

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА УСТАНОВЛЕНИЯ К АНАЛИЗУ НЕРАСЧЕТНЫХ РЕЖИМОВ ТЕЧЕНИЯ В ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ СОПЛАХ

М. Я. ИВАНОВ

(Москва)

При исследовании течений в соплах наряду со сверхзвуковыми режимами определенный интерес представляют так называемые «нерасчетные» режимы, характеризующиеся дозвуковыми скоростями истечения. Здесь в зависимости от величины перепада давления λ -отношения давления изэнтропически заторможенного потока к давлению внешней среды, в которую происходит истечение, реализуются различные возможности. При λ , незначительно превышающих единицу, течение во всем сопле дозвуковое. С ростом λ на стенке вблизи критического сечения появляются местные сверхзвуковые зоны, которые при дальнейшем увеличении λ смыкаются на оси потока. Если при этом перепад давления недостаточен для реализации сверхзвукового течения во всей расширяющейся части сопла, то сверхзвуковая область замыкается ударными волнами, располагающимися внутри сопла.

В имеющихся теоретических исследованиях, например [1-3], достаточно строго рассматривались лишь те случаи, когда ударные волны отсутствуют или их интенсивность незначительна. При этом обычно анализ проводился с использованием решений обратной задачи, в которой вместо контура сопла задается распределение скорости на его оси. Нерасчетные режимы с интенсивными скачками уплотнения внутри сопла исследовались лишь в одномерном приближении.

Ниже приведены некоторые результаты расчета режимов с дозвуковыми скоростями истечения, полученными путем численного интегрирования уравнений газодинамики методом установления. Расчеты проводились по разностной схеме С. К. Годунова, А. В. Забродина и Г. П. Прокопова [4], которая применялась в работе [5] для численного решения прямой задачи о смешанном течении в соплах на расчетных режимах. По аналогии с работой [3] решалась прямая задача. В зависимости от величины давления в плоскости выходного среза сопла, которое задавалось и в некотором смысле имитировало давление окружающей среды, реализовывались различные режимы течения: расчетный, нерасчетный с местными сверхзвуковыми зонами и нерасчетный с сомкнувшейся сверхзвуковой зоной, заканчивающейся скачком уплотнения. Эффекты вязкости и теплопроводности, которые на рассмотренных режимах в действительности могут играть существенную роль, в частности, из-за взаимодействия скачков уплотнения с пограничным слоем [6-9], не учитывались.

1. Рассмотрим течение невязкого и нетеплопроводного газа в сопле заданной конфигурации. Дозвуковая часть сопла может иметь либо замкнутый, либо разомкнутый контур. В случае ограниченной дозвуковой части движение осуществляется за счет введения в поток объемных источников массы и энергии, как это делалось в работе [5]. Там же приведены используемые уравнения и дано краткое описание метода расчета, основанного на разностной схеме работы [4]. В данной работе в отличие от [5] для определения параметров на границах ячеек в окрестности скачка уплотнения применялись не приближенные, а итерационные формулы, полученные в [4].

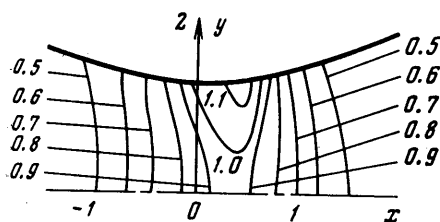
При расчетном течении на выходе из сопла скорость потока больше скорости звука, следовательно, возмущения не могут передаваться вверх по потоку. Для исследования течения с местными сверхзвуковыми зонами или течения в перерасширенных соплах задается достаточно высокое давление на срезе сопла, которое в некотором смысле отражает условие постоянства давления среды. В соответствии с методом расчета это граничное условие сводилось к условиям, определяющим параметры в дополнительном слое ячеек, которые располагались справа от среза сопла. Давление в центре каждой такой ячейки полагалось постоянным и равным заданной величине, а плотность и две компоненты скорости линейно экстраполировались по двум предыдущим ячейкам. Это позволяет обычным образом при помощи расчета распада разрыва [4] определить значения параметров на правой границе рассматриваемой области течения.

На данном этапе исследования принятое граничное условие и использованный способ определения параметров в ячейках дополнительного слоя представляются разумными. В то же время при рассмотрении результатов расчета следует помнить, что они носят приближенный характер и не эквивалентны точному условию постоянства давления на границе струи, вытекающей из сопла.

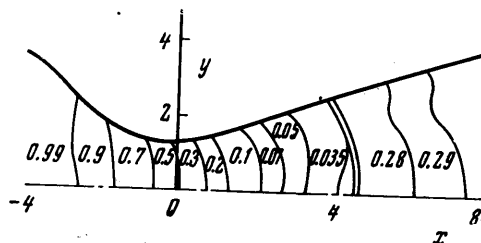
Расчет ведется последовательными слоями по времени до выхода параметров на установившиеся значения. При этом как показали расчеты, образующиеся ударные волны локализируются на одной-двух ячейках, что, безусловно, является достоинством использованной разностной схемы.

2. В качестве примера проводились расчеты ряда режимов стационарного течения совершенного газа с отношением удельных теплоемкостей $\kappa = 1.4$ в осесимметричных соплах. Некоторые результаты для течения в двух соплах разных типов приведены на фиг. 1—3. Первое сопло (фиг. 1 и 2) является классическим соплом Лавала, второе (фиг. 3) представляет собой сопло с центральным телом и цилиндрической обечайкой. Конфигурации обоих сопел подробно описаны в [5].

На фиг. 1, где x — ось симметрии, а ось y перпендикулярна к ней, приведены линии постоянства числа Маха M для классического сопла Лавала в случае течения с местными сверхзвуковыми зонами в окрестности горла. Контур рассматриваемого сопла образован отрезками прямых и дуг окружностей и совпадает с контуром аналогичного сопла работы [5]. Некоторое отличие заключается в том, что в данном слу-

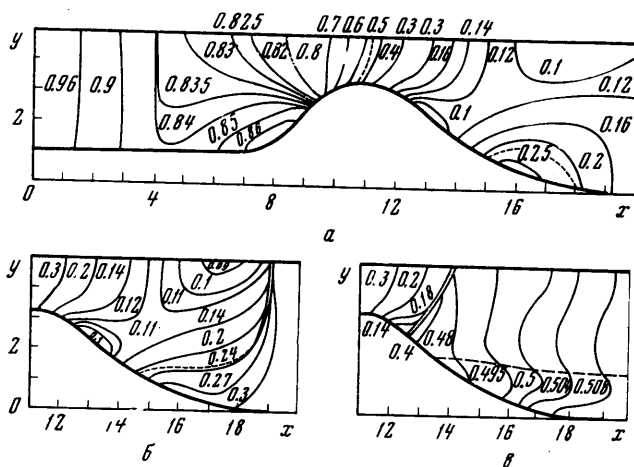


Фиг. 1



Фиг. 2

чае сопло имеет разомкнутую дозвуковую часть и конический расширяющийся участок, который плавно сопрягается с окружностью при $x = 1.3$. Плоскость выходного среза сопла располагается при $x = 3$. В случае фиг. 1 перепад давления π равнялся 1.035. Граничное условие на входе в цилиндрический участок сопла ($y = 4$) задавалось при $x = -7$ и формулировалось таким же образом, как и в [5]. Общее количест-



Фиг. 3

во расчетных слоев в направлении оси x равнялось 41, причем сверхзвуковая зона занимала пять из них. Количество слоев в направлении оси y равнялось 12. Сверхзвуковая зона смещена относительно критического сечения вниз по потоку в расширяющуюся часть сопла.

Как уже указывалось, при уменьшении давления на выходе размеры местных сверхзвуковых зон увеличиваются, что приводит к соединению их на оси канала. Сверхзвуковая область течения замыкается образовавшимся скачком. За ударной волной реализуется дозвуковое течение, в котором давление незначительно подрастает, достигая давления окружающей среды. На фиг. 2 показаны линии постоянства давления p , отнесенного к давлению адиабатически заторможенного потока для $\pi = 3.4$. Ударная волна, расположенная в конической сверхзвуковой части, изображена двойной линией. Как показали расчеты, у стенки вблизи среза сопла располагается

область малых скоростей ($M \leq 0.2$). Использованное при расчете число ячеек разбиения, а также способ определения при помощи интерполяции плотности и компонент скорости в ячейках дополнительного слоя не позволяют с достоверностью судить о деталях течения в этой области. Однако из анализа полученных результатов представляется вероятным, что в этом случае у стенки сопла может располагаться отрывная зона с обратными токами. Отметим, что в данном случае возникновение отрыва не связано с влиянием вязкости.

Наряду с классическим соплом Лавала исследовалось сопло с центральным телом и цилиндрической обечайкой. На фиг. 3 изображены линии $p = \text{const}$ для трех различных режимов течения в этом сопле, причем p отнесено к своему максимальному значению в камере. Сопло имело ограниченную дозвуковую часть, и, как и в [5], предполагалось, что источники массы и энергии занимают объем цилиндрической части соответственно при $x \leq 2$ и $x \leq 4$, а интенсивности источников постоянны. Контур сопла, а также количество расчетных ячеек совпадали с аналогичными данными работы [2]. При достаточно низком давлении окружающей среды в сопле реализуется непрерывное ускорение потока без скачков уплотнения (фиг. 3, а). В сверхзвуковой части в этом случае у центрального тела существует дозвуковая зона, граница которой показана пунктиром. При повышении давления на выходе течение в сверхзвуковой части сопла перестраивается. Фиг. 3, б, в дают представление о картине течения при $\pi = 3.125$ и 1.96 соответственно (здесь под π понимается отношение давления в камере к давлению на срезе сопла). Сплошными кривыми показаны линии $p = \text{const}$. Когда $\pi = 3.125$, к обечайке присоединен скачок уплотнения, изображенный двойной линией (фиг. 3, б). Пунктиром показаны звуковые линии $M = 1$. У центрального тела происходит изэнтропическое торможение потока до дозвуковой скорости. При $\pi = 1.96$ ударная волна расположена ближе к критическому сечению (фиг. 3, в), а у центрального тела образуется область малых скоростей (штриховая кривая на фигуре — линия $M = 0.1$), для которой справедливо замечание, сделанное об аналогичной области фиг. 2.

Вычисления проводились на ЭВМ «М-220», и установление параметров до выхода на стационарные значения требовало от 3 до 6 час в зависимости от количества расчетных ячеек и густоты разбиения. Анализ точности, с которой проводятся расчеты по указанной разностной схеме для безударных течений, представлен в работе [5]. В окрестности скачка уплотнения ошибка по расходу и энергии достигала 2%.

Автор выражает искреннюю признательность А. Н. Крайко за постоянное внимание к данной работе.

Поступило 10 III 1969

ЛИТЕРАТУРА

1. Taylor G. I. The flow of air at high speeds past curved surfaces. Great Britain Aeronaut. Res. Committee Rep. and Mem., 1930, No. 1381.
2. Hooker S. G. The flow of a compressible liquid in the neighbourhood of the throat of a constriction in a circular wind channel. Proc. Roy. Soc., 1932, A 135, No. 827.
3. Рыжов О. С. Исследование трансзвуковых течений в соплах Лавала. Тр. ВЦ АН СССР, 1965.
4. Годунов С. К., Забродин А. В., Прокопов Г. П. Разностная схема для двумерных нестационарных задач газовой динамики и расчет обтекания с отходящей ударной волной. Ж. вычислит. матем. и матем. физ., 1961, т. 1, № 6, стр. 1020—1050.
5. Иванов М. Я., Крайко А. Н. Численное решение прямой задачи о смешанном течении в соплах. Изв. АН СССР, МЖГ, 1969, № 5.
6. Agens M., Spiegler E. Shock-induced boundary layer separation in overexpanded conical exhaust nozzles. AIAA Journal, 1963, vol. 1, No. 3, pp. 578—581.
7. Зеленков О. С., Юрков А. В. Экспериментальное исследование отрыва потока в перерасширенных конических соплах. Сб. «Газодинамика и теплообмен», Изд. ЛГУ, 1968, № 1. стр. 94—101.
8. Kait S., Badal D. L. Conical rocket nozzle performance under flow-separated conditions. J. Spacecraft and Rockets, 1965, vol. 2, No. 3, pp. 447—449.
9. Lawrence R. A., Weynand E. E. Factors affecting flow separation in contoured supersonic nozzles. AIAA Journal, 1968, vol. 6, No. 6.