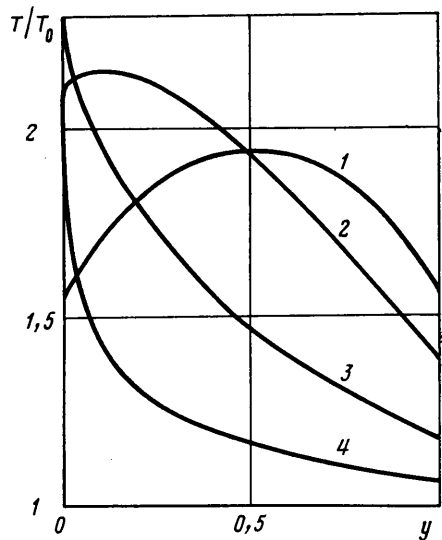


Фиг. 2



Фиг. 3

стет от $1,1 T_0$ до $2,4 T_0$. Такое увеличение температуры приводит к повышению теплового потока через обе цилиндрические поверхности. С ростом скорости вращения внутреннего цилиндра увеличивается скачок скорости на границах газ — поверхности цилиндров, что ведет к повышению компоненты тензора вязких напряжений на поверхностях в 4–5 раз.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кошмаров Ю. А., Рыжов Ю. А. Прикладная динамика разреженного газа. М.: Машиностроение, 1977. 184 с.
2. Nanbu K. Analysis of cylindrical Couette flow by use of the direction simulation method // Phys. Fluids. 1984. V. 27. No. 11. P. 2632–2635.
3. Неймарк З. И., Шавина Н. К. О силах и моментах, действующих на движущиеся и вращающиеся роторы в вакуумной полости // Изв. АН СССР. МЖГ. 1986. № 3. С. 134–140.
4. Liu C.-Y., Lees L. Kinetic theory description of plane compressible Couette flow // Rarefield gas dynamics N. Y.—London: Acad. Press. 1961. P. 391–428.
5. Берд Г. Молекулярная газовая динамика: Пер. с англ./Под ред. Белоцерковского О. М., Когана М. Н. М.: Мир, 1981. 320 с.
6. Белоцерковский О. М. Численное моделирование в механике сплошных сред. М.: Наука, 1984. С. 347–387.
7. Nanbu K. Direct simulation scheme derived from the Boltzman equation. 1. Mono-component gases // J. Phys. Soc. Japan. 1980. V. 49. No. 5. P. 2042–2049.
8. Nanbu K. Analysis of the Couette flow by means of the new direct-simulation method // J. Phys. Soc. Japan. 1983. V. 52. No. 5. P. 1602–1608.

Москва

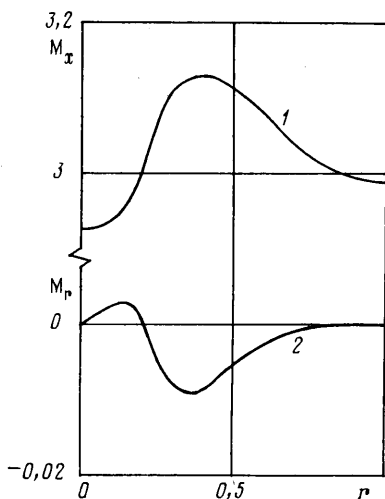
Поступила в редакцию
23.XI.1987

УДК 533.6.071:533.69.048

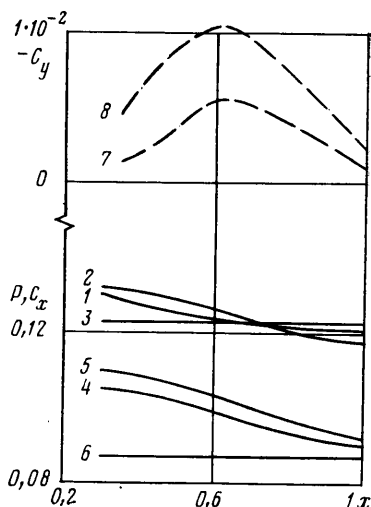
ОПРЕДЕЛЕНИЕ НЕРАВНОМЕРНОСТИ ПОЛЯ ПОТОКА В СВЕРХЗВУКОВОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ И ОЦЕНКА ЕЕ ВЛИЯНИЯ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ МОДЕЛИ

ЕРЕМИН В. В., ФИЛИПШОВ С. Е., ШУЛАКОВ М. А.

Влияние неоднородностей полей потоков в рабочих частях сверхзвуковых аэродинамических труб на характеристики испытываемых моделей исследовалось в [1, 2]. В качестве основной посылки в них предполагалось, что профили возмущения продольной V_x' и поперечной V_r' составляющих вектора скорости на выходе из сопла известны. Анализ имеющихся экспериментальных и расчетных методов определения



Фиг. 1



Фиг. 2

этих величин показывает, что в общем случае эта задача весьма нетривиальна. Существует ряд способов определения величины V_x' (например, с помощью измерения распределения полного давления трубками Пито), но измерение величины V_r' (ско-са) требует нестандартных средств измерения [3] или нестандартных эксперимен-тально-теоретических подходов [2].

В данной работе численно моделируется процесс течения газа в сопле (решается прямая задача сопла Лавалья) и далее в рабочей части аэродинамической трубы (ре-шается задача об обтекании модели и получении ее аэродинамических характери-стик) в рамках уравнений для идеального сжимаемого газа. Таким способом можно-дать оценку качества идеального ядра потока, выраженную через вносимые неравно-мерностью добавки к действующим на модель силам и моментам. В частности, та-ким образом можно оценить изменение аэродинамических характеристик моделей за-счет неравномерности, появляющейся при смене рабочего газа в трубе.

Решение прямой задачи сопла Лавалья проводилось методом, предложенным в [4, 5]. Метод обладает вторым порядком точности на гладких решениях и позволяет ис-следовать смешанные до- и сверхзвуковые течения идеального газа в каналах с про-извольно искривленными гладкими (без изломов) стенками как в плоском, так и в осесимметричном случаях.

Метод решения второй задачи — определения аэродинамических характеристик-моделей в полученном из решения первой задачи возмущенном потоке — подробно описан в [1, 2]. Задача условно разбивается на две совместно решаемые задачи: оп-ределение возмущений в каждой точке потока за срезом сопла и расчет параметров-сверхзвукового обтекания в возмущенном потоке. Возмущения определяются в ре-зультате решения волнового уравнения (на срезе сопла возмущение известно), а рас-чет сверхзвукового обтекания производится численно с использованием конечно-раз-ностной схемы Годунова — Колгана с выделением головной ударной волны.

В предлагаемом в данной работе методе решение задачи об определении поля-потока в характеристическом ромбе может быть получено при решении первой за-дачи. Однако для решения задачи на втором этапе — определения аэродинамических-характеристик тел в возмущенном потоке — возникает необходимость обращаться к-полученным результатам при расчете параметров за головной ударной волной, т. е. необходимо хранить эти поля и иметь блок интерполяции. Оказалось проще и эф-фективнее табулировать и запоминать параметры течения на срезе сопла, а затем-получать распределения V_x' и V_r' , решая волновое уравнение, описывающее эволю-цию возмущения от выходного сечения сопла вниз по потоку.

В качестве примера приводятся результаты исследования по определению аэро-динамических характеристик острого конуса с углом полураствора $\theta=10^\circ$, помещен-ного в поток за срезом осесимметричного сопла, контур которого получен путем-решения обратной задачи сопла методом [6]. Неравномерность течения в выходном-сечении сопла моделировалась путем изменения значения показателя адиабаты для-рабочего газа с $\gamma=1,2$ на 1,4.

Расчет поля течения в рассматриваемом сопле получен методом [5] на сетке 86×25 ячеек (37×25 — в дозвуковой области), где для сетки $m \times n$ ячеек m — число узлов-расчетной сетки вдоль сопла, а n — число узлов в поперечном направлении (число-линий тока).

Как показали методические исследования алгоритма решения прямой задачи, его-собственная погрешность при указанных размерах расчетной сетки не превышает

0,5%, что позволяет использовать разработанный алгоритм для достаточно тонкого исследования течений в соплах.

Результаты расчета поля течения в рассматриваемом сопле представлены на фиг. 1 в виде распределений продольной ($M_x = (\bar{V} + V_x')/a$, кривая 1) и радиальной ($M_r = V_r'/a$, кривая 2) составляющих скорости в выходном сечении сопла, где V — скорость равномерного потока с числом $M=3,02$, a — местная скорость звука. В качестве характерного линейного размера использовался радиус выходного сечения сопла. Для приводимых расчетов продольная координата x отсчитывалась от среза сопла, а поперечная (r) — от оси сопла.

На фиг. 2 приведено распределение давления P , отнесенного к удвоенному скоростному напору, вдоль образующих конуса с меридиональными углами $\varphi=0$ и $\varphi=\pi$ (кривые 1 и 2) при координатах носка конуса $x=0$, $r=0,09$. Прямая 3 соответствует давлению на конусе при его обтекании равномерным потоком.

Зависимости коэффициентов волнового сопротивления C_x и поперечной силы C_y для конусов различной длины при сдвигах модели $r=0,045$ и $0,09$ относительно оси рассматриваемого сопла также приведены на фиг. 2. Кривые 4, 5 соответствуют C_x , 7, 8 — C_y , 6 — значению C_x в невозмущенном потоке.

Методические исследования показали, что аэродинамические характеристики модели, помещенной в неоднородный газовый поток, зависят от возмущения, существующего в сопле, и расположения модели относительно профиля возмущенной скорости. В приведенном примере максимальное различие в величине волнового сопротивления C_x составляет $\sim 20\%$, а возникающая поперечная сила для конуса с длиной $l=0,6$, отстоящего от оси сопла на расстоянии $r=0,09$, выражается величиной $C_y \sim 10^{-2}$.

Данные получены на сетке $m \times n$, где число узлов от ударной волны до тела $m=20$, а число узлов по меридиональному углу $n=20$.

ЛИТЕРАТУРА

1. Еремин В. В., Липницкий Ю. М., Негометянов Ю. Б. Определение аэродинамических характеристик тел в слабовозмущенных потоках газа // Гидроаэромеханика и космические исследования. М.: Наука, 1985. С. 163–170.
2. Бачманова Н. С., Еремин В. В., Липницкий Ю. М., Филиппов С. Е. Решение прямой и обратной задачи аэродинамики тел в возмущенных сверхзвуковых газовых потоках // VI Всесоюз. съезд по теоретической и прикладной механике, Ташкент, 24–30 сентября 1986: Аннот. докл. Ташкент, 1986. С. 84–85.
3. Андреев О. Е., Шустов В. И. Исследование насадков для измерения скоса потока при больших сверхзвуковых скоростях // Уч. зап. ЦАГИ. 1980. Т. XI. № 1. С. 81–86.
4. Шифрин Э. Г., Шулаков М. А. Решение прямой задачи для плоского сопла Лаваля релаксационным численным методом по схеме Мурмена — Коула // Уч. зап. ЦАГИ. 1981. Т. XII. № 3. С. 55–61.
5. Шулаков М. А. Численное решение прямой задачи осесимметричного сопла Лаваля с использованием схемы Мурмена — Коула // Гидроаэромеханика и теория упругости. Днепропетровск, 1983. Вып. 30. С. 15–22.
6. Пирумов У. Г. Расчет течения в сопле Лаваля // Изв. АН СССР. МЖГ. 1967. № 5. С. 10–22.

Москва

Поступила в редакцию
23.XI.1987