Теплофизика и аэромеханика, 2010, том 17, № 1

УДК 533.697.2

Расчетное газодинамическое моделирование сверхзвукового трехмерного воздухозаборника

Ю.П. Гунько, Е.А. Александров

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

E-mail: goonko@itam.nsc.ru, egoral@itam.nsc.ru

Рассматриваются результаты построения и расчетного газодинамического моделирования сверхзвукового трехмерного воздухозаборника нового типа, участок внешнего сжатия которого образуется V-образным телом, формирующим начальный плоский косой скачок уплотнения и последующую изоэнтропическую волну сжатия. Воздухозаборник содержит участок внутреннего сжатия, обечайка которого также формирует плоский косой скачок уплотнения и последующую изоэнтропическую волну сжатия. Построенный трехмерный воздухозаборник имеет малые углы наклона поверхностей сжатия, что обеспечивает его малое волновое сопротивление. Согласно оценкам характеристик его эффективности, по степени сжатия и коэффициенту восстановления полного давления он близок к оптимальному плоскому воздухозаборнику внешнего сжатия Осватича–Петрова–Ухова. Выполнен численный расчет течения в воздухозаборнике на основе уравнений Эйлера и Навье–Стокса с использованием коммерческого пакета “FLUENT”. В невязком приближении реализуется расчетный режим с однородным потоком в области горла. Наиболее существенным эффектом проявления вязкости в течении на расчетном режиме является взаимодействие скачка уплотнения от обечайки с пограничным слоем на теле сжатия во внутреннем канале воздухозаборника. Отрыв пограничного слоя, по данным расчета, не возникает, однако образуются отраженные скачки, приводящие к существенным отклонениям структуры потока в сравнении с расчетным невязким.

Ключевые слова: сверхзвуковой трехмерный воздухозаборник, расчетное газодинамическое моделирование, аэродинамические характеристики.

ВВЕДЕНИЕ

Одной из современных тенденций в разработках высокоскоростных летательных аппаратов с воздушно-реактивными двигателями (ВРД) является интерес к использованию трехмерных воздухозаборников. Они допускают большое разнообразие их геометрических форм в зависимости от компоновки двигателя с планером и обеспечивают широкие возможности интеграции системы воздухозаборник–двигатель в составе летательного аппарата. В них может быть организовано трехмерное изоэнтропическое сжатие сверхзвукового потока при малых углах наклона поверхностей сжатия, что потенциально позволяет повысить коэффициент восстановления полного давления по сравнению с традиционными плоскими скачковыми воздухозаборниками. В связи со сложностью течений в трехмерных воздухозаборниках для их проектирования эффективным является использование методов

© Гунько Ю.П., Е.А. Александров, 2010

решения обратных задач аэродинамики. В этих методах поверхности аэродинамических конфигураций выстраиваются по линиям и поверхностям тока известных сверхзвуковых течений. Решения задач для используемых в этих методах простых или более сложных исходных течений находятся точно аналитически, численным или приближенным расчетом. И эти решения включают определение газодинамических параметров, характеризующих те или иные свойства конфигураций, подлежащих построению. Поэтому процесс построения аэродинамических конфигураций можно назвать расчетным газодинамическим моделированием, он также может называться газодинамическим конструированием (aerodynamic design) [1–2]. Использование комбинаций известных течений или их "склейки" позволяет получать конфигурации, удовлетворяющие множеству разнообразных требований, предъявляемых к проектируемым летательным аппаратам или их элементам.

Среди работ по газодинамическому моделированию воздухозаборников следует отметить построения и определения характеристик эффективности трехмерных конвергентных воздухозаборников, в которых сжатие сверхзвукового потока осуществляется по сходящимся в пространстве направлениям. Это направление развивалось в ИТПМ с начала 1970 гг. [2–7], воздухозаборники были названы конвергентными, и они рассматривались применительно к большим сверхзвуковым скоростям — числам Маха $M > 4$. Их построение выполнялось как с использованием сверхзвуковых осесимметричных течений сжатия, так и с помощью комбинирования плоских течений, образующихся при обтекании стреловидных клиньев и V-образных тел сжатия.

Конвергентные воздухозаборники позволяют получить более высокую степень внешнего сжатия, например, при тех же углах наклона поверхностей, что и у плоских воздухозаборников, что было подтверждено экспериментально [5, 8–11]. У них обеспечивается компактная, близкая к круговой, форма сечения канала в области горла и на входе в камеру сгорания, то есть может быть получена площадь стенок канала двигателя, относительно меньшая в сравнении с той, которая получается у двигателей с плоскими или осесимметричными с центральным телом воздухозаборниками, имеющими щелевую форму канала. Компактность сечения канала и относительно малая смачиваемая площадь его поверхности позволяют, в частности, уменьшить вес конструкции воздухозаборника и облегчить теплозащиту силовой установки при больших скоростях полета.

Следует отметить, что в настоящее время обтекание и аэрогазодинамические свойства трехмерных конвергентных воздухозаборников в полной мере пока не изучены, что затрудняет обоснованную рекомендацию таких устройств для проектирования аппаратов конкретного назначения. В то же время проведенные исследования показывают, что в этом направлении возможно получение результатов, которые могут представлять интерес для разработки аэродинамических компоновок перспективных типов аппаратов различного назначения.

Целью настоящей работы являлись поисковые исследования по разработке трехмерного сверхзвукового воздухозаборника на основе принципов формирования трехмерных течений сжатия, апробированных для высокоскоростных воздухозаборников, в особенности конвергентных. Основные усилия были сосредоточены на расчетном газодинамическом моделировании трехмерного воздухозаборника с использованием простейших типов сверхзвуковых двумерных течений, исходных для построения — течений с плоскими косыми скачками уплотнения и изоэнтропическими волнами сжатия, образуемыми V-образными телами сжатия.

В частности, начальный участок внешнего сжатия воздухозаборника образуется V-образным телом — волнолетом, который строится таким образом, чтобы на так называемом расчетном режиме обтекания, предполагаемом невязким, плоскость формируемого им плоского косого скачка уплотнения лежала на стреловидных передних кромках. Расчетный режим задается некоторым числом Маха набегающего потока $M_\infty = M_р$ и углом атаки $\alpha_р = 0$. Это построение аналогично построению несущей конфигурации [6] в виде волнолета с расположенными под ним парными трехмерными воздухозаборниками с V-образными телами сжатия. В отличие от конфигурации [6], V-образное тело начального участка внешнего сжатия рассматриваемого типа воздухозаборника, в дополнение к косому скачку уплотнения, формирует также плоскую изоэнтропическую волну сжатия. Кроме того, воздухозаборник содержит участок внутреннего сжатия, обечайка которого также формирует плоский косой скачок уплотнения и последующую изоэнтропическую волну сжатия.

Использование для построения рассматриваемого воздухозаборника изоэнтропических волн сжатия представляется привлекательным в связи с возможностью получения более высоких уровней сжатия потока с малыми потерями полного давления, которые в данном случае обусловлены лишь скачками уплотнения. Кроме того, это позволяет избежать сосредоточенного воздействия скачков уплотнения на пограничный слой.

На расчетном режиме обтекания рассматриваемого воздухозаборника, имеющего трехмерную конфигурацию, определение его характеристик является простым, они соответствуют чисто плоскому воздухозаборнику и получаются аналитически непосредственно в процессе построения. В связи с этим предварительный анализ и оценки характеристик эффективности сконструированного трехмерного воздухозаборника выполнены с рассмотрением и в сопоставлении с некоторыми плоскими воздухозаборниками внешнего сжатия.

ХАРАКТЕРИСТИКИ ПЛОСКИХ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ ВНЕШНЕГО СЖАТИЯ НА РАСЧЕТНОМ РЕЖИМЕ ОБТЕКАНИЯ

Рассмотрим, во-первых, плоские скачковые воздухозаборники внешнего сжатия, течение у которых при заданном значении расчетного числа Маха $M_р$ формируется клином с образованием конечного числа $N_{кс}$ косых скачков уплотнения, фокусирующихся на передней кромке обечайки, и замыкается прямым скачком уплотнения, который, как предполагается, расположен в сечении *А–А* входа во внутренний канал, рис. 1.

В работах [12, 13] рассмотрены условия оптимальности таких воздухозаборников, соответствующие обеспечению максимального значения коэффициента восстановления полного давления. Согласно этим условиям, все косые скачки

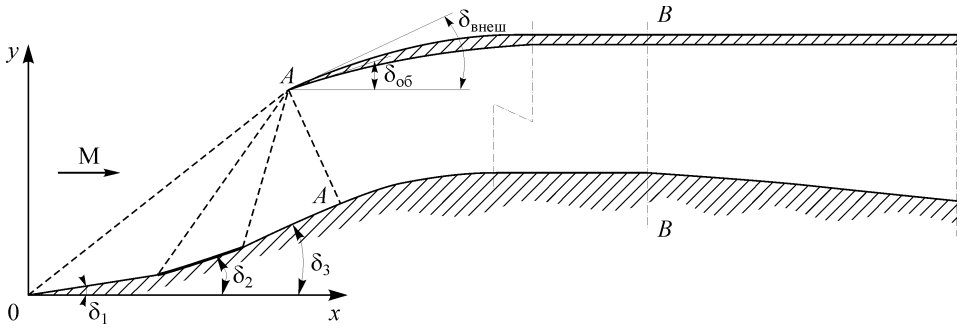

Рис. 1. Плоский сверхзвуковой скачковый воздухозаборник внешнего сжатия.

должны иметь одинаковую интенсивность. Это позволяет легко определить углы наклона ступеней клина сжатия. В настоящей работе рассмотрены воздухозаборники внешнего сжатия с одинаковыми углами отклонения потока в скачках уплотнения, также оптимальные по коэффициенту восстановления полного давления. Оказывается, характеристики этих воздухозаборников получаются практически такими же, как и характеристики оптимальных воздухозаборников в работах [12, 13]. И, например, оптимальные воздухозаборники с тремя косыми скачками уплотнения ($N_{кс} = 3$) с расчетными числами Маха $M_р = 2$ и 1,75 имеют параметры, представленные в табл. 1. В этой таблице $M_{вх}$ — число Маха сверхзвукового потока перед прямым скачком на входе (в сечении $A–A$), $\overline{p}_{вх} = p_{вх}/p_\infty$ и $\sigma_{вх} = p_{0вх}/p_{0\infty}$ — степень повышения давления и коэффициент восстановления полного давления за этим скачком уплотнения.

Существенным недостатком рассмотренных оптимальных воздухозаборников внешнего сжатия является большой конечный угол δ_3 наклона клина сжатия и, соответственно, большие потребные угол поднутрения $\delta_{об}$ и внешний угол $\delta_{внеш}$ наклона обечайки, что приводит к большому внешнему волновому сопротивлению двигательной мотогондолы.

В связи с этим рассмотрены плоские скачковые воздухозаборники со смешанным — внешним и внутренним сжатием, которые занимают промежуточное положение между воздухозаборниками чисто внешнего или чисто внутреннего сжатия. Для воздухозаборников со смешанным сжатием должно быть обеспечено сверхзвуковое втекание в канал воздухозаборника и должен быть организован участок внутреннего сжатия, в котором сверхзвуковой поток разворачивается от направления, соответствующего конечному углу наклона клина сжатия, до направления вдоль оси воздухозаборника. Предполагается, что на участке внутреннего сжатия обечайка формирует начальный внутренний косой скачок уплотнения, для чего ее носик должен быть выполнен с достаточно малым углом наклона, что обеспечит малое внешнее волновое сопротивление двигательной мотогондолы. Замыкающий прямой скачок уплотнения предполагается расположенным в горле или в диффузоре воздухозаборника.

Проанализируем характеристики воздухозаборников с внутренним сжатием и сверхзвуковым потоком в горле. Для примера рассмотрим воздухозаборник с двумя косыми скачками уплотнения на участке внешнего сжатия и с двумя внутренними косыми скачками уплотнения, полагая при этом, что углы δ_i отклонения потока в скачках уплотнения одинаковы, т. е. $\delta_i = \text{idem}$. Кроме того, полагалось, что скачки уплотнения, возникающие на клине внешнего сжатия, пересекаются на передней кромке обечайки, а скачки уплотнения, возникающие на обечайке, пересекаются в некоторой точке излома конечного участка клина внешнего сжатия,

Таблица 1

Характеристики оптимальных плоских скачковых воздухозаборников внешнего сжатия

Расчетное число Маха	Вид воздухозаборника	δ_1	δ_2	δ_3	$M_{вх}$	$\overline{p}_{вх}$	$\sigma_{вх}$
$M_р = 2$	С равной интенсивностью скачков	7,49	15,55	23,56	1,15	4,64	0,977
	С равными углами отклонения потока	7,85	15,71	23,56	1,15	4,64	0,977
$M_р = 1,75$	С равной интенсивностью скачков	5,90	11,995	17,66	1,105	3,09	0,991
	С равными углами отклонения потока	5,88	11,77	17,65	1,11	3,09	0,991

Таблица 2

Характеристики плоского скачкового воздухозаборника со смешанным сжатием

Число Маха набегающего потока	$M_г$	$\bar{p}_{гпс}$	$\sigma_{гпс}$
$M_\infty = M_р = 2$	1,38	2,53	0,997
$M_\infty = 1,75$	1,09	2,51	0,996

и наклон клина за этой точкой таков, что не происходит отражения падающих скачков — они погашаются. Поставим еще одно условие: для того, чтобы для воздухозаборника обеспечивался режим со сверхзвуковым потоком во внутреннем канале в некотором диапазоне чисел Маха $M_\infty < M_р$, в частности, для $M_р = 2$, примем, что этот диапазон соответствует $1,75 \le M_\infty \le 2$. Это условие налагает ограничение на допустимые углы отклонения потока в скачках уплотнения, необходимые для реализации режимов со сверхзвуковой скоростью потока в горле. Расчеты показывают, что уже угол $\delta_i = 5°$ превышает критический для существования присоединенных скачков во внутреннем канале при $M_\infty = 1,75$, поэтому принято значение $\delta_i = 4,5°$, несколько меньшее критического.

Расчетные характеристики рассматриваемого примера скачкового воздухозаборника со смешанным сжатием представлены в табл. 2, где $M_г$ — число Маха сверхзвукового потока перед прямым скачком в горле, $\bar{p}_{гпс} = p_{гпс}/p_\infty$ и $\sigma_{гпс} = p_{0гпс}/p_{0\infty}$ — степень повышения давления и коэффициент восстановления полного давления за этим прямым скачком уплотнения. Приведенный пример показывает, что воздухозаборники с внутренним сжатием и сверхзвуковым потоком в горле могут обеспечить при $1,75 \le M_\infty \le 2$ значения коэффициента восстановления полного давления и степени сжатия, близкие по сравнению с рассмотренными выше оптимальными воздухозаборниками внешнего сжатия.

Представляет интерес также сопоставление коэффициентов восстановления полного давления рассматриваемого воздухозаборника с внутренним сжатием и простейшего воздухозаборника типа трубки Пито. Эффективность последнего характеризуется коэффициентом восстановления полного давления для прямого скачка в невозмущенном набегающем потоке, величины которого представлены в табл. 3. Согласно этим оценкам, у воздухозаборников с внутренним сжатием и сверхзвуковым потоком в горле, по сравнению с воздухозаборником типа трубки Пито, при $1,75 \le M_\infty \le 2$ могут быть обеспечены на 19–33 % более высокие значения коэффициента восстановления полного давления и несколько большая степень сжатия.

Таблица 3

Характеристики простейшего воздухозаборника типа трубки Пито, соответствующие параметрам потока за прямым скачком уплотнения в набегающем потоке

M_∞	1,5	1,75	2,0
$\bar{p}_{пск}$	2,46	3,41	4,5
$\sigma_{пск}$	0,93	0,835	0,721

Следует заметить, что приводимые значения параметров эффективности воздухозаборников получены без учета влияния эффектов вязкости. Поэтому они носят ориентировочный характер, допустимый при сравнительной оценке воздухозаборников, но они должны уточняться в процессе более детального рассмотрения, в том числе определяться экспериментально.

ПОСТРОЕНИЕ ТРЕХМЕРНОГО ВОЗДУХОЗАБОРНИКА НА ОСНОВЕ V-ОБРАЗНОГО ТЕЛА СЖАТИЯ

Рассматриваемый трехмерный воздухозаборник строится таким образом, что на расчетном режиме обтекания, соответствующему числу Маха набегающего потока $M_p = 2$, невязкое сверхзвуковое течение в нем является плоским.

Устройство воздухозаборника поясняется на рис. 2. Участок внешнего сжатия образуется V-образным телом, которое формирует плоский косой скачок уплотнения *1*, лежащий на передних стреловидных кромках воздухозаборника и нестреловидной передней кромке обечайки. За этим скачком формируется последующая плоская изоэнтропическая волна сжатия *2*, фокусирующаяся на передней кромке обечайки. На участке внутреннего сжатия также формируется плоский косой скачок уплотнения *3* от передней кромки обечайки и последующая плоская изоэнтропическая волна сжатия *4*. Стенки внутреннего канала в местах пересечения с ними скачка уплотнения и волны сжатия от обечайки устроены с изломами и изгибами продольного контура таким образом, чтобы не происходило отражения этих возмущений от стенок.

В качестве независимых исходных, определяющих геометрию конструируемого воздухозаборника, приняты следующие параметры:

$M_p = 2$ — расчетное число Маха набегающего потока, при котором производится построение, $\delta_1 = 4{,}5°$, $\delta_2 = 9°$— начальный и конечный углы продольного контура V-образного тела сжатия в плоскости симметрии, $\psi = 90°$ — угол раскрытия передних кромок V-образного тела сжатия при виде спереди, $\gamma = 23{,}6°$ — угол наклона передних кромок боковых щек при виде спереди. $L = 1$ — длина воздухозаборника до сечения входа, $\delta_{об} = 4{,}5°$, $\delta_{внеш} = 12°$ — угол поднутрения и внешний угол наклона передней кромки обечайки воздухозаборника, $\overline{L}_{об} = L_{об}/L = 0{,}3$ — относительный поперечный размер передней кромки обечайки воздухозаборника в сечении входа.

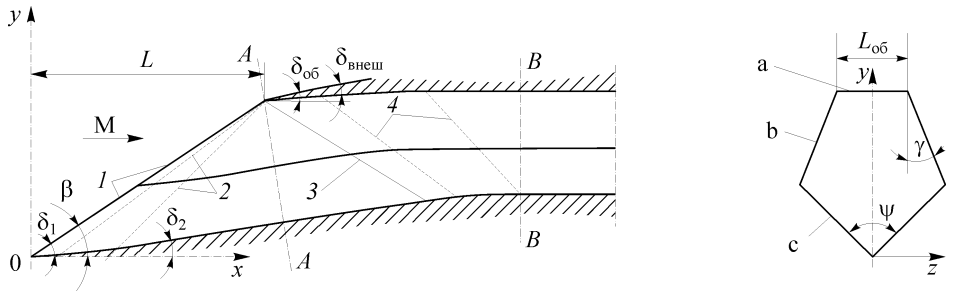

Рис. 2. Сверхзвуковой трехмерный воздухозаборник с участком внешнего сжатия поперечной V-образной формы.

Плоский скачок уплотнения, лежащий на передних стреловидных кромках воздухозаборника и нестреловидной передней кромке обечайки (*1*), плоская изоэнтропическая волна сжатия, фокусирующаяся на передней кромке обечайки (*2*), плоский косой скачок уплотнения от передней кромки обечайки (*3*), плоская изоэнтропическая волна сжатия, формируемая обечайкой (*4*); передние кромки: обечайки (a), боковых стенок (b), V-образного тела сжатия (c).

Положение стреловидных передних кромок V-образного тела сжатия определяется углом наклона β плоского косого скачка уплотнения, образуемого начальным клином с углом наклона δ_1 при заданном числе Маха M_p, и углом V-образности ψ. Изоэнтропическое течение сжатия организуется с поворотом потока от начального направления с углом δ_1 до конечного с углом δ_2. Волны сжатия при этом являются плоскими и они фокусируются на некоторой поперечной линии, лежащей на начальном плоском скачке уплотнения (в точке $x = L$ для картины течения в плоскости симметрии).

Соответственно заданным величине $\overline{L}_{об}$ и углу γ, часть исходного V-образного тела отсекается по размаху, а область течения сжатия ограничивается боковыми стенками (щеками) с передними кромками, расположенными в плоскости скачка уплотнения, формируемого начальным участком V-образного тела. Щеки строятся, начиная с передних кромок, положение которых определяется заданным углом γ. Для рассматриваемого воздухозаборника выбрано значение $\gamma = 23{,}6°$, при котором получался пятиугольный контур поперечного сечения в горле воздухозаборника, в который вписывался бы круг как можно большего диаметра. Поверхности боковых щек конструируются по линиям тока течения сжатия таким образом, чтобы не вносить возмущений в течение за скачком и в изоэнтропической волне сжатия, формируемыми V-образным телом.

Внешние поверхности воздухозаборника могут быть направлены по вектору скорости набегающего потока, как это обычно принимается в численных расчетах обтекания волнолетных конфигураций. Для реального воздухозаборника они должны быть толще, тем не менее, на расчетном режиме обтекания они должны иметь такой наклон к вектору скорости набегающего потока, чтобы их обтекание не оказывало влияния на “внутреннее” течение сжатия. В частности, скачки уплотнения, образующиеся на передних кромках воздухозаборника при обтекании внешних поверхностей, должны быть присоединенными.

Рассматриваемый воздухозаборник выполнен со смешанным — внешним и внутренним сжатием. Для воздухозаборника выбран расчетный режим со сверхзвуковым втеканием на входе во внутренний канал и участок внутреннего сжатия. Замыкающий прямой скачок уплотнения предполагается 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.

Для рассматриваемого воздухозаборника наклон и контур обечайки выбирались такими, чтобы на расчетном режиме при $M_p = 2$ на ее передней кромке образовывались начальный внутренний косой скачок уплотнения и последующая плоская изоэнтропическая волна сжатия, в которой сверхзвуковой поток разворачивается от направления с конечным углом наклона клина сжатия до направления вдоль оси воздухозаборника. Изоэнтропическая волна сжатия центрировалась в точке, лежащей в плоскости симметрии вне контура внутреннего канала таким образом, чтобы контур центрального тела в этой плоскости имел заданный начальный радиус кривизны. Соответственно, поверхности внутреннего канала воздухозаборника строятся вниз по потоку, начиная с контура входного сечения, по линиям тока течения за скачком и изоэнтропической волной сжатия, формируемыми обечайкой. При этом поток в горле является однородным и имеет небольшую сверхзвуковую скорость, близкую к звуковой. Этим построением определяется и расчетная площадь поперечного сечения горла, которая для рассматриваемого воздухозаборника будет минимально возможной.

На расчетном режиме газодинамические характеристики рассматриваемого воздухозаборника, имеющего, в общем, трехмерную конфигурацию, будут эквивалентны характеристикам плоского воздухозаборника с углами наклона поверхностей сжатия, равным углам наклона контура рассматриваемого воздухозаборника в плоскости симметрии. Отличие этих характеристик, связанное с трехмерностью обтекания рассматриваемого воздухозаборника, будет проявляться на нерасчетных режимах при $M_\infty < M_р$.

При выборе параметров рассматриваемого воздухозаборника, определяющих режимы его обтекания, наклоны поверхностей V-образного тела сжатия и обечайки выбирались с учетом того, чтобы при числе Маха $M_\infty = 1{,}75$ втекание на входе во внутренний канал и течение на участке внутреннего сжатия были также сверхзвуковыми. Предполагалось, что обеспечение режимов обтекания воздухозаборника при $M_\infty < M_р$, для чего требуется увеличение площади поперечного сечения горла, будет выполнено за счет его регулирования.

Учитывая, что для достижения режимов обтекания воздухозаборников со сверхзвуковым потоком в горле существенным фактором является обеспечение условий запуска участка внутреннего сжатия, выполнены оценки относительной площади горла запуска. Она определялась по известному соотношению Кантровица $f^* = A_г^*/A_{вх} = q(1/\lambda_{вх})$, получаемому в предположении, что воздухозаборник запускается, когда прямой скачок располагается в сечении входа в участок внутреннего сжатия, а в горле достигается звуковая скорость. Здесь $\lambda_{вх}$ и $q(1/\lambda_{вх})$ — соответственно приведенная скорость потока на входе и функция расхода потока за прямым скачком на входе.

Определены также следующие относительные площади поперечных сечений канала воздухозаборника:

– площадь входа $A_{вх}/A_0 = 0{,}785$,

– расчетная площадь горла при $M_\infty = M_р = 2$, $A_г/A_0 = 0{,}834$,

– площадь горла запуска при $M_\infty = 2$, $A_{гз}/A_0 = 0{,}877$.

Кроме того, для рассматриваемого воздухозаборника разработано устройство регулирования площади поперечного сечения внутреннего канала в области горла с помощью последовательно расположенных парных поворотных панелей, являющихся элементами поверхностей V-образного тела сжатия [14]. При повороте панелей образуются продольные и поперечные щели, способствующие сливу пограничного слоя, и это — дополнительный фактор, облегчающий запуск воздухозаборника.

На расчетном режиме в горле воздухозаборника формируется однородный поток, имеющий сверхзвуковую скорость, параметры которого получены в процессе построения. Выполнены также расчетные оценки параметров потока в горле при $M_\infty = 1{,}75$ в предположении плоской схемы обтекания. В этом случае во входном участке имеется отраженный скачок. Параметры потока в горле рассматриваемого трехмерного воздухозаборника, полученные для невязкого течения, характеризуются величинами, представленными в табл. 4. В этой таблице $M_г$ — число Маха сверхзвукового потока перед прямым скачком в горле, $\overline{p}_г = p_г/p_\infty$ и $\sigma_г = p_{0г}/p_{0\infty}$ — степень повышения давления и коэффициент восстановления полного давления перед прямым скачком уплотнения, $\overline{p}_{гпс} = p_{гпс}/p_\infty$ и $\sigma_{гпс} = p_{0гпс}/p_{0\infty}$ — степень повышения давления и коэффициент восстановления полного давления за прямым скачком уплотнения в горле. Относительная площадь горла запуска при $M_\infty = 1{,}75$ оценивается величиной $A_{гз}/A_0 \cong 0{,}927$.

Таблица 4

Характеристики рассматриваемого трехмерного воздухозаборника

Число Маха набегающего потока	$M_г$	$\bar{p}_г$	$\sigma_г$	$\bar{p}_{гпс}$	$\sigma_{гпс}$
$M_\infty = M_р = 2$	1,38	2,53	0,997	2,55	0,961
$M_\infty = 1{,}75$	1,09	2,51	0,996	3,08	0,995

Построенный трехмерный воздухозаборник отличается от рассмотренного выше плоского четырехскачкового воздухозаборника тем, что два из этих скачков заменены изоэнтропическими волнами сжатия. Следует заметить, что коэффициент восстановления полного давления повышается при этом лишь на доли процента. И согласно приведенным выше оценкам, по сравнению с оптимальными скачковыми воздухозаборниками внешнего сжатия построенный трехмерный воздухозаборник может обеспечить значение коэффициента восстановления полного давления, ме́ньшее лишь примерно на 2 % при $M_\infty = M_р = 2$ и практически такое же при $M_\infty = 1{,}75$, но эти значения на 19-33 % лучше по сравнению с воздухозаборником типа трубки Пито.

ЧИСЛЕННЫЕ РАСЧЕТЫ ОБТЕКАНИЯ МОДЕЛЬНОГО ВОЗДУХОЗАБОРНИКА НА РАСЧЕТНОМ РЕЖИМЕ

Для рассматриваемого трехмерного волнолетного воздухозаборника прежде всего возникает вопрос о реализуемости плоского скачково-изоэнтропического течения сжатия для построенной трехмерной конфигурации на расчетном режиме обтекания. Эти данные получены в невязком и вязком приближениях на основе решения трехмерных уравнений Эйлера и Навье–Стокса.

Расчет проводился с использованием коммерческого пакета «FLUENT» (лицензия ID:KMMG-SK-L01), в том числе расчетная сетка строилась с использованием программы «GAMBIT». Общее количество ячеек сетки составило ~ 3 млн.

На рис. 3 представлено поле давления (в виде изобар) в плоскости симметрии для невязкого случая. Видно, что начальный скачок уплотнения и волны сжатия, как и следовало ожидать, пересекаются на обечайке. На рисунке отмечены уровни относительных величин статического давления p/p_∞ в характерных зонах течения с потоком, практически однородным по данным расчета. Однородным является поле потока перед входом во внутренний канал. Это подтверждается тем фактом, что веер волн сжатия, начинающийся вдоль стреловидных линий малого отклонения поверхностей V-образного тела сжатия и распространяющийся по размаху до

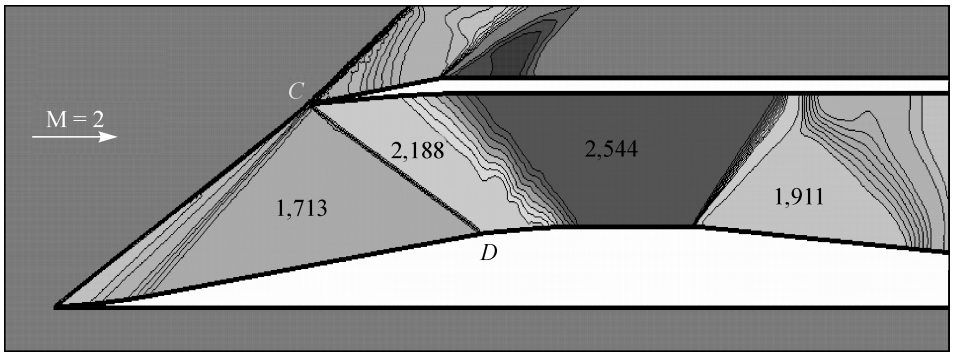

Рис. 3. Картина изобар в плоскости симметрии для невязкого течения.

боковых щек, не отражается от них, так что боковые щеки не вносят возмущений в расчетное течение.

Следует отметить слабые возмущения, исходящие от точки *D* излома продольного контура V-образного тела сжатия и наблюдаемые по искривлению волн сжатия, распространяющихся от обечайки. Эти возмущения обусловлены следующим. По построению воздухозаборника вдоль линий пересечения плоского скачка уплотнения *CD*, формируемого передней кромкой обечайки, со стенками V-образного тела сжатия и боковых щек, поверхности последних выполнены с изломом продольного контура, теоретически обеспечивающего погашение скачка и отсутствие отраженного скачка. В то же время в численном расчете этот скачок имеет конечную толщину, и его полного погашения вдоль изломов продольного контура не происходит.

В целом, расчеты в невязком приближении подтверждают реализуемость расчетного режима течения в исследуемом воздухозаборнике с однородным потоком в области горла, параметры которого соответствуют полученным аналитически в процессе построения воздухозаборника.

Расчеты вязкого течения проводились при параметрах невозмущенного набегающего потока, соответствующих параметрам потока в аэродинамической трубе Т-313 ИТПМ: $M_\infty = 2$, статическое давление $p_\infty = 2{,}432 \cdot 10^4$ Па и статическая температура $T_\infty = 160$ К, единичное число Рейнольдса $Re_{1\infty} = 26 \cdot 10^6$ 1/м, характерный размер — длина воздухозаборника $L_{вз} = 0{,}4$ м. Использовалась модель турбулентности *k–ω SST*.

Картина течения — поле давления (в виде изобар) для вязкого случая, показана на рис. 4. На этой картине видны более интенсивные возмущения *7*, исходящие от излома продольного контура V-образного тела сжатия в месте падения скачка уплотнения *3* от обечайки. Заметим, что скачок уплотнения *3* является скользящим по отношению к поверхностям V-образного тела сжатия и боковых стенок.

Структуру вязкого течения, реализующегося в воздухозаборнике, более детально можно пояснить с помощью картин изохор в ряде поперечных и горизонтальных сечений, рис. 5.

В поперечном сечении $x = 0{,}15$ м и в горизонтальных сечениях $y = 0{,}04$ м и $y = 0{,}055$ м отмечен падающий скачок уплотнения *3*. Он падает на плоскость V-образного тела сжатия и отражается от нее скачком *8*, направленным к плоскости

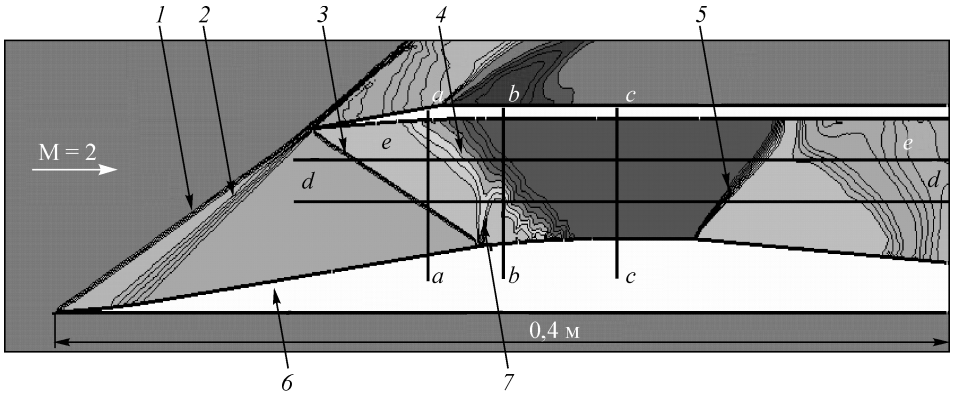

Рис. 4. Картина изобар в плоскости симметрии для вязкого течения.

Начальный плоский скачок уплотнения (*1*), плоская изоэнтропическая волна сжатия (*2*), плоский скачок уплотнения от обечайки (*3*), плоская изоэнтропическая волна сжатия от обечайки (*4*), изоэнтропическая волна расширения (*5*), тело сжатия (*6*), отраженные возмущения (*7*).

Рис. 5. Поля плотности в поперечных и горизонтально-продольных сечениях.

симметрии, как это видно на картинах течения в поперечном сечении $x = 0{,}15$ м и в горизонтальном сечении $y = 0{,}04$ м. Скачок *8*, в свою очередь, падает на плоскость симметрии, в результате чего появляется вторичный отраженный скачок *9*. Причиной появления первичного отраженного скачка *8*, как уже указывалась, является то, что в численном расчете этот скачок имеет конечную толщину, и полного погашения падающего скачка *3* вдоль изломов продольного контура не происходит.

То, что скачок уплотнения *3* является скользящим по отношению к поверхностям V-образного тела сжатия и боковых стенок, является обстоятельством, облегчающим отрыв пограничного слоя. Для выяснения структуры вязкого течения в возможной области отрыва, построены линии тока вблизи нижней поверхности канала воздухозаборника, рис. 6. Как можно видеть на этом рисунке, отрыв не наблюдается.

Сравнение результатов численного расчета и аналитического решения для распределения давления по поверхности канала воздухозаборника (на нижней стенке и обечайке в плоскости симметрии) в случае вязкого обтекания представлено на рис. 7. Наблюдается удовлетворительное согласование этого распределения на V-образном теле сжатия до места падения скачка от обечайки и на обечайке до места попадания на нее возмущений, связанных с отражением этого скачка.

Как показали результаты расчетов вязкого течения, интенсивность отраженных скачков уменьшается вниз по потоку, и в горле воздухозаборника формируется течение с ядром потока, близким к однородному, как это иллюстрируется на картине течения в поперечном сечении $x = 0{,}22$ м (см. рис. 5). Параметры в ядре этого потока в горле, вне пограничного слоя, развивающегося на стенках воздухоза-

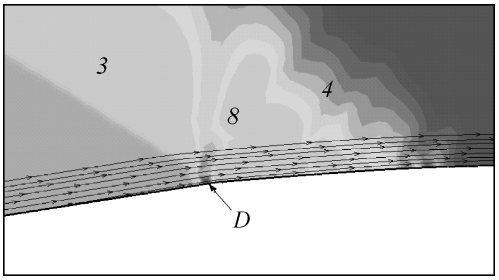

Рис. 6. Линии тока вблизи тела сжатия в области излома его продольного контура.

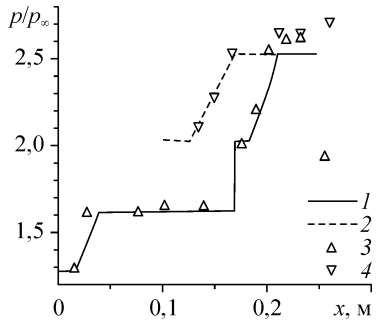

Рис. 7. Распределение давления на стенках канала воздухозаборника в плоскости симметрии.

V-образное тело сжатия: аналитическое решение (*1*), данные численного решения (*3*), обечайка: аналитическое решение (*2*), данные численного решения (*4*).

борника, близки к определенным аналитически в процессе построения. В частности, статическое давление здесь в среднем больше только примерно на 4 %, причем неравномерность поля давления не превышает 2,5 %.

На данном этапе рассмотрения характеристик сверхзвукового трехмерного воздухозаборника не ставилась задача, например, полного определения влияния вязкости на интегральные показатели его эффективности. Предполагалось, что более целесообразным было бы выполнить это в сопоставлении с экспериментальными данными. Однако следует отметить, что, поскольку обтекание воздухозаборника является безотрывным, как это определено в расчетах вязкого обтекания, то интегральные эффекты влияния вязкости могут быть оценены в терминах относительной толщины пограничного слоя. И согласно экспериментальным данным [15] для изолированного плоского воздухозаборника эффекты, приводящие к уменьшению коэффициентов расхода и восстановлению полного давления, при $M_\infty = 2$ имеют порядок не более 10 %.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, выполнено построение и газодинамическое моделирование расчетного режима обтекания оригинального сверхзвукового трехмерного воздухозаборника, участок внешнего сжатия которого образуется V-образным телом, формирующим плоский начальный косой скачок уплотнения и последующую изоэнтропическую волну сжатия. Обечайка воздухозаборника с нестреловидной передней кромкой также формирует плоский косой скачок уплотнения и последующую плоскую изоэнтропическую волну сжатия. Стенки внутреннего канала в местах пересечения с ними скачка уплотнения и волны сжатия от обечайки устроены с изломами и изгибами продольного контура таким образом, что отражения этих возмущений от стенок не происходит, и на расчетном режиме обтекания невязкое течение в нем является плоским. Рассмотрен трехмерный воздухозаборник с расчетным режимом обтекания, соответствующим числу Маха $M_p = 2$.

Выполненные оценки характеристик эффективности построенного воздухозаборника показали, что он может обеспечить коэффициент восстановления полного давления более высокий, по сравнению с простейшим воздухозаборником типа трубки Пито и близкий такому, который может обеспечить плоские скачковые воздухозаборники внешнего сжатия по этому параметру.

Рассмотрена задача численного расчета трехмерного обтекания построенного сверхзвукового трехмерного воздухозаборника с использованием коммерческого пакета «FLUENT». Численные расчеты стационарного трехмерного обтекания воздухозаборника проводились в невязком приближении с решением уравнений Эйлера и для вязкого случая — с решением уравнений Навье–Стокса и использованием модели турбулентности *k–ω SST*. Рассмотрено обтекание на расчетном режиме при $M_\infty = M_p = 2$. Расчеты с решением уравнений Эйлера подтверждают реализуемость расчетного режима течения в исследуемом воздухозаборнике с однородным потоком в области горла, параметры которого соответствуют полученным аналитически в процессе построения воздухозаборника. Расчеты течения с решением уравнений Навье–Стокса показывают, что эффекты вязкости реального течения приводят к существенным отклонениям структуры потока в сравнении с расчетным невязким. Тем не менее, в горле воздухозаборника формируется течение с ядром потока, близким к однородному, и параметры этого потока близки к определенным аналитически в процессе построения.

Авторы статьи благодарят Сибирский суперкомпьютерный центр СО РАН за поддержку вычислений.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Майкапар Г.И., Келдыш В.В.** Газодинамическое конструирование гиперзвуковых самолетов // Изв. АН СССР. М. Механика жидкости и газа. 1969, № 3. С. 177–185.
2. **Щепановский В.А., Гутов Б.И.** Газодинамическое конструирование сверхзвуковых воздухозаборников. Новосибирск: Наука. 1993. 228 с.
3. **Гутов Б.И., Затолока В.В.** Конвергентные входные диффузоры с начальным скачком и дополнительным внешним сжатием // Аэрофизические исследования. Сб. трудов. Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР. 1973, вып. 2. С. 64–66.
4. **Гутов Б.И., Затолока В.В.** О классе конвергентных воздухозаборников с плоскими стенками и стреловидностью переднего и заднего участков кромки воздухозаборников // Физическая газодинамика (Аэрофизические исследования). Сб. трудов. Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР. 1976, вып.6. С. 57–61.
5. **Гутов Б.И., Затолока В.В.** Расчетное и экспериментальное исследование новых конфигураций конвергентных воздухозаборников с пространственными комбинациями течений. Новосибирск, 1992. С. 1–53. (Препринт ИТПМ СО АН СССР, N 30-83.)
6. **Гунько Ю.П., Затолока В.В., Юдинцев Ю.Н.** О классе форм гиперзвуковых летательных аппаратов с конвергентными воздухозаборниками, построенных из пространственных комбинаций V-образных тел // Исследования по гиперзвуковой аэродинамике. Сб. трудов. Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР. 1978. С. 68–84.
7. **Гунько Ю.П.** Газодинамическое конструирование аэродинамических конфигураций с конвергентными поверхностями сжатия и воздухозаборниками // Математич. моделирование, аэродинамика и физич. газодинамика. Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР. 1995. С. 133–142.
8. **Гутов Б.И., Затолока В.В.** Испытания модели конвергентного воздухозаборника с расчетным числом Маха 4 в диапазоне чисел Маха и углов атаки // Вопросы газодинамики. Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР. 1975. С. 231–233.
9. **Затолока В.В., Кисель Г.А.** Испытания гиперзвукового конвергентного воздухозаборника при M = 1,75–6 // Вопросы газодинамики. Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1975. С. 236–238.
10. **Гутов Б.И., Затолока В.В., Кисель Г.А.** Испытания конвергентного входного диффузора под углами атаки 0–12° при числах Маха 8,4 и 11 // Вопросы газодинамики. Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1975. С. 228–230.
11. **Гольдфельд М.А.** Экспериментальные исследования пространственных воздухозаборников для больших скоростей полета. Новосибирск: Препринт ИТПМ СО АН СССР. 1992. № 13. 56 с.
12. **Oswatisch K.**, Der Druckrueckgewinn bei Geshossen mit Rueckstossantrieb bei hohen Ueberschallgeschwindigkeiten. Forschungen und Entwicklingen des Heerswaffenamates. Bericht Nr. 2, 1005, Göttingen, January 1944.
13. **Петров Г.И., Ухов Е.П.** Расчет восстановления давления при переходе от сверхзвукового потока к дозвуковому при различных системах плоских скачков уплотнения. М.1947.
14. **Гунько Ю.П.** Патент № 2343297 РФ, Сверхзвуковой воздухозаборник. БИПМ № 30. 2008. С. 470.
15. **Старухин В.П., Тарышкин А.Г.** Исследование параметров пограничного слоя перед входом плоского сверхзвукового воздухозаборника, устанавливаемого под поверхностью треугольной пластины // Ученые записки ЦАГИ. 1982. Т. 13. № 2. С. 69–77.

Статья поступила в редакцию 29 июня 2009 г.