

УДК 621.438.2

С.М. ВАНЕЕВ, канд. техн. наук; доц. Сумського державного університету;
В.В. ГЕТАЛО, аспірант Сумського державного університету;
С.К. КОРОЛЕВ, с.н.с. ПАО «Сумское НПО им. М.В.Фрунзе»

ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУЙНО-РЕАКТИВНОЙ ТУРБИНЫ ДЛЯ ТУРБОДЕТАНДЕРНОГО АГРЕГАТА

В работе приведены некоторые результаты экспериментальных исследований струйно-реактивной турбины, построенные на основе зависимостей частоты вращения струйно-реактивной турбины на холостом ходу и пускового момента от давления на входе в турбину. Также статья содержит обработанные графики, иллюстрирующие отклонение характеристик работы турбины от расчетных из-за наличия волнового кризиса и подход к определению наличия волнового кризиса с помощью критического числа Маха.

В роботі наведені деякі результати експериментальних досліджень струйно-реактивної турбіни, побудованих на основі залежностей частоти обертання струйно-реактивної турбіни на холостому ході та пускового моменту від тиску на вході в турбіну. Також стаття містить оброблені графіки, які ілюструють відхилення характеристик від розрахункових через роботу турбіни у зоні хвильової кризи та підхід до визначення наявності хвильової кризи за допомогою критичного числа Маха.

Certain results of experimental researches are presented in the article, which are constructed on base dependence between rotating frequency of jet-reactive turbine at no-load mode and input pressure. Also the article contains processed charts, which are illustrate the deviation from the calculated characteristics of the turbine due to the work in the «wave crisis» area and design procedure for determining the presence «wave crisis» through the critical Mach number.

Проблема и ее связь с научными и практическими заданиями.

В настоящее время в мире решение проблемы энергосбережения всеми возможными путями является актуальной и первоочередной задачей. Одним из путей решения этой задачи является использование (утилизация) вторичных и бросовых энергоресурсов.

Один из способов подготовки газа на месторождениях является применение установок низкотемпературной сепарации (НТС), холод в которых возникает в результате дросселирования газа. С точки зрения термодинамики процесс дросселирования является неэффективным; гораздо более эффективной альтернативой является процесс расширения газа в турбине и получения дополнительной энергии, которую можно использовать для привода каких-либо машин (насосов, компрессоров, вентиляторов) или преобразовать в электрическую энергию с помощью генератора.

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.

Схема струйно-реактивной турбины, применяемой в турбодетандерных агрегатах, показана на рис. 1. Конструктивно СРТ очень проста. Она содержит ротор, состоящий из полого вала и рабочего колеса, выполненного в виде одной, двух или более радиальных сопловых трубок, консольно закрепленных (приваренных) на валу, на свободном конце которых имеются тангенциально направленные тяговые сопла. Полости вала и сопловых трубок соединены и образуют непрерывный газовый тракт от

торцевого входа в осевой канал вала до тягового сопла. Рабочее колесо может быть выполнено также в виде диска с внутренними радиальными каналами. СРТ в данном исполнении, в отличие от лопаточных турбин, вообще не имеет быстроизнашиваемых каких-либо контактных или малозазорных лабиринтных уплотнений.

Газ подводится по оси вала посредством питающего (подводящего) сопла, которое может быть регулируемым, расположенным с достаточно большим осевым зазором по отношению к входному торцу вала (до 0,5–0,7 мм). Если отношение давлений на турбине сверхкритическое, то в цилиндрической части осевого канала поток переходит через скачок уплотнения на дозвуковую скорость, затем в диффузоре, расположенном после цилиндрического канала, поток тормозится и далее движется по тракту с небольшой скоростью до тягового сопла, из которого вытекает со звуковой или сверхзвуковой скоростью, образуя реактивную силу тяги и крутящий момент на валу турбины.

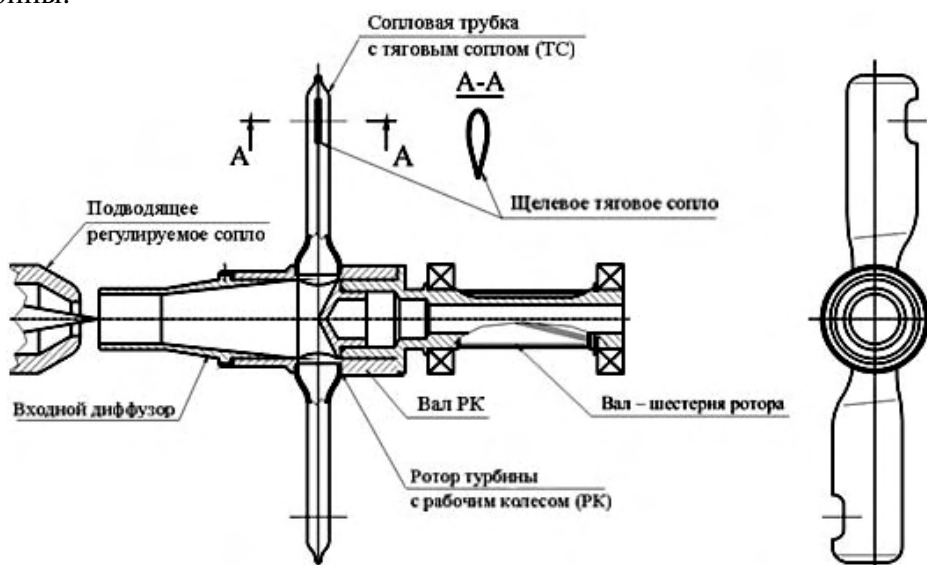


Рис. 1. Схема нереверсивной струйно-реактивной турбины

Таким образом, в СРТ происходит преобразование потенциальной энергии сжатого газа в кинетическую энергию сверхзвуковой струи, истекающей из тягового сопла. При этом эффективность процесса преобразования и, следовательно, эффективность (КПД) турбины в целом возрастает с ростом давления и температуры рабочего тела перед тяговым соплом. В связи с этим подвод рабочего тела к тяговому соплу должен осуществляться с наименьшими потерями. Геометрические размеры и соотношения элементов проточной части определяются с учетом минимизации потерь энергии в этих элементах.

Анализ исследований и публикаций.

Прообразом струйно-реактивной турбины является изобретенное в 1750 г. венгерским ученым Сегнером турбинное колесо, названное в его честь. Теория СРТ (сегнерова колеса) рассмотрена в ряде работ [1–5].

В работе [3], 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 [1] сопротивление вращению учитывается коэффициентом, в котором не отражено взаимное влияние плеч ротора СРТ при вращении, потери на трение в

газовом тракте приймаються рівними (10–20) % від величини моменту, отриманого при ізентропному процесі течія в газовому тракту турбіни, утечки робочого тіла не учитуються.

В роботі [2] зроблена спроба визначити КПД СРТ, але при цьому не учитуються: взаємне впливання плеч ротора СРТ при вращенні, утечки газу, втрати енергії в газовому тракту ротора від можливих скачків ущільнень.

В роботі [5] досліджуються характеристики СРТ виходячи з рівняння Ейлера для турбомашин; при цьому розглядається ідеальна турбіна: без утечек, втрат в газовому тракту і втрат від вращення ротора в оточуючій середі.

Більш детально досліджується СРТ в роботах [6–8], в яких проведено широкий комплекс теоретических і експериментальних досліджень як на дослідницьких стендах, так і в складі приводу шарового крана DN 500 PN 80.

Теоретическими і експериментальними дослідженнями підтверджено ефективність застосування диффузорного елемента в осевому каналі вала СРТ. В якості критерія ефективності СРТ обрано: для пускового режиму – величина удельного пускового моменту (удельної тяги); для робочого режиму – відносний внутрішній (ізентропний) КПД.

Постановка задачі.

Згідно з структурою втрат і КПД струйно-реактивної турбіни, викладеної в роботі [9], частка основних видів втрат, вказаних на рис. 2 (втрати на гідравлічне опір по довжині газового тракту ротора ζ_r , включаючи втрати на скачку ущільнення при надзвуковому вході струї в тракт; втрати, обумовлені наявністю зазору між торцем вала і січенням живильного сопла $\zeta_{ут}$, а також обумовлені вращенням ротора в середі в'язкого газу $\zeta_{с.в.}$; втрати з вихідною швидкістю $\zeta_{дин}$) різні і залежать від швидкості вращення ротора СРТ. При високих швидкостях вращення ротора визначаючим фактором зниження ефективності роботи турбіни є аеродинамічне опір вращенню ротора СРТ в оточуючій середі (рис. 2).

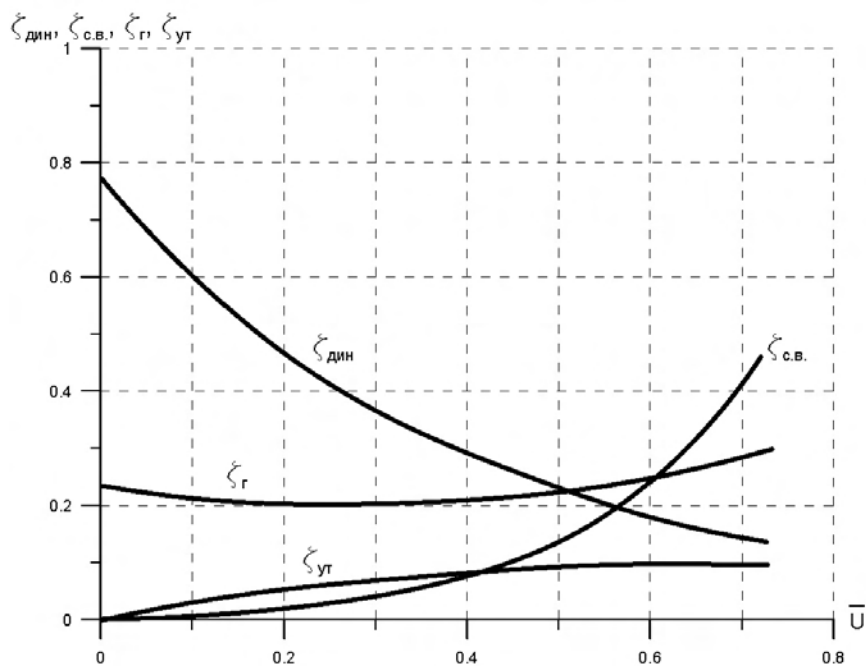


Рис. 2. Залежність відносних величин втрат енергії від приведеної оточуючої швидкості ротора

Величина этого сопротивления оценивается комплексным коэффициентом аэродинамического сопротивления вращению $K_{с.в.}$, величина которого была просчитана по результатам экспериментальных измерений частоты вращения турбины на холостом ходу и пускового момента на валу. Ниже на рис. 3, 4 представлены экспериментальные зависимости для определенного положения иглы питающего сопла.

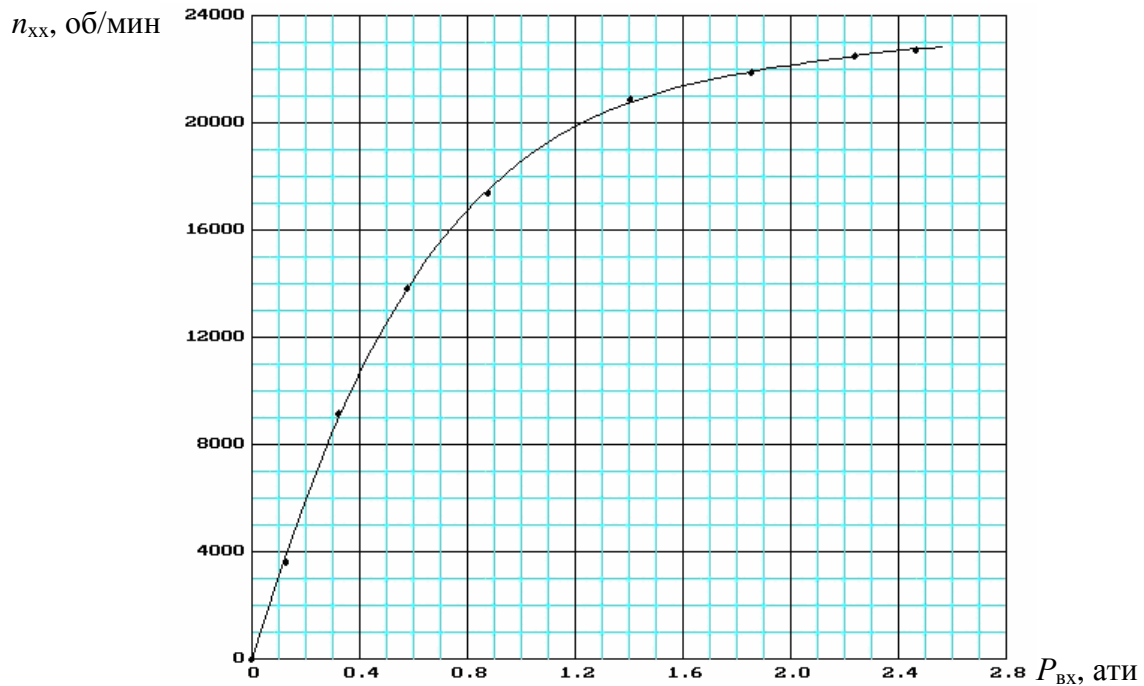


Рис. 3. Зависимость оборотов холостого хода СРТ от давления на входе

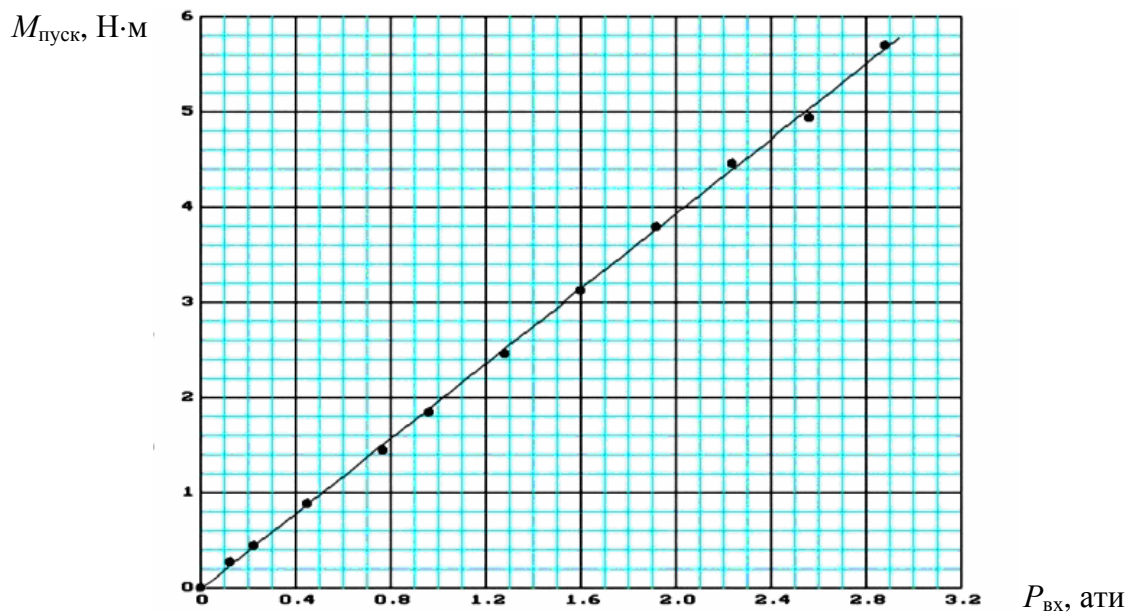


Рис. 4. Зависимость пускового момента СРТ от давления на входе

Данные графики являются исходными для построения и анализа интересующих зависимостей с использованием коэффициента $K_{с.в.}$

В работе приводятся некоторые результаты модельных исследовательских испытаний опытного образца турбодетандер-электрогенераторного агрегата на базе

струйно-реактивной турбины (рис. 5) мощностью 100 кВт ТДА-СРТ-100/130-5,5/0,6ВРД (далее ТДА) для газораспределительных станций (рис. 6).



Рис. 5. Струйно-реактивная турбина (СРТ)



Рис. 6. Агрегат ТДА-СРТ-100/130-5,5/0,6ВРД на «ГРС-1 Сумы»

Основная часть и обоснование полученных результатов.

Момент на валу турбины определялся уравнением [10]

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

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 сопротивления вращению, 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)

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

Момент M_U равен [9]

$$M_U = R_W \cdot \frac{D}{2} - G_m \cdot \omega_{xx} \cdot \frac{D^2}{4},$$

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

Тогда

$$K_{c.b.} = \frac{M_U}{\omega_{xx}^2} = \frac{R_w \cdot D/2 - G_m \cdot \omega_{xx} \cdot D^2/4}{\omega_{xx}^2}.$$

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 $K_{c.b.} = \text{const}$, так и по аппроксимированной зависимости $K_{c.b.} = f(n)$.

Момент на валу турбины и КПД определялся по формулам:

$$N_T = M_T \cdot \omega_T \quad \text{и} \quad \eta_T = N_T / (G_n \cdot h_S) = N_T / N_S,$$

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 $K_{c.b.}$ и построены его аппроксимированные зависимости (рис. 7).

Из представленных графиков видно, что при значениях входного давления порядка 0,8 ати и частоты вращения ротора СРТ порядка 18000 об/мин наблюдается минимальное значение коэффициента $K_{c.b.}$, которое составляет 0,15 кг·м². На рис. 7б прослеживается характерная стремительно растущая зависимость $K_{c.b.}$ при оборотах свыше 20000 об/мин. Описание и причины возникновения данного явления будут рассмотрены ниже.

По результатам испытаний агрегата ТДА-СРТ-100/130-5,5/0,6ВРД на «ГРС-1 Сумы» построены графики зависимости электрической мощности от частоты вращения выходного вала ТДА (рис. 8) при различных входных давлениях, которые настраиваются с помощью регулятора.

Как видно из рис. 8 при оборотах выходного вала ТДА больше 2100–2300 об/мин (что соответствует оборотам 16500–18000 об/мин струйно-реактивной турбины с учетом передаточного отношения редуктора 7,85) мощность, вырабатываемая турбиной, перестает нарастать, а с увеличением частоты вращения – уменьшается. Расчётная характеристика 5 *расчёт* построена для сравнения с опытной характеристикой 5 (см. рис. 8). Расчёт моделирует СРТ закрытую дисками, т.е. внешнее аэродинамическое сопротивление – это дисковое трение. Завал опытных характеристик на больших скоростях вращения (рис. 8 линии 1–б) и стремительное увеличение коэффициента сопротивления вращению при $n > 18000$ об/мин (рис. 7б) объясняется возникновением волнового кризиса (звуковой барьер) на крыловидных профилях тяговых консолей СРТ и соответственно увеличением их внешнего аэродинамического сопротивления. Волновой кризис характеризуется возникновением на профилях плеч ротора местных скоростей с числом Маха больше 1. Положительной стороной данного эффекта является самопроизвольное предотвращение режимов «разноса» СРТ.

При возникновении сверхзвуковых скоростей на профилях плеч турбины происходит торможение потока на диффузорной части профиля через скачки уплотнения, т.е. наступает волновое сопротивление. Критическое число Маха, соответствующее началу волнового кризиса, определяется формулой [11]

$$M_{\text{крит}} = \frac{1}{\cos \chi_C} \left[1 + \frac{(k+1)^{4/3}}{2} \cdot \frac{(\bar{c})^{4/3}}{\cos^{2/3} \chi_C} - \frac{(k+1)^{2/3} \cdot (\bar{c})^{2/3}}{\cos^{1/3} \chi_C} \right],$$

где χ_c – угол стреловидности профиля; \bar{c} – относительная толщина профиля; k – показатель адиабаты.

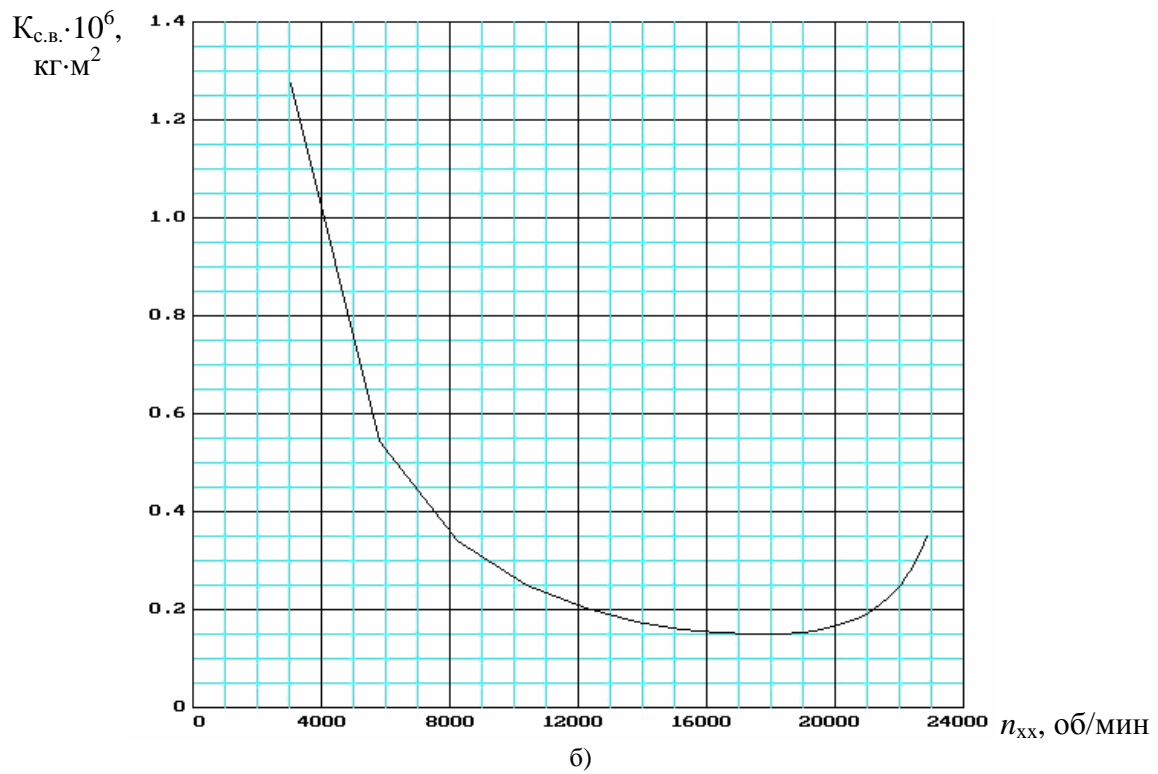
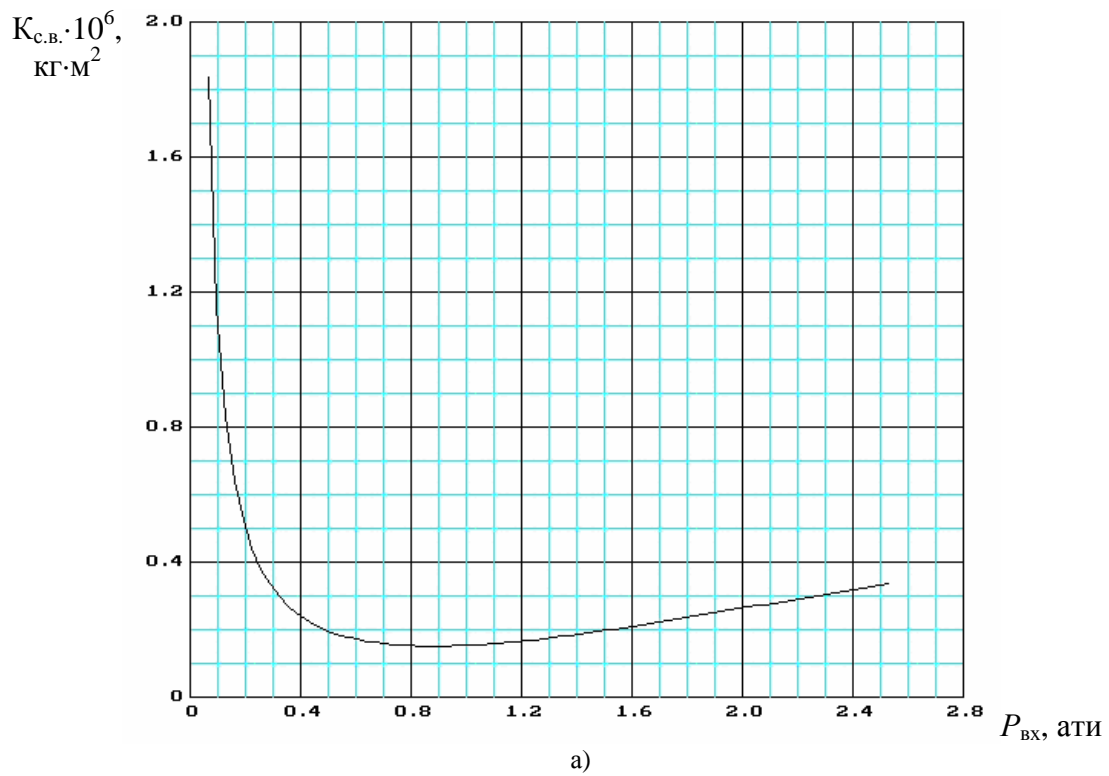


Рис. 7. Зависимость коэффициента сопротивления вращению $K_{с.в.}$ от избыточного давления на входе в СРТ (а) и от частоты вращения ротора (б)



Рис. 8. Зависимости электрической мощности ТДА-СРТ-100/130-5,5/0,6ВРД от частоты вращения выходного вала агрегата:

- 1 – $P_{\text{вх}} = 34$ ати, $P_{\text{вых}} = 2$ ати, $n_{\text{игл}} = 8,5$ об. – режим ~ 50 %;
- 2 – $P_{\text{вх}} = 40$ ати, $P_{\text{вых}} = 2$ ати, $n_{\text{игл}} = 8,5$ об. – режим ~ 50 %;
- 3 – $P_{\text{вх}} = 33$ ати, $P_{\text{вых}} = 2$ ати, $n_{\text{игл}} = 20$ об. – режим 100 %;
- 4 – $P_{\text{вх}} = 40$ ати, $P_{\text{вых}} = 2$ ати, $n_{\text{игл}} = 20$ об. – режим 100 %;
- 5 – $P_{\text{вх}} = 50$ ати, $P_{\text{вых}} = 2,2$ ати, $n_{\text{игл}} = 20$ об. – режим 100 %;
- 6 – $P_{\text{вх}} = 47$ ати, $P_{\text{вых}} = 2,14$ ати, $n_{\text{игл}} = 20$ об. – режим 100 %

Действительное число Маха на срезе тягового сопла определяется по формуле

$$M_{\text{д}} = \frac{U_R}{a} = \frac{\pi \cdot D_{\text{п}} \cdot n}{60 \cdot \sqrt{k \cdot R \cdot T_{\text{вых}}}},$$

где U_R , a – окружная скорость и скорость звука на срезе тягового сопла соответственно; $D_{\text{п}}$ – диаметр периферии; n – частота вращения ротора СРТ; R – универсальная газовая постоянная; $T_{\text{вых}}$ – температура внутри корпуса турбины.

Расчет по этим формулам для данной турбины:

– рабочая среда воздух (см. рис. 7б). Параметры: обороты СРТ 20000 об/мин, угол стреловидности $\chi_{\text{с}} = 0^\circ$, относительная толщина $\bar{c} = 0,318$, радиус периферии $R = 0,11$ м, показатель адиабаты $k = 1,4$, температура внутри корпуса турбины $T_{\text{вых}} = 233$ К, газовая постоянная $R = 287$ Дж/(кг·К). По результатам расчета $M_{\text{крит}} = 0,514$ при значении действительного числа Маха $M_{\text{д}} = 0,678$, т.е. $M_{\text{крит}} < M_{\text{д}}$;

– рабочая среда газ (см. рис. 8 линии 1–6). Параметры аналогичны при работе СРТ на воздухе, за исключением показателя адиабаты $k = 1,323$ и универсальной газовой постоянной $R = 508$ Дж/(кг·К). По результатам расчета $M_{\text{крит}} = 0,516$ при значении действительного числа Маха $M_{\text{д}} = 0,524$, т.е. $M_{\text{крит}} < M_{\text{д}}$.

По результатам проведенных расчетов видно, что в обоих случаях $M_{\text{крит}} < M_{\text{д}}$. Это означает, что работа СРТ на данных режимах находится в зоне волнового кризиса, поэтому основную долю аэродинамических потерь составляют волновые потери.

Выводы из данного исследования и перспективы дальнейших разработок в этом направлении.

По результатам работы и проведенных исследований необходимо отметить следующее:

1 Достаточно хорошее совпадение результатов расчета и эксперимента в области значений действительных чисел Маха меньше критических.

2 Определенный выбор значений входного давления $P_{\text{вх}}$ и частоты вращения ротора СРТ позволяет достичь наименьших величин коэффициента аэродинамического сопротивления вращению.

3 Анализ экспериментальных данных показал необходимость дополнительного исследования режимов работы СРТ и разработку рекомендаций, направленных на исключение работы турбины в зоне волнового кризиса.

Список литературы: 1. Саяпин, В.В. Оптимизация параметров пневмопривода со струйным двигателем [Текст] / В.В. Саяпин // Пневматика и гидравлика. Приводы и системы управления. – Вып. 10. – М.: Машиностроение, 1984. – С. 58-63. 2. Саяпин, В.В. Оптимизация параметров струйного двигателя по критерию минимума расхода газа [Текст] / В.В. Саяпин, И.А. Марочкина // Пневматика и гидравлика. Приводы и системы управления. – Вып. 13. – М.: Машиностроение, 1987. – С. 96-102. 3. Чащин, В.А. Пневмопривод систем управления летательных аппаратов [Текст] / В.А. Чащин, О.Г. Камладзе, А.Б. Кондратьев [и др.]. – М.: Машиностроение, 1987. – 248 с. 4. Ванеев, С.М. Струйно-реактивный двигатель и возможности его использования [Текст] / С.М. Ванеев, С.К. Королев, Ю.Л. Рухлов, Ю.Т. Федотов // Химическое и нефтяное машиностроение. – 1990. – № 6. – С. 16-17. 5. Кириллов, И.И. Теория турбомашин [Текст] / И.И. Кириллов, А.И. Кириллов. – Л.: Машиностроение, 1974. – 320 с. 6. Исследование и экспериментальные работы по отработке и оптимизации пневматических приводов со струйно-реактивным двигателем для шаровых кранов: отчет о НИР / ВНИИкомпрессормаш. – Сумы, 1987. – 180 с. – № ГР 0870042515. – Инв. № 02870088015. 7. Исследование механических и динамических характеристик пневмоприводов арматуры и оптимизация их конструкций: отчет о НИР / ВНИИкомпрессормаш. – Сумы, 1989. – 89 с. – № ГР 01890056751. – Инв. № 190/89. 8. Исследование и совершенствование струйно-реактивной турбины для приводов различного назначения: отчет о НИР / ВНИИкомпрессормаш. – Сумы, 1990. – 82 с. – № ГР 01900059312. – Инв. № 194/90. 9. Ванеев, С.М. Структура потерь энергии и КПД струйно-реактивной газовой турбины [Текст] / С.М. Ванеев // Вісник Сумського державного університету. Серія технічні науки. – № 9(30)-10(31) – Сумы, 2001. – С. 207-214. 10. Ванеев, С.М. Расчет характеристик струйно-реактивной турбины [Текст] / С.М. Ванеев // Вестник НТУУ «КПИ». Машиностроение. – Вып. 36. – К., 1999. – С. 263-269. 11. Проектирование самолетов [Текст] / А.А. Бадягин, С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Ф.И. Склянский, Н.А. Фомин. – М.: Машиностроение, 1972. – С. 298-303.

© Ванеев С.М., Гетало В.В., Королев С.К., 2012
Поступила в редколлегию 13.02.12