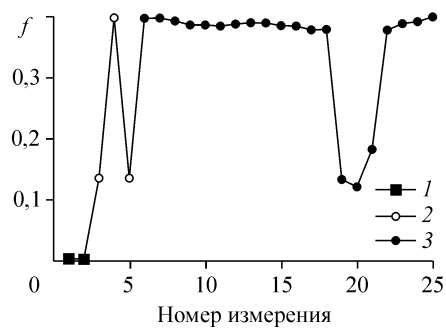


Рис. 9. Влияние перфорационного слива и устройства внезапного запуска на коэффициент расхода,  $M = 4$ , КС закрыт, УВЗ закрыто (1), КС закрыт, УВЗ открыто (2), КС открыт, УВЗ открыто (3).

хозаборника, и расход воздуха оказался близок к расходу незапущенного воздухозаборника ( $f = 0,17$ , номер измерения 3).

Для реализации запуска дополнительно был использован перфорационный слив. В результате воздухозаборник был запущен и коэффициент расхода увеличился более чем в 2 раза и стал соответствовать расчетному значению (см. рис. 8, номер измерения 4). После закрытия слива пограничного слоя, как и при числе Маха, равном 6, воздухозаборник оставался запущенным (номер измерения 5) и дроссельная характеристика была получена при закрытом перфорационном сливе.

После полного открытия дроссельных решеток воздухозаборник не запустился при закрытом канале слива (номер измерения 22) и для его повторного запуска стало необходимым повторное открытие слива (номер измерения 23). При этом расход воздуха достиг максимального значения.

Такой же результат был получен при  $M = 4$  (рис. 9). Поскольку воздухозаборник не был запущен, коэффициент расхода воздуха не превышал 0,14. Однако при использовании перфорационного слива его величина возрасла почти в 3 раза. Повторный запуск с открытым перфорационным сливом также реализовался (см. рис. 9, номер измерения 22).

Проведенные измерения расхода воздухозаборника в двух различных типах труб позволили сравнить результаты испытаний и определить их адекватность, включая сопоставление эффективности внезапного запуска, который можно отождествлять с ударным запуском в импульсной трубе. Сравнение коэффициентов расхода воздуха при  $M = 6$  показано на рис. 10, здесь же приведены данные, полученные в трубе Т-313 в условиях стационарного и внезапного запусков и для импульсной трубы ИТ-302М в естественных условиях ударного запуска. Ударный запуск воздухозаборника происходил вместе с запуском импульсной аэродинамической трубы. Очевидно хорошее совпадение коэффициента расхода в двух трубах. Видно, что расход воздуха остается постоянным в течение режима работы импульсной трубы, несмотря на уменьшение давления и снижение числа

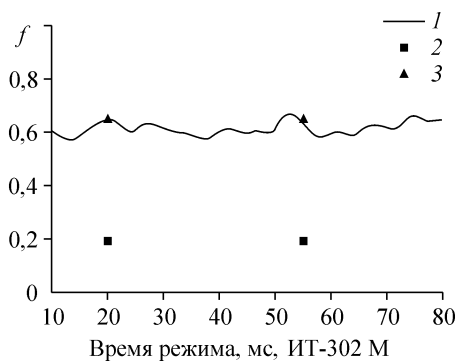


Рис. 10. Влияние устройства внезапного запуска на коэффициент расхода, ИТ-302М (1), Т-313 модель без УВЗ (2), Т-313 модель с УВЗ (3).



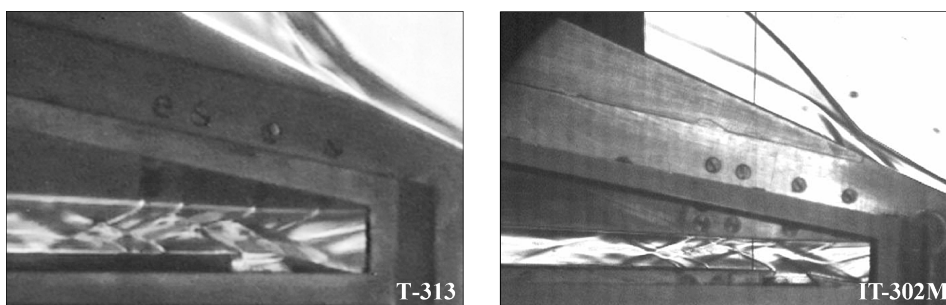


Рис. 11. Визуализация потока в аэродинамических трубах Т-313 и ИТ-302М,  $M = 5$ .

Рейнольдса в процессе эксперимента. Здесь же (см. рис. 10) приведены данные о величине коэффициента расхода, когда запуск воздухозаборника не происходил. Тогда этот коэффициент был меньше в 3 раза.

Подобный результат получен при  $M = 5$ , однако совпадение коэффициентов расхода было несколько хуже, поскольку условия запуска воздухозаборника при снижении числа Маха ухудшаются, а влияние внутреннего сжатия и пограничного слоя усиливается. Тем не менее, визуализация потока в канале подтверждает хорошее соответствие структур потоков, полученных в трубах разных типов (рис. 11).

Проведенные исследования подтверждают воспроизводимость экспериментальных данных в разных трубах при различных способах управления пограничным слоем.

#### ВЫВОДЫ

Исследования модели плоского регулируемого воздухозаборника, проведенные в аэродинамической трубе периодического действия при числах Маха от 2 до 6 и в импульсной аэродинамической трубе при числах Маха от 5 до 8, позволили сделать следующие выводы.

Перфорационный слив является эффективным методом регулирования воздухозаборника и улучшения его интегральных характеристик. Показана эффективность примененных систем управления пограничным слоем для обеспечения запуска воздухозаборника и достижения его характеристик, близких к расчетному уровню.

Сравнение условий запуска воздухозаборника показало, что запуск воздухозаборника в импульсной аэродинамической трубе происходит при меньшей площади горла, чем в аэродинамической трубе периодического действия без УВЗ в результате реализации ударного запуска.

Возможность внезапного запуска была проверена в аэродинамической трубе периодического действия. Показано, что внезапный запуск может быть реализован только при  $M = 5$  и 6. Характеристики, полученные в аэродинамической трубе периодического действия, совпадают с данными исследований в импульсной аэродинамической трубе ИТ-302М.

Полученные результаты позволяют заключить, что исследования гиперзвуковых воздухозаборников в двух аэродинамических трубах разного типа адекватны и результаты измерений характеристик воздухозаборника имеют хорошее соответствие, несмотря на различие во временах режима работы и падение параметров потока во время эксперимента в импульсной трубе.

Методы управления воздухозаборником можно использовать в обоих типах труб, однако эффект управления может быть разным и зависит от числа Маха.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Billig F. S.** Supersonic combustion ramjet missile // J. of Propulsion and Power. — 1995. — Vol. 11, No. 6. — P. 1139–1146.
2. **Falempin F., Serre L.** LEA flight test program — a mandatory step in the european R&T effort hypersonic airbreathing propulsion // ISABE (Inter. Symp. on Air Breathing Engines) Paper. — 2005. — No. 2005-1089. — 9 p.
3. **Billig F.S., and Van Wie D.** Efficiency parameters for inlets operating at hypersonic speeds // Proc. of 8th Inter. Symp. on Air Breathing Engines paper (ISABE), America Inst. of Aeronautics and Astronautics (AIAA). — 1987. — No. 87-7047. — P. 118–129.
4. **VanWie D.M., Kwok F.T., Walsh R.F.** Starting characteristics of supersonic inlets. — AIAA Paper. — 1996. — No. 96-2914. — 10 p.
5. **Andreev V., Penzin V.** Some aspects of scramjet vehicle integration, scramjet propulsion / Ed. by E.T. Curran and S.N.B. Murthy // Scramjet Propulsion. — 2000. — Vol. 189. — P. 337–3532.
6. **Koschel W., Rick W., Rugeberg T.** Study of flow phenomena in high speed intakes. — AIAA Paper. — 1992. — No. 92-5029. — 9 p.
7. **Dolling D.S.** Fifty years of shock-wave / boundary-layer interaction research: what next // AIAA J. — 2001. — Vol. 39, No. 8. — P. 3–15.
8. **Falempin F., Montazel X., Goldfeld M., Nestoulia R., Starov A.** Investigation of two-mode ramjet/scramjet inlet // ISABE-99-7040. — 1999. — 10 p.
9. **Goldfeld M.A., Starov A.V., Semenova Yu.V.** Compressible boundary layer investigation for ramjet / scramjet inlets and nozzles // Proc. of Fifth European Symp. on Aerothermodynamics for Space Vehicles. — Cologne, Germany. — 2004. — P. 547–551.
10. **Schulte D., Henckels A., Neubacher R.** Manipulation of shock / boundary-layer interactions in hypersonic inlets // J. of Propulsion and Power. — 2001. — Vol. 17, No. 3. — P. 585–590.
11. **Falempin F., Goldfeld M.A., Nestoulia R.V., Starov A.V.** Experimental investigation of variable geometry inlet at mach number from 2 to 8 // ISABE-2003-1162. — 2003. — 10 p.

*Статья поступила в редакцию 12 мая 2007 г.*