6. *Липницкий Ю. М., Панасенко А. В.* О численном моделировании пересечении ударных волн // Изв. АН СССР. МЖГ. 1986. № 5. С. 134—140.
7. *Липницкий Ю. М., Панасенко А. В.* Исследование взаимодействия ударной волны с острым конусом // Изв. АН СССР. МЖГ. 1980. № 3. С. 98—104.
8. *Панасенко А. В.* Общий анализ картины дифракции плоской акустической волны на клине, движущемся со сверхзвуковой скоростью // Изв. АН СССР. МЖГ. 1975. № 2. С. 172—175.

Москва
Днепропетровск

Поступила в редакцию
25.VIII.1986

УДК 533.6.071.4

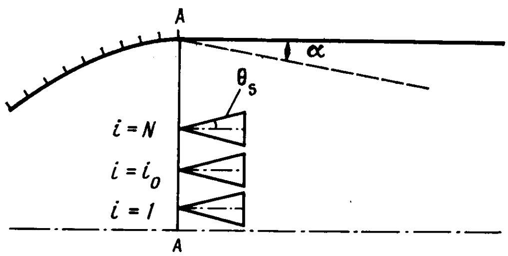
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВОЗМУЩЕНИЙ ПОЛЕЙ ПОТОКОВ СВЕРХЗВУКОВЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБ ПО ИЗМЕРЕННЫМ ЗНАЧЕНИЯМ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ КОЭФФИЦИЕНТОВ

ЕРЕМИН В. В., ЛИПНИЦКИЙ Ю. М., ФИЛИППОВ С. Е.

При определении аэродинамических характеристик моделей важно знать, в каких условиях проводится эксперимент, в частности иметь сведения о профиле скорости набегающего потока и об угле наклона вектора скорости (скос потока). Обычно считают, что испытания модели ведутся в равномерном поле потока рабочей части аэродинамической трубы. Однако из-за технологических погрешностей при изготовлении сопел, неточности учета пограничного слоя и т. д. возникают возмущения, которые делают величину числа Маха M отличной от расчетной. Игнорирование этого факта может приводить к значительным ошибкам в величинах аэродинамических коэффициентов: при возмущении $\Delta M/M \sim 0{,}05$ величины погрешности $\Delta C_y \sim 10^{-3}$, $\Delta M_z \sim 10^{-3} (M=6{,}0)$ [1]. Проведение прямых измерений величин возмущений профилей газодинамических параметров, особенно величин скоса потока — задача нетривиальная, и имеющиеся методы обладают значительными погрешностями.

Вместе с тем существует целый ряд экспериментальных методов, позволяющих достаточно точно определять интегральные характеристики моделей при их различных положениях в рабочей части аэродинамической трубы.

Ниже предлагается новый подход к определению величин возмущений полей потоков сверхзвуковых аэродинамических труб, в том числе и величин скосов по-



Фиг. 1

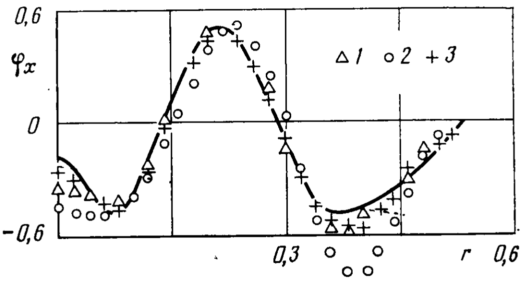
тока. Он заключается в решении обратной задачи — восстановлении реальных значений указанных возмущений по измеренным величинам интегральных аэродинамических характеристик модели, перемещающейся в рабочей части аэродинамической трубы.

Рассмотрим постановку и решение данной задачи на примере аэродинамической установки с осесимметричным соплом. Выберем цилиндрическую систему координат (x, r), связанную с соплом (фиг. 1), и зададим на выходе сопла (сечение А—А) серию контрольных возмущений функции $\varphi_j(r)$ и $u_j(r)$, где $\varphi(r)$ — потенциал возмущения, $u(r)$ — возмущение продольной составляющей вектора скорости. Используя расчетный метод определения аэродинамических характеристик тел в слабовозмущенном потоке [1], определим аэродинамические характеристики эталонной модели, например конуса, в заданном неоднородном поле, в частности величины C_y, M_z. Проводя серию расчетов при различных положениях модели в рабочей части установки, в идеальном ядре потока получим матрицу коэффициентов $\{C_{yij}\}$, которая определяет величину коэффициента поперечной силы C_y конуса, носок которого расположен в точке с координатами (x_0, r_i), при заданных контрольных возмущениях потенциала и скорости φ_j, u_j. Далее в статье будем говорить о матрице величин коэффициентов поперечной силы $\{C_{yij}\}$, хотя аналогичные рассуждения можно проводить и для матриц, построенных по величинам коэффициентов поперечного момента $\{M_{zij}\}$.

Предположим, что любое возмущение $f(r)$ есть линейная комбинация контрольных возмущений

$$f(r)=\sum_{j=1}^{N} a_j Q_j(r) \tag{1}$$

где $Q_j(r)$ — контрольные возмущения, являющиеся базисными функциями, и соответствующие характеристики конуса в потоке с восстанавливаемым возмущением



Фиг. 2

также являются линейными комбинациями характеристик конуса в потоке с контрольными возмущениями, т. е.

$$C_{yi}=\sum_{j=1}^{N} a_j C_{yij}, \quad i=1,\ldots,N \tag{2}$$

В силу сделанного предположения решение задачи восстановления возмущений сводится к решению системы линейных уравнений с заранее вычисленной матрицей возмущений $\{C_{yij}\}$ при условии, что определитель этой матрицы $\|C_{yij}\|\neq 0$.

Наконец, имея экспериментально измеренные величины коэффициентов C_{yi}, из системы уравнений (2) можно определить вектор $\{a_j\}$

$$a_j=\sum_{i=1}^{N} C_{yi} C_{yij}^{-1}, \quad j=1,\ldots,N$$

и по формулам (1) построить искомую функцию $f(r)$. Следует отметить, что информация о возмущении, полученная с использованием известных величин C_y, не содержит данных об абсолютной величине возмущения, так как

$$C_{yi}=0, \quad f(r)=\text{const} \tag{3}$$

Для определения абсолютной величины возмущения в систему (2) необходимо включить уравнение

$$C_{xi}=\sum_{j=1}^{N} a_j C_{xij}, \quad i=i_0$$

где i_0 — произвольное фиксированное значение.

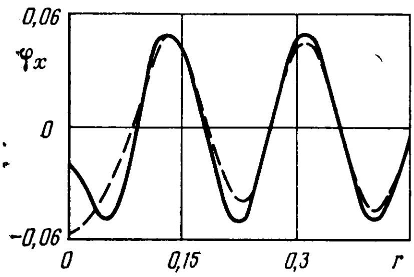
В качестве примера применения изложенного выше метода решения обратной задачи задавалось, а затем восстанавливалось возмущение продольной составляющей вектора скорости $u(r)=\varphi_x$, изображенное на фиг. 2 (сплошная линия), с частотой $\omega\sim 6\pi$. Данное возмущение характерно для осесимметричных сопел гиперзвуковых аэродинамических труб. Величина потенциала в начальном сечении полагалась равной нулю $\varphi(r,\ x=0)=0$. Для основного потока число $M=6$. Расчеты проводились для конуса с углом полураствора $\theta_s=15°$ и длиной $l=0{,}675$, все линейные размеры отнесены к радиусу сопла в выходном сечении: заданные геометрические параметры совместно с условием попадания модели в характеристический ромб (фиг. 1) ограничивают диапазон перемещения носка конуса по радиальной координате $0\leqslant r_i\leqslant 0{,}543$. Положение носка модели как при получении матрицы $\{C_{yij}\}$, так и при расчете $\{C_{yi}\}$ в (2) задавалось координатами $(x_0,\ r_i)$ по следующим схемам: при $N=7$, $i=2$, 4, 6, 8, 10, 11, 12; $N=9$, $i=2$, 4, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12; $N=12$, $1\leqslant i\leqslant 12$, где $r_i=0{,}045i$.

В рассматриваемом случае осесимметричного возмущения в качестве базисных были выбраны функции

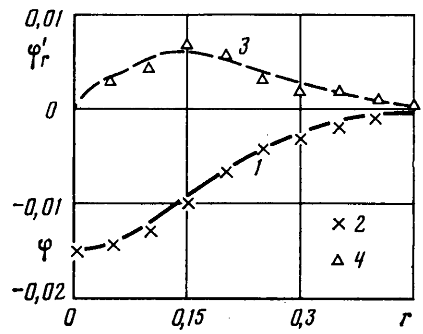
$$Q_j(r) = AJ_0(\mu_j r),\ 0 \leqslant r \leqslant 1$$

где J_0 — функция Бесселя нулевого порядка, μ_j — j-й корень уравнения $J_1(\mu)=0$, J_1 — функция Бесселя первого порядка. Восстановление данного возмущения проводилось по сериям из N рассчитанных значений величин коэффициентов C_y, где $6 \leqslant N \leqslant 12$. В дополнительном уравнении величина C_x модели замерялась на оси.

Было установлено, что при увеличении числа базисных функций, число которых равно числу контрольных точек, наблюдается сходимость восстанавливаемого возмущения к исходному. Это иллюстрирует фиг. 2, на которой приведены результаты восстановления возмущения при $N=7$, 9, 12 (*1—3* соответственно).



Фиг. 3



Фиг. 4

Уже при $N \geqslant 9$ результаты решения обратной задачи хорошо согласуются между собой и с априорно заданным возмущением. Некоторые различия полученного и заданного возмущений в окрестности $r=0$ объясняются тем, что выбранные в качестве базисных функции Бесселя $J_0(\mu_j r)$ имеют в этой точке нулевые производные и не точно восстанавливают решения с ненулевой производной.

Удовлетворительный результат восстановления получен и при задании периодического возмущения в виде функции с высокой частотой $\omega \sim 12\pi$ (фиг. 3, сплошная линия — модельное возмущение, штриховая — восстановленное), но для этого пришлось привлечь результаты расчетов с $N=12$. Методические исследования восстановления возмущений в диапазоне частот $\omega \sim 6\pi$—12π показали, что увеличение количества точек устанавливает полное соответствие между C_{yij} и Q_j, т. е. для любого значения r в зависимости $C_{yij}=F(Q_j(r))+\alpha(N)$ величина $\alpha(N) \to 0$ при $N \to \infty$.

Аналогично решалась задача об определении скоса потока, т. е. восстановлении функции $\varphi_r'(r,\ x=0)$. Следует подчеркнуть, что восстановление функции $\varphi_r'(r)$ накладывает высокие требования к точности определения $\varphi(r)$.

В качестве модельного возмущения бралась монотонная функция $\varphi(r)=Ae^{-20r^2}$, малая при $r>0{,}543$, $A=-0{,}015$, что соответствует наклону вектора скорости $\sim 1°$. Контрольные точки для базисных и модельных возмущений выбирались, как и для первой задачи, с соблюдением равномерного принципа распределения.

При восстановлении по 10 контрольным точкам со схемой расположения $i=1, 2, \ldots, 10$ найденные возмущения соответствуют первоначальным. На фиг. 4 приведены графики функций $\varphi(r)$ (линия *1* — модельное возмущение, *2* — восстановленное), $\varphi_r'(r)$ (линия *3* — модельное возмущение, *4* — восстановленное). Видно, что при хорошем соответствии модельной и найденной функции $\varphi(r)$ наблюдается и удовлетворительное согласование по их производным.

Некоторая немонотонность $\varphi_r'(r)$ для модельной и восстановленной функций объясняется погрешностью представления функции $\varphi(r)$ рядом по функциям Бесселя с малым ($N=12$) числом членов.

Методические исследования по определению возмущения скорости и скоса потока показали, что для восстановления неоднородности с периодом колебания менее 12π с большой точностью нужно провести ~ 10 контрольных измерений.

Таким образом, в работе предложен метод определения возмущений полей потоков сверхзвуковых аэродинамических труб (числа М и скоса потока) и обоснована возможность его применения.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Еремин В. В., Липницкий Ю. М., Негометянов Ю. Б.* Определение аэродинамических характеристик тел в слабовозмущенных потоках газа // Гидродинамика и космические исследования. М.: Наука, 1985. С. 163—170.

Москва

Поступила в редакцию
13.V.1986