

УДК 621.438

С.М. Ванеев, канд. техн. наук, доц.,
А.С. Бережной, аспирант,
Сумский государственный университет

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ РЕЖИМА ХОЛОСТОГО ХОДА И ПУСКОВОГО РЕЖИМА СТРУЙНО-РЕАКТИВНОЙ ТУРБИНЫ

В работе представлены некоторые результаты экспериментальных исследований струйно-реактивной турбины: зависимости частоты вращения струйно-реактивной турбины на холостом ходу и пускового момента от давления на входе в турбину. Приведена методика расчета характеристик турбины с учетом результатов экспериментальных исследований, а также некоторые важные безразмерные графические зависимости.

Ключевые слова: струйно-реактивная турбина, холостой ход, пусковой момент, характеристика, коэффициент лобового сопротивления.

Проблема и ее связь с научными и практическими задачами.

В настоящее время решение проблемы энергосбережения всеми возможными путями является актуальной и первоочередной задачей. Одним из путей решения этой задачи является использование (утилизация) вторичных и бросовых энергоресурсов, в частности замена процесса дросселирования газов и паров на редукторах и регуляторах давления процессом расширения их в турбине. С вала турбины энергия может быть использована для привода каких-либо машин (насосов, компрессоров, вентиляторов) или преобразована в электрическую энергию с помощью генератора.

Такая ситуация имеет место в газовой промышленности (на газораспределительных станциях и газораспределительных пунктах [1]), в различных технологических процессах в химической и других отраслях промышленности, в коммунально-бытовом хозяйстве и т.п.

Для подобного использования может быть предложена струйно-реактивная турбина (СРТ). Обладая такими качествами как: простота конструкции, технологичность изготовления, относительная дешевизна, надежность и безопасность в эксплуатации, СРТ является серьезным конкурентом лопастным и винтовым турбинам в этой области.

Анализ исследований и публикаций. Прототипом струйно-реактивной турбины является изобретенное в 1750 г. венгерским уче-

ным Сегнером турбинное колесо, названное в его честь. Теория СРТ (сегнерова колеса) рассмотрена в ряде работ [2, 3, 4, 5, 6].

В работе [4], исследован изоэнтропный процесс течения газа в проточной части СРТ и влияние различных геометрических параметров турбины на движущий момент, т.е. момента на валу турбины без учета момента аэродинамического сопротивления вращению.

В работе [2] сопротивление вращению учитывается коэффициентом, в котором не отражено взаимное влияние плеч ротора СРТ при вращении, потери на трение в газовом тракте принимаются равными 10-20 % от величины момента, полученного при изоэнтропном процессе течения в газовом тракте турбины, утечки рабочего тела не учитываются.

В работе [3] сделана попытка определить КПД СРТ, но при этом не учитываются: взаимное влияние плеч ротора СРТ при вращении, утечки газа, потери энергии в газовом тракте ротора от возможных скачков уплотнений.

В работе [6] исследуются характеристики СРТ исходя из уравнения Эйлера для турбомашин; при этом рассматривается идеальная турбина: без утечек, потерь в газовом тракте и потерь от вращения ротора в окружающей среде.

Более детально исследуется СРТ в работах [7, 8, 9], в которых проведен широкий комплекс теоретических и экспериментальных исследований как на исследовательских стендах, так и в составе привода шарового крана DN 500 PN 80.

Теоретическими и экспериментальными исследованиями подтверждена эффективность применения диффузорного элемента в осевом канале вала СРТ. В качестве критерия эффективности СРТ выбраны: для пускового режима – величина удельного пускового момента (удельной тяги); для рабочего режима – относительный внутренний (изоэнтропный) КПД. Показана возможность практического использования СРТ в качестве силового элемента шаровых кранов.

Постановка задачи. Согласно структуре потерь и КПД струйно-реактивной турбины, изложенной в работе [10], доля основных видов потерь (потери на гидравлическое сопротивление по длине газового тракта ротора ξ_r , потери обусловленные наличием зазора между торцем вала и срезом питающего сопла $\xi_{ут}$, вращением ротора в среде вязкого газа $\xi_{с.в.}$, потери с выходной скоростью $\xi_{дин}$) различна и зависит от скорости вращения ротора СРТ. При высоких скоростях

вращения ротора, определяющим фактором понижения эффективности работы турбины является аэродинамическое сопротивление вращению ротора СРТ в окружающей среде (рис. 1).

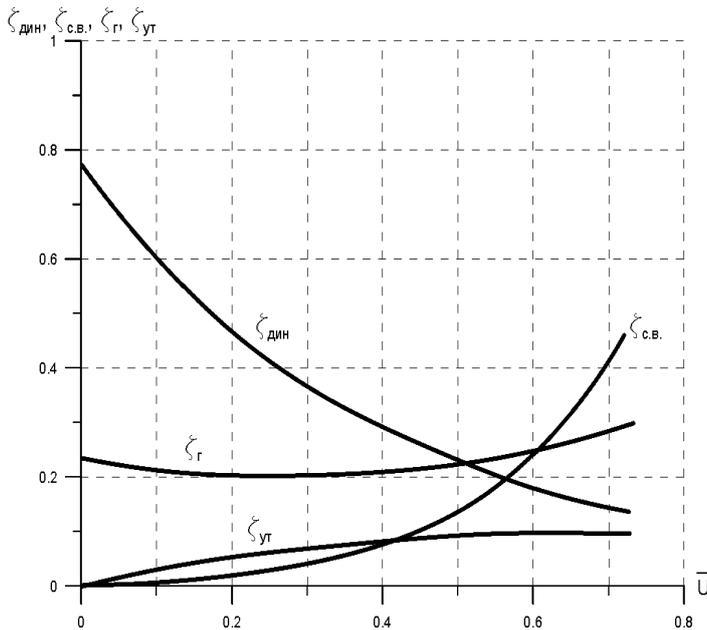


Рис. 1. Зависимость относительных величин потерь энергии от приведенной окружной скорости ротора

Величина этого сопротивления оценивается комплексным коэффициентом аэродинамического сопротивления вращению $K_{\text{с.в.}}$, величина которого была просчитана по результатам экспериментальных измерений частоты вращения турбины на холостом ходу и пускового момента на валу. Эксперимент проводился при разных зазорах между рабочим колесом турбины и стенками корпуса (рис. 2), тем самым исследовалось так же влияние

данного параметра на характеристики СРТ.

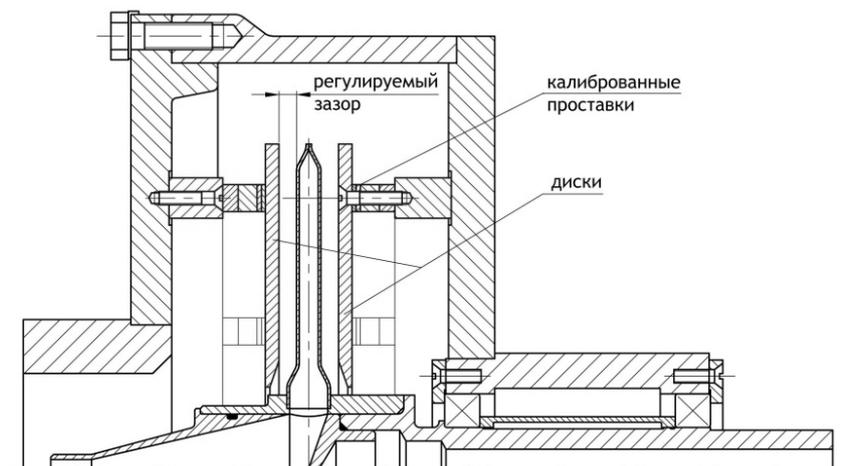


Рис. 2. Регулировка зазора между РК и корпусом СРТ

Для осуществления ступенчатого регулирования зазора с шагом 1, 2, 3 или 5 мм был сконструирован узел в виде гладких дисков, имитирующих стенки корпуса, с возможностью их перемещения к(от) рабочему колесу по средствам добавления калиброванных проставок (рис. 3).

Экспериментальные исследования проводились на режиме холостого хода вращения турбины, так как это дает возможность получать максимальные окружные скорости вращения ротора и, как следствие, более качественную картину влияния зазора. Результаты эксперимента отображены на рисунке 3.

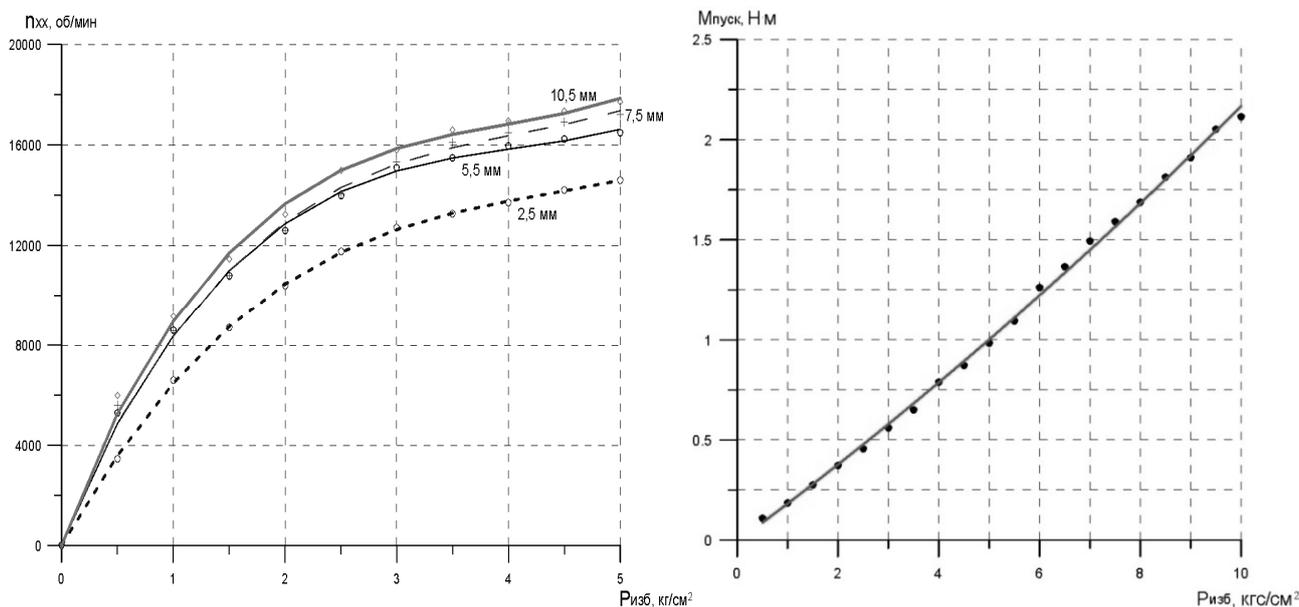


Рис. 3. Зависимость числа оборотов ротора на холостом ходу (слева) и пускового момента (справа) от избыточного давления на входе в СРТ

По результатам эксперимента прослеживается следующая зависимость: при увеличении вышеупомянутого зазора, увеличивается частота вращения холостого хода, причем градиент увеличения резко падает при зазоре более 5 мм. Это может объясняться характером обтекания плеч ротора рабочим телом, который в случае малых зазоров имеет аналогию щелевого течения, при зазорах больших, чем 5 мм преобладает картина обтекания, схожая на обтекание стоек подвижным потоком.

Экспериментально также была получена характеристика пускового момента на валу турбин от избыточного давления на входе в СРТ (рис. 3). Видно, что зависимость $M_{пуск} = f(P_{изб})$ близка к прямой.

Изложение материала и результаты.

Момент на валу турбины определялся уравнением [11]

$$M_T = M_U - M_{с.в.} = M_U - K_{с.в.} \omega_T^2,$$

где: M_U - момент, определенный по теореме об изменении момента количества движения потока газа относительно оси вращения, обусловленный взаимодействием потока газа с элементами проточной

части СРТ; $M_{с.в.}$ - момент сопро­тивления вращению ротора в окру­жающей среде (момент аэродинамического сопро­тивления); $K_{с.в.}$ – коэффициент аэродинамического сопро­тивления; зависит от плотно­сти окружающей среды, наружного диаметра ротора, формы, количе­ства и взаимного расположения трубок плеч ротора, частоты враще­ния вала турбины; может быть определен только экспериментально; ω_T – угловая скорость вращения турбины.

Для режима холостого хода, когда $M_T = 0$, получим (без учета механических потерь в подшипниках)

$$M_U = M_{с.в.} = K_{с.в.} \omega_{xx}^2.$$

Момент M_U равен [9]

$$M_U = R_W D/2 - G_T \omega_{xx} D^2/4,$$

где: R_W - сила тяги тяговых сопел в относительном движении D - диаметр расположения осей тяговых сопел относительно оси враще­ния; G_T – расход газа через тяговые сопла; ω_{xx} - угловая скорость вращения ротора СРТ на холостом ходу.

Тогда

$$K_{с.в.} = \frac{M_U}{\omega_{xx}^2} = \frac{R_W D/2 - G_T \omega_{xx} D^2/4}{\omega_{xx}^2}.$$

Разработаны прикладные программы, позволяющие с учетом этого коэффициента рассчитывать характеристики СРТ: зависимости $M_T = f(n)$; $N_T = f(n)$; $\eta_T = f(n)$, как при $K_{с.в.} = const$, так и по аппроксимированной зависимости $K_{с.в.} = f(n)$.

Момент на валу турбины и КПД определялся по формулам

$$N_T = M_T \omega_T \quad \text{и} \quad \eta_T = N_T / G_n h_s = N_T / N_s.$$

где: G_n - расход газа через питающее сопло СРТ; h_s - изоэнтропная работа расширения 1 кг рабочего тела от параметров торможения на входе СРТ до давления окружающей среды; N_s - располагаемая мощ­ность.

По результатам измерений холостого хода и пускового момента на валу турбины был просчитан коэффициент $K_{с.в.}$ и построены его аппроксимированные зависимости (рис. 4).

По результатам эксперимента с учетом теоретических зависимо­стей в прикладных программах был получен коэффициент утечек

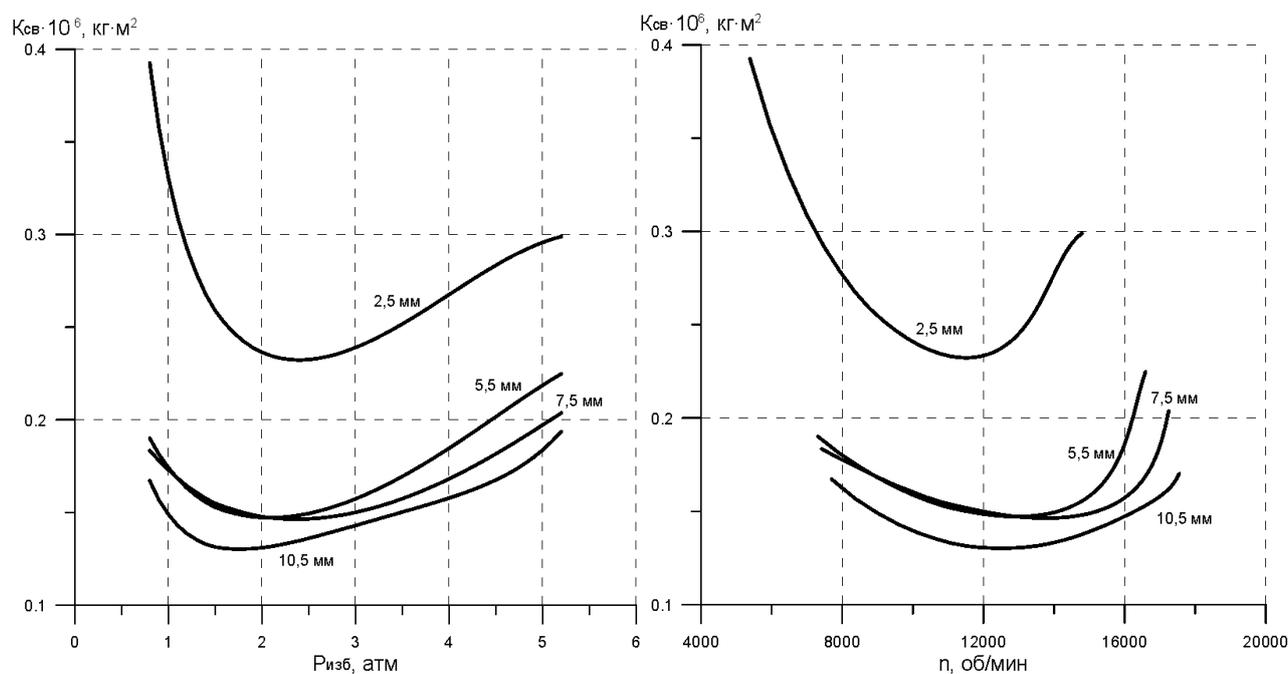


Рис. 4. Зависимость коэффициента сопротивления вращению $K_{св}$ от избыточного давления на входе в турбину (слева) и от частоты вращения вала (справа)

$\alpha_{ут} = \Delta G_{ут} / G_{п} = (G_{п} - G_{т}) / G_{п} = 1 - G_{т} / G_{п}$ [9]. Его величина составила 0,165 при избыточном давлении на входе в турбину равном 5 атм и коэффициенте расхода питающего сопла $\mu=0,95$. Эти данные, на ряду с аппроксимированными зависимостями $K_{с.в.} = f(n)$, использовались далее для получения непосредственно расчетных характеристик СРТ (рис. 5 и 6).

Как видно из рисунка 6, максимальное значение КПД для СРТ данной конструкции не превышает 25 % (аналогичный промышленный образец имел значение КПД на уровне 40%). Это можно объяснить относительно небольшим значением давления на входе в турбину (5 атм), низким расходом $G_{п} = 0,028$ кг/с, некоторыми конструктивными особенностями газового тракта, а также завышенным значением коэффициента $\alpha_{ут}$. Максимальные значения КПД соответствуют значению приведенной окружной скорости рабочего колеса СРТ равной 0,25 (рис. 6, справа).

В теории турбомашин для определения аэродинамической совершенности профиля зачастую используют зависимость безразмерного коэффициента лобового (профильного) сопротивления от окружного числа Рейнольдса $C_x = f(Re_U)$.

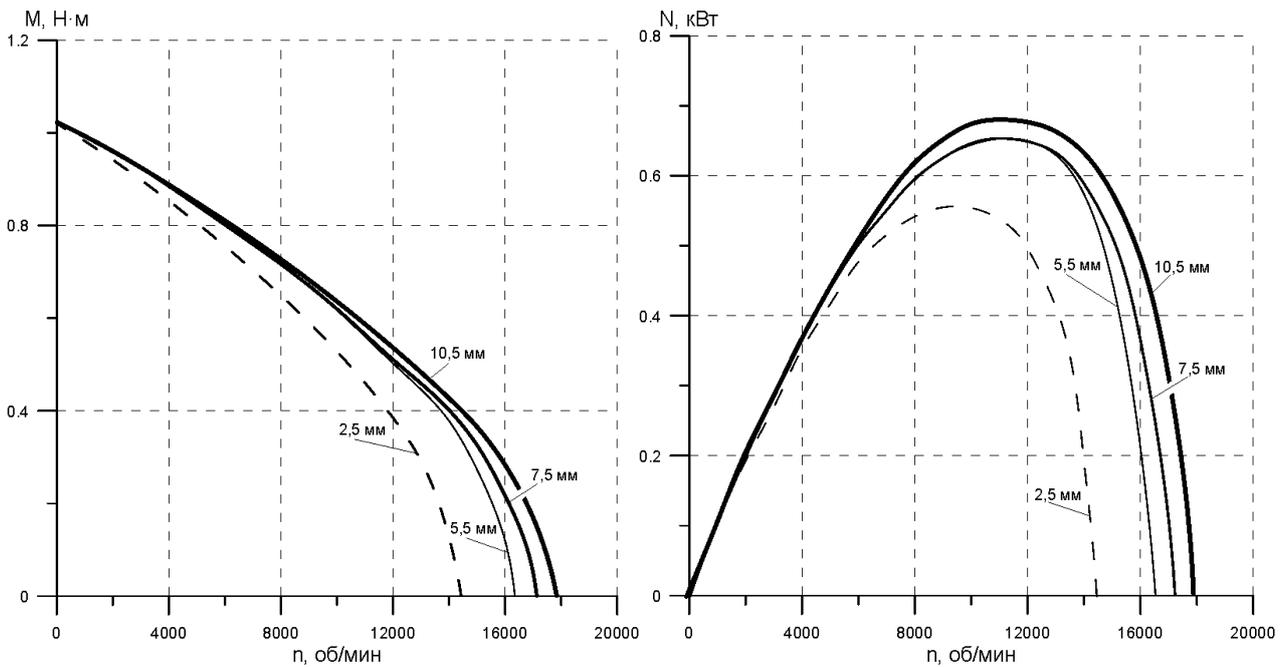


Рис. 5. Влияние зазора на характеристики момента (слева) и мощности (справа) на валу турбины

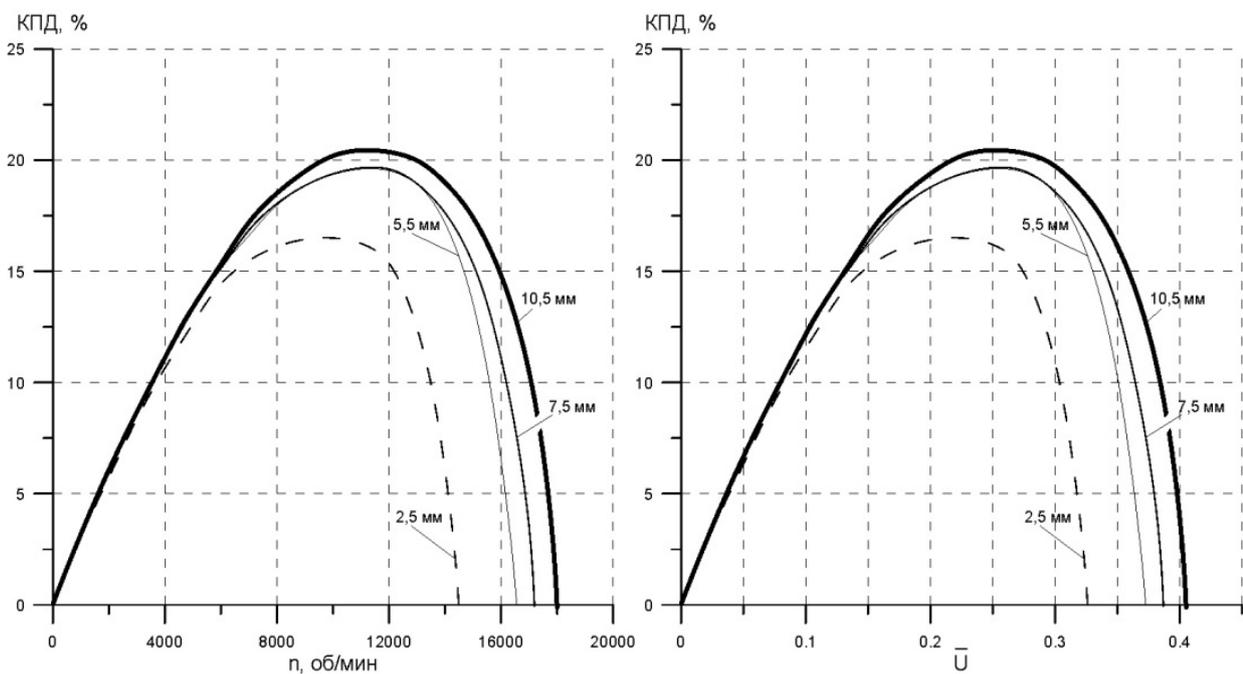


Рис. 6. Влияние зазора на КПД струйно-реактивной турбины

По определению

$$C_x = \frac{R_{с.в.}}{F_{хар} \cdot P_{хар}}$$

где: $R_{с.в.}$ - сила профильного сопротивления, в данном случае сила сопротивления вращению плеч ротора в среде вязкого газа; $F_{хар}$ - ха-

ракетная (обтекаемая) площадь; $P_{\text{хар}}$ - характерное (динамическое) давление.

В нашем случае сила профильного сопротивления определяется по формуле

$$R_{\text{с.в.}} = \frac{M_{\text{с.в.}}}{H},$$

где H - длина плеча ротора.

Характерная площадь $F_{\text{хар}} = 2 \cdot H \cdot B$, где B - длина хорды поперечного сечения плеча ротора.

Характерное давление

$$P_{\text{хар}} = P_{\text{дин}} = \frac{\rho_{\text{о.с.}} \cdot U_{\text{сред.}}^2}{2} = \frac{\rho_{\text{о.с.}} \cdot \omega_T^2 \cdot H_{\text{сред.}}^2}{2} = \frac{\rho_{\text{о.с.}} \cdot \omega_T^2 \cdot H^2}{8},$$

где: $\rho_{\text{о.с.}}$ - плотность окружающей среды; $U_{\text{сред.}}$ - окружная скорость на середине плеча ротора; $H_{\text{сред.}}$ - половина длины плеча ротора.

С учетом вышеприведённых зависимостей, коэффициент лобового сопротивления будет определяться как

$$C_x = \frac{R_{\text{с.в.}}}{F_{\text{хар}} \cdot P_{\text{хар}}} = \frac{M_{\text{с.в.}} \cdot 8}{H \cdot 2HB \cdot \rho_{\text{о.с.}} \cdot \omega_T^2 \cdot H^2} = \frac{4M_{\text{с.в.}}}{B \cdot H^4 \cdot \rho_{\text{о.с.}} \cdot \omega_T^2}$$

Учитывая вышеприведенную зависимость между $M_{\text{с.в.}}$ и $K_{\text{с.в.}}$ получим

$$C_x = \frac{4K_{\text{с.в.}}}{B \cdot H^4 \cdot \rho_{\text{о.с.}}}$$

Формула для определения окружного числа Рейнольдса имеет вид

$$Re_U = \frac{U_{\text{ср.т.}} \cdot B}{\nu},$$

где: $U_{\text{ср.т.}}$ - окружная скорость на срезе тягового сопла; ν - кинематическая вязкость газа.

На рисунке 7 представлены безразмерные зависимости $C_x = f(Re_U)$ для исследуемых зазоров.

Выводы и направления дальнейших исследований.

В работе экспериментально исследовано влияния зазора между рабочим колесом и корпусом струйно-реактивной турбины на ее характеристики. Установлено, что для исследованного диапазона зазо-

ров с увеличением зазора потери на аэродинамическое сопротивление вращению ротора в среде вязкого газа уменьшаются, и зазора эффективность турбины увеличивается.

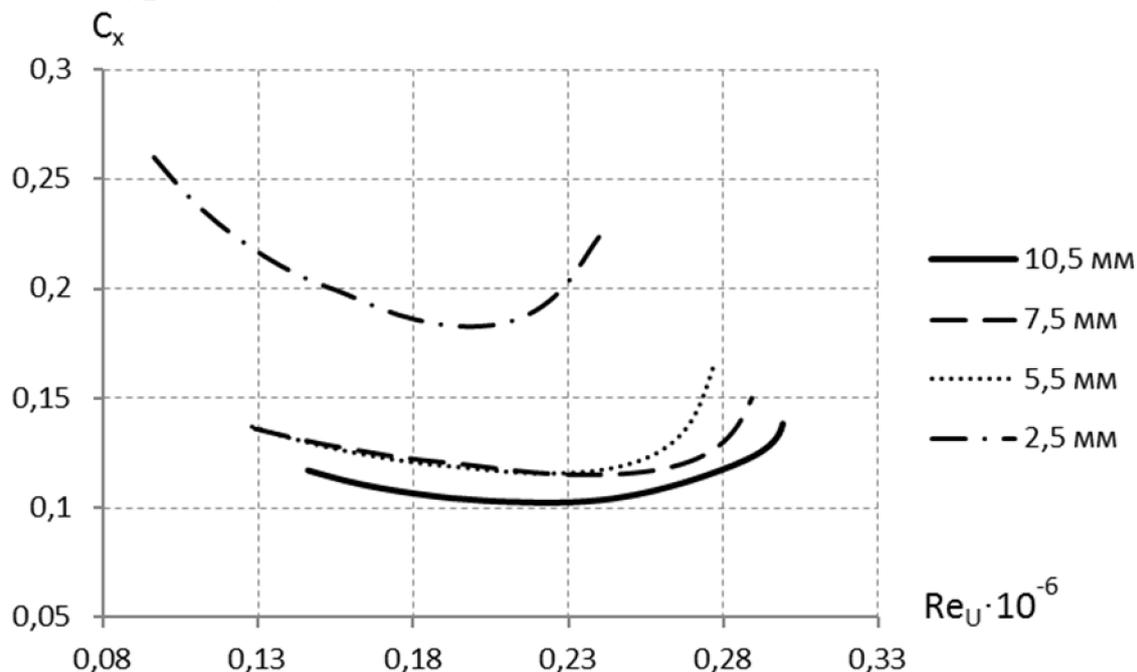


Рис. 7. Зависимость коэффициента лобового сопротивления от окружного числа Рейнольдса

Разработана методика построения расчетных характеристик струйно-реактивной турбины, когда в качестве исходных данных известны: геометрия турбины, зависимость оборотов холостого хода ротора и пусковой момент на валу от давления на входе в трбину. На практике эти исходные параметры являются наиболее доступными и наименее трудоемкими в получении.

Получена безразмерная зависимость коэффициента лобового сопротивления от окружного числа Рейнольдса, что дает нам возможность определять аэродинамическое сопротивление вращению ротора в среде вязкого газа для турбин подобной конструкции при различных геометрических размерах.

В дальнейшем планируется получить экспериментальные характеристики СРТ с помощью нагрузочного устройства и сравнить их с характеристиками, полученными описанным в статье способом.

Список литературы

1. Язык А.В. Утилизация потенциальной энергии газа на газораспределительных станциях в детандерных установках / А.В. Язык // Обз. инфом. Сер. Использование газа в народном хозяйстве. – 1988. – Вып. 4.
2. Саяпин В.В. Оптимизация параметров пневмопривода со струйным двигателем / В.В. Саяпин // Пневматика и гидравлика. Приводы и системы управления. – 1984. – Вып. 10. – С.58-63.

3. Саяпин В.В. Оптимизация параметров струйного двигателя по критерию минимума расхода газа / В.В. Саяпин, И.А. Марочкина // Пневматика и гидравлика. Приводы и системы управления. – 1987. – Вып. 13. – С.96-102.
4. Пневмопривод систем управления летательных аппаратов / В.А. Чащин, О.Г. Камладзе, А.Б. Кондратьев и др. – М.:Машиностроение, 1987. – 248с.
5. Струйно-реактивный двигатель и возможности его использования / Ванеев С.М. Королев С.К., Рухлов Ю.Л. и др. // Химическое и нефтяное машиностроение. – 1990. – № 6. – С.16-17.
6. Кириллов И.И. Теория турбомашин / И.И. Кириллов, А.И. Кириллов. - Л.: Машиностроение, 1974. – 320с.
7. Исследование и экспериментальные работы по отработке и оптимизации пневматических приводов со струйно-реактивным двигателем для шаровых кранов: отчет о НИР (ВНИИкомпрессормаш). – № ГР0870042515, инв. № 02870088015. – Сумы, 1987. – 180 с.
8. Исследование механических и динамических характеристик пневмоприводов арматуры и оптимизация их конструкций: отчет о НИР (ВНИИкомпрессормаш). - №ГР01890056751, инв. № 190/89. – Сумы, 1989. – 89 с.
9. Исследование и совершенствование струйно-реактивной турбины для приводов различного назначения: отчет о НИР (ВНИИкомпрессормаш). - № ГР01900059312, инв. № 194/90. – Сумы, 1990. – 82 с.
10. Ванеев С.М. Структура потерь энергии и КПД струйно-реактивной газовой турбины / С.М. Ванеев // Вісник Сумського державного університету. Серія технічні науки. – 2001. – № 9(30)-10(31). – С. 207-214.
11. Ванеев С.М. Расчет характеристик струйно-реактивной турбины / С.М. Ванеев // Вестник НТУУ «КПИ»: Машиностроение. – 1999. – Вып.36. – С. 263-269.

Стаття надійшла до редколегії 18.11.2011.

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.А.Марцинковский

С.М. Ванєєв, О.С. Березний. **Результати дослідження режиму неробочого ходу та пускового режиму струминно-реактивної турбіни.** *В роботі представлені деякі результати експериментальних досліджень струминно-реактивної турбіни: залежність частоти обертання струминно-реактивної турбіни на неробочому ході та пускового моменту від тиску на вході в турбіну. Наведена методика розрахунку характеристик турбіни з урахуванням результатів експериментальних досліджень, а також деякі важливі графічні залежності.*

Ключові слова: струминно-реактивна турбіна, неробочий хід, пусковий момент, характеристика, коефіцієнт чолового опору.

S.M. Vanyeyev, O.S. Bereznyi. **Results of No-Load Mode and Starting Mode Experimental Researches of Jet-Reactive Turbine.** *Certain results of experimental researches are presented in the article: dependence between rotating frequency of jet-reactive turbine at no-load mode and input pressure; relation starting torque to input pressure. Design procedure of turbine characteristics with a glance of experimental data is defined. Some important graphs are showed too.*

Keywords: jet-reactive turbine, no-load mode, starting torque, characteristic, head resistant coefficient.

© Ванеев С.М., Березной А.С., 2011