УДК 533.6.011

В. И. ТИМОШЕНКО, В. П. ГАЛИНСКИЙ

ОСОБЕННОСТИ АЛГОРИТМОВ РАСЧЕТА ТЕЧЕНИЯ В КАНАЛЕ ВОЗДУХОЗАБОРНОГО УСТРОЙСТВА С ПРОТИВОДАВЛЕНИЕМ

Институт технической механики
Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины,
ул. Лешко-Попеля, 15, 49005, Днепр, Украина; e-mail: itm12@ukr.net

Проектування форми повітрязбираючого пристрою є ключовим питанням розробки прямоточного повітряно-реактивного двигуна. Метою даної роботи є формулювання алгоритму оперативного розрахунку гальмування надзвукового потоку в каналі повітрязбираючого пристрою на етапі його передпроектного відпрацювання. Розглянуто питання розрахунку течій в каналах повітрязбираючих пристроїв з протитиском маршовим методом з використанням квазіодновимірного підходу при розрахунку дозвукової течії у вихідній частині каналу і методом встановлення за часом. Проводиться порівняння ефективності цих методів. Для проведення передпроектних розрахунків газодинамічних параметрів потоку пропонується алгоритм оперативного розрахунку маршовим методом з визначенням положення прямого стрибка ущільнення, при якому реалізується необхідне значення коефіцієнта швидкості потоку у вихідному перерізі каналу повітрязбираючого пристрою.

Проектирование формы воздухозаборного устройства является ключевым вопросом разработки прямоточного воздушно-реактивного двигателя. Целью данной работы является формулировка алгоритма оперативного расчета торможения сверхзвукового потока в канале воздухозаборного устройства на этапе его предпроектной отработки. Рассмотрены вопросы расчета течений в каналах воздухозаборных устройств с противодавлением маршевым методом с использованием квазиодномерного подхода при расчете дозвукового течения в выходной части канала и методом установления по времени. Проводится сравнение эффективности этих методов. Для проведения предпроектных расчетов газодинамических параметров потока предлагается алгоритм оперативного расчета маршевым методом с определением положения прямого скачка уплотнения, при котором реализуется требуемое значение коэффициента скорости потока в выходном сечении канала воздухозаборного устройства.

Air intake shape designing is the key problem in the development of a ramjet. The aim of this paper is to formulate an algorithm for on-the-fly computing of supersonic flow stagnation in the passage of an air intake at its predesigning stage. Consideration is given to computing flows in the passages of counter-pressure air intakes by the marching method using a quasi-one-dimensional approach to computing the subsonic flow at the passage outlet and by the time relaxation method. The efficiency of these methods is compared. It is suggested that the gas-dynamic flow parameters be determined at the predesigning stage using the algorithm of on-the-fly computing by the marching method with the determination of the normal shock position for which the required flow velocity coefficient at the outlet section of the air intake passage is realized.

Ключевые слова: *прямоточный воздушно-реактивный двигатель, воздухозаборное устройство, коэффициент скорости, коэффициент восстановления полного давления, противодавление, маршевый расчет, метод установления, алгоритм оперативного расчета.*

Введение. Основное требование при проектировании формы воздухозаборного устройства (ВЗУ) состоит в обеспечении требуемого значения коэффициента скорости a_k в выходном сечении канала ВЗУ. При этом в зависимости от выбора формы носового обтекателя и формы ВЗУ изменяется коэффициент восстановления полного давления $\pm < 1,0$.

Обычно при выборе ВЗУ для прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД) с дозвуковым режимом горения задается значение a_k <1, а форма носового обтекателя и форма ВЗУ подбираются таким образом, чтобы в штатном режиме сверхзвукового полета обеспечивалось значение коэффициента $\pm$ максимально близкое к единице. В связи с требованиями, связанными с максимальным торможением сверхзвукового потока и минимальными потерями полного давления, вопросы выбора формы носового обтекателя и формы канала ВЗУ являются ключевыми при проектировании ПВРД.

В связи с этим выбор формы ВЗУ требует многочисленных расчетов, для проведения которых необходимо иметь оперативные методики, которые позволят проводить оценочные расчеты, не прибегая к программным комплексам, требующим часы и сутки на проведение расчетов. Рассматриваются такие формы ВЗУ, для которых реализуется режим сверхзвукового течения в канале при свободном вытекании.

В Институте технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины (ИТМ НАНУ и НКАУ) разработаны методы расчета сверхзвуковых течений в каналах ВЗУ в режиме свободного вытекания [1, 2]. В настоящей работе представлены алгоритмы расчета течений в каналах ВЗУ с противодавлением маршевым методом и методом установления по времени и проводится сравнение эффективности этих алгоритмов.

Целью данной работы является формулировка алгоритма оперативного расчета торможения сверхзвукового потока в канале воздухозаборного устройства на этапе его предпроектной отработки.

1. Алгоритм расчета маршевым методом. Предлагаемый алгоритм определения параметров течения в канале ВЗУ с противодавлением основывается на использовании маршевого конечно-разностного алгоритма численного решения уравнений газовой динамики (уравнения Эйлера, упрощенные уравнения Навье–Стокса) для определения ударно-волновой картины и параметров сверхзвукового течения около носового обтекателя и во входной сужающейся части канала ВЗУ в сочетании с методами упрощенного расчета (квазиодномерная модель, приближение «узкого» канала [3]) параметров дозвукового течения в выходной части канала ВЗУ. Алгоритм реализован в виде итерационной последовательности расчетов, в процессе которой определяется положение участка перехода от сверхзвукового течения к дозвуковому, для получения требуемого значения коэффициента скорости a_k в выходном сечении канала ВЗУ.

Расчеты выполняются в следующей последовательности.

Решаются уравнения газовой динамики, определяется поле течения в канале ВЗУ в режиме свободного сверхзвукового вытекания. Алгоритм расчета и типичные результаты приведены в [1].

Задается сечение $X_1 = X_{shock}$ перехода от сверхзвукового течения к дозвуковому течению, в котором располагается прямой скачок. Это сечение задается в области минимального числа Маха, которое определяется по результатам расчета свободного сверхзвукового вытекания. В сечении $X_1 = X_{shock}$ параметры сверхзвукового потока усредняются и пересчитываются по формулам прямого скачка. Следует отметить, что в области минимальных сверхзвуковых значений числа Маха интенсивность скачков уплотнения (если они возникают) слабая и осреднение параметров вносит минимально возможную погрешность.

Дальнейший расчет поля дозвукового течения за прямым скачком осуществляется маршевым методом в предположении постоянства давления в поперечных сечениях канала ВЗУ. При этом можно использовать приближение «вязкого слоя», в рамках которого учитывается влияние на параметры течения как вязкого трения (ламинарного или турбулентного), так и изменения формы канала.

В простейшем случае на этапе предварительного выбора формы выходного участка канала ВЗУ без учета вязкого трения можно использовать квазиодномерную модель невязкого течения, позволяющую учесть изменение площади поперечного сечения канала в дозвуковой области. В этой модели используется система уравнений для законов сохранения массы, импульса, энергии и уравнение состояния совершенного газа [4]

$$°uF = \mathrm{const};\ \frac{d}{dx}(p + °u^2)F = p\frac{dF}{dx};\ i + \frac{u^2}{2} = \mathrm{const};\ p = \frac{¥ - 1}{¥}°i\,,$$

где $u,\ °,\ p, i$ – скорость, плотность, давление и статическая энтальпия; ¥ – показатель адиабаты совершенного газа; $F(x)$ – площадь поперечного сечения канала.

Для получения заданного коэффициента скорости $ª_{ke}$ в выходном сечении канала осуществляется итерационный процесс подбора положения прямого скачка X_{shock}. Координата X_{shock} сдвигается к горлу канала при условии $ª_{ke} > ª_k$ и к выходному сечению канала при условии $ª_{ke} < ª_k$. При этом достигается значение $ª_k$ как можно меньше отличающееся от заданного $ª_{ke}$. Перед началом итерационного процесса определяется минимально возможное значение $ª_{k\,\min}$, которое реализуется для прямого скачка в сечении вблизи горла канала с минимальным значением усредненного числа Маха. Коэффициент скорости в выходном сечении канала ВЗУ не может быть меньше $ª_{k\,\min}$ в расчетном режиме течения, т. е. $ª_{ke} \geq ª_{k\,\min}$. Следует отметить, что при $ª_{ke} = ª_{k\,\min}$ реализуется максимальное значение коэффициента восстановления полного давления потерь $± = ±_{\max}$. Если заданное проектантами $ª_{ke}$ меньше $ª_{k\,\min}$, то такой режим течения может быть реализован только с “выбитым” из канала ВЗУ скачком уплотнения. Для расчета таких течений следует применять конечно-разностные методы установления численного решения уравнений газовой динамики.

В итерационном процессе подбора положения прямого скачка X_{shock} для получения требуемого значения коэффициента скорости $ª_{ke} \approx ª_{k\,\min}$ в выходном сечении канала может выполняться до десяти итераций, при этом общее время расчета не превышает двух – четырех минут.

2. Алгоритм расчета методом установления по времени. Алгоритм расчета течения в канале ВЗУ с противодавлением методом установления по времени реализован в виде итерационной последовательности расчетов с использованием полей потока, полученных в расчете на предыдущих итерациях, в качестве начальных. В процессе итераций подбирается давление p_k в выходном сечении канала ВЗУ для получения требуемого коэффициента скорости $ª_{ke} \approx ª_k$ в выходном сечении канала ВЗУ.

Стратегия проведения расчетов методом установления следующая:

а) сначала маршевым методом [1] рассчитывается поле течения около ВЗУ в режиме свободного сверхзвукового вытекания;

б) затем маршевым методом определяется минимально возможное значение $\lambda_{k\,\min}$ и соответствующее ему давление p_k в выходном сечении канала, которое реализуется при размещении прямого скачка вблизи горла канала в сечении с минимальным значением усредненного по сечению числа Маха;

в) далее используется метод установления по времени [2] для расчета поля течения в канале ВЗУ при давлении p_k в выходном сечении канала с полем потока, полученным в пункте б), в качестве начального поля;

г) реализуется итерационный процесс подбора давления p_k [5], в котором давление p_k увеличивается при $\lambda_{ke} > \lambda_k$ и уменьшается при $\lambda_{ke} < \lambda_k$.

В итерационном процессе подбора давления p_k для получения требуемого значения коэффициента скорости $\lambda_{ke} \approx \lambda_k$ в выходном сечении канала может выполняться несколько итераций, что приводит к значительному увеличению времени проведения расчета. Характерное время расчета в итерационном процессе подбора давления может изменяться от двух до четырех и более часов.

3. Результаты тестовых расчетов. Для разработанных алгоритмов были проведены тестовые расчеты течения в канале ВЗУ типичной формы, показанной на рис. 1, а), для условий полета на высоте H =30 км при числе Маха M_∞ =4,1.

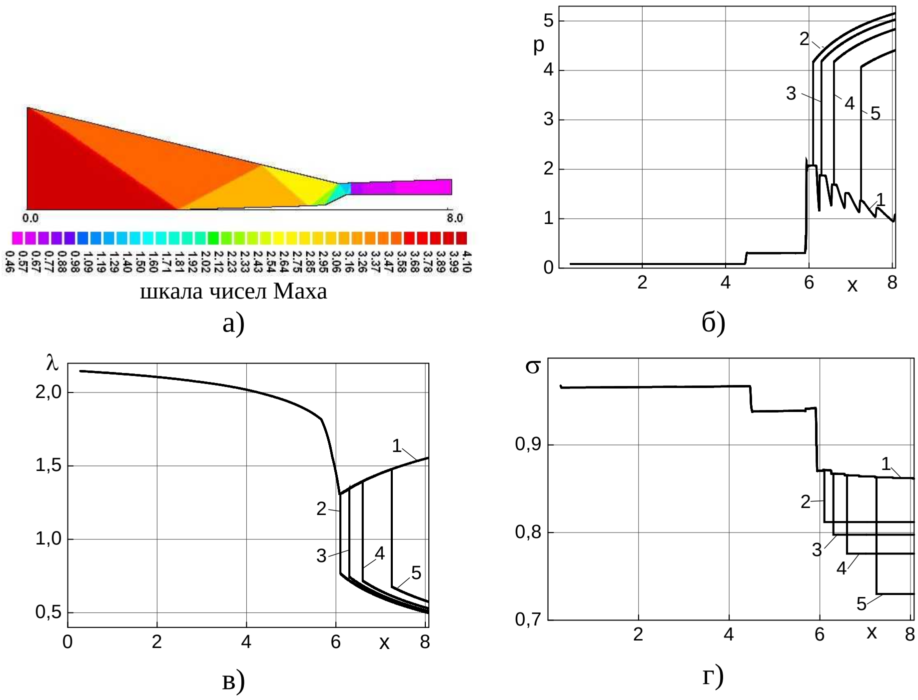

Рис. 1

Предполагается, что на выходе из канала ВЗУ реализуется дозвуковой режим вытекания с λ_k <1.

Маршевым методом с использованием схемы Годунова были проведены расчеты обтекания указанной формы ВЗУ. В результате тестовых расчетов, выполненных для оценки сходимости численного решения, была выбрана равномерная расчетная сетка, содержащая 100 ячеек в поперечном направлении. Как правило, время расчета одного варианта на такой расчетной сетке не превосходит 30 секунд для ПЭВМ с тактовой частотой 3,4 ГГц.

Были проведены маршевые расчеты течений для различных расположений прямого скачка в канале ВЗУ. На рис. 1, а) показано поле изолиний для распределений чисел Маха в канале ВЗУ с прямым скачком в сечении X_{shock} =6,14 для удвоенного масштаба в поперечном направлении. Изменение распределений давления p (б) на верхней стенке, осредненных параметров потока λ (в) и σ (г) вдоль канала ВЗУ в зависимости от положения прямого скачка в сечении $x = X_{shock}$ иллюстрируют рис. 1, б) – 1, г). На этих рисунках линии 1 соответствуют результатам расчета течения в канале ВЗУ без прямого скачка в режиме свободного вытекания, а линии 2 – 5 – результатам расчетов течений с прямым скачком, расположенным в сечениях X_{shock} =6,14; 6,31; 6,67 и 7,26, соответственно.

Изменение положения прямого скачка влияет на осредненные параметры потока следующим образом: по мере удаления прямого скачка от горла канала в сторону выходного сечения коэффициент скорости λ_{ke} увеличивается, а коэффициент восстановления полного давления σ уменьшается. Если требуемое значение коэффициента скорости λ_k в выходном сечении канала ВЗУ меньше $\lambda_{k\min}$, то реализуется нерасчетный режим течения с “выбитым” скачком. Соответственно и коэффициент восстановления полного давления σ не может быть больше $\sigma_{\max}$.

Для подтверждения возможности предварительного выбора формы на основе результатов расчетов маршевым методом были проведены расчеты обтекания ВЗУ методом установления по времени по схеме Годунова при заданных значениях давлений p_k в выходном сечении канала. При проведении расчетов использовалась двумерная расчетная сетка, содержащая 1530 ячеек в продольном и 100 ячеек в поперечном направлении. В результате использования метода установления при p_k =4,3; 4,7; 4,9 и 5,0 определены положения области перехода от сверхзвукового течения к дозвуковому, который имеет место в скачке уплотнения, близком к прямому. Затраты времени на расчет поля течения при заданном давлении p_k составляют от четырех до десяти часов для ПЭВМ с тактовой частотой 3,4 ГГц. Время расчета увеличивается при приближении прямого скачка к горлу канала.

При использовании маршевого метода в выходном участке канала ВЗУ задавалась полученная в результате применения метода установления координата $x = X_{shock}$ прямого скачка, в котором имеет место переход от сверхзвукового течения к дозвуковому течению. Для каждого варианта расчета потребовалось около одной минуты времени ПЭВМ. Результаты расчетов осредненных значений параметров потока в выходном сечении канала ВЗУ, полученных маршевым методом и методом установления при различных положениях прямого скачка $x = X_{shock}$, представлены в таблице 1.

Табл. 1

X_{shock}	p		λ		σ	
	1	2	1	2	1	2
6,14	5,146	5,00	0,500	0,503	0,811	0,790
6,31	5,033	4,90	0,511	0,513	0,799	0,779
6,67	4,800	4,70	0,534	0,531	0,773	0,756
7,26	4,403	4,30	0,578	0,578	0,730	0,714
Мягкое вытекание	1,025	1,037	1,554	1,540	0,843	0,819

Колонки таблицы, помеченные цифрой 1, относятся к результатам расчетов маршевым методом, а цифрой 2 – методом установления.

С ростом противодавления прямой скачок, формирующийся в канале ВЗУ, сдвигается к горлу канала. В результате проведенных расчетов методом установления было определено давление p_k =5,0 в выходном сечении канала ВЗУ, при котором формируется прямой скачок в окрестности горла канала (в сечении X_{shock} =6,14).

На рис. 2 сравниваются распределения давления (а) и скорости (б) вдоль верхней стенки канала ВЗУ, полученные обоими методами для свободного вытекания (линии 1 и 1а) и вытекания с формированием прямого скачка в канале (линии 2, 3 и 2а, 3а). Линии 2, 2а соответствуют результатам расчетов для положения прямого скачка X_{shock} =6,14, а линии 3, 3а – X_{shock} =7,26. Линии, обозначенные цифрой с буквой «а», относятся к результатам маршевого расчета, а без буквы – к методу установления.

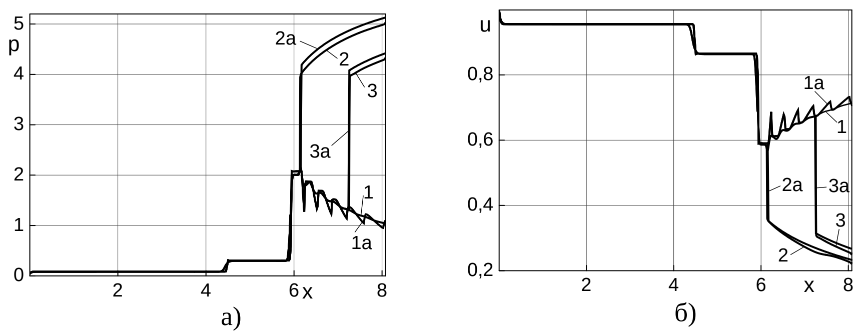

Рис. 2

Результаты расчетов, полученные обоими методами, хорошо согласуются не только в области сверхзвукового течения, но и в дозвуковой области за прямым скачком, хотя в маршевом методе при использовании квазиодномерного алгоритма расчета параметры потока постоянны в поперечном сечении, а в методе установления учитывается изменение параметров по ширине канала ВЗУ.

Маршевый метод при свободном сверхзвуковом вытекании обеспечивает лучшее разрешение вдоль оси x по сравнению с методом установления и позволяет получать волновую структуру при отражении скачков от стенок на участке канала за его горлом (линия 1а на рис. 2). Условие устойчивости схемы налагает ограничение на маршевый шаг, что позволяет моделировать поведение скачков в канале. При расчете течения в канале ВЗУ было выполнено около 5 тыс. маршевых шагов с числом Куранта, равным 0,80. В методе установления такую волновую структуру на участке канала за его горлом получить не удается.

Выводы. Сформулированы методические положения использования маршевого алгоритма численного решения уравнений газовой динамики для определения параметров в сверхзвуковом воздухозаборном устройстве при заданном значении коэффициента скорости в выходном сечении. Основные элементы методических положений, которые проиллюстрированы на примере невязкого течения, могут быть использованы при определении параметров ВЗУ с учетом вязкости воздуха.

Из сравнения результатов расчетов, полученных при использовании маршевого алгоритма и метода установления, следует:

– затраты на проведение расчетов маршевым методом (две – четыре минуты) и методом установления (до десяти часов) отличаются на два порядка, поэтому на этапе предпроектной отработки формы ВЗУ следует использовать алгоритм оперативного расчета маршевым методом;

– метод установления следует применять для окончательной доводки определенной на основании расчетов маршевым алгоритмом формы ВЗУ или для нерасчетных режимов течения с конечными отрывными зонами или с “выбитым” скачком уже для выбранной на начальной стадии проектирования формы ВЗУ.

1. *Тимошенко В. И., Дешко А. Е.* Особенности торможения сверхзвукового потока в канале переменного сечения. Техническая механика. 2016. № 1. С. 3–10.
2. *Тимошенко В. И., Галинский В. П.* Торможение сверхзвукового потока в осесимметричном канале переменной формы. Техническая механика. 2014. № 1. С. 11–16.
3. *Тимошенко В. И.* Теоретические основы технической газовой динамики. Киев: Наукова думка, 2013. 426 с.
4. *Тимошенко В. И.* Влияние на изменение скорости газа одновременного теплового и геометрического воздействия на поток. Вісник Дніпропетровського університету. Механіка. 2008. Т. 1. Вип. 11. № 5. С. 3–12.
5. *Сухов А. В., Федотова К. В., Шмаркова Л. И.* Численное исследование воздухозаборных устройств прямоточных воздушно-реактивных двигателей. Наука и Образование. МГТУ им. Н. Э. Баумана. Электрон. журн. 2014. № 11. С. 345–356.

Получено 29.09.2017,
в окончательном варианте 12.10.2017