

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ БЕЗМАШИННОГО МЕТОДА ЭНЕРГОРАЗДЕЛЕНИЯ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ГАЗОВОГО ПОТОКА

Ю.А. Виноградов, А.Г. Здитовец, М.М. Стронгин

НИИ Механики МГУ, г. Москва, Россия

К настоящему времени предложено несколько методов безмашинного энергоразделения газового потока, обзор наиболее распространенных можно найти в работе [1]. Основной особенностью безмашинных методов является то, что в устройствах для их осуществления отсутствуют механизмы, приводимые в движение газовым потоком (поршень, лопатки и т.п.), т.е. газ не совершает внешней работы. Также газ не участвует в теплообмене с окружающей средой. Количественной мерой энергоразделения потоков служит температура торможения газового потока на входе и на выходе из устройства. Таким образом сжатый газ имея на входе в устройство температуру торможения  $T_o^*$ , пройдя через него, разделяется как минимум на два потока с температурами торможения  $T_1^* < T_o^*$  и  $T_2^* > T_o^*$ . К наиболее распространенным методам безмашинного энергоразделения можно отнести вихревой и резонансный, а устройствами для их осуществления являются вихревые трубы Ранка-Хилша и резонансные трубы Гартмана-Шпренгера, соответственно. На данный момент создано множество разновидностей таких устройств, которые нашли свое применение в промышленности [2,3]. Их безусловными достоинствами являются: простота изготовления, высокая надежность, низкая инерционность, отсутствие систем смазки, возможность работать в широком диапазоне температур рабочего тела. С другой стороны им присущ и существенный недостаток, ограничивающий их применение в тепловых двигателях и установках – это высокие потери полного давления. В работе [4] предложен новый метод безмашинного энергоразделения газового потока, при котором у одного из двух потоков на выходе из устройства практически сохраняется полное давление. Принципиальная схема устройства для его реализации показана на рис. 1.

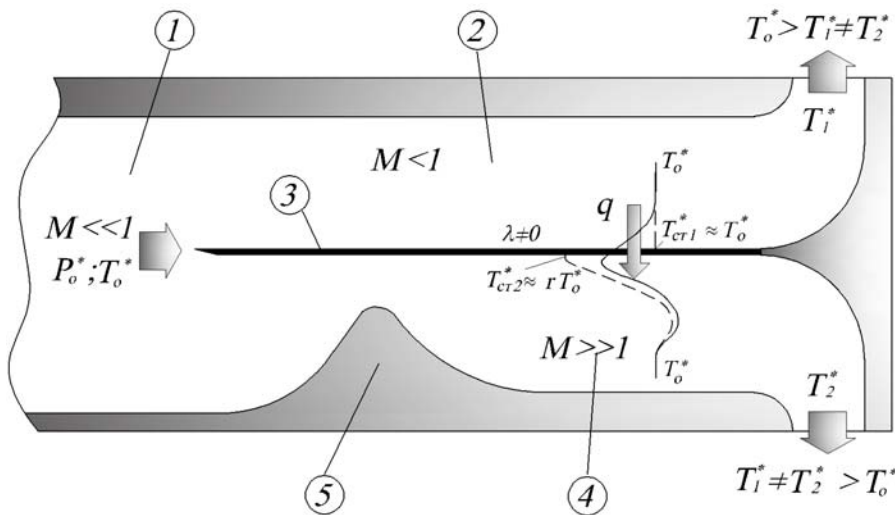


Рис.1. Принципиальная схема трубы Леонтьева: 1 - ресивер, 2 - дозвуковой поток, 3 - разделительная перегородка, 4 - сверхзвуковой поток, 5 - сверхзвуковое сопло. Сплошная линия – распределение температуры торможения при теплопроводной перегородке Штриховая линия – распределение температуры торможения при теплоизолированной перегородке

Сжатый газ (воздух, пар, смесь газов и т.п.) поступает из ресивера - 1 с параметрами торможения  $T_o^*$ ,  $P_o^*$  в рабочий участок, где разделяется перегородкой - 3 на два потока (4) и (2). Один из потоков - 4 разгоняется в сопле - 5 до сверхзвуковой скорости, другой - 2 не испытывает геометрического воздействия и остается дозвуковым. Как известно, температура поверхности теплоизолированной плоской стенки, обтекаемой дозвуковым потоком, практически равна температуре торможения потока  $T_{cm1}^* \approx T_o^*$ . В то время как та же стенка, обтекаемая сверхзвуковым потоком (число Маха  $M \gg 1$ ) с теми же параметрами торможения, будет иметь температуру поверхности в общем случае

не равную температуре торможения, а определяемую выражением  $T_{cm2}^* \approx r \cdot T_o^*$  (где  $r$  - коэффициент восстановления температуры). Таким образом, температуры поверхностей теплоизолированной стенки со стороны сверхзвукового и дозвукового потоков отличаются друг от друга. Если стенку сделать теплопроводной, то, очевидно, что между дозвуковым и сверхзвуковым потоками возникнет теплообмен. При этом тепловой поток будет определяться выражением:

$$q = K \cdot (T_{cm1}^* - T_{cm2}^*) = K \cdot (1 - r) \cdot T_o^* \quad (1)$$

где  $K$  – коэффициент теплопередачи, Вт/(м<sup>2</sup>·К),  $q$  – удельный тепловой поток, Вт/м<sup>2</sup>.

Очевидно, что величина  $T_{cm2}^* \approx r \cdot T_o^*$ , является предельным значением температуры торможения, которую может принять дозвуковой поток в результате энергоразделения в описываемом устройстве. Следовательно, чем больше  $r$  отличается от единицы, тем больше величина теоретически возможной температурной стратификации – разности между средними температурами торможения дозвукового и сверхзвукового потоков. Из многочисленных экспериментальных данных, полученных на воздухе [5], известно, что на плоской пластине в случае турбулентного пограничного слоя коэффициент восстановления температуры определяется следующим выражением:

$$r = \sqrt[3]{Pr}$$

где  $Pr$  – критерий Прандтля. У чистых газов (водород, гелий, аргон, ксенон и т.п.) и воздуха критерий Прандтля лежит в пределах  $Pr \approx 0.65 \div 0.73$  в широком диапазоне температур 250 ÷ 1000К. На плоской пластине для воздуха в инженерных расчетах обычно принимают  $r \approx 0.9$ .

В литературе можно найти работы, посвященные численному и аналитическому исследованию энергоразделения потоков с использованием данного метода [6-8]. Экспериментальные результаты ограничены [1]. Цель настоящей работы - экспериментально исследовать процесс безмашинного энергоразделения по методу Леонтьева при различных схемах организации течения рабочего тела.

Исследования проводились на малорасходной аэродинамической установке, расположенной в учебно-научной лаборатории «Термогазодинамика» НИИ механики МГУ. Эскиз рабочей части установки приведен на рис. 2.

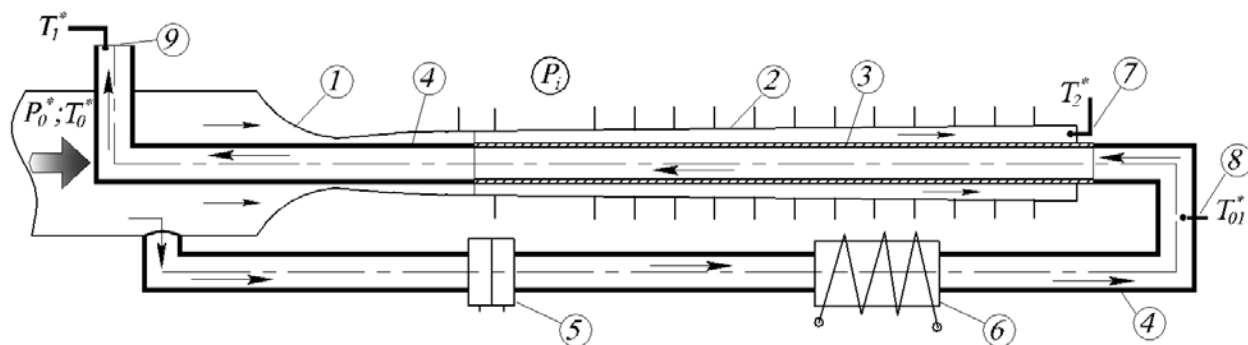


Рис.2. Схема (противоточная) рабочей части экспериментального стенда: 1 – сверхзвуковое осесимметричное профилированное сопло, 2 – конический насадок (эбонит), 3 – поверхность теплообмена (медная трубка), 4 – канал для подвода и отвода воздуха из рабочей части (эбонит), 5 – расходомерное устройство, 6 – электрический нагреватель, 7,8,9 – сечения замера температуры торможения потоков

Осесимметричное профилированное сверхзвуковое сопло – 1 плавно переходит в коническую рабочую часть (конусность 1:50, длина 150 мм) - 2. Диаметр критического сечения сопла без центрального тела – 12.5 мм. Центральное тело является составным и состоит из рабочей части (медная трубка - 3) через которую осуществляется теплообмен

между потоками и каналов для подвода и отвода воздуха – 4, выполненных из материала с низкой теплопроводностью (эбонитовая трубка). Центральное тело располагается в сверхзвуковом канале коаксиально, имеет внешний диаметр 10 мм и толщину стенки 1 мм. В итоге получается осесимметричный сверхзвуковой канал с центральным телом, который стыкуется с ресивером. Рабочее давление в ресивере может варьироваться в диапазоне 1÷20 атм. Для диагностики качества сверхзвукового потока (наличие возмущений различной интенсивности) на боковой образующей конического канала в 27 – ми точках (по 13 симметрично на конической образующей и один на срезе сопла) выполнены приемники статического давления  $P_i$ . Температурные измерения производились хромель-алюмелевыми термопарами в следующих точках: в ресивере располагались четыре приемника температуры торможения потока  $T_o^*$ . Специально сконструированные зонды крепились к координатным устройствам и позволяли измерять температуру торможения  $T^*$  в сечениях 7 и 9 рис.2. Внешний диаметр трубки зонда составлял 1.6мм. Для подогрева дозвукового потока и обеспечения равенства температур торможения в ресивере и на входе в рабочий участок центрального тела (медную трубку - 3) использовался электрический нагреватель - 6 при этом температура торможения контролировалась хромель-алюмелевой термопарой, расположенной во внутреннем канале - 8. Таким образом, температуры торможения на входе в рабочий участок со стороны дозвукового (внутренний канал) и сверхзвукового (внешний конический кольцевой канал) потоков при противоточной схеме течения были одинаковы. Величина абсолютной погрешности измерения температуры торможения в ресивере и во внутреннем канале составляла  $\pm 0.3^\circ\text{C}$ , а зондов -  $\pm 0.7^\circ\text{C}$ .

На рис.3 приведено распределение статического давления вдоль конического канала с центральным телом.

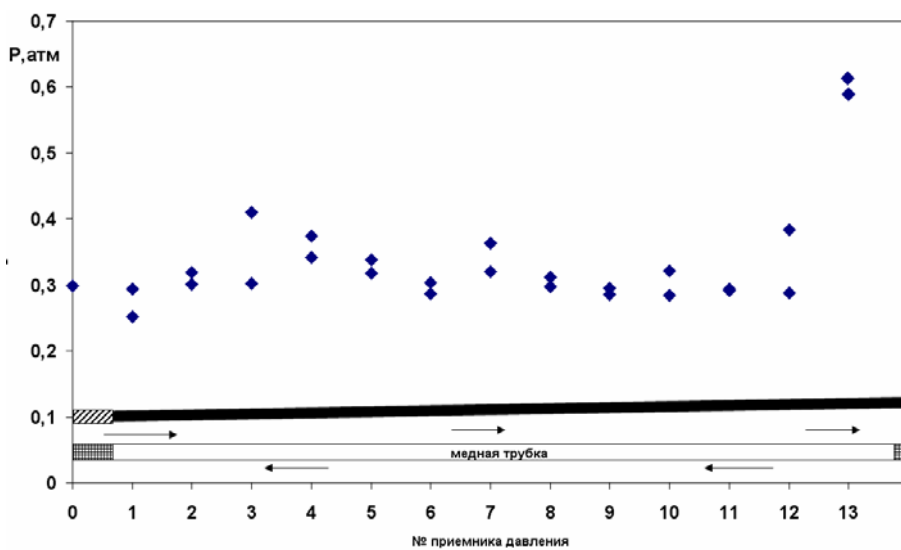


Рис.3. Распределение статического давления вдоль длины конического насадка. Давление торможения в ресивере  $P_o^*=5,34$  атм.

Число Маха на входе в конический кольцевой канал, определенное по изэнтропической зависимости между давлением торможения и статическим давлением, составляет  $M=2.52$ . Как можно наблюдать на рис.3 статическое давление до плоскости расположения 12-го приемника давления практически постоянно и имеет небольшие возмущения в районе расположения 3,4 и 7 приемников. Следовательно, можно сделать вывод, что поток оставался сверхзвуковым вплоть до расположения 12-го приемника давления. Влияние сужения проходного сечения канала за счет нарастания пограничного слоя компенсировалось увеличением поперечного сечения канала за счет конусности, а потери полного давления из-за трения и возмущений слабой интенсивности оставались не столь значительными, чтобы привести к существенному торможению сверхзвукового потока. Следовательно, условие необходимое для работы трубы Леонтьева (один из потоков в рабочей области сверхзвуковой) было выдержано.

На рис. 4 приведены значения температур торможения: в ресивере –  $T_o^*$ , на входе в рабочую область во внутреннем канале (дозвуковой поток) -  $T_{01}^*$ , на выходе из внутреннего канала -  $T_1^*$ , на выходе из сверхзвукового конического канала -  $T_2^*$ . По оси абсцисс отложено значение

относительного массового расхода воздуха по внутреннему каналу  $g=G_x/G_{\text{сум}}$ , где  $G_{\text{сум}}$  – суммарный массовый расход воздуха через установку.

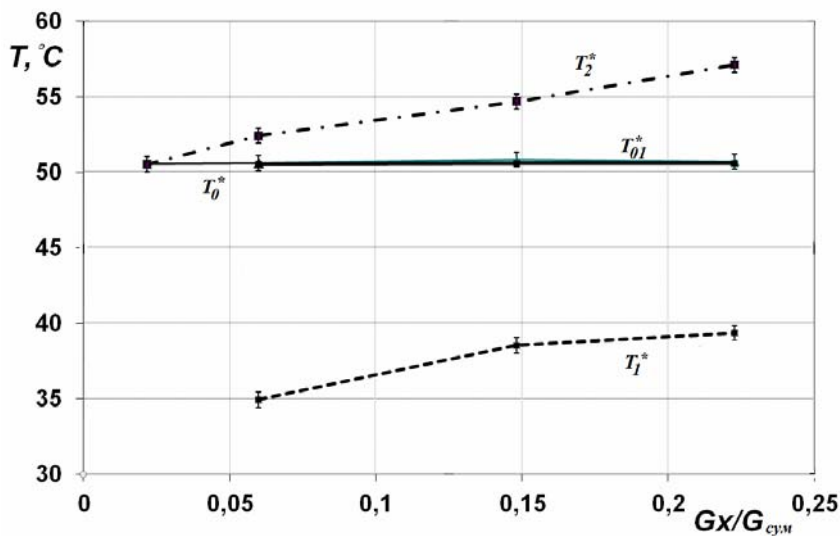


Рис.4. Средние значения температур торможения в зависимости от относительного значения расхода воздуха по дозвуковому каналу ( $T_{01}^* = T_0^* = 51^\circ \text{C}$ ):  
 $T_0^*$  - температура торможения в ресивере,  
 $T_{01}^*$  - температура торможения дозвуковой потока на входе в рабочую область (поз.8 рис.2),  
 $T_1^*$  - температура торможения дозвукового потока на выходе из устройства (поз.9 рис.2),  
 $T_2^*$  - температура торможения сверхзвукового потока на выходе из рабочей части устройства (поз.7 рис.2)

Как видно из рис.4 температуры торможения обоих потоков на входе в рабочую часть имели одинаковое значение –  $51^\circ \text{C}$ , Величина энергоразделения составляет  $T_2^* - T_1^* \approx 17^\circ \text{C}$  при всех реализованных в эксперименте относительных расходах. Дальнейшее увеличение значения относительного расхода воздуха было невозможно из-за особенностей конструкции установки.

**Заключение.** Приведенные экспериментальные данные наглядно демонстрируют возможность энергоразделения в устройствах типа «труба Леонтьева». Однако, для достижения наибольшей эффективности по величине энергоразделения, необходимо конструировать устройства таким образом, чтобы коэффициент теплопередачи был максимальным для данных режимов течения, что может быть достигнуто как увеличением площади поверхности теплообмена, так и применением различных интенсификаторов теплообмена (лунки, проточки, траншеи и т.п.)

**Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ №11-08-00152 и гранта Президента РФ МК-56.2011.8**

## Литература

1. Леонтьев А.И. Газодинамические методы температурной стратификации // Изв. РАН. МЖГ. 2002. № 4. С. 6-24.
2. Пиралишвили Ш.А., Поляев В.М., Сергеев М.Н. Вихревой эффект. Эксперимент, теория, технические решения / Под ред. А.И. Леонтьева. – М.: УНПЦ «Энергомаш», 2000. 412 с
3. Архаров А.М., Марфенина И.В., Микулин Е.И. Криогенные системы. Т.1. М.: Машиностроение, 1996. 575 с.
4. Леонтьев А.И. Температурная стратификация сверхзвукового потока // Докл. РАН. 1997. Т.354, № 4. С. 475-477.
5. Johnson H., Rubesin M.W. Aerodynamic heating and convective heat transfer-summary of literature survey // Trans. ASME. 1949. V.75, №5. P.447-452
6. Бурцев С.А., Леонтьев А.И. Температурная стратификация в сверхзвуковом потоке газа // Изв. РАН. Энергетика. 2000. № 5. С.101-113
7. Волчков Э.П., Макаров М.С. Газодинамическая температурная стратификация в сверхзвуковом потоке // Изв. РАН. Энергетика. 2006. № 2. С.19-31.
8. Ковальногов Н.Н. Выбор оптимальных параметров процесса газодинамической температурной стратификации в сверхзвуковом газовом потоке // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2010. № 3. С. 28-31