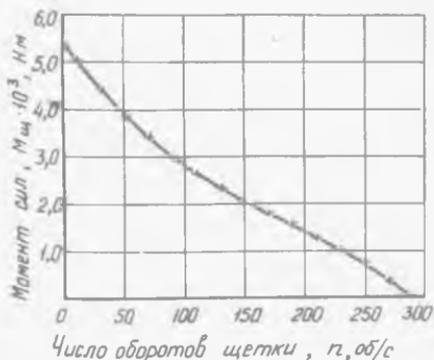


Р и с. 3. Соотношение скорости щетки $v_{ш}$ и тангенциальной составляющей скорости потока $v_{т}$



Р и с. 4. Зависимость $M_{ш}$ от числа оборотов n

$$M_{ш} = \rho v_{ш} r_i^2 \left[v_t^2 \sin^2 \alpha \ln \frac{v_t \sin \alpha}{6,28 n \bar{r}_a} - 6,28 n v_t \sin \alpha \left(\frac{v_t \sin \alpha}{3,14 n} \bar{r}_a^2 - 1 \right) + \right. \\ \left. + 9,68 n^2 r_i^2 \left(\frac{v_t^2 \sin^2 \alpha}{19,72 n^2} - \bar{r}_a^4 - 1 \right) \right] \quad (17)$$

На рис. 4 представлена зависимость $M_{ш}$ от числа ее оборотов n для $\Delta p_0 = 10^4$ Па; $r_i = 0,05$ м; $v_{ш} = 0,01$ м; $\bar{r}_a = 0,4$; $\cos \alpha = 0,1$. Пересечение кривой с осью n дает максимальное значение оборотов щетки при нулевом моменте ее сопротивления.

УДК 532.526.527

А.Н. Балалаев, А.Ю. Цыбров *

ВЛИЯНИЕ ТОРЦЕВОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ РАБОТЫ ВИХРЕВОЙ ТРУБЫ

Необходимость расчета гурбулентного пограничного слоя газа, вращающегося на торцевой поверхности ВТ, связана с большим влиянием пристенных вторичных течений на эффективность работы этого устройства.

При расчете пограничного слоя вращающегося газа решалась система уравнений сохранения импульса, момента импульса и расхода:

$$\frac{\partial}{\partial z} \left(\tau \int_0^{\delta} \rho U_z^2 dz \right) - \int_0^{\delta} \rho U_z^2 dz = -\tau \tau_{zz} \Big|_{z=0} - \tau \delta \frac{\partial p}{\partial z} \quad (1)$$

* Работа выполнена под руководством проф. А.П. Меркулова

$$\frac{\partial}{\partial z} \left(r^2 \int_0^{\delta} \rho U_z U_r dz \right) + r^2 U_{z\delta} U_{r\delta} \rho_{\delta} = - r^2 \tau_{rz} |_{z=0} \quad (2)$$

$$U_{z\delta} = - \frac{1}{\rho_{\delta} r} \frac{\partial}{\partial z} \left(r^2 \int_0^{\delta} \rho U_z dz \right) \quad (3)$$

Индексом "0" обозначены параметры газа на внешней границе пограничного слоя. Так как давление по толщине слоя постоянно, то

$$\frac{\partial p}{\partial z} = \frac{d p_0}{d z}$$

Параметры газа вне пограничного слоя определялись согласно методике расчета ВТ [2]. Относительный радиус разделения вихрей \bar{z}_2 можно определить, используя принцип максимума потока энтропии [4].

Плотность ρ находится из уравнения состояния при условии, что температура торможения постоянна как по радиусу, так и по толщине пограничного слоя:

$$\rho = \frac{\rho_0}{R \left[T_1^* - \frac{U_z^2 + U_r^2}{2 C_p} \right]} \quad (4)$$

Аналогично [4] система уравнений (1)-(3) решалась с использованием закона "1/7" для тангенциальной составляющей скорости

$$U_z = U_{z\delta} h^{1/7} \quad (5)$$

где $h = z/\delta$, и эмпирическая зависимости напряжения трения от толщины слоя, полученной для течения в трубах:

$$\frac{U}{U^*} = 8,74 \left(\frac{U^* \delta}{\nu} \right)^{1/7} \quad (6)$$

где $U^* = \sqrt{\tau_0/\rho}$, а τ_0 и U - результирующие напряжения трения на стенке и скорость вблизи стенки.

Для радиальной скорости в пограничном слое была выбрана следующая аппроксимация:

$$U_z = \alpha U_z (1 - h^m)^n \quad (7)$$

В [4] показатели степеней m и n находились из условия гладкости сопряжения профиля скорости на внешней границе пограничного слоя. Однако выбор значений m и n из условия

$$\int_0^{\delta} \tau_0 2\pi r dz = m \nu \quad (8)$$

позволил авторам получить более точное положение максимума радиальной скорости и профиль правильного наполнения. Разбивая торцевую поверхность ВТ на кольцо с радиусами r_{z1} и r_{z2} и задаваясь постоянными значениями m и n в их промежутке, нашли их распределение по радиусу, обеспечивающее выполнение условия (8). Оказалось, что показатели степеней m и n зависят лишь от параметра α и числа Рейнольдса входящего в ВТ газа:

$$m = 1 + \frac{50}{Re^{0.25}} \alpha, \quad m = 2 - 0.5\alpha.$$

Параметр α имеет следующий физический смысл

$$\alpha = \frac{v_z}{U_z} \Big|_{h \rightarrow 0} = \frac{v_{zz}}{v_{zz}} \Big|_{h=0}$$

и является независимой переменной величиной.

Для тангенциальной скорости вне пограничного слоя $U_{\text{ср}}$ при $\bar{z} > \bar{z}_2$ был принят закон потенциального течения

$$U_{\text{ср}} = U_{\text{ср}} \frac{1}{\bar{z}}$$

Результаты расчета показали, что нарастание пограничного слоя происходит лишь до радиуса разделения вихрей, затем газ вытекает из пограничного слоя в ядро потока. Поэтому если $\bar{z} > \bar{z}_2$, то потенциальное ядро потока влияет на течение в пограничном слое, если же $\bar{z} < \bar{z}_2$, то вытекающий из пограничного слоя газ влияет на течение в ядре. Тангенциальную скорость на границе слоя при $\bar{z} < \bar{z}_2$ необходимо находить из решения системы (1)-(3), приняв параметр α постоянным и равным своему значению на \bar{z}_2 . Постоянство параметра α при $\bar{z} < \bar{z}_2$ объясняется независимостью течения в пограничном слое от условий на его границе.

Система уравнений (1)-(3) совместно с законами скоростей (5), (7) и выражением для напряжения трения (6) является замкнутой. Она решалась конечно-разностным методом при задании следующих граничных условий:

$$\alpha = 0, \quad \delta = 0$$

$$\text{при } z = z_1 + h_c,$$

$$\alpha = \text{const}, \quad U_z = U_{\text{ср}} \frac{z_1}{z_2} \quad \text{при } z = z_2,$$

где h_c - высота тангенциального соплового ввода.

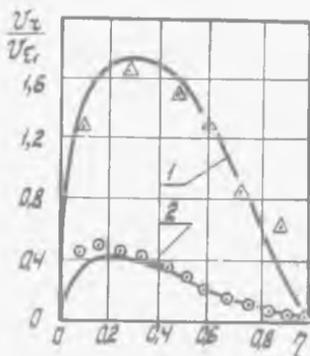
Данная схема расчета пограничного слоя показала хорошую сходимость с экспериментальными данными (рис. 1) различных авторов.

Находя по методике Меркулова параметры газа в ВТ и решая систему уравнений пограничного слоя, можно определить расход газа через пограничный слой на любом радиусе ВТ:

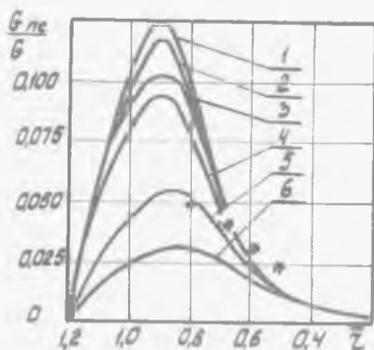
$$G_{\text{пс}} = 2\pi r \delta \alpha v U_{\text{ср}} \int_0^1 \rho_0^{1/m} (1 - \eta^m)^n d\eta.$$

На рис. 2 приведены результаты расчета относительного расхода газа через пограничный слой, откуда видно, что с повышением степени расширения газа \bar{z} относительный расход уменьшается.

Для оценки влияния пограничного слоя на работу ВТ была принята следующая схема течения газа вблизи торцевой поверхности. Ниже радиуса разделения вихрей в ядре потока расположена рециркуляционная зона, образованная частью вынужденного вихря, не выходящего в отверстие диафрагмы. Часть газа, вытекающего из пограничного слоя ниже \bar{z}_2 , попадает в рециркуляционную зону и присоединяется к свободному вихрю, а остальной газ подмешивается к холодному потоку и вытекает в диафрагму. Таким об-



Р и с. 1. Сравнение экспериментальных и расчетных данных по профилю радиальной скорости: 1, $Re = 46000$, $\bar{z} = 0,25$ (вихревая камера); 2, $Re = 320000$, $\bar{z} = 0,36$ (вихревая труба); Δ, \circ - экспериментальные данные работ [2,5]; 1, 2 - результаты расчета



Р и с. 2. Расход газа через пограничный слой: 1 - $Pr = 1,15$; 2 - $Pr = 1,26$; 3 - $Pr = 1,5$; 4 - $Pr = 2$; 5 - $Pr = 3$; 6 - $Pr = 5$; * - $Pr = 1,26$ - экспериментальные данные [1]

разом, на работу ВТ влияет лишь часть газа, вытекающая из пограничного слоя после некоторого радиуса z_{cp} , находящегося между z_2 и радиусом диафрагмы z_d , и присоединяющаяся к холодному потоку. Из условия лучшей сходимости экспериментальных и расчетных параметров пограничного слоя радиус определяется следующим образом:

$$z_{cp} = \sqrt{0,5(z_2^2 + z_d^2)}$$

Если принять, что весь пограничный слой ниже z_{cp} , имеющий температуру входного газа, подмешивается в холодный поток, имеющий температуру T_x , то из уравнения баланса энергии

$$C_p T_{x, \text{экс}} G_x = C_p T_x (G_x - G_{гс}) + C_p T_i^* G_{гс} \quad (9)$$

по известной из эксперимента температуре охлажденного газа $T_{x, \text{экс}}$ и заданной доле холодного потока M можно определить величину температуры охлажденного газа T_x в предположении отсоса пограничного слоя с z_{cp} . При отсосе доля холодного потока становится

$$M = \frac{G_x - G_{гс}}{G} \quad (10)$$

На рис. 3 показано сравнение экспериментальных данных по относительной температуре охлажденного газа θ_x с расчетной величиной θ_x , вычисленной из уравнения (9) в предположении удаления пограничного

слоя, откуда видно, что его отсос позволяет понизить относительную температуру охлажденного газа на 10-15%.

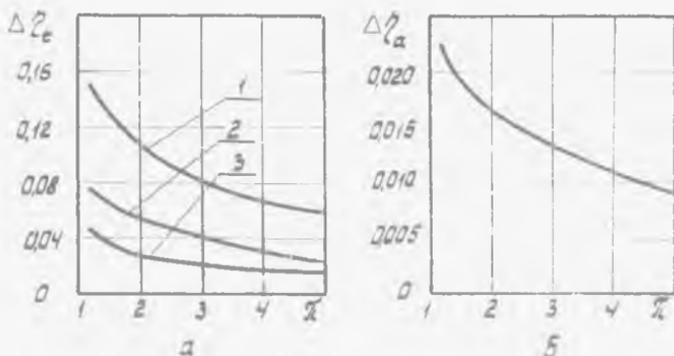
В расчетах принималось, что отсос пограничного слоя производился на радиусе ζ_{cp} , однако выбор ζ_{cp} является до некоторой степени условным, что требует дополнительных экспериментальных исследований по нахождению оптимального радиуса отсоса.

За счет снижения температуры охлажденного газа при отсосе пограничного слоя увеличивается энтальпийный к.п.д. ВТ, выражающийся формулой

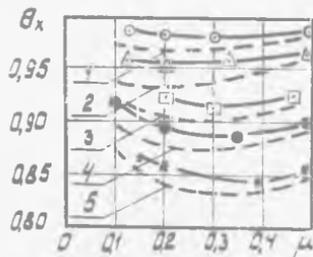
$$\eta_t = \frac{1 - \theta_k}{1 - (\frac{1}{\mu})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$$

Адиабатный к.п.д. $\eta_a = \mu \eta_t$ при отсосе пограничного слоя остается неизменным, что следует из анализа выражений (9), (10). Однако кривая зависимости η_a от μ смещается по оси абсцисс на G_{mc}/G в сторону меньших μ , поэтому на одном и том же μ в области $\mu = 0,3-0,4$ адиабатный к.п.д. несколько увеличивается. Максимальный для каждой степени расширения к.п.д. η_a при отсосе пограничного слоя на изменяется.

На рис. 4, а, б показано изменение к.п.д. ВТ, вызванное удалением пограничного слоя.



Р и с. 4. Изменение энтальпийного (а) и адиабатного (б) к.п.д. при отсосе пограничного слоя: а) 1 - $\mu = 0,15$; 2 - $\mu = 0,3$; 3 - $\mu = 0,5$; б) $\mu = 0,3$



Р и с. 3. Зависимость θ_k от μ ; 1, $\circ - \circ - \pi = 1,15$; 2, $\Delta - \Delta - \pi = 1,5$; 3, $\square - \square - \pi = 2$; 4, $\bullet - \bullet - \pi = 3$; 5, $\times - \times - \pi = 5$; - - - - расчет θ_k из (9)

Как показали результаты расчета, отсос пограничного слоя с торца вихревой трубы в диапазоне чисел Рейнольдса входного газа 10^4-10^6 позволяет понизить относительную температуру холодного потока на 10-15%, что приводит к повышению адиабатного к.п.д. на 1-2%. Энтальпийный к.п.д. при отсосе пограничного слоя увеличивается на малых M ($M = 0,15$) на 10-15%, что расширяет область применения ВТ на этих режимах. Эффективность отсоса с увеличением степени расширения уменьшается.

Л и т е р а т у р а

1. Гусев И.И. Теоретическое исследование структуры пограничного слоя на диафрагме вихревой трубы: Сборник трудов /Куйбышевский авиационный институт им. С.П.Королева. - Куйбышев, 1967, вып. 24, с. 103-108.

2. Меркулов А.П. Вихревой эффект и его применение в технике. - М.: Машиностроение, 1969. - 183 с.

3. Балалаев А.Н. Применение вариационных принципов при расчете расходных характеристик вихревой трубы. - Куйбышев: КуАИ, 1982. - 12 с. Рукопись деп. в ВИНТИ, № 6382-82 Деп.

4. Федяевский К.К., Гиневский А.С., Колесников А.В. Расчет турбулентного пограничного слоя несжимаемой жидкости. - Л.: Судостроение, 1973. - 256 с.

5. Багрянцев В.И., Волчков Э.П., Терехов В.И. и др. Исследование течения в вихревой камере доплеровским измерителем скорости. - Новосибирск: Институт теплофизики СО АН СССР, 1980. - 21 с.

УДК 532.527.004.14

С.В.Лукачев

ОБРАЗОВАНИЕ ВИХРЕВЫХ КОГЕРЕНТНЫХ СТРУКТУР В ВИХРЕВОЙ ТРУБЕ РАНКА

П р и н я т ы е о б о з н а ч е н и я

L, d - длина и диаметр вихревой трубы; d_g - диаметр диафрагмы;
 L_g - расстояние от входных тангенциальных каналов до места расположения датчика давления; F_{Bx} - площадь входных тангенциальных каналов;
 ΔP - перепад давления на ВТ; $\Delta P_{BЧ}, \Delta P_x'$ - амплитуда ВЧ колебаний давления и суммарный уровень пульсаций давления; $f_{BЧ}$ - частота ВЧ колебаний давления; K - коэффициент усиления сигнала вторичной аппаратурой; ВЧ - высокочастотный.