

4. Laval P. Methode instationnaire de calcul de l'écoulement transonique dans une tuyère. ONERA TN N-133, 1970.
5. Наумов А. М., Тугазаков Р. Я. Расчет течения в ударной трубе вблизи раскрывающейся диафрагмы.—Учен. зап. ЦАГИ, 1976, т. VI, № 2.
6. Hall. J. G., Sprinvasan G., Rathi J. S. Unsteady expansion waveforms generated by diaphragm rupture.—«AIAA J.», 1974, vol. 12, N 5.
9. Штеменко Л. С. Применение голографии к изучению образования ударной волны в ударной трубе.—Учен. зап. ЦАГИ, 1976, т. VII, № 4.

УДК 629.7.018.1 : 533.6.074

ОБ ОДНОМ МЕТОДЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТИ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБ НИЗКОЙ ПЛОТНОСТИ

С. Н. Абросимов, Б. Ф. Щербаков

(Ленинград)

Величиной, характеризующей эффективность системы эвакуации газов, является производительность или быстрота откачки. У современных вакуумных насосов она может достигать значительных величин, например, пароструйные насосы имеют быстроту откачки $\sim 15\,000$ л/с и более при давлении 10^{-3} — 10^{-4} мм рт. ст. [1, 2], а криогенные насосы 10^6 — 10^8 л/с при тех же давлениях [3—5]. При этих параметрах секундный расход газа в стационарном режиме может достигать десятков граммов. Обычно для определения производительности системы эвакуации газов требуется замер значительного количества параметров. Предлагается метод определения производительности по геометрическим размерам струйного течения, основанный на равенстве расходов газа через сопло и откачивающую систему. Расход газа через сопло может быть записан в виде

$$(1) \quad G_c = \mu A(k) F_* p_0 / (RT_0)^{0,5},$$

где μ — коэффициент расхода (во многих случаях для простоты расчетов можно принимать равным 1); $A(k) = [2/(k+1)]^{1/(k-1)} [2gk/(k+1)]^{0,5}$ — коэффициент истечения; $k = c_p/c_v$ — отношение теплоемкостей; F_* — площадь критического сечения сопла; p_0 , T_0 — параметры торможения, давление и температура соответственно; R — газовая постоянная.

Расход газа через откачивающую систему может быть выражен в виде

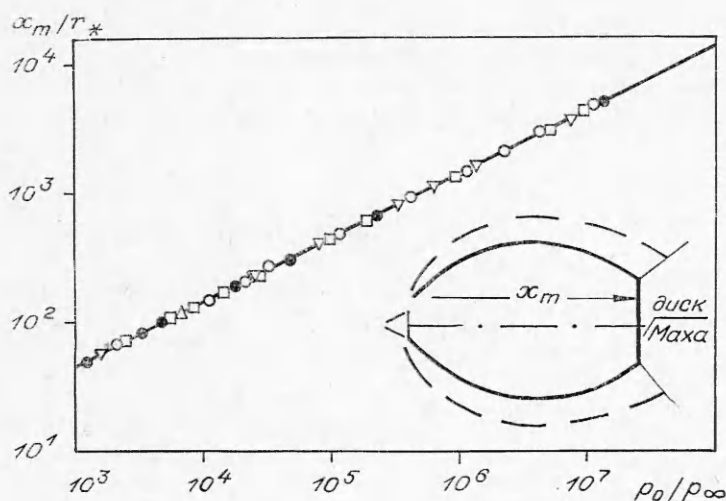
$$(2) \quad C_{отк} = S \gamma p_\infty / p_\gamma,$$

где S — производительность; γ — удельный вес; p_∞ — давление в рабочем объеме, создаваемое откачивающей системой; p_γ — давление, при котором определен удельный вес.

Тогда из равенства соотношений (1), (2) получим выражение

$$(3) \quad S = \frac{A(k) \pi r_*^2 p_0 p_\gamma}{(RT_0)^{0,5} \gamma p_\infty},$$

являющееся исходным при определении производительности откачиваю-



Ф и г. 1

щей системы. Известно [6—8], что геометрические размеры струй, истекающих в разреженное пространство, как продольные, так и поперечные, зависят от степени расширения газового потока ρ_0/ρ_∞ . Наиболее удобной для измерения величиной является расстояние по оси струи от критического сечения сопла до точки минимального полного давления, соответствующего положению диска Маха. Измерение производится простейшим приемником полного давления, для которого методика измерения достаточно отработана. Возможно также фиксировать положение диска Маха каким-либо другим методом (например, при визуализации «холодных» струйных течений методом «тлеющего» разряда или электронным пучком, а также при регистрации таких параметров, как плотность или статическое давление).

Для широкого диапазона степеней расширения газового потока (фиг. 1, сплошная линия) расстояние до диска Маха x_m при числах $\text{Kn}_{0,d_*} \left(\frac{\rho_0}{\rho_\infty}\right)^{0,5} < 2 \cdot 10^{-3}$ равно $x_m = 1,35 \left(\frac{\rho_0}{\rho_\infty}\right)^{0,5} r_*$.

Тогда выражение (3) можно привести к простейшему виду

$$(4) \quad S = a z \frac{2}{m},$$

где $a = 1,72A(k)p_v/(RT_0)^{0,5}\gamma$.

Значения коэффициента $a = f(T_0)$ для различных газов приведены на фиг. 2.

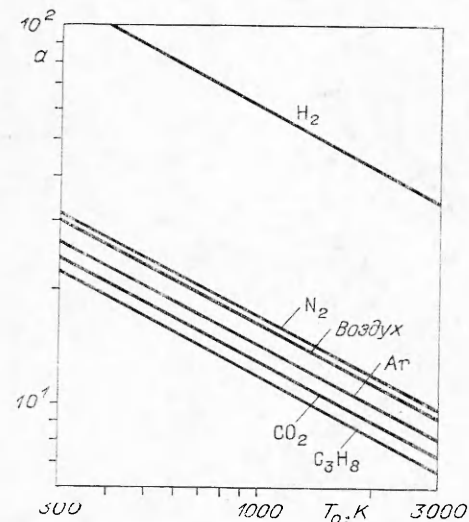
Для того чтобы производительность S в выражении (4) имела размерность л/с, величина расстояния до диска Маха x_m должна быть измерена в сантиметрах. Полученный график и зависимость (4) позволяют быстро и с достаточной для инженерной практики точностью определить производительность откачивающей системы расходной установки.

Результаты расчетов экспериментально проверялись на газодинамической трубе низкой плотности, имеющей вакуумную камеру объемом $\sim 3 \text{ м}^3$ и достаточно мощную откачивающую систему. Она состояла из 2-х механических насосов предварительного разрежения типа ВН-6Г, бустерного пароструйного насоса БН-15 000 и 3-х криогенных панелей суммар-

ной площадью $\sim 30 \text{ м}^2$, размещенных в вакуумной камере. Криопанели охлаждались до температуры 77 К жидким азотом.

Истечение рабочего тела в вакуумную камеру осуществлялось из подогревного (электротермическим или омическим подогревателем) ресивера через звуковые и сверхзвуковые сопла различных размеров.

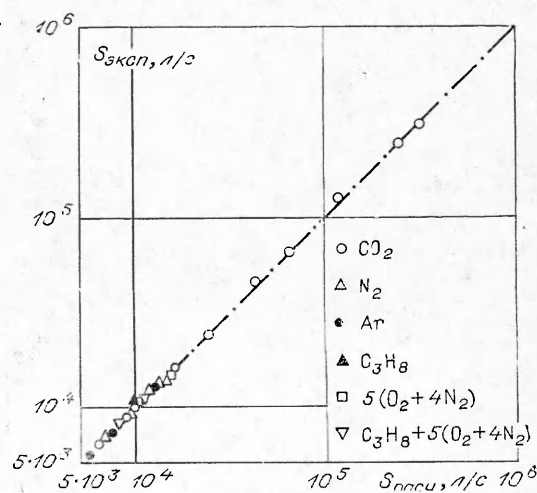
В качестве рабочего тела использовались газы: азот, аргон, углекислый газ, пропан, а также смесь газов, образованная при горении пропана в воздухе. Давление торможения варьировалось от 100 мм рт. ст. до $3,5 \text{ кг/см}^2$ при температуре торможения от 300 до 1500 К . При указанных типичных параметрах степень расширения газового потока составляла $p_0/p_\infty = 1 \cdot 10^4 - 2,5 \cdot 10^7$, а массовый расход $0,15 - 5,0 \text{ г/с}$. Измерение расхода через сопла проводилось с помощью ротаметров РС-3 и РС-5, протарированных по газовому счетчику ГСБ-400. Расход газа в вакуумную камеру за счет негерметичности равнялся $0,05 \text{ г/с}$. Сравнение производительности газодинамической трубы низкой плотности в различных режимах с расчетами показано на фиг. 3. Наибольшая плотность результатов получена при производительности до 15000 л/с , когда вышеуказанные газы, кроме CO_2 и C_3H_8 , не вымораживаются на криоповерхностях при температуре жидкого азота, а откачиваются с помощью пароструйного и механических насосов. Проверка расчета производительности установки выше 15000 л/с проводилась на CO_2 и C_3H_8 . На фиг. 3 видно хорошее соответствие расчетных значений производительности экспериментальным, хотя предложенный метод является оценочным и не претендует на высокую точность.



Ф и г. 2

Погрешность метода определяется характеристиками измерительных систем, используемых для фиксации положения замыкающего скачка струйного течения, а также рядом особенностей струйных течений, получаемых в такого рода установках. К этим особенностям относятся возможная конденсация рабочих тел, которая приводит к смещению замыкающего скачка к срезу сопла (в данном исследовании конденсация устранялась подогревом рабочих тел), и разреженность, вызывающая переход замыкающего скачка от маховской конфигурации к X-образной, а следовательно, и завышению

производительности экспериментальным, хотя предложенный метод является оценочным и не претендует на высокую точность.



Ф и г. 3

получаемых результатов при $\text{Kn}_{0,d} \left(\frac{p_0}{p_\infty} \right)^{0.5} < 2 \cdot 10^{-3}$.

Метод имеет ограничения, определяемые размером рабочего объема газодинамической установки, с одной стороны, и режимами, соответствующими переходу течения от континуального к свободномолекулярному, когда происходит размытие волновой структуры струйного течения, с другой стороны.

Следует отметить, что указанный метод может быть особенно полезен при определении производительности крионасосов и криоловухек, но имеет верхний предел применимости, вследствие взаимодействия струйного течения с поверхностями вакуумной камеры.

Поступила 20 X 1976

ЛИТЕРАТУРА

1. Левин Г. Основы вакуумной техники. М., «Энергия», 1969.
2. Основные данные новых вакуумных установок. США, ОНТИ, 1971.
3. Кобзев П. М., Холод Ю. В., Юферов В. Б. Криосорбционная откачка в интервале 760 мм рт. ст.—ультравacuум.—ЖТФ, 1969, т. 39, № 3, с. 567.
4. Козлов Л. В., Нусинов М. Д. и др. Моделирование тепловых режимов космического аппарата и окружающей его среды. М., «Машиностроение», 1971.
5. Микулин Е. И. Криогенная техника. М., «Машиностроение», 1969.
6. Волчков В. В., Иванов А. В. Толщина и внутренняя структура прямого скачка уплотнения, образующегося при истечении сильно недорасширенной струи в пространство с малой плотностью.—Изв. АН СССР. МЖГ, 1969, № 3, с. 160.
7. Немченко В. И., Ющенкова Н. И. Структура сверхзвуковой струи низкой плотности.—ПМТФ, 1969, № 6, с. 110.
8. Ребров А. К., Чекмарев С. Ф., Шарафутдинов Р. Г. Влияние разреженности на структуру свободной струи.—ПМТФ, 1971, № 1, с. 136.

УДК 593.95

О МОДЕЛИРОВАНИИ НАТУРНЫХ УСЛОВИЙ ПОЛЕТА В ИОНОСФЕРЕ

Б. Е. Жестков, А. Я. Книвель

(Москва)

При имитации условий полета космических летательных аппаратов (КЛА) в верхних слоях атмосферы необходимо наряду с другими параметрами моделировать ионизацию, возбуждение и диссоциацию потока [1]. Моделирование этих параметров существенно, в частности, при исследовании датчиков, предназначенных для измерений параметров полета на борту КЛА, испытаниях конструкционных материалов, определении аэродинамических характеристик КЛА.

В данной работе с помощью многоэлектродных зондов, детектора метастабильных частиц и каталитических датчиков исследованы ионизированная, диссоциированная и возбужденная составляющие высокоскоростного свободномолекулярного потока на установке [2], моделирующей условия полета в верхних слоях атмосферы. Показано, что степень ионизации и диссоциации, а также концентрации метастабильных частиц в потоке соответствует натурным значениям этих параметров на высотах $H = 120-200$ км.

1. Исследования проводились в интенсивном свободномолекулярном потоке азота, выделенном с помощью газодинамического источника из высокотемпературной разреженной струи. Скорость свободномолекуляр-