

УДК 621.438(076.5)

В. П. ГЕРАСИМЕНКО, д-р техн. наук; проф. НАКУ «ХАИ»; Харьков;
М. М. ОВЧИННИКОВ, магистр НАКУ «ХАИ», Харьков;
М. Ю. ШЕЛКОВСКИЙ, инженер ГП НПКГ «Зоря»-«Машпроект», Николаев

ОПТИМИЗАЦИЯ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Предложены мероприятия повышения топливной экономичности малоразмерных газотурбинных двигателей и энергетических установок с регенерацией тепла путем термодинамической оптимизации рабочего процесса и газодинамической оптимизацией узлов двигателя. Оптимальная степень повышения давления ГТД с температурой газа $T_T^* = 1100 \dots 1200$ К и степенью регенерации $\beta_p = 0,8 \dots 0,9$ составляет $\pi_{к\eta_e} = 3,5 \dots 4,5$, а КПД – $\eta_e = 0,33 \dots 0,35$. Также выполнена оптимизация центробежного компрессора и турбины.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, компрессор, турбина, регенерация тепла, оптимизация, коэффициент полезного действия.

Введение

К малоразмерным газотурбинным двигателям (ГТД) относят авиационные и судовые бортовые вспомогательные силовые установки (ВСУ) мощностью от 10...20 до 500...700 кВт или таких же мощностей двигатели для беспилотных летательных аппаратов [1], легких вертолетов и небольших самолетов [2]. Зарубежный опыт эксплуатации подобных ГТД показал, что они могут быть лучшими двигателями для турбопоездов, гусеничных машин и большегрузных автомобилей [3], или приводами передвижных электростанций (ПЭС) и газоперекачивающих агрегатов (ГПА) [4]. В виду меньшей токсичности выхлопных газов особый интерес такие ГТД представляют для маломощных мобильных энергетических установок, производящих электрическую и тепловую энергию на промышленных предприятиях и современных жилых комплексах. Главной проблемой ГТД в сравнении с поршневыми двигателями остается недостаточная топливная экономичность.

Целью данной статьи является совершенствование малоразмерных ГТД для повышения их экономичности. К особенностям таких ГТД в сравнении с полноразмерными относятся: масштабный фактор, отрицательно влияющий на рабочие процессы посредством критерия Рейнольдса; влияние радиальных зазоров в турбомашинах; снижение точности изготовления деталей и элементов проточной части двигателя; трудности в охлаждении турбин при высоких температурах газа T_T^* .

Результаты исследования. Действенным средством повышения экономичности энергетических и транспортных ГТД, а также ГПА является применение регенерации тепла. Эффективный КПД ГТД с регенерацией тепла определяют по формуле [1, 4]

$$\eta_{ep} = \frac{\left(\frac{\theta \eta_k \eta_T}{e} - 1 \right) \left(\frac{e-1}{\eta_k} \right)}{\theta \left\{ E - \beta_p \left[E - \epsilon \left(1 - \frac{1}{e} \right) \eta_T \right] \right\} - (1 - \beta_p) \left[1 + (e-1) \frac{1}{\eta_k} \right]}, \quad (1)$$

где β_p – степень регенерации; $\theta = T_T^*/T_H$ – степень подогрева в цикле; $E = C_{pg}/C_p$ –

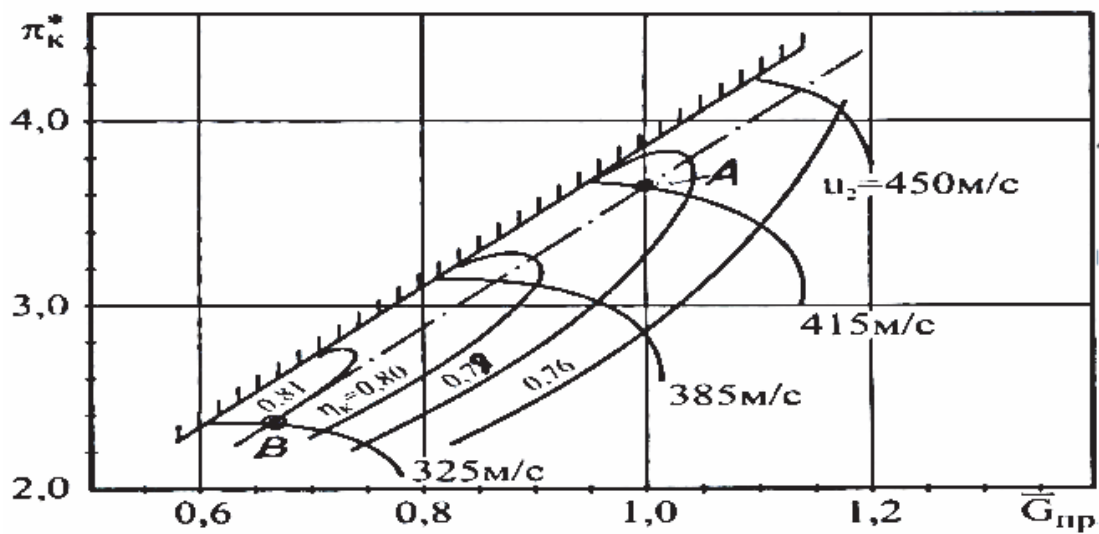
отношение теплоемкостей газа и воздуха; $\epsilon = [C_{pг}(e_T - 1)e] / [C_p(e - 1)e_T]$; $e = \pi_k^{*(k-1)/k}$; $e_T = \pi_T^{*(k-1)/k}$; π_k^* и π_T^* , η_k и η_T – степени повышения давления в компрессоре и понижения давления в турбине и их КПД с учетом потерь давления в регенераторе, во входном и выходном устройствах и камере сгорания.

Исследование данной формулы (1) на экстремум позволяет определить оптимальную по КПД двигателя степень повышения давления в компрессоре при наличии регенерации тепла $\pi_{к\eta e}$, как функцию от вышеперечисленных переменных [1]. Параметрические исследования такой функции в зависимости от этих переменных показывают, что при температуре газа перед неохлаждаемой турбиной $T_T^* = 1100 \dots 1200$ К оптимальная степень повышения давления в компрессоре ГТД со степенью регенерации $\beta_p = 0,8 \dots 0,9$ составляет $\pi_{к\eta e} = 3,5 \dots 4,5$. Эффективный КПД ГТД с учетом гидравлических потерь в регенераторе при этом достигает значений $\eta_e = 0,33 \dots 0,35$, что на (30...40) % выше КПД ГТД без регенерации тепла, требующего существенно более высокой степени повышения давления в компрессоре ($\pi_{к\eta e} = 12 \dots 15$). Потребность меньшей степени повышения давления в компрессоре ГТД с регенерацией тепла упрощает конструкцию двигателя, снижает затраты на его изготовление, обслуживание в эксплуатации и ремонт. В частности компрессором малоразмерного ГТД может быть использован центробежный компрессор (ЦБК) с многоярусным рабочим колесом (РК) и числами лопаток в ярусах [4] 10:20:40 или 11:22:44 при оптимальных их размерах. Согласно оптимизации условий входа в такие колеса при заданной производительности G и осевом подводе воздуха получено соотношение [5]

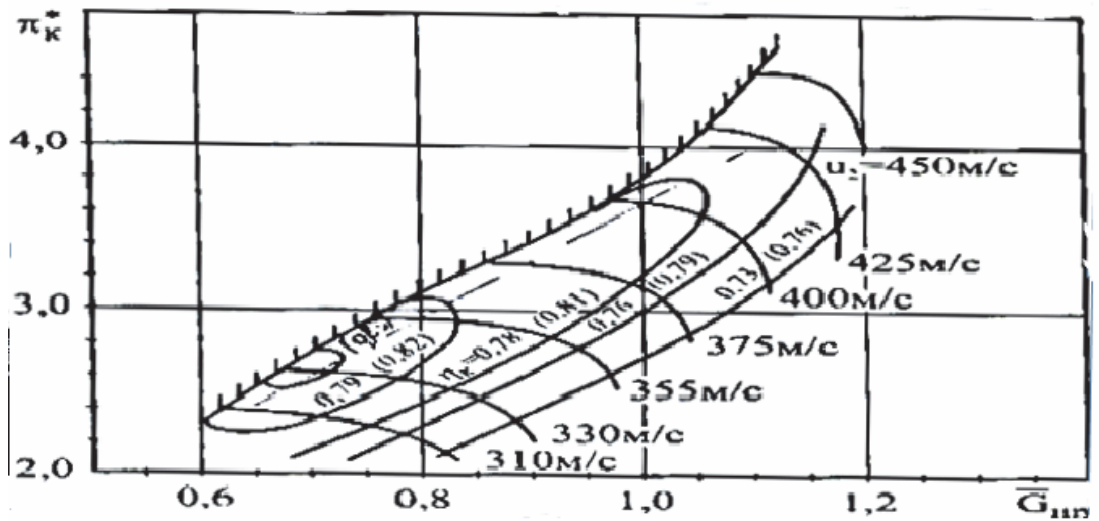
$$\frac{G\omega^2}{\pi(1-\bar{d}_1^2)P_1^* \sqrt{k^3 RT_1^*}} = \frac{M_{w1H}^3 \sin \beta_{1H} \cos^2 \beta_{1H}}{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_{w1H}^2 \sin^2 \beta_{1H}\right)^{\frac{1}{k-1} + \frac{3}{2}}}, \quad (2)$$

где ω – угловая скорость вращения РК; \bar{d}_1 – относительный диаметр втулки РК; P_1^* , T_1^* – полное давление и температура воздуха на входе; M_{w1H} – число Маха на входе в РК на наружном радиусе в относительном движении; β_{1H} – угол направления относительной скорости потока на входе в РК; k – показатель изоэнтропы; R – газовая постоянная воздуха. Исследование правой части выражения (2) на экстремум по углу β_{1H} при $M_{w1H} = 0,9$ дало оптимальное значение угла $\beta_{1H \text{ опт}} = 30^\circ$. Ограничение числа Маха минимизирует волновые потери в межлопаточных диффузорных каналах первого яруса РК согласно обобщенным данным А.Р. Хоуэлла в компрессорных решетках профилей в диапазоне $M_{кр} - M_{\max}$.

Применение трехъярусного РК ЦБК с радиальными лопатками на выходе ($\beta_{2л} = 90^\circ$) позволило повысить коэффициенты напора до значений $\bar{H} = 0,745 - 0,755$ и мощности до $\mu = 0,9 - 0,915$, достигнув степени повышения давления $\pi_k^* = 4,0 \dots 4,5$ при окружной скорости лопаток $U_2 = 450$ м/с, как и в двухступенчатом осе-ЦБК (ОЦБК), подтвержденные сравнением их характеристик на рисунке [6].



а



б

Рис. – Характеристики ЦБК с трехъярусным РК а и двухступенчатого ОЦБК б

Повышение КПД турбин возможно многопараметрической оптимизацией по семи переменным ($\bar{U}_1 = U_1/C_s$ – относительная окружная скорость; ρ – степень реактивности; $\bar{D}_2 = D_2/D_1$ – диаметрность; углы потока за сопловым аппаратом α_1 и рабочим колесом β_2 ; коэффициенты скорости в сопловом аппарате φ и рабочем колесе ψ) симплекс – методом с помощью формулы окружного КПД [5].

$$\eta_u = 2\bar{U}_1 \left[\varphi \sqrt{1-\rho} \cos \alpha_1 + \bar{D}_2 \left(\psi \cos \beta_2 \sqrt{\rho + \varphi^2(1-\rho)} - 2\bar{U}_1 \varphi \sqrt{1-\rho} \cos \alpha_1 + \bar{D}_2^2 \bar{U}_1^2 - \bar{D}_2 \bar{U}_1 \right) \right]. \quad (3)$$

В частности для центробежной турбины (ЦСТ) с параметрами $\bar{D}_2 = 0,5$; $\bar{U}_1 = 0,705$; $\rho = 0,462$; $\alpha_1 = 11,9^\circ$; $\beta_2 = 12,45^\circ$; $\varphi = 0,98$ и $\psi = 0,9$ ожидаемое значение КПД $\eta_u = 0,95$, а для осевой турбины $\eta_u = 0,93$ при $\bar{D}_2 = 1,0$; $\bar{U}_1 = 0,544$; $\rho = 0,2$; $\alpha_1 = 10^\circ$; $\beta_2 = 15^\circ$; $\varphi = 0,98$; $\psi = 0,97$. Для реализации указанных значений параметров

в ЦСТ малоразмерного ГТД подвод газа к рабочему колесу может быть обеспечен специально спрофилированной улиткой без сопловых лопаток [7].

В качестве регенераторов в энергетических ГТД предпочтительными являются пластинчатые рекуперативные теплообменники или применение системы впрыска пара *STIG* [4], применяемой как для повышения экономичности ГТУ, так и для снижения вредных выбросов в выхлопных газах.

Выводы

Таким образом, повышение эффективного КПД ГТД (1) обеспечивается с одной стороны термодинамическим путем – регенерацией тепла с максимально возможной степенью регенерации $\beta_p = 0,8...0,9$ при оптимальной степени повышения давления $\pi_k^* = 4,0...4,5$ и $T_r^* = 1100...1200$ К, а с другой – газодинамическим – минимизацией гидравлических потерь в проточной части ГТД, в том числе оптимизацией компрессора (2) и турбины (3).

Список литературы: 1. Герасименко, В. П. Теорія авіаційних двигунів [Текст]: підручник / В. П. Герасименко. – Х.: ХАІ, 2003. – 199 с. 2. Газотурбинный двигатель Лайкоминг LTS101 мощностью в классе 600 л.с. [Текст] // Новое в зарубежном авиадвигателестроении. ЦИАМ. – 1976. – № 9. – С. 23–29. 3. Транспортные машины с газотурбинными двигателями [Текст]: / Н. С. Попов, С. П. Изотов, В. В. Антонов и др.: под общ. ред. Н. С. Попова. – Л.: Машиностроение, 1987. – 259 с. 4. Герасименко, В. П. Газотурбинные двигатели газоперекачивающих агрегатов. Определение характеристик [Текст]: учеб. пособие / В. П. Герасименко. – Х.: ХАИ, 2012. – 116 с. 5. Комплексное газодинамическое совершенствование двухтактных турбопоршневых транспортных дизелей [Текст] / С. А. Алёхин, В. П. Герасименко, Е. Н. Овчаров, В. А. Опалев // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – №10/97. – С. 72–76. 6. Сравнительный анализ одно- и двухступенчатого компрессора для наддува высокофорсированных дизелей [Текст] / С. А. Алёхин, В. П. Герасименко, Ю. А. Анимов // Двигатели внутреннего сгорания. – 2007. – № 1. – С. 76–80. 7. Герасименко, В. П. Анализ течения газа в спиральной улитке центростремительной турбины [Текст] / В. П. Герасименко, Н. К. Рязанцев, Б. С. Сотников // Авиационно-космическая техника и технология: Сб. научн. тр. – Х.: ХАИ, 1998. – Вып. 5. – С. 135–137.

Bibliography (transliterated): 1. Gerasymenko, V. P. *Teorija aviacijnyh dyguniv*. Kharkov: HAI, 2003. Print. 2. "Gazoturbinyj dvigatel' Lajkoming LTS101 moshhnost'ju v klasse 600 l.s." *Novoe v zarubezhnom aviadvigatelistroenii*. CIAM 9 (1976): 23–29. Print. 3. Popov, N. S., et al. *Transportnye mashiny s gazoturbinnymi dvigateljami*. Ed. N. S. Popova. Leningrad: Mashinostroenie, 1987. Print. 4. Gerasimenko, V. P. *Gazoturbinnye dvigateli gazoperekachivajushhh agregatov. Opredelenie harakteristik*. Kharkov: HAI, 2012. Print. 5. Aljohin, S. A., et al. "Kompleksnoe gazodinamicheskoe sovershenstvovanie dvouhtaknyh turboporshnevyyh transportnyh dizelej." *Aviacionno-komicheskaja tehnika i tehnologija* 10/97 (2012): 72–76. Print. 6. Aljohin, S. A., V. P. Gerasimenko and Ju. A. Animov. "Srvavitel'nyj analiz odno- i dvuhstupenchatogo kompressora dlja nadduva vysokoforsirovannyh dizelej." *Dvigateli vnutrennego sgoranija* 1 (2007): 76–80. Print. 7. Gerasimenko, V. P., N. K. Rjazancev and B. S. Sotnikov. "Analiz techenija gaza v spiral'noj ulitke centrostremitel'noj turbiny." *Aviacionno-kosmicheskaja tehnika i tehnologija*. No. 5. Kharkov: HAI, 1998. 135–137. Print.

Поступила (received) 17.12.2013