

УДК 533.6.011.5:533.697.23

Численное моделирование запуска сверхзвукового воздухозаборника с прямоугольным каналом и сливом части захватываемого потока через продольные щели*

И.И. Мажуль, Ю.П. Гунько

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

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

В работе представлены результаты численного моделирования условий запуска сверхзвукового воздухозаборника с помощью слива части захватываемого потока через продольные щели. Канал воздухозаборника состоит из сужающегося входного участка и горловины постоянного поперечного сечения, построенных с использованием плоских поверхностей, и содержит продольные щели слива вдоль плоской нижней поверхности. Исследуются различные варианты секционного слива потока, показано изменение структуры течения в канале воздухозаборника в зависимости от варианта слива потока. Численное моделирование трехмерного течения выполнено при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 4$ на основе осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса и модели турбулентности $k-\omega$ SST.

Ключевые слова: численное моделирование, сверхзвуковое течение, продольные щели, перепуск воздуха, запуск воздухозаборника.

Введение

Исследование сверхзвуковых воздухозаборников актуально в связи с созданием летательных аппаратов для полета при больших скоростях. Для обеспечения взлетно-посадочных режимов, полета при дозвуковых скоростях, запуска воздухозаборников при сверхзвуковых скоростях и последующего обтекания со сверхзвуковым втеканием в их канал необходимо регулирование расхода захватываемого в набегающем потоке воздуха. В процессе разгона до сверхзвуковых скоростей воздухозаборники должны запускаться при некотором выбираемом заранее сверхзвуковом числе Маха, и для этого должна быть определена поперечная площадь горла канала, обеспечивающая их запуск, или определен перепуск захватываемого воздуха, необходимый для запуска.

На начальных этапах проектирования воздухозаборников горло запуска определяется простейшим соотношением, полученным в приближении невязкого течения с головным скачком уплотнения на входе, — критерием Кантровица–Дональдсона [1]. Наиболее хорошо

* Работа выполнена в рамках государственного задания (№ госрегистрации 121030500158-0).

разработанными являются системы регулирования плоских воздухозаборников ввиду простоты и распространенности последних. Возможные схемы их регулирования представлены в работе [2].

Одной из существенных проблем обеспечения эффективной работы сверхзвуковых воздухозаборников и их запуска является устранение неблагоприятных эффектов отрыва пограничного слоя вследствие падения на него скачков уплотнения. Существуют различные способы полного или хотя бы частичного устранения неблагоприятных эффектов, связанных с отрывами пограничного слоя на входе или во входном участке внутреннего канала воздухозаборника. Традиционными способами борьбы с отрывом пограничного слоя на клине сжатия во входном участке канала воздухозаборника является отсос пограничного слоя с применением перфорированных панелей в месте падения скачка уплотнения на клин сжатия или с использованием поперечных щелей слива. Вопросы запуска воздухозаборников исследовались экспериментально [3–10] и с помощью численных методов [11–17]. Так, в работе [3] рассматривалась серия сверхзвуковых воздухозаборников со смешанным сжатием при разных степенях слива и различных условиях набегающего потока. Были проанализированы характеристики запуска, обсуждалось влияние слива пограничного слоя на рабочие параметры воздухозаборников — коэффициент расхода и коэффициент восстановления полного давления — и сделано заключение, что слив пограничного слоя может улучшить рабочие параметры сверхзвуковых воздухозаборников, уменьшить число Маха запуска и расширить рабочий диапазон сверхзвукового воздухозаборника. В работах [4, 5] исследовалось влияние перфорационного слива на запуск воздухозаборников в двух сверхзвуковых трубах: периодического действия Т-313 и импульсной трубы ИТ-302М ИТПМ СО РАН. Щелевой слив и запуск воздухозаборника, построенного методами газодинамического конструирования с использованием V-образных крыльев рассматривался в работе [6]. Результаты экспериментальных и расчетных исследований поля течения сверхзвукового воздухозаборника с различными углами отклонения обечайки и противодавлением на выходе при $M_\infty = 2,2$ были представлены в работе [11]. Невязкие расчеты показали запуск воздухозаборника, в то время как расчет с использованием модели турбулентности $k-\omega$ и экспериментальные данные указали на незапуск. Вопросы влияния температуры стенки осесимметричного воронкообразного воздухозаборника с относительным горлом $A_T/A_0 = 0,0326$ на его запуск в импульсной аэродинамической трубе ИТ-302М при $M = 8$ рассматривались в работе [12]. Численные расчеты показали, что уменьшение температуры стенок является благоприятным фактором для запуска данного воздухозаборника.

Устранение отрывного воздействия скачка уплотнения от обечайки на течение во входном участке плоских воздухозаборников, как правило, осуществляется с помощью поперечных щелей, располагаемых в месте падения скачка на поверхность сжатия, или с помощью перфорационного отсоса пограничного слоя (см., например, [2, 4, 5]). Поскольку продольная координата места падения скачка уплотнения от обечайки существенно изменяется в зависимости от числа Маха потока, набегающего на воздухозаборник, фиксированное положение поперечных щелей слива не может обеспечить требуемый слив в диапазоне скоростей. Для воздухозаборников, многорежимных по скорости полета, это может приводить к существенному ухудшению течения во входном участке и, соответственно, к снижению характеристик воздухозаборника.

Помимо традиционных способов решения задачи устранения отрывного воздействия скачка уплотнения, ищутся также новые [18–21]. В частности, исследовались устройства управления пограничным слоем с использованием продольных щелей,

расположенных по потоку [18, 19]. В работах [20, 21] применялись так называемые гибкие мегастворки — множество гибких створок, расположенных последовательно вдоль потока.

В настоящей работе численно исследуется возможность использования продольных щелей в начальном участке канала воздухозаборника для перепуска части воздуха и запуска воздухозаборника, как это предлагалось в работе [22]. Рассматривается модельная конфигурация, которая представляет собой плоский воздухозаборник с внутренним каналом прямоугольного поперечного сечения. Сечение горла воздухозаборника изначально выбиралось так, чтобы в случае невязкого обтекания имел место режим незапуска, т.е. формировалось течение с головной ударной волной на входе. Расчеты вязкого обтекания проведены на основе решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса с использованием модели турбулентности $k-\omega$ SST. Исследуется возможность запуска воздухозаборника в зависимости от положения продольных щелей перепуска воздуха.

1. Инновационный воздухозаборник

В работе [22] было предложено конструктивное решение для улучшения структуры течения во входном участке воздухозаборника и возможности управления этим течением. Общий вид воздухозаборника представлен на рис. 1а.

Сверхзвуковой воздухозаборник содержит входной участок внутреннего канала, в котором обечайка 1 формирует скачок уплотнения, падающий на противоположащую ей поверхность сжатия 2. Место падения зависит от скорости входного потока, при этом на поверхности сжатия индуцируется отрыв пограничного слоя. Поверхность сжатия в канале воздухозаборника в области падения на нее скачка уплотнения выполняется с продольными щелями 3 перепуска воздуха или слива пограничного слоя, ширина которых может быть фиксированной, как показано на рис. 1а, или регулируемой. На рис. 1б показан пример устройства воздухозаборника с шириной щелей, которая регулируется согласованным поступательно-возвратным перемещением продольных объемных элементов 4, имеющих треугольное поперечное сечение [22]. Это перемещение осуществляется по направлению, поперечному поверхности сжатия (показано стрелками). Длина щелей должна быть согласована с рабочим диапазоном падения скачка уплотнения на поверхность сжатия в зависимости от предполагаемых режимов полета летательного аппарата. Площадь щелей определяется их шириной и количеством

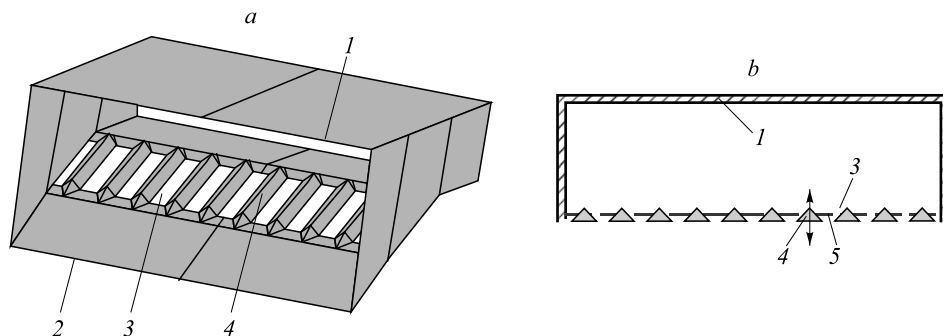


Рис. 1. Общий вид воздухозаборника (а) и схема поперечного сечения канала в области со щелями слива (б).

1 — обечайка воздухозаборника, 2 — поверхность сжатия воздухозаборника, 3 — продольные щели, 4 — продольные элементы, 5 — неподвижные продольные элементы в плоскости сжатия.

и должна обеспечивать частичный либо полный слив пограничного слоя, необходимый для уменьшения или предотвращения его отрыва. Суммарная площадь щелей может быть больше необходимой для полного слива пограничного слоя, и в этом случае будет обеспечен также дополнительный перепуск воздуха. Последнее является существенным для запуска воздухозаборника при его начальном обтекании с головной ударной волной. При своем движении объемные элементы могут частично или полностью перекрывать продольные щели 3 слива пограничного слоя и перепуска воздуха. Контур продольных щелей 3 имеет взаимосогласованную конфигурацию с контуром подвижных элементов 4, при этом на подвижных продольных объемных элементах предусмотрены удобообтекаемые носовые и концевые части.

2. Модельная задача и условия расчета

Для исследования эффективности продольно-щелевого слива при запуске воздухозаборника рассматривается модельная конфигурация, показанная на рис. 2. Она представляет собой плоский воздухозаборник с внутренним каналом прямоугольного поперечного сечения, который содержит входной сужающийся участок с клином сжатия (обечайкой) с углом $\delta_{\text{кл}}$ и горловой участок постоянного поперечного сечения. В случае сверхзвукового течения в канале обечайка генерирует скачок уплотнения, который взаимодействует с пограничным слоем на внутренних стенках канала. Размеры рассматриваемой модельной конфигурации приняты исходя из требований испытаний моделей в аэродинамической трубе Т-313 ИТПМ СО РАН при числе Маха $M_\infty = 4$.

Воздухозаборник имеет суммарную длину $L_0 = 0,159$ м, высоту в сечении входа $H_0 = 0,04$ м, высоту горла $H_r = 0,0235$ м и ширину $B = 0,075$ м. Положение точки излома продольного контура верхней поверхности соответствует значению $L = 0,0936$ м. Относительная площадь горла $A_r/A_0 = 0,58$, относительная ширина в горловом сечении $B/H_r = 3,19$, относительная длина горлового участка $L_r/H_r = 2,8$. Угол наклона клина сжатия (обечайки) $\delta_{\text{кл}} = 10^\circ$. Отметим, что принятое значение относительной площади горла $A_r/A_0 = 0,58$ меньше критического значения 0,672, определяемого критерием Кант-ровица–Дональдсона для $M_\infty = 4$. Следовательно, на рассматриваемом режиме $M_\infty = 4$ воздухозаборник изначально полагается не запускаемым.

В расчетах рассматривается некоторый «предельный» случай положения продольных подвижных элементов, когда они считаются полностью утопленными (условно показано на рис. 2). Это обеспечивает полное раскрытие щелей слива по ширине и, соответственно, максимально возможный перепуск потока. В рассматриваемой конфигурации устроено семь щелей шириной 0,005 м с поверхностями между ними шириной 0,005 м.

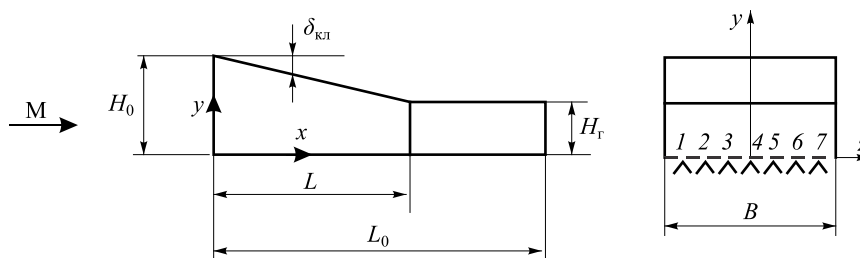


Рис. 2. Схема модельной конфигурации и система координат.

1–7 — щели слива.

Нумерация щелей слива приведена на рис. 2. В принятой системе координат вертикальная плоскость симметрии конфигурации соответствует координате $z = 0$ и проходит через середину щели слива 4. Поскольку эффективность слива потока на запуск воздухозаборника заранее неизвестна, то были предусмотрены разные варианты расположения щелей слива: в носовой части ($x = 0 - 0,07$ м), в области перед изломом продольного контура ($x = 0,07 - 0,0936$ м) и непосредственно за ним ($x = 0,0936 - 0,1$ м), в концевой ($x = 0,1 - 0,159$ м) части внутреннего канала.

Расчетные данные получены для случаев вязкого обтекания рассматриваемой конфигурации. Вычисления проводились с использованием пакета программ FLUENT на основе решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса (RANS), модели турбулентности $k-\omega$ SST [23], явной схемы 2-го порядка аппроксимации по времени и пространству с Roe-FDS методом расщепления конвективных потоков. Расчетная область включала как непосредственно объем внутреннего канала, так и область набегающего потока перед сечением входа для учета обтекания обечайки воздухозаборника (см. рис. 3). На внешних границах задавались параметры невозмущенного набегающего потока, на выходных границах — статическое давление и температура торможения, соответствующие параметрам невозмущенного набегающего потока. Под выходными границами расчетной области здесь понимаются как собственно выходное сечение воздухозаборника, так и щели слива на нижней поверхности. В задаче на определение запуска воздухозаборника и установление режима его обтекания начальные условия внутри расчетной области соответствовали параметрам потока с дозвуковой скоростью. На стенках канала ставились условия прилипания, их поверхность предполагалась адиабатической. Установление стационарного режима течения в процессе численного решения задачи контролировалось по равенству расходов воздуха во входном и выходном сечениях канала, в представленных расчетах различие этих расходов не превышало 0,03 %.

При расчетах использовались структурированные сетки, для исследования сходимости решения были рассмотрены сетки с разным количеством ячеек. В качестве параметра, характеризующего сходимость по сетке, принят коэффициент расхода φ . В рассматриваемой задаче о течении с головной волной на входе расход воздуха воздухозаборника зависит от ее положения, поэтому данное положение необходимо надежно рассчитывать. В связи с этим на входе воздухозаборника была выделена область с более густой сеткой. Были проведены предварительные расчеты на сетках с количеством узлов $n_1 = 0,52 \cdot 10^6$, $n_2 = 2,2 \cdot 10^6$, $n_3 = 3,5 \cdot 10^6$ и получены значения коэффициента расхода 0,851, 0,842 и 0,8404 соответственно. Расчеты показали, что на сетках n_1 и n_3 максимальное различие расходов составляет 1,3 %, а на сетках n_2 и n_3 не превышает $\sim 0,2$ %. В дальнейших

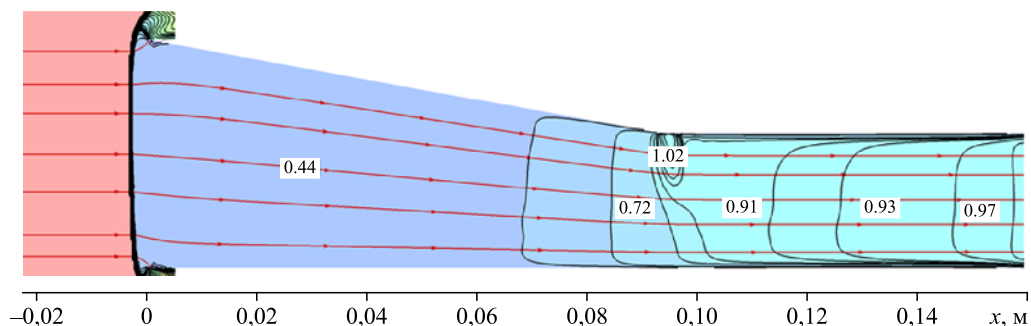


Рис. 3. Картина течения в вертикальной плоскости симметрии воздухозаборника.

расчетах использовалась сетка с $3,5 \cdot 10^6$ узлами. В зависимости от режимов течения указанная расчетная сетка обеспечивала на нижней поверхности воздухозаборника значения $y^+ \sim 30 - 200$.

Представленные в работе расчетные данные получены при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 4$, давлении торможения $P_{0\infty} = 10,3$ бар, температуре торможения $T_{0\infty} = 290$ К, единичном числе Рейнольдса $Re_1 = 48 \cdot 10^6$ 1/м. Заметим, что при расчетах не использовались условия симметрии течения, хотя конфигурация имеет вертикальную плоскость симметрии.

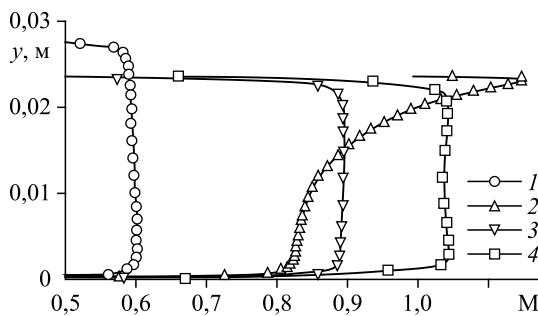
3. Исходное течение без слива

Без слива и перепуска потока в рассматриваемом воздухозаборнике реализуется течение с головной волной на входе. Связано это с тем, что принятое значение относительной площади горла меньше критического значения для запуска. О структуре течения на данном режиме можно судить по распределению изолиний равных чисел Маха (изомах) в вертикальной плоскости симметрии конфигурации, показанных на рис. 3. Видна некоторая криволинейность головной волны, что обусловлено перетеканием потока в областях передних кромок обечайки и нижней стенки воздухозаборника. Также следует отметить ускорение дозвукового потока в сужающемся канале в целом и в области излома продольного контура верхней поверхности. Далее вниз по течению наблюдается «выравнивание» потока, что наглядно видно также по профилям чисел Маха в различных сечениях по длине конфигурации, показанных на рис. 4. Наибольшая неравномерность потока имеет место в области излома продольного контура верхней поверхности ($x = 0,094$ м), где достигаются значения $M \geq 1$. В сечении выхода также $M \geq 1$, однако течение здесь более равномерное.

О критических условиях в сечении выхода воздухозаборника можно судить по значению газодинамической функции приведенного расхода для неравномерного потока [17], определяемой как

$$\tilde{q}(M) = \frac{1}{A} \frac{\left(\int_A P_0 q(M) \cos \theta dA \right)^2}{\int_A P_0^2 q(M) \cos \theta dA},$$

где $q(M) = M \left[\frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$ — известная газодинамическая функция приведенного расхода для равномерного потока, P_0 — полное давление в потоке, θ — угол наклона вектора скорости, A — площадь.



Функция $\tilde{q}(M)$ является аналогом приведенного расхода для равномерного потока, и равенство $\tilde{q}(M) = 1$ определяет критическое условие записания этого потока. В проведенных

Рис. 4. Профили чисел Маха.
 $x = 0,07$ (1), $0,094$ (2), $0,105$ (3), $0,159$ (4) м.

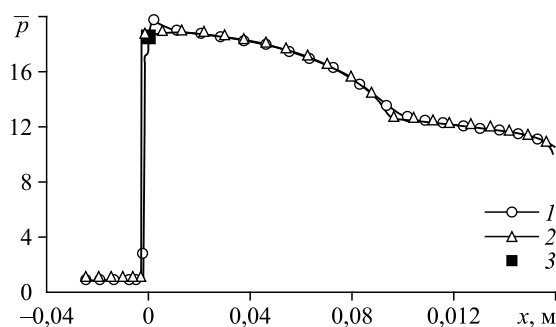


Рис. 5. Распределение давления по длине.
 $y = 0$ (1), 0,012 (2) м, 3 — прямой скачок.

численных расчетах величина $\tilde{q}(M)$ определялась с точностью, при которой ее отклонение от критического значения не превышало 0,6 %. То есть, можно полагать, что имело место запаривание выходного сечения воздухозаборника.

Изменение относительного давления $\bar{p} = p/p_\infty$ (здесь p_∞ — статическое давление в набегающем потоке) по длине в плоскости симметрии показано на рис. 5 вдоль двух продольных линий с различным положением по высоте канала: $y = 0$ и $y = 0,12$ м, где последнее значение соответствует половине высоты горла H_g . Для сопоставления здесь приведено также соответствующее значение давления за прямым скачком уплотнения в набегающем потоке. Можно отметить совпадение этого значения с данными численного расчета на линии $y = 0,12$ м в сечении входа воздухозаборника. Некоторое превышение на линии $y = 0$ в сечении входа обусловлено вязким взаимодействием в области передней кромки нижней поверхности.

По данным численных расчетов, коэффициент расхода в рассматриваемом режиме течения с головной ударной волной составляет $\varphi = m_{\text{вх}}/m_\infty = 0,85$ (здесь $m_{\text{вх}}$ — массовый расход воздуха в сечении входа, m_∞ — массовый расход через лобовую поверхность A_0 , определяемый по параметрам набегающего потока). Коэффициенты потерь полного давления $\sigma = P_{0m}/P_{0\infty}$ составляют: в сечении входа $\sigma_{\text{вх}} = 0,139$, в выходном сечении $\sigma_{\text{вых}} = 0,135$ (здесь P_{0m} — среднemasсовое значениям полного давления в сечении и полное давление в набегающем потоке $P_{0\infty}$). Значения $\sigma_{\text{вх}}$ практически совпадают со значениями для прямого скачка уплотнения. Потери полного давления в собственно канале вследствие вязкости, определяемые как $\sigma_{\text{вых}}/\sigma_{\text{вх}}$, составляют 2,8 %.

4. Результаты численного моделирования запуска воздухозаборника

В данном разделе представлены результаты численного моделирования возможности запуска воздухозаборника путем перепуска части избыточного воздуха через продольные щели на нижней поверхности. Рассматривается перепуск воздуха в различных частях продольных щелей. Для простоты дальнейшего изложения приняты следующие обозначения областей перепуска: Gn — область в носовой части воздухозаборника ($x = 0 - 0,07$ м), G1 — область перед изломом верхнего контура ($x = 0,07 - 0,0936$ м), G2 — область за изломом верхнего контура ($x = 0,0936 - 0,1$ м), Gk — область в концевой части воздухозаборника ($x = 0,1 - 0,159$ м). При этом относительные площади щелей составляют $A_{Gn}/A_0 = 0,817$, $A_{G1}/A_0 = 0,275$, $A_{G2}/A_0 = 0,075$, $A_{Gk}/A_0 = 0,688$. Перепуск осуществляется через все семь продольных щелей.

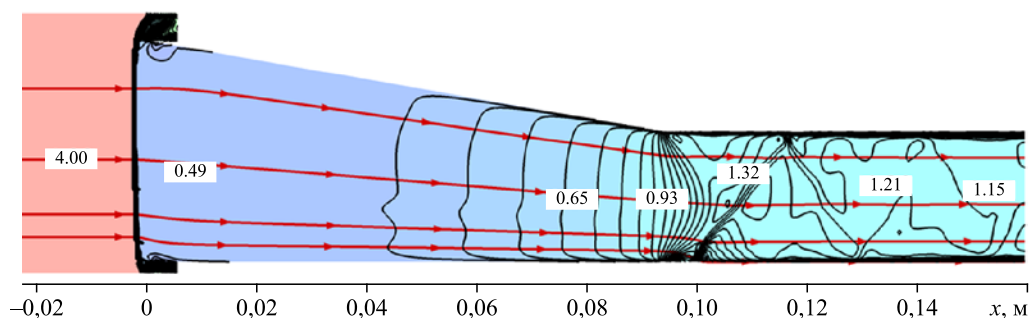


Рис. 6. Картина течения при сливе в области G2.

На рис. 6 и 7 показана структура течения в виде распределения изолинии чисел Маха в вертикальной плоскости симметрии конфигурации для случая перепуска потока в горловом участке постоянного поперечного сечения в областях G2 и G2 + Gk соответственно. Здесь же показаны линии тока, построенные по составляющим скорости. Видно, что даже при сливе по всей длине горлового участка (вариант G2 + Gk) воздухозаборник остается незапущенным. Дозвуковой поток после прохождения через головную волну начинает ускоряться в сужающейся части воздухозаборника и в области излома верхнего контура достигает значений чисел Маха $M \sim 1$ и более. В случае G2 поток набегае на заднюю кромку щели, что приводит к образованию скачка уплотнения (см. рис. 6). В целом имеет место система слабых скачков уплотнения и торможение потока в горловом участке воздухозаборника. Однако поток в сечении выхода остается сверхзвуковым, среднемассовое значение числа Маха $M = 1,12$.

В отличие от случая слива G2, при сливе в области G2 + Gk наблюдается ускорение потока по всей длине воздухозаборника, включая горловой участок (см. рис. 7). Среднемассовое значение числа Маха в сечении выхода $M = 1,8$. Коэффициент расхода через щели в случае слива G2 + Gk составляет $\varphi = 0,29$, коэффициент расхода собственно воздухозаборника увеличивается до $\varphi = 0,87$, в то время как для варианта без слива $\varphi = 0,85$. Это указывает на приближение головной волны к сечению входа воздухозаборника. Коэффициент потерь полного давления в выходном сечении $\sigma \sim 0,135$.

Отмеченный выше скачок уплотнения на задней кромке щели при сливе G2 приводит к резкому росту давления в этой области (рис. 8a), однако далее в канале оно становится ниже по сравнению с исходным течением без слива. В случае слива в области G2 + Gk имеет место более низкое давление по длине горлового участка, а по размаху наблюдается периодическое падение давления в области щелей слива (рис. 8b).

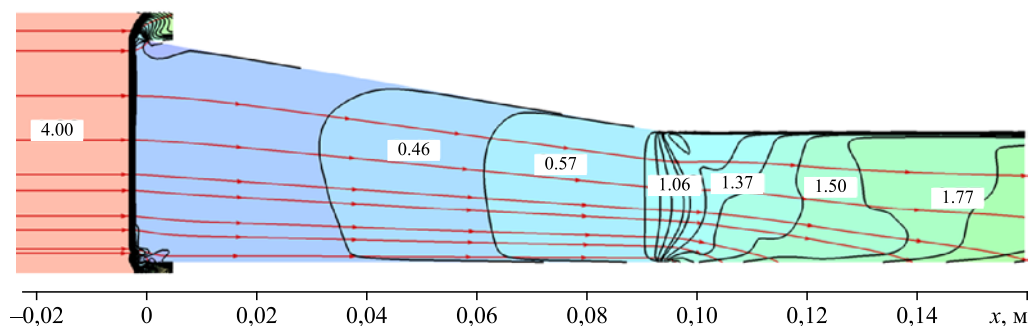


Рис. 7. Картина течения при сливе в области G2 + Gk.

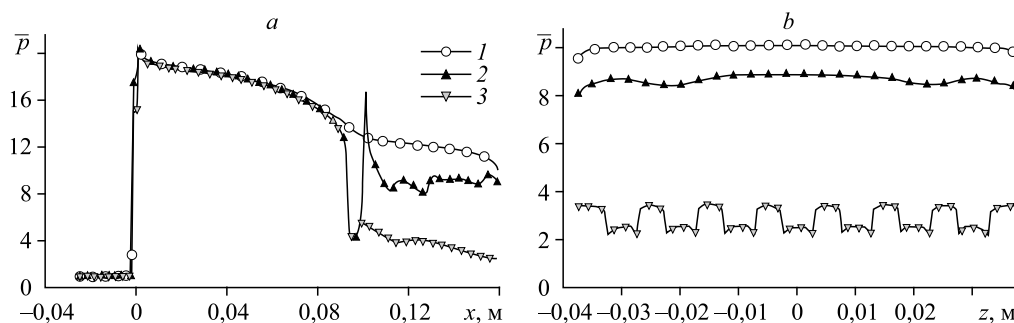


Рис. 8. Распределение относительного давления в плоскости симметрии и в сечении выхода.

Случай без слива (1), слив в области G2 (2), слив в области G2 + Gk (3).

В отличие от ранее рассмотренных вариантов, слив потока в области G1 ($x = 0,07 - 0,0936$ м) приводит к запуску воздухозаборника. Коэффициент расхода при этом $\varphi = 1$, коэффициент потерь полного давления $\sigma = 0,78$, что существенно больше по сравнению с незапущенным воздухозаборником. Заметим, что задняя кромка щелей слива соответствует координате излома верхнего контура воздухозаборника. Картина течения в плоскости симметрии представлена на рис. 9 в виде распределения изомах и линий тока течения. Падающий на нижнюю поверхность скачок уплотнения 1 от клина сжатия попадает в конец щелей слива и не вызывает отрыва пограничного слоя, развивающегося на носовой панели. В структуре течения в плоскости симметрии наблюдается также скачок уплотнения 2, возникающий на задней кромке щели слива, и веер волн расширения 3 в угловой точке начала горлового участка.

О структуре течения непосредственно на стенках канала можно судить по распределению изолиний поверхностных напряжений трения, которые интерпретируются как поверхностные линии тока, что позволяет делать заключение о направлении течения. Такого рода распределение линий тока на нижней и боковой поверхностях канала представлены на рис. 10а. Здесь же видно положение щелей слива G1 и «втекание» в них линий тока, что указывает на слив потока через щели. На рисунке также отмечены следы 1 и 2 скачков уплотнения от клина сжатия на нижней и боковой поверхностях соответственно (полученные по данным рис. 9).

Скачок уплотнения от клина сжатия вызывает отрыв пограничного слоя на боковых поверхностях, где имеют место линия отрыва S1 и линия присоединения R1. На нижней поверхности за щелями слива отрыва потока не происходит. Однако на поверхностях вне области слива присутствуют небольшие зоны отрыва пограничного слоя с линиями отрыва S2 и присоединения R2. Для сравнения на рис. 10b показана картина

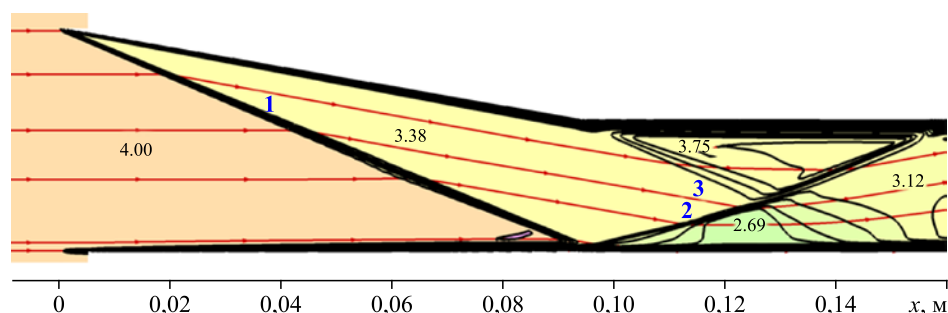


Рис. 9. Картина течения в плоскости симметрии при сливе G1.

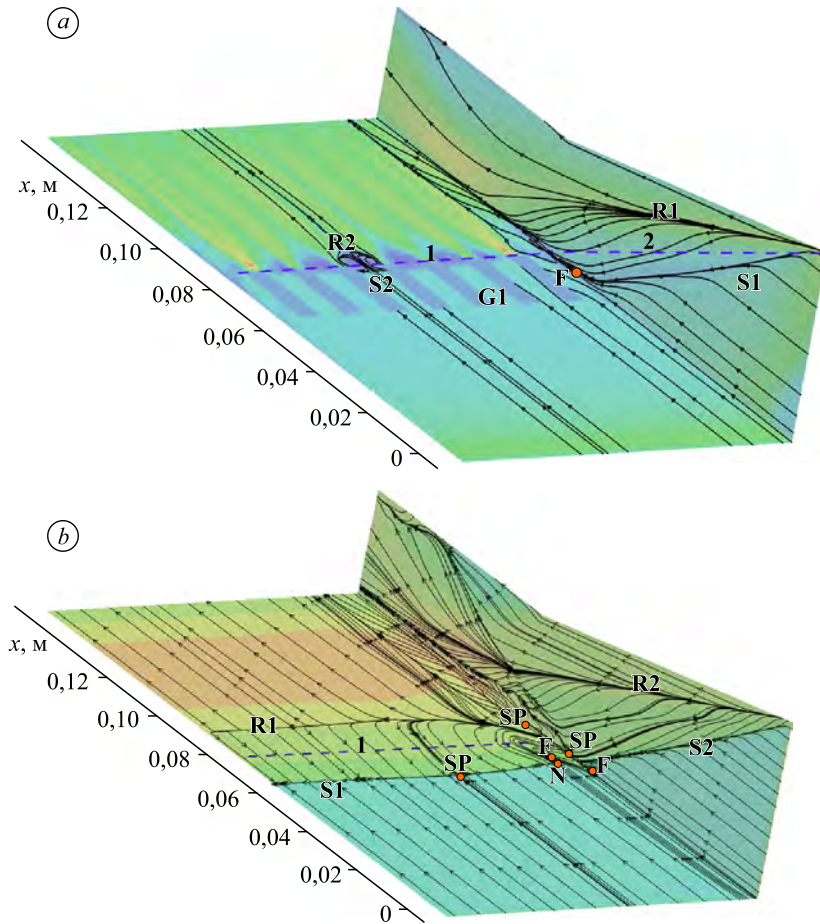


Рис. 10. Картины течения на поверхности при сливе (а) и без слива потока (б).

течения без слива потока, полученная при численных расчетах обтекания аналогичного воздухозаборника [24]. Видно, что имеют место большие зоны отрыва пограничного слоя как на нижней поверхности с линиями отрыва S1 и присоединения R1, так и на боковой поверхности с линиями отрыва S2 и присоединения R2. Не останавливаясь на подробном топологическом анализе течения, отметим, что здесь наблюдаются также седловые точки SP, узловая точка N и фокус F.

Представленные данные показывают, что слив потока через продольные щели в области G1 является эффективным способом предотвращения отрыва пограничного слоя и запуска воздухозаборника.

Установление течения при численном расчете и изменение коэффициента расхода воздуха через щели $\varphi_{\text{сл}}$ в области слива потока G1 в зависимости от количества итераций N показано на рис. 11 (представленные схемы течения относятся к плоскости симметрии конфигурации). Этот процесс установления течения с некоторым приближением можно интерпретировать как процесс запуска воздухозаборника. Видно, что в начале процесса воздухозаборник обтекается потоком с головной волной на входе ($\varphi_{\text{сл}} \sim 0,4 - 0,2$). Далее эта волна перемещается к сечению входа и на передних кромках образуются косые скачки уплотнения ($\varphi_{\text{сл}} \sim 0,2 - 0,18$). С увеличением числа итераций в канале воздухозаборника возникает система косых скачков уплотнения, взаимодействующих с пограничным слоем, что приводит к образованию отрывных зон на нижней и верхней поверхнос-

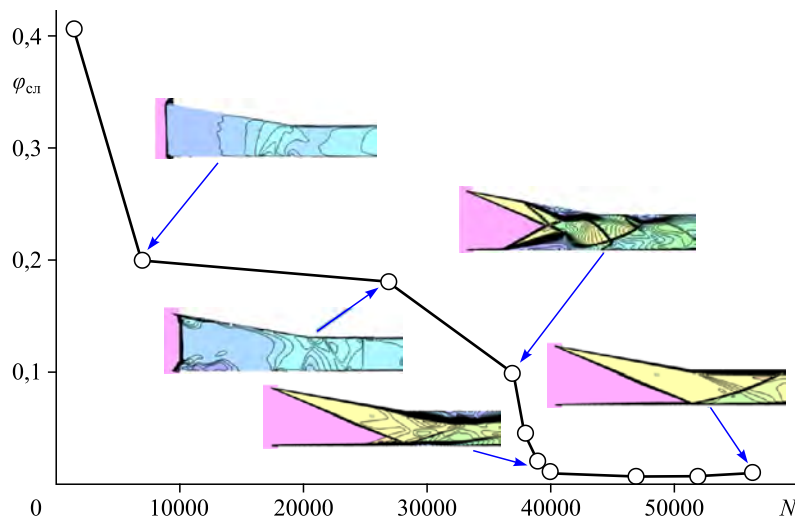


Рис. 11. Установление течения в процессе итераций при сливе потока в области G1.

тах ($\varphi_{сл} \sim 0,18 - 0,018$). Эта система перемещается вдоль канала до области слива G1, где слив потока приводит к исчезновению отрывной зоны на нижней поверхности ($\varphi_{сл} \sim 0,018$). В результате дальнейшего установления течения в нем отсутствуют отрывные зоны также и на верхней поверхности канала воздухозаборника. Коэффициент расхода через щели слива, которые в данном случае практически находятся перед скачком уплотнения от клина сжатия, составляет $\varphi_{сл} \sim 0,0089$, коэффициент потерь полного давления воздухозаборника $\sigma = 0,78$.

Численные расчеты показали, помимо прочего, что запуск воздухозаборника возможен при перепуске части потока в носовой области Gn. В частности, на рис. 12 изображен процесс запуска воздухозаборника при частичном сливе в носовой области

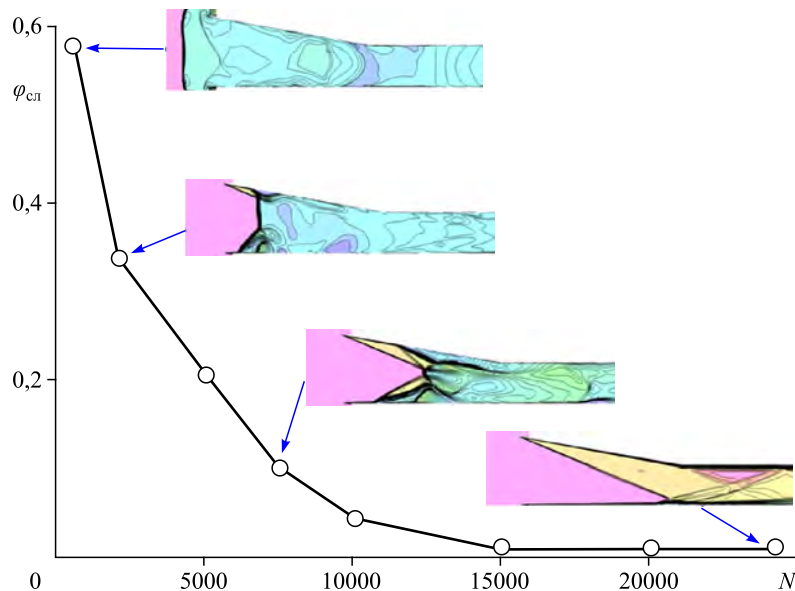


Рис. 12. Установление течения в процессе итераций при сливе потока в области Gn.

(без щелей 1, 4 и 7, см. рис. 2). В этом случае площадь щелей слива составляет $A_{Gn}/A_0 = 0,47$, что больше по сравнению с областью слива $A_{G1}/A_0 = 0,275$. Это приводит к тому, что в начале процесса запуска реализуются заметно более высокие значения коэффициента расхода ($\varphi_{сл} \sim 0,6$), а сам процесс установления запущенного режима происходит примерно в два раза быстрее по сравнению со сливом в области G1. В обоих случаях коэффициент потерь полного давления в сечении выхода воздухозаборника $\sigma \sim 0,78$.

Заключение

Численно исследована возможность запуска воздухозаборника внутреннего сжатия с прямоугольным каналом. Рассмотрена конфигурация воздухозаборника, состоящая из сужающегося входного участка и горловины постоянного поперечного сечения с площадью, меньшей той, что соответствует критическим значениям запуска. Показано, что перепуск части воздуха через продольные щели слива, расположенные на нижней поверхности, является эффективным способом запуска воздухозаборника. Исследовано изменение структуры течения в канале воздухозаборника для ряда вариантов секционного слива потока в различных частях воздухозаборника по длине канала. Рассмотрен процесс установления течения (и изменения при этом коэффициента расхода воздуха через щели) в зависимости от количества вычислительных итераций, который с некоторым приближением можно интерпретировать как процесс запуска воздухозаборника. Численное моделирование трехмерного течения выполнено на основе осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса и модели турбулентности $k-\omega$ SST при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 4$.

Список литературы

1. Kantrovitz A., Donaldson C. Preliminary investigation of supersonic diffusers // NACA WRL-713. 1945. 25 p.
2. Seddon J., Goldsmith E.L. Intake aerodynamics // AIAA Education Series. 2nd ed. Reston, Virginia: AIAA Inc., 1999. 407 p.
3. Chang J., Yu D., Bao W., Fan Y., Shen Y. Effects of boundary layers bleeding on unstart/restart characteristics of hypersonic inlets // Aeronautical J. 2009. Vol. 113, No. 1143. P. 319–327.
4. Falempin F., Goldfeld M., Nestoulia R., Starov A. Evaluation of a variable geometry inlet for dual mode ramjet // AIAA Paper. 2002. No. 2002–5232. P. 1–10.
5. Фалемпин Ф., Гольдфельд М.А., Семенова Ю.В., Старов А.В., Тимофеев К.Ю. Экспериментальное исследование различных методов регулирования гиперзвукового воздухозаборника // Теплофизика и аэромеханика. 2008. Т. 15, № 1. С. 1–10.
6. Gounko Yu.P., Mazhul I.I., Kharitonov A.M. Aerodynamic design and experimental modeling of an innovative supersonic three-dimensional air-intake // Aeronautical J. 2013. Vol. 117, No. 1192. P. 559–584.
7. Wagner J.L., Valdivia A. An experimental investigation of supersonic inlet unstart // AIAA Paper. 2007. No. 2007–4352.
8. Wagner J.L., Yuceil K.B., Valdivia A., Clemens N.T., Dolling D.S. Experimental investigation of unstart in an inlet/isolator model in Mach 5 flow // AIAA J. 2009. Vol. 47, No. 6. P. 1528–1542.
9. Tan H., Guo R. Experimental study of the unstable–unstarted condition of a hypersonic inlet at Mach 6 // J. Propulsion and Power. 2007. Vol. 23, No. 4. P. 783–788.
10. Borovoy V., Mosharov V., Radchenko V., Skuratov A., Struminskaya I. Starting of generic inlet with blunted wedges // Progress in Flight Physics. 2017. No. 9. P. 25–42.
11. Das S., Prasad J.K. Starting characteristics of a rectangular supersonic air-intake with cowl deflection // The Aeronautical J. 2010. Vol. 114, Iss. 1153. P. 177–189.
12. Гунько Ю.П., Мажуль И.И. К вопросу о запуске лобовых осесимметричных воздухозаборников в импульсных аэродинамических трубах // Теплофизика и аэромеханика. 2017. Т. 24, № 3. С. 381–394.
13. Adams J.C., Martindale W.R., Varner M.O. One-dimensional unsteady modeling of supersonic inlet unstart/restart // AIAA Paper. 1984. No. 1984–0439.

14. Neaves M.D., Mcrae D.S., Edwards J.R. High-speed inlet unstart calculations using an implicit solution adaptive mesh algorithm // AIAA Paper. 2001. No. 2001–0825.
15. Yu D., Chang J., Bao W., Xie Z. Optimal classifications criterions of hypersonic inlet start/unstart // J. Propulsion and Power. 2007. Vol. 23, No. 2. P. 310–316.
16. Benson R.A., Mcrae D.S. Numerical simulations of the unstart phenomenon in supersonic inlet/diffuser // AIAA Paper. 1993. No. 1993–2239.
17. Гунько Ю.П., Мажуль И.И., Нурутдинов В.И. Численное исследование разрушения сверхзвукового потока при дросселировании канала воздухозаборника // Теплофизика и аэромеханика. 2014. Т. 21, № 2. С. 163–178.
18. Smith A.N., Babinsky H., Fulker J., Ashill P.R. Shockwave/boundary-layer interaction control using streamwise slots in transonic flows // J. Aircraft. 2004. Vol. 41, No. 3. P. 540–546.
19. Smith A.N. Control of normal shock wave/turbulent boundary-layer interaction using streamwise grooves // AIAA Paper. 2002. No. 2002–0978.
20. Hafenrichter E.S., Lee Y. Experiments on normal shock/boundary layer interaction control using aeroelastic mesoflaps // AIAA Paper. 2001. No. 2001–0156.
21. Gefroh D., Loth E., Dutton C., Hafenrichter E. Aeroelastically deflecting flaps for shock/boundary-layer interaction control // J. Fluids Struct. 2003. Vol. 17, No. 7. P. 1001–1016.
22. Пат. 2672825 РФ, МПК⁵¹ F02С 7/04, В64D 33/02. Сверхзвуковой воздухозаборник (варианты) / Гунько Ю.П. № 2017113272; патентообладатель ИТПМ СО РАН; заявл. 17.04.2017; опубл. 19.11.2018. Бюл. № 32.
23. Menter F.R. Zonal two-equation $k-\omega$ turbulence model for aerodynamic flows // AIAA Paper. 1993. No. 1993–2906.
24. Мажуль И.И. Сверхзвуковое течение в прямоугольном канале воздухозаборника при отрывном взаимодействии пограничного слоя со скачками уплотнения // Теплофизика и аэромеханика. 2020. Т. 27, № 4. С. 533–544.

*Статья поступила в редакцию 21 октября 2021 г.,
после доработки — 22 февраля 2022 г.,
принята к публикации 22 марта 2022 г.*