

**Ю. В. Громыко¹, А. А. Маслов^{1,2}, А. А. Сидоренко¹,
П. А. Поливанов¹, И. С. Цырюльников^{1,2}**

¹ Институт теоретической и прикладной механики
им. С. А. Христиановича СО РАН
ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия

² Новосибирский государственный университет
ул. Пирогова, 2, Новосибирск, 630090, Россия

E-mail: yurkonsk@gmail.com

РАСЧЕТ ПАРАМЕТРОВ ПОТОКА В ГИПЕРЗВУКОВЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБАХ *

В работе представлено описание алгоритма для расчета параметров потока в гиперзвуковых аэродинамических трубах с учетом свойств реального газа, при использовании в качестве рабочего газа воздуха и двуокиси углерода. Для верификации алгоритма проведены эксперименты по измерению скорости потока на срезе профилированного сопла с расчетными числами Маха 6 и 8 при использовании воздуха как рабочего газа в гиперзвуковой аэродинамической трубе ИТ-302М.

Ключевые слова: гиперзвуковой поток, реальный газ, импульсная труба, PIV.

Введение

Создание воздушно-космических систем требует экспериментального моделирования течений в аэродинамических трубах при высоких значениях параметров торможения потока. Непосредственное измерение параметров потока в рабочей части высокоэнthalпийных установок зачастую невозможно или связано со значительными трудностями. Общепринятой является практика, когда параметры потока рассчитываются на основе измерений давления и температуры торможения в форкамере. В этом случае критически важным является правильный учет свойств реального газа, проявляющихся при больших значениях давления и температуры [1].

В настоящее время для учета свойств реального газа, как правило, используется аппроксимация таблично заданных параметров, в свою очередь полученных на основе

решения уравнения состояния реального газа. Данный подход позволяет экономить вычислительные мощности, но вносит дополнительные погрешности в расчет характеристик течения. Кроме того, зачастую невозможно получить все необходимые характеристики течения из-за ограниченности опубликованных данных. Включение уравнения состояния реального газа в систему уравнений [1; 2] для расчета течения в канале позволяет вычислить все необходимые параметры потока по единой методике.

Целью настоящей работы является разработка и верификация алгоритма для расчета параметров потока в гиперзвуковых аэродинамических трубах при использовании в качестве рабочего газа воздуха и двуокиси углерода для диапазона температур торможения $T_0 = 273 \div 4000$ К. Верификация алгоритма выполнялась сравнением со значениями скорости на выходе сопла в гипер-

* Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант № 10-08-00138а), аналитической ведомственной целевой программы «Развитие научного потенциала высшей школы» (№ 2.1.1/3963), ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России (на 2009–2013 годы)» (16.740.11.0303) и программы фундаментальных исследований Президиума РАН № 11 (проект № 8).

звуковой аэродинамической трубе ИТ-302М [3], измеренными методом PIV. Такой метод совместно с измерением числа М трубкой Пито позволяет получить все необходимые параметры потока для сравнения с данными расчета.

Описание алгоритма расчета параметров потока

В расчете параметров потока используются уравнения состояния для реального газа:

$$\sigma = \alpha_0 \tau + \alpha_1 \tau + \alpha_2 \frac{1}{\tau} + \alpha_3 \frac{1}{\tau^2} \quad (1)$$

для воздуха и

$$\sigma = \alpha_0 + \alpha_1 \tau + \alpha_2 \varphi + \alpha_3 \varphi^2 + \alpha_4 \varphi^3 + \alpha_5 \varphi^4 \quad (2)$$

для двуокиси углерода, где

$$\sigma = \frac{P}{\rho R T_{kr}}, \quad \varphi = \sum_{i=0}^7 b_i \left(\frac{1}{\tau}\right)^i,$$

$$\alpha_k = \sum_{i=0}^7 a_i \left(\frac{\rho}{\rho_{kr}}\right)^i, \quad \tau = \frac{T}{T_{kr}}.$$

Здесь T_{kr} , ρ_{kr} – температура и плотность в критической точке, а величины коэффициентов a_i и b_i приведены в работах [4] и [5; 6]. Схема установки представлена на рис. 1. Рабочий цикл установки ИТ-302М можно упрощенно представить в виде следующей последовательности событий. Рабочий газ нагнетается в первую форкамеру под давлением P_{00} . В силу большой массы конструкции и малого объема форкамеры газ приобретает начальную комнатную температуру. Затем происходит электрический дуговой разряд в первой форкамере 2, в результате которого газ приобретает температуру $T_{01}(0)$ и давление $P_{01}(0)$. После открытия диафрагмы 6 происходит дросселирование газа во вторую форкамеру 3 и истечение в рабочую часть 5 через профилированное сопло 4.

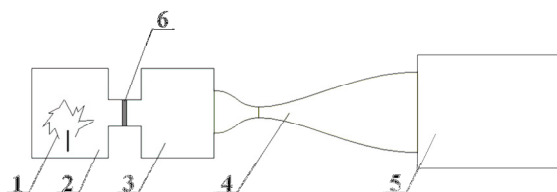


Рис. 1. Схема импульсной гиперзвуковой трубы ИТ-302М: 1 – разрядник; 2 – первая форкамера; 3 – вторая форкамера; 4 – сопло; 5 – рабочая часть; 6 – мембрана

В качестве входных данных в алгоритме расчета используются результаты экспериментальных измерений давления в первой и второй форкамерах, а также измерения давления трубкой Пито в ядре потока. Теплообмен со стенками форкамеры не учитывается.

Расчет температуры торможения $T_{01}(0)$ в первой форкамере на момент окончания разряда конденсаторов выполняется в предположении изохорного процесса в газе. По известной температуре $T_{01}(0)$ и измеренному давлению $P_{01}(0)$ в первый момент времени рассчитывается энтропия $S_{01}(0)$. Далее, основываясь на изменении давления $P_{01}(t)$ и предположении о сохранении энтропии, рассчитываются параметры газа в первой форкамере в зависимости от времени.

По известной зависимости параметров газа в первой форкамере от времени вычисляется энтальпия $H_{01}(t)$. Для дальнейшего расчета параметров потока во второй форкамере используется предположение о сохранении энтальпии и измеренное значение давления во второй форкамере $P_{02}(t)$. На основе полученных параметров потока вычисляется энтропия $S_{02}(t)$ во второй форкамере.

Далее расчет ведется на основании предположения о сохранении энтропии и энтальпии при течении газа в сопле. По известным значениям энтальпии $H_{01}(t)$ и энтропии $S_{02}(t)$ во второй форкамере выполняется расчет параметров в критическом сечении сопла. На основе вычисленных скорости звука $a_{kr}(t)$, плотности $\rho_{kr}(t)$ и известной площади критического сечения F_{kr} находится расход газа для каждого момента времени.

По экспериментальной зависимости давления, измеренного трубкой Пито, от времени производится расчет параметров торможения газа за ударной волной. С помощью рассчитанной энтропии $S'(t)$ и с учетом постоянства расхода газа $G(t)$ выполняется вычисление статических параметров потока за ударной волной. По найденным параметрам потока за ударной волной и соотношению на ударной волне находятся параметры потока в рабочей части.

По вычисленной плотности $\rho(t)$, скорости $V(t)$ в рабочей части и расходу газа $G(t)$ производится расчет площади эффективного сечения на выходе из сопла $F(t)$. На основе полученного нового сечения пересчитываются параметры перед ударной волной.

Итерационный расчет продолжается, пока $\Delta F = F^{i+1} - F^i$ не достигнет заданной величины.

Для получения параметров потока в рабочей части в программе реализована возможность использования эмпирической формулы для определения толщины вытеснения турбулентного пограничного слоя в гиперзвуковых соплах без использования трубки Пито [7].

Методика измерения скорости потока

Эксперименты проводились в гиперзвуковой аэродинамической трубе ИТ-302М. Данная установка является гиперзвуковой импульсной аэродинамической трубой и оснащена сменными профилированными соплами. В эксперименте использовались сопла с выходным диаметром 300 мм, рассчитанные на числа Маха 6 и 8 при использовании воздуха в качестве рабочего газа. Аэродинамическая труба оснащена датчиками давления в первой и второй форкамерах и трубкой Пито на срезе сопла.

Поля скорости измерялись с помощью PIV системы фирмы Dantec Dynamics. Подсветка частиц осуществлялась лазером Litron NanoL 135-15 с максимальной энергией в импульсе 135 мДж. Плоскость лазерного ножа проходила через ось симметрии сопла. Эксперименты проводились на естественном запылении установки микрочастицами. Положение частиц фиксировались камерами Hamamatsu C8484-52 и Phantom v310m, области измерений показаны на рис. 2.

Поскольку время работы установки составляет около 100 мс, а максимальная час-

тота повторения импульсов лазера равна 7 Гц, за один эксперимент удавалось получить только одно поле скорости. Восстановление поля скорости по изображениям трассеров производилось с использованием кросскорреляционных адаптивных алгоритмов с непрерывным смещением окна, однократным делением сетки и деформацией расчетной области. Размер ячеек, в которых рассчитывались локальные значения векторов скорости, составляли 16×16 пикселей для камеры Hamamatsu C8484-52 и 32×32 пикселей для камеры Phantom v310m, итоговое поле скоростей состоит из 166×126 и 79×49 векторов соответственно. Точность восстановления локального значения продольной компоненты скорости для этого метода равна 1,5 %.

Результаты измерений скорости потока

Эксперименты проводились с использованием профилированных сопел, рассчитанных на $M = 6$ и 8 для воздуха.

При использовании в качестве рабочего газа двуокиси углерода расчетные числа Маха сопел равняются 5 и 6,5 соответственно.

Эксперименты выполнялись в диапазоне числа Рейнольдса $Re_1 = (0,6 \div 21) \times 10^6 \text{ м}^{-1}$. Измерения полей скорости выполнялись в различные моменты времени от начала истечения газа.

На основе данных измерения поля скорости вычислялись величины средней скорости, а также отклонения местной скорости от среднего значения. В таблице (см. ниже) представлены величины скорости, измерен

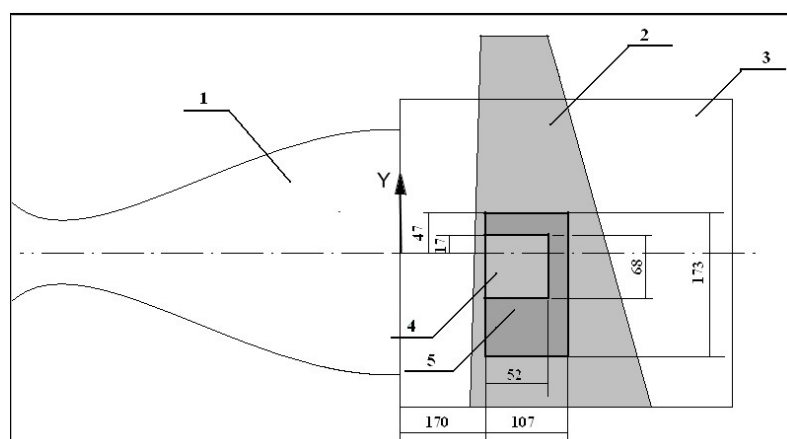


Рис. 2. Расположение областей измерений скорости потока: 1 – сопло; 2 – лазерный нож; 3 – рабочая часть; 4 – поле зрения камеры Hamamatsu C8484-52; 5 – поле зрения камеры Phantom v310m

Параметры потока газа в момент измерения для воздуха и двуокиси углерода

M	t_0	V_{exp}	V_{calc}	P_{O_2}	T_{O_2}	Re_1
	мс	м/с	м/с	$10^5 \times \text{Па}$	$^\circ\text{K}$	$10^6 \times \text{м}^{-1}$
Воздух						
6	20	1 381	1 306	42,5	932,5	14,05
6	20	1 268	1 303	41,2	918,7	13,45
6	20	1 543	1 573	57,6	1 319	10,21
6	20	1 599	1 558	56,9	1 285	10,24
6	50	1 389	1 401	26,8	1 070	6,27
6	50	1 510	1 530	26,05	1 266	5,3
6	80	1 553	1 654	10,05	1 470	1,63
6	20	1 785	1 747	18,25	1 623	2,5
8	133	1 143	1 218	43,2	768,7	8,32
8	35	1 556	1 499	172,4	1 123	16,85
8	34	1 532	1 516	223	1 147	21,89
8	34	1 546	1 545	218	1 186	19,42
8	35	1 850	1 850	202	1 660	9,69
8	36,5	1 995	2 003	170	1 925	6,267
8	86	1 274	1 330	76,7	906,5	6,27
8	35	1 612	1 560	142,2	1 216	12,4
Двуокись углерода						
6	50	1 714	1 694	7,4	1 862	0,637
6	50	1 592	1 626	17,25	1 559	1,775
6	50	1 533	1 550	17,9	1 400	2,32
6	20	1 564	1 522	30,45	1 353	4,432
6	80	1 385	1 461	15,04	1 244	2,53
8	36	1 563	1 532	115	1 281	6,43
8	55	1 430	1 440	91,8	1 168	6,54
8	33	1 765	1 696	112	1 522	4,1
8	85	1 461	1 551	53,2	1 307	2,27

ные PIV, а также параметры потока газа в момент измерения, рассчитанные по описанному выше алгоритму.

Графики профилей продольной скорости для воздуха, представленные на рис. 3 получены по данным камеры Phantom v310m (см. рис. 2), осредненным по продольной координате (т. е. по 79 ячейкам).

Из рис. 3 видно, что профили скорости потока имеют значительные неравномерности поперек сопла. Размер неоднородностей гораздо больше, чем точность измерений методом PIV. Поэтому можно сделать вывод, что эти неоднородности физически существуют в потоке аэродинамической

установки. В качестве характеристики неравномерности потока в тракте аэродинамической трубы можно использовать среднеквадратичное отклонение значения продольной скорости, рассчитанное по всей области измерений. Необходимо отметить, что в данном случае эта величина получена из одновременных измерений векторов скорости с использованием осреднения по пространству. Таким образом, эта величина учитывает как неравномерность среднего течения в области измерений, так и пульсации скорости.

На рис. 4 показано среднеквадратичное отклонение местных величин скорости от

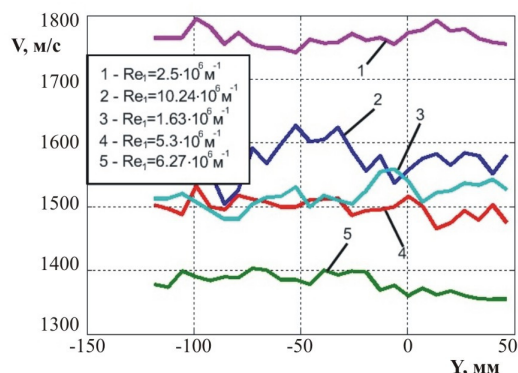


Рис. 3. Распределение средней скорости поперек сопла для воздуха

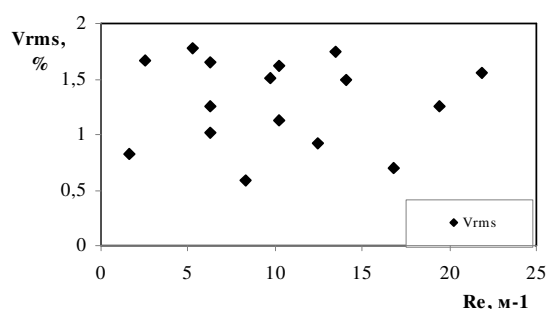


Рис. 4. Зависимость среднеквадратичного отклонения продольной скорости от Re_1 для воздуха

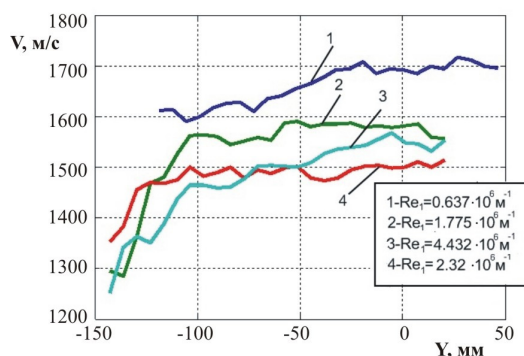


Рис. 5. Распределение средней скорости поперек сопла для CO_2

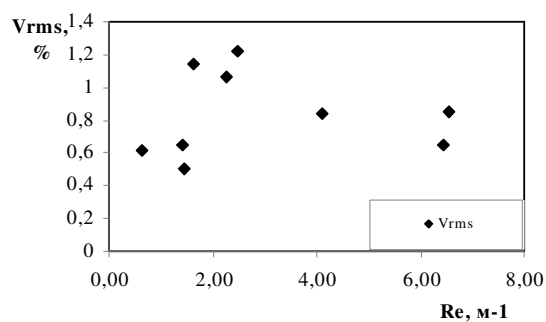


Рис. 6. Зависимость среднеквадратичного отклонения продольной скорости от Re_1 для CO_2

средней скорости потока для воздуха. Средняя скорость потока была получена усреднением поля скорости по всей области регистрации камеры Hamamatsu C8484-52 в ядре потока (см. рис. 2).

Следует отметить высокие значения $V_{RMS} = 1,3\%$ для исследуемого диапазона чисел Рейнольдса $Re_1 = (1,6 \div 22) \times 10^6 \text{ м}^{-1}$.

Графики распределения продольной скорости потока поперек сопла для двуокиси углерода представлены на рис. 5, зависимость среднеквадратичного отклонения продольной скорости от Re_1 для диапазона чисел Рейнольдса $Re_1 = (0,6 \div 6,5) \times 10^6$ показана на рис. 6. Видно, что V_{RMS} составляет 0,8%, что несколько ниже результатов, полученных в экспериментах на воздухе. Из данных следует, что в изучаемом диапазоне эта величина не зависит от Re_1 . В случае использования двуокиси углерода как рабочего газа область регистрации профиля продольной скорости потока была смещена от оси сопла для более полного измерения профиля скорости с учетом пограничного слоя.

На рис. 7 результаты экспериментального исследования сравниваются с расчетом течения двуокиси углерода по соплу в предположении идеального газа. Расчет выполнялся для реальной геометрии сопла, спроектированного на $M = 6$ для воздуха. В расчете для диоксида углерода принимался показатель адиабаты 1,29. Параметры потока на входе в сопло для данного момента измерений были получены по методике, описанной выше.

Из графика видно, что рассчитанное значение скорости оказывается заниженным. Этот результат можно объяснить влиянием свойств реального газа. При одинаковой температуре торможения на входе в сопло в реальном течении запасено больше энергии за счет возбуждения дополнительных степеней свободы молекул. При течении в сопле эта энергия приводит к дополнительному разгону потока. Интересно отметить, что эффекты реального газа не оказывают влияния на профиль скорости поперек сопла. В расчете и в эксперименте профиль скорости ведет себя сходным образом, а ядро потока определяется удовлетворительно. Значение числа Маха на выходе сопла равно 5,02.

Таким образом, имеющиеся сопла установки Т-302М можно использовать для экс-

Рис. 7. Сравнение измеренного профиля скорости с расчетом Fluent 3.26

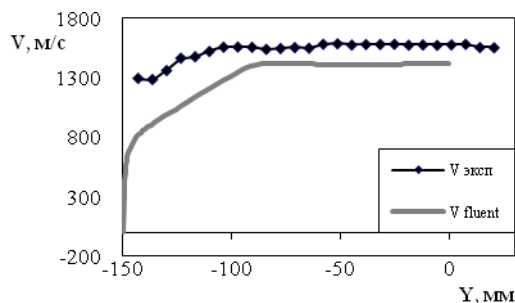


Рис. 8. Скорость потока на срезе сопла в зависимости от энтальпии для воздуха

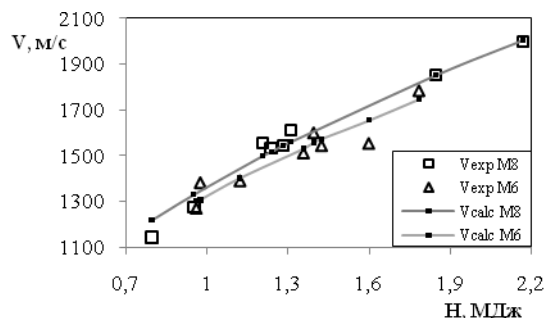
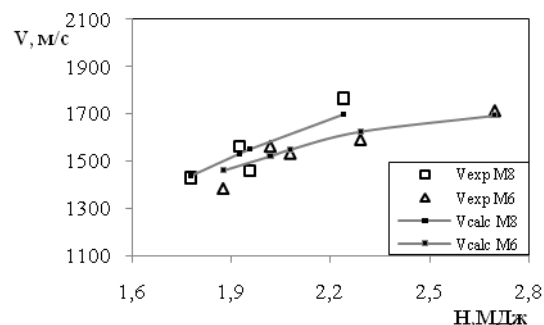


Рис. 9. Скорость потока на срезе сопла в зависимости от энтальпии для двуокиси углерода



периментов на двуокиси углерода с учетом коррекции числа Маха.

На рис. 8, 9 приведена расчетная зависимость средней скорости потока на срезе сопла от полной энтальпии для воздуха и двуокиси углерода соответственно. Также на данных рисунках представлены экспериментальные данные, полученные PIV при использовании камеры Namamatsu C8484-52 с областью регистрации в ядре потока газа.

Поскольку оценочный расчет параметров газа в сопле является фактически одномерным, результаты расчета сравниваются с экспериментальными значениями скорости, полученными осреднением по всей области измерений. В силу большого числа ячеек (166 × 126) погрешность определения средней скорости методом PIV пренебрежимо мала. Поэтому расхождение между экспериментальными и расчетными результатами объясняется неоднородностью течения и ошибками алгоритма расчета газодинамиче-

ских параметров. Разделить эти источники погрешности в рамках использованного подхода не представляется возможным.

Среднеквадратичные отклонения вычисленной скорости потока от экспериментальных значений составляют $\delta = 3,11\%$ и $\delta = 3,25\%$ для воздуха и двуокиси углерода соответственно. Видно, что предложенный алгоритм оценки параметров потока дает удовлетворительное совпадение с измеренным значением скорости для воздуха и двуокиси углерода.

Заключение

Разработан алгоритм расчета параметров потока в гиперзвуковых аэродинамических трубах при использовании в качестве рабочего газа воздуха и двуокиси углерода.

Алгоритм верифицирован сравнением с результатами измерений скорости потока методом PIV в широком диапазоне чисел

Рейнольдса в атмосфере воздуха и CO_2 . Показано, что алгоритм дает хорошее предсказание значения скорости для воздуха и двуокиси углерода.

Список литературы

1. Зыков Н. А., Севастьянов Р. М. Материалы к расчету газодинамических установок с высокими параметрами торможения азота. М.: Изд-во ЦАГИ, 1971. Вып. 1329.

2. Шехтман А. М. Газодинамические функции реальных газов. М.: Энергоатомиздат, 1988.

3. Пузырев Л. Н., Ярославцев М. И. Стабилизация параметров газа в форкамере гиперзвуковых импульсных аэродинамиче-

ских труб // Изв. СО АН СССР. Новосибирск, 1965. Вып. 5. С. 135–139.

4. Вассерман А. А., Казавчинский Я. З. Уравнение состояния для воздуха // ИФЖ. 1960. Т. 3, № 4. С. 81–85.

5. Кессельман П. М., Котляревский П. А. Уравнение состояния для двуокиси углерода в интервале температур 237–4000 К // ИФЖ. 1965. Т. 9, № 4. С. 527–531.

6. Алтунин В. В. Теплофизические свойства двуокиси углерода. М., 1975. С. 239–301.

7. Межиров И. И. Исследование течений в гиперзвуковых соплах аэродинамических труб. М.: Изд-во ЦАГИ, 1981. Вып. 2119.

Материал поступил в редколлегию 28.03.2011

Yu. V. Gromyko, A. A. Maslov, A. A. Sidorenko, P. A. Polivanov, I. S. Tsiryulnikov

ESTIMATION OF THE FLOW PARAMETERS IN HYPERSONIC WIND TUNNELS

The paper describes the algorithm of the flow parameters calculation for hypersonic wind tunnels taking into account the real gas properties using air and carbon dioxide as a working gas. The results of the experimental measurements of the flow velocity at the contoured nozzle exit in the hypersonic wind tunnel IT-302M have been carried out for verification of the algorithm.

Keywords: hypersonic wind, real gas, tunnel, PIV.