

Гичёв Ю.А. – д-р техн. наук, проф., НМетАУ

Гребенюк А.В. – ассистент, Криворожский технический университет

Перцевой В.А. – аспирант, НМетАУ

ГИДРАВЛИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЗАПИРАЮЩИХ СВОЙСТВ ЗВУКОВЫХ И ДОЗВУКОВЫХ ГАЗОВЫХ СТРУЙ

Приводятся результаты экспериментального исследования запирающих свойств осесимметричной газовой струи, истекающей на плоскость среза модельной трубы, которая формирует встречный водяной поток. Угол между плоскостью среза модельной трубы и осью сопла составлял $\varphi = 45^\circ, 60^\circ$. Определено влияние газодинамических и геометрических параметров газовой струи на ее запирающие свойства. На основании результатов экспериментальных исследований предложена математическая модель расчета газодинамических характеристик газовой струи в области ее взаимодействия с потоком жидкости.

Введение

Экспериментальное и теоретическое исследование взаимодействия сверхзвуковой и дозвуковой газовой струи со встречным потоком жидкости связано с проблемой выбора и обоснования оптимальных конструктивных и газодинамических характеристик соплового аппарата при использовании газодинамического способа разделения стали и шлака при выпуске шлака из конвертера. Экспериментальное исследование запирающих свойств газовой струи необходимо также для получения физической картины взаимодействия газового и жидкостного потоков в плоскости среза летки сталевыпускного отверстия конвертера.

Экспериментальное и теоретическое исследование газовой струи, взаимодействующей с потоком жидкости, приведены в работах [1 – 3]. Исследовалось истечение ограниченной струи газа (жидкости) из сопла круглого и прямоугольного сечения в неограниченный сносимый поток газа (жидкости), при этом угол между вектором продольной составляющей скорости истечения и плоскостью среза выходного отверстия сопла составлял $\alpha_0 \leq 120^\circ$, диаметр выходного отверстия не превышал 20 мм, отношение скорости истечения газовой струи к скорости сносящего потока: $\frac{W_0}{U} < 3,0$. На основании проведенных экспе-

риментов получен ряд эмпирических и теоретических решений для уравнения оси струи газа в сносящем потоке жидкости.

Таким образом, основное внимание в работах [1 – 3] уделено исследованию искривления оси струи под влиянием сносящего потока. Очевидно, что применимость результатов работ, указанных выше, для исследования процессов взаимодействия жидкого шлака и газового потока при пневматическом способе отсечки весьма условна, а экспериментальная база явно недостаточна. Кроме того, практически не затрагивается проблема исследования распределения газодинамических характеристик в самом сносящем потоке.

Постановка задачи исследования

Авторами настоящей работы была поставлена задача экспериментальным путем на основании визуальных наблюдений определить влияние энергетических и геометрических характеристик газовой струи, которая в нашем случае является сносящим потоком по отношению к шлаковой струе, истекающей из летки конвертера, на ее запирающие свойства. Отсюда вытекает необходимость разработки метода расчета газодинамических характеристик в поперечном сечении газового потока в области взаимодействия его со струей жидкости.

Методика и результаты проведения экспериментальных исследований

Экспериментальное исследование взаимодействия осесимметричной сверхзвуковой и дозвуковой струи газа со струей воды, которая имитирует конвертерный шлак, проводилось на специальной гидравлическом стенде, схема которого изображена на рисунке 1.

Методика проведения экспериментальных исследований на гидравлическом стенде заключалась в следующем: в бак-накопитель (1) через запорный клапан (2) подается вода по трубопроводу воды (3) до достижения требуемого давления, моделирующего гидростатическое давление на срезе сталевыпускного отверстия конвертера. Запорный клапан (4) находится в закрытом положении. Уровень жидкости контролируется по уровнемеру (5), давление – по датчику (6) и манометру (7).

Через запорный клапан (8) и пневморедуктор (9) к электропневмоклапану (10) подается сжатый воздух. Открывается запорный клапан (4) и начинается истечение жидкости из модельной трубы (11, 12). Одновременно включается запись сигнала с датчика давления (6).

После открытия запорного клапана (4) подается сигнал на переключение электропневмоклапана (10). Сжатый воздух начинает истекать через сопло (13), закрепленное на координатнике (14), и воздействует на поток жидкости в области среза модельной трубы. Давление газа перед соплом определяется датчиком (15) и манометром (16).

Модельная труба оснащена ограничивающими плоскостями (17). Слив воды осуществляется через отверстие (18). В опытах использовалось коническое сопло (число Маха на срезе сопла составляло $M_0 = 1,0$) с диаметром выходного отверстия $d_0 = 16$ мм, расстояние от среза сопла до преграды изменялось в диапазоне $\bar{h} = h/d_0 = 12,625 \div 28,125$, угол между осью газовой струи и плоскостью среза тупикового канала составлял $\varphi = 45^\circ, 60^\circ$, давление газа перед соплом варьировалось в пределах $P_c = 0,5; 0,7; 0,9; 1,1$ МПа. Диаметр модельной трубы составлял $D_{\text{шт}} = 40, 60, 80$ мм, длина модельной трубы $l = 1,3$ м. Результаты экспериментальных исследований запирающих свойств звуковых и дозвуковых струй газа представлены на рисунке 2 и рисунке 3.

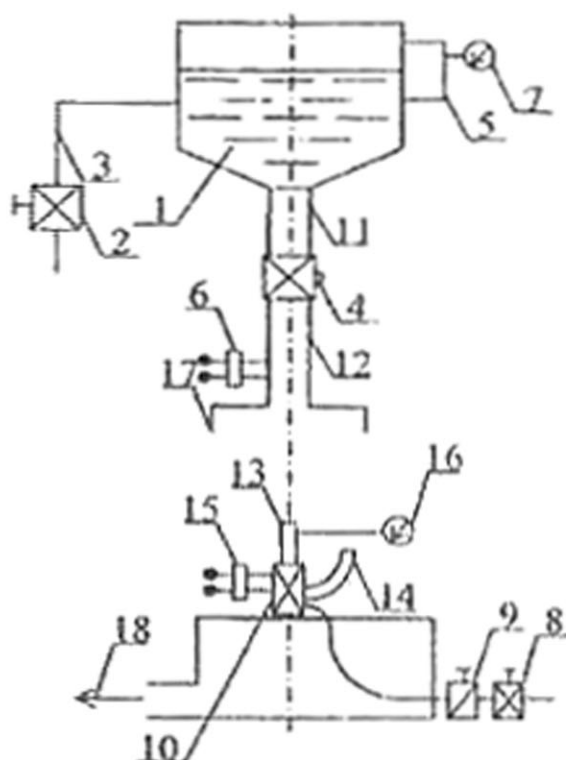
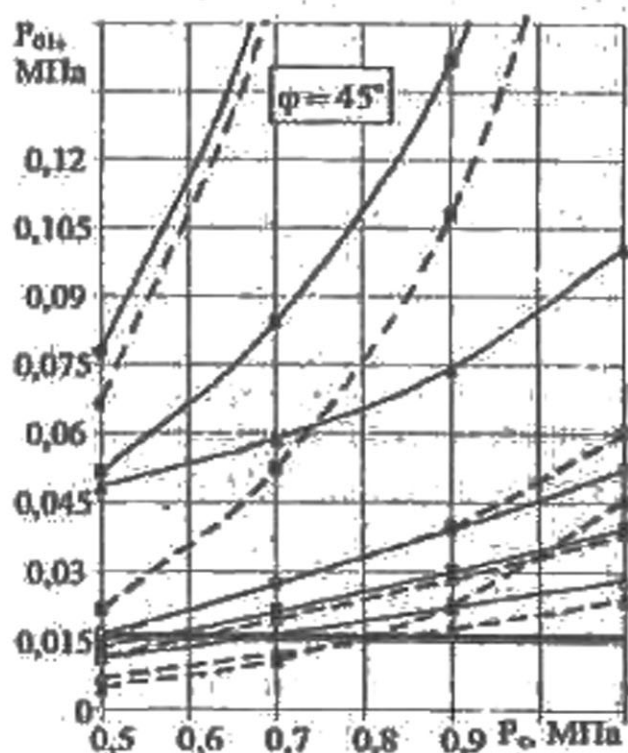


Рис. 1. Схема гидравлического стенда

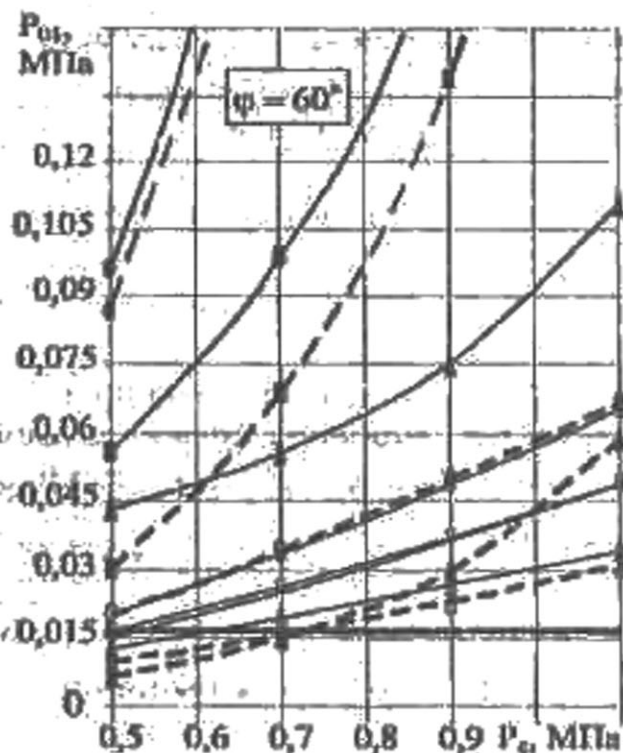
Методика расчета

Расчет газодинамических характеристик в поперечном сечении газового потока в области взаимодействия его со струей жидкости сводится к решению следующих задач: определение динамических параметров в свободной струе газа; исследование влияния гидравлического удара (взаимодействие свободной струи газа с потоком жидкости) на величину давления на срезе модельной трубы; определение давления торможения в граничных точках. При газодинамических исследованиях свободных и импактных струй необходимо знать их параметры, геометрические размеры и расположение преграды (в данном случае преградой является плоскость среза модельной трубы) относительно сопла. Значения начальных параметров газа: число Маха в выходном отверстии сопла M_0 , диаметр сопла d_0 , расстояние до преграды h , а также угол наклона сопла к плоскости преграды φ , приведены выше. Заметим также, что линейные величины выражены в диаметрах выходного сечения сопла и отмечены чертой над символом. Параметры газа на срезе сопла: статическое давление P , температура торможения T_0^* , скорость истечения W_0 и степень нерасчетности струи n определяются по известным зависимостям, приведенным в [4 – 5].



$D_{нз}=40\text{ мм}$: $\bullet$ $h=202\text{ мм}$; $\circ$ $h=450\text{ мм}$
 $D_{нз}=60\text{ мм}$: $\blacksquare$ $h=202\text{ мм}$; $\square$ $h=450\text{ мм}$
 $D_{нз}=80\text{ мм}$: $\blacktriangle$ $h=202\text{ мм}$; $\triangle$ $h=450\text{ мм}$
 — точка А; - - - - - точка Б

Рис. 2. Зависимость избыточного давления торможения в граничных точках от давления газа перед соплом при различных энергетических и геометрических параметрах модельной трубы и газа перед соплом



$D_{нз}=40\text{ мм}$: $\bullet$ $h=202\text{ мм}$; $\circ$ $h=450\text{ мм}$
 $D_{нз}=60\text{ мм}$: $\blacksquare$ $h=202\text{ мм}$; $\square$ $h=450\text{ мм}$
 $D_{нз}=80\text{ мм}$: $\blacktriangle$ $h=202\text{ мм}$; $\triangle$ $h=450\text{ мм}$
 — точка А; - - - - - точка Б

Рис. 3. Зависимость избыточного давления торможения в граничных точках от давления газа перед соплом при различных энергетических и геометрических параметрах модельной трубы и газа перед соплом

Распределение газодинамических параметров в поперечном сечении струи зависит от области ее течения. Следовательно, необходимо определить длину начального и переходного участков свободной турбулентной струи газа.

Если преграда располагается в основном (дозвуковом) участке течения свободной струи, распределение осевой скорости при сверхзвуковом и звуковом истечении из сопла описывается выражением [6]

$$\lambda_m = \frac{1}{\left(1 + 5,7 \cdot c_0 \cdot \frac{\bar{h}_1 - \bar{h}_{2m}}{\bar{d}_{2m}}\right)}, \quad (1)$$

где c_0 — константа структуры струи, принимаем $c_0 = 0,06$; $\bar{h}_1$ — рас-

стояние от среза сопла до преграды (до оси сечения выходного отверстия модельной трубы); $\bar{h}_{\text{ш}}$ – расстояние от среза сопла до звукового сечения струи; $\bar{d}_{\text{ш}}$ – диаметр звукового сечения струи.

Диаметр звукового сечения струи определяется по формуле [7]

$$\bar{d}_{\text{ш}} = 2,72 \cdot \sqrt{n \cdot M_0^2 + \frac{n-1}{\kappa}}, \quad (2)$$

где κ – показатель адиабаты газа.

Расстояние от среза сопла до звукового сечения струи определяется из выражения [8]

$$\bar{h}_{\text{ш}} = 9,5 \cdot \left[M_0 \cdot \sqrt{n \cdot \kappa} - \frac{1,05}{(M_0 \cdot \sqrt{n \cdot \kappa})^{2,7}} \right]. \quad (3)$$

Распределение осевой скорости в переходной (сверхзвуковой) области течения свободной струи описывается выражением [5]

$$\lambda_x = \frac{13 \cdot \sqrt{M_{\text{эф}}^2 - 1} \cdot \left(\frac{d_{\text{эф}}}{d_0} \right)}{x - \bar{S}}, \quad (4)$$

где $M_{\text{эф}}$ – число Маха на оси струи в “эффективном” (изотермическом) сечении; $d_{\text{эф}}$ – диаметр “эффективного” сечения струи; $\bar{S}$ – длина начального (газодинамического) участка струи.

Число Маха на оси струи в изотермическом сечении определяем по известной формуле [5]

$$M_{\text{эф}} = \sqrt{\frac{F_0}{F_{\text{эф}}} \cdot \left(M_0^2 \cdot n \cdot \cos^2 \alpha_0 + \frac{n-1}{\kappa} \right)}, \quad (5)$$

где F_0 , $F_{\text{эф}}$ – площадь выходного отверстия сопла и площадь эффективного сечения свободной струи, соответственно; α_0 – угол между вектором абсолютной скорости на выходе из сопла и осью сопла, принимаем [5] $\alpha_0 = 0$.

В свою очередь, диаметр “эффективного” сечения струи определяется из выражения [7]

$$d_{\text{эф}} = d_0 \cdot n^{0,6}. \quad (6)$$

Длина начального (газодинамического) участка струи определяется по формуле [7]

$$\bar{S} = \frac{n}{1,2 + 0,3 \cdot n} + 4 \cdot (1,05 \cdot \sqrt{n} - 0,1), \quad (7)$$

где первое слагаемое определяет (представляет собой) положение точки отражения падающего скачка уплотнения, а второе – расстояние между соседними точками отражения скачков.

Максимальное давление на преграде определяется по формуле [9]

$$P_{\max \varphi} = \frac{P_{\text{атм}} \cdot W_{\text{н}}^2}{2} \cdot \sin \varphi, \quad (8)$$

где $W_{\text{н}}$ — скорость на оси свободной струи на расстоянии $\bar{h}_1$.

Смещение максимума давления происходит также вдоль оси z (см. рисунок 4), а не только по линии растекания [10]. Смещение максимума давления вдоль оси z происходит по закону [10]

$$\Delta \bar{r}_z = -0,5 \cdot \bar{z} + 0,5. \quad (9)$$

Результаты расчетов показали, что во всех случаях натекания струи на заглушенный канал относительное расстояние от среза сопла до преграды составляет $\bar{h}_1 > 6,2$.

Максимальное давление на преграду с учетом смещения максимума давления вдоль оси z определяется по формуле [11]

$$P_{\text{сг.об.макс.}\varphi} = P_{\max \varphi} \cdot e^{-(c_z \cdot \Delta \bar{r}_z)^2}. \quad (10)$$

Коэффициент c_z в формуле (10) при $\bar{h}_1 > 6,2$ равен [11]

$$c_z = 5,04 \cdot \bar{h}_1^{-0,75}. \quad (11)$$

Смещение критической точки (максимума давления) от точки пересечения оси свободной струи и центра сечения выходного отверстия модельной трубы в сторону ветви струи с меньшим расходом газа (см. рисунок 5) определяется по формуле [12]

$$\Delta \bar{r} = \frac{\Delta \bar{r}}{d_0} = 0,154 \cdot \operatorname{ctg} \varphi. \quad (12)$$

Таким образом, расстояние вдоль преграды $\bar{r}_1$ отсчитывается от критической точки с учетом ее смещения вдоль преграды в сторону ветви струи с меньшим расходом газа на величину $\Delta \bar{r}$.

Определим вид течения пристеночной струи вдоль плоскости среза модельной трубы для ветвей потока с большим и меньшим рас-

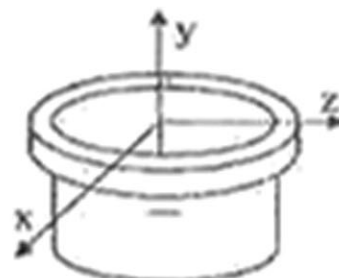


Рис. 4. Расположение координатных осей в тупиковом канале

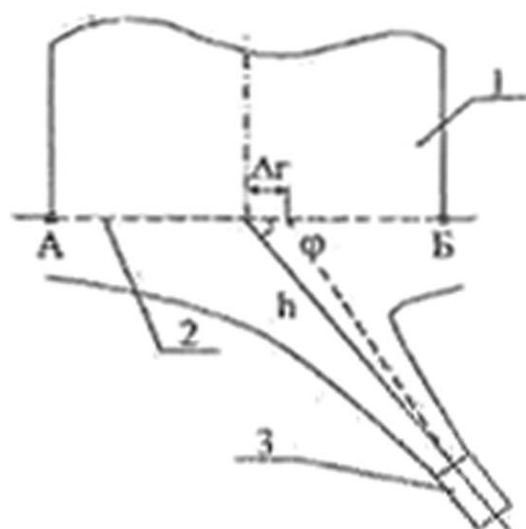


Рис. 5. Схема натекания струи газа на плоскость среза модельной трубы:
1- модельная труба;
2- плоскость среза модельной трубы;
3- сопло

ходом газа. Для этого необходимо определить протяженность области ускоренного течения из выражения [11] при условии $\bar{h}_1 > 6,2$

$$r_* = 0,34 \cdot \bar{h}^{0,7} \cdot d_0 \cdot (1 \pm \cos \varphi), \quad (13)$$

где знак "+" берется для ветви пристенной струи с большим расходом.

Расчеты показали, что при протекании струи на плоскость среза модельной трубы в области граничных точек А и Б (см. рисунок 5) реализуются ускоренный и переходный режимы течения.

Расстояние от критической точки до граничных точек А и Б определяется по формуле

$$r_1 = R_{\text{канала}} \pm \Delta r, \quad (14)$$

где знак "+" берется для определения расстояния от критической точки до точки А.

Избыточное статическое давление в граничных точках А и Б при $r_1 = r_{1A}$ и $r_1 = r_{1B}$ определяется из выражения [11]

$$P_{\text{ст. в. б. т.}} = P_{\text{ст. в. б. т. в. ф.}} \cdot e^{-(c_1 \cdot \bar{r}_1)^2}, \quad (15)$$

Коэффициент c_1 в формуле (15) определяется по зависимости (11).

Максимальная скорость на внешней границе пристенного пограничного слоя для ветвей потока с большим и меньшим расходом газа определяется по формуле [11] при условии $\bar{h}_1 > 6,2$

$$u_{m1}^* = 3,68 \cdot \bar{h}_1^{-0,82} \cdot W_0 \cdot (1 \pm \cos \varphi). \quad (16)$$

Граница между переходной и автомодельной областями течения для ветви с большим расходом газа определяется по формуле [11]

$$\bar{r}_{\text{гран. 1 бол.}} = \frac{3,24 \cdot (1 + \cos \varphi)^2}{\left(\frac{u_{m1}^*}{W_0} \right)^2}. \quad (17)$$

Граница между переходной и автомодельной областями течения для ветви с меньшим расходом газа определяется по формуле [11]

$$\bar{r}_{\text{гран. 1 мен.}} = \frac{3,24 \cdot \sin^2 \varphi}{\left(\frac{u_{m1}^*}{W_0} \right)^2}. \quad (18)$$

Скорость на внешней границе пристенного пограничного слоя в точке с координатой $r_1 = r_{1A}$ или $r_1 = r_{1B}$ определяется по формулам [11]:

... для области ускоренного течения

$$u_{m1} = \left[1,5 \cdot \left(\frac{r_1}{r_*} \right) - 0,5 \cdot \left(\frac{r_1}{r_*} \right)^3 \right] \cdot u_{m1}^*; \quad (19)$$

→ для области переходного течения

$$u_{mi} = \left(\frac{24,1}{h_i^{1,47}} \cdot r_i \cdot e^{-\left(\frac{\eta}{r_i}\right)} \right) \cdot W_0. \quad (20)$$

Предполагаем, что истекающая из сопла струя газа является изотермической. С учетом сказанного плотность газа в граничных точках А и Б при $r_i = r_{TA}$ или $r_i = r_{TB}$ определяется по формуле

$$\rho_i = \frac{p_{ст}}{R \cdot T_{ам}} \quad (21)$$

Скоростное давление вдоль преграды в указанных выше граничных точках определяется по формуле

$$P_{w1} = \frac{\rho_i \cdot u_{mi}^2}{2}. \quad (22)$$

Давление торможения вдоль преграды в граничных точках А и Б определяется по известной зависимости

$$P_{01} = P_{ст\ по\ 1} + P_{w1}. \quad (23)$$

На рисунках 2 и 3 наряду с экспериментальными данными по исследованию запирающих свойств газовой струи представлены результаты расчетов давления жидкости на срезе модельной трубы. Значения избыточного давления на срезе модельной трубы на рисунках 2 и 3 представляют собой горизонтальные линии.

Определяющим для проектирования затвора является гидростатическое давление столба шлаковой эмульсии (в данном экспериментальном исследовании – столба воды), которое вычисляется по формуле

$$P_r = \rho \cdot g \cdot H, \quad (24)$$

где ρ – плотность воды; H – длина модельной трубы.

Взаимодействие струи газа и потока жидкости приводит к повышению давления жидкости в плоскости среза модельной трубы, которое может быть определено из выражения

$$\Delta P = \rho \cdot \sqrt{2 \cdot g \cdot H} \cdot \frac{2 \cdot H}{\tau}, \quad (25)$$

где τ – время срабатывания гидравлического стандарта.

Давление жидкости на срезе модельной трубы определяется по формуле

$$P_{зи} = P_r + \Delta P. \quad (26)$$

Выводы

Применение данной методики при расчете параметров (скорости потока, плотности и давления) газовой струи в области взаимодействия ее с потоком жидкости указывает на адекватность математической модели результатам экспериментальных исследований.

Список литературы

1. Шандоров Г.С. Истечение из канала в неподвижную и движущуюся среду // Журнал технической физики. – 1957. – Т. 27, № 1. – С. 25 – 31.
2. Иванов Ю.В. Уравнение траектории струй острого лутья // Советское котлотурбостроение. – 1952. – № 8. – С. 12 – 18.
3. Иванов Ю.В. Плоская струя во внешнем поперечном потоке воздуха // Известия Академии наук Эстонской ССР. – 1953. – Т. 2, № 2. – С. 28 – 35.
4. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. – М.: Машиностроение, 1991. – 532 с.
5. Лухтура Ф.И. Одномерная теория сверхзвуковых нерасчетных струй газа // Изв. АН СССР. МЖГ. – 1993. – № 1. – С. 48 – 56.
6. Нещерет П.А., Ленцов И.А. К оценке дальности сверхзвуковой газовой струи // Изв. вузов. Энергетика. – 1988. – № 10. – С. 84 – 88.
7. Анцупов А.В. Исследование параметров нерасчетной сверхзвуковой струи газа // ЖТФ. – 1974. – Т. 44, № 2. – С. 372 – 379.
8. Нещерет П.А., Калустин Е.А., Шлих О.Э. К расчету течений в основном участке сверхзвуковой струи с учетом влияния тория сопла // Журн. СО АН СССР. ПМТФ. – 1984. – № 5. – С. 81 – 85.
9. Савин В.К., Можасва Ж.П., Аралов А.Д. Гидродинамические исследования пограничного слоя при струйном обтекании пластины // Известия вузов. Машиностроение. – 1975. – № 9. – С. 76 – 81.
10. Божко Д.Ф., Можасва Ж.П., Аралов А.Д. Исследование физики течения в области взаимодействия осесимметричной турбулентной струи с плоской преградой // Изв. вузов. Машиностроение. – 1975. – № 9. – С. 55 – 58.
11. Юдзев Б.Н., Михайлов М.С., Савин В.К. Теплообмен при взаимодействии струй с преградами. – М.: Машиностроение, 1977. – 248 с.
12. Beltracchi S. Oblique impingement of plane turbulent jets // J. Hydraul. Div. Proc. Amer. Soc. Civ. Eng. – 1976. – Vol. 102, № 9. – P. 1177 – 1192.

Рукопись поступила 03.04.2007 г.