

УДК 621.438:621.515

**В.А. ШКАБУРА***Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина***ИССЛЕДОВАНИЕ ТУРБОКОМПРЕССОРОВ С ОБЩИМ РАБОЧИМ КОЛЕСОМ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К ГАЗОТУРБИНЫМ ДВИГАТЕЛЯМ**

*В целях развития двигателей и энергетических установок рассмотрены вопросы совершенствования газотурбинных двигателей путём применения в их составе новых типов турбомашин, в частности, турбокомпрессора с общим рабочим колесом (ТКО). Приведены результаты исследования эффективности работы компрессорной и турбинной частей ТКО применительно к ГТД. Для верификации методик газодинамического расчёта разработана и изготовлена опытная модель ТК, и проведены её исследования. Для проверки эффективности применения ТКО в составе ГТД спроектирован опытный газотурбинный двигатель. Проводится доводка основных элементов конструкции данного двигателя.*

*Ключевые слова: турбокомпрессор с общим рабочим колесом, турбинная часть, компрессорная часть, опытная модель, газотурбинный двигатель.*

**Введение**

Известно, что основными направлениями развития газотурбинных двигателей является повышение параметров цикла их работы и эффективности происходящих в них процессов [1, 2]. Однако традиционные подходы во многом себя уже исчерпали, и поэтому существенные сдвиги в этом направлении возможны лишь при использовании новых технических решений, подходов и технологий. Особенно актуально это для двигателей с высокой суммарной степенью повышения давления или небольшой тяги, где использование только осевых компрессоров в газогенераторе вследствие слишком малых размеров лопаток последних ступеней становится затруднительным, или там, где необходим двигатель с высокой удельной мощностью (тягой) и небольшой стоимостью изготовления. Всё это вынуждает вести исследования, направленные на совершенствование новых типов турбомашин ГТД и конструктивных нетрадиционных схем двигателей.

При малых размерах лопаток турбин проблематично размещение внутренних каналов охлаждения. А утолщение выходной кромки для охлаждения задней части лопаток приводит к большим потерям энергии в закрюченных следах. Плёночное охлаждение существенно улучшает тепловую защиту лопаток, но является причиной дополнительных потерь и снижения КПД турбин, особенно малоразмерных [2, 3].

Поэтому для повышения эффективности работы ГТД и расширения их возможностей необходимо совершенствовать как традиционные типы турбомашин, так и на основе всестороннего анализа при-

менять новые технические решения и проводить оптимизацию.

**1. Формулирование проблемы**

Одним из способов решения данной проблемы является применение в составе газотурбинных двигателей турбокомпрессоров с общим рабочим колесом (ТКО) [4 – 7]. В силу особенностей устройства и способа их работы они имеют в два раза большую высоту лопаток рабочего колеса (РК) по сравнению с остальными схемами турбомашин, что ценно при малых объёмных расходах газа и, следовательно, малых размерах лопаток. Кроме того, благодаря периодичности работы лопаток РК ТКО могут работать при более высоких температурах газа перед турбиной [4 – 7].

Однако для применения ТКО в составе ГТД необходимы их детальные исследования и проработка конструктивных элементов. Течение в РК носит довольно сложный (периодически неустановившийся) характер, Данное обстоятельство существенно затрудняет развитие теории газодинамического расчёта проточных частей ТКО. Для повышения достоверности исследований необходима верификация методик расчёта с помощью опытных моделей ТКО.

**2. Решение проблемы**

При разработке ГТД и выборе варианта турбомашин предлагается в качестве критерия оптимизации применять коэффициент объёмной эффективности, так как он учитывает основные параметры её

эффективности: КПД, коэффициент напора (работы), производительность и габаритные размеры [5].

$$K_{EQ} = \frac{N_{\text{подв}} \eta_{\text{п}}}{\rho V \omega u_{\text{ср}}^2}, \quad (1)$$

где  $N_{\text{подв}}$  – подводимая мощность, Вт;  $\eta_{\text{п}}$  – полный КПД машины;  $\rho$  – плотность газа на входе, кг/м<sup>3</sup>;  $V$  – объём, занимаемый машиной, м<sup>3</sup>;  $\omega$  – угловая скорость РК машины, с<sup>-1</sup>;  $u_{\text{ср}}$  – окружная скорость на среднем радиусе лопаток РК, м/с.

Турбокомпрессор с общим рабочим колесом уже прошёл первую стадию исследований. Это позволило проработать конструкцию ТКО и основные положения теории его расчёта. Для дальнейшего её развития после газодинамических расчётов проточной части турбокомпрессора с общим рабочим колесом, проверки их результатов и апробации созданной методики расчёта разработана и изготовлена опытная модель турбокомпрессора, общий вид которой показан на рис. 1. В силу малой осевой протяженности ТКО рабочее колесо в модели расположено на валу электродвигателя, который используется при исследовании компрессорной части.

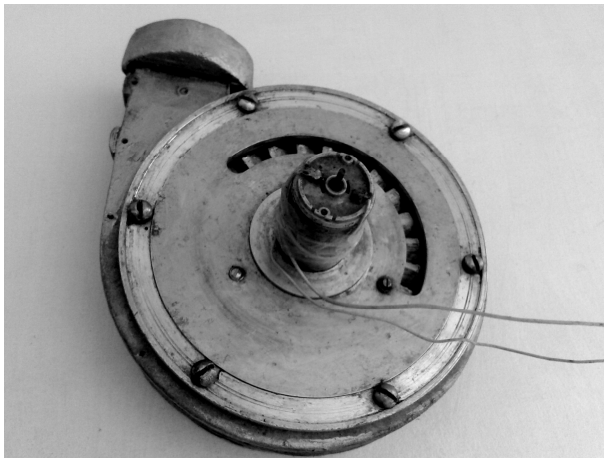


Рис. 1. Опытная модель ТКО

В результате исследований получены зависимости поправочных коэффициентов от степени парциальности компрессорной части ТКО (рис. 2).

Течение газа и воздуха в рабочем колесе ТКО является периодически неустановившимся, поэтому часть энергии теряется при переходе из одного режима работы РК в другой. Турбинная часть по сравнению с компрессорной частью менее чувствительна к снижению степени парциальности. Это связано с тем, что в турбинной части ТКО поток активный и на входе в РК он имеет большую скорость.

Эффективность работы турбинной части, как и в обычных осевых и радиальных турбинах, зависит от большого количества геометрических и режимных параметров. В процессе расчётно-конструкторской

проработки ТКО, например, была исследована зависимость относительного КПД турбинной части от соотношения средних диаметров в рабочем канале.

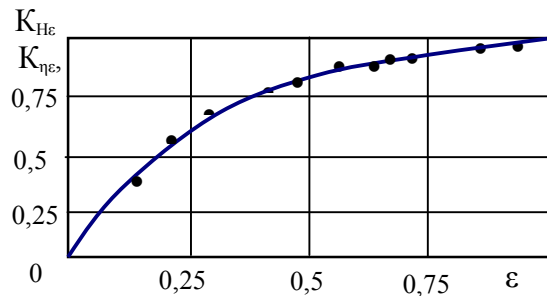


Рис. 2. Зависимости обобщённых поправочных коэффициентов напора и КПД компрессорной части ТКО

На рис. 3 показаны результаты исследований зависимости относительного КПД турбинной части ТКО от изменения среднего диаметра в рабочем канале при оптимальном параметре  $u/c_{\text{ад}}$ .

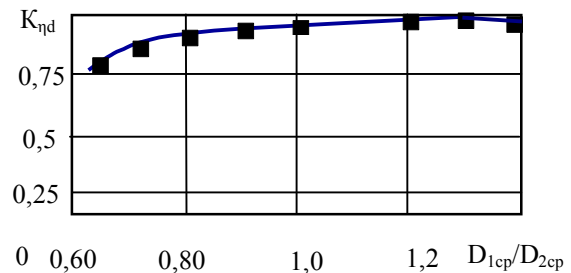


Рис. 3. Зависимость относительного КПД турбинной части ТКО от соотношения средних диаметров в рабочем канале

В турбокомпрессоре с общим рабочим колесом подвод активного газа в турбину и пассивного газа в компрессор осуществляется на определённом участке [6] согласно формуле

$$\theta_{\text{к}} + \theta_{\text{т}} + 2\theta_{\text{пер}} = 360^\circ, \quad (2)$$

где  $\theta_{\text{к}}$ ,  $\theta_{\text{т}}$  – угловая протяжённость компрессорной и турбинной частей;  $\theta_{\text{пер}}$  – угловая протяжённость перемычки (разделителя).

Течение газа и воздуха в рабочем колесе ТКО является периодически неустановившимся.

При расчёте течения воздуха в компрессорном рабочем канале и газа – в турбинном рабочем канале возможны такие типичные ситуации:

- обе границы участка рабочего канала открыты;
- обе границы участка рабочего канала закрыты;
- вход в участок рабочего канала открыт, а выход из него закрыт;
- вход в участок рабочего канала закрыт, а выход из него свободен.

Для закрытой неподвижной стенки (границы рабочего канала)  $W_0 = 0$ . Для вычисления давления

в области границы можно воспользоваться формулой [8]

$$P_0 = (p_{1/2} + p_0) \left( 1 - \frac{k-1}{2} \frac{w_{1/2}}{a_{1/2}} \right)^{\frac{2k}{k-1}} - p_0. \quad (3)$$

Если левая граница (вход) рабочего канала свободна, то на ней должно быть задано давление. И по аналогии с задачей о распаде разрыва для этого случая можно применить автомодельное решение [8].

В основе модели для вычисления течения в РК использована система дифференциальных уравнений одномерного нестационарного течения газа

$$\begin{cases} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial s} = -\rho w \frac{\partial \ln A}{\partial s}; \\ \frac{\partial w}{\partial t} + w \frac{\partial w}{\partial s} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial s} - \frac{p}{\rho} \frac{\partial \ln A}{\partial s} + f_s; \\ \frac{\partial p}{\partial t} \left( e + \frac{w^2}{2} \right) + \frac{\partial}{\partial s} \left[ \rho w \left( e + \frac{w^2}{2} \right) + p w \right] = \rho w f_s - \\ - \rho w \frac{\partial \ln A}{\partial s}, \end{cases}$$

где  $s$  – координата;  $f_s = F_s/\rho$  – проекция результирующего ускорения;  $A$  – площадь сечения канала;  $e$  – внутренняя энергия газа;  $w$  – скорость газа.

Для экспериментальной проверки эффективности работы ТКО в ГТД спроектирован и изготовлен малоразмерный опытный газотурбинный двигатель. Его конструктивная схема показана на рис. 4, а внешний вид – на рис. 5. Пока преследуется цель проработки основных элементов в новой конструкции двигателя, а не достижения высокой температуры газа. Поэтому применена наиболее простая схема ГТД с ТКО.

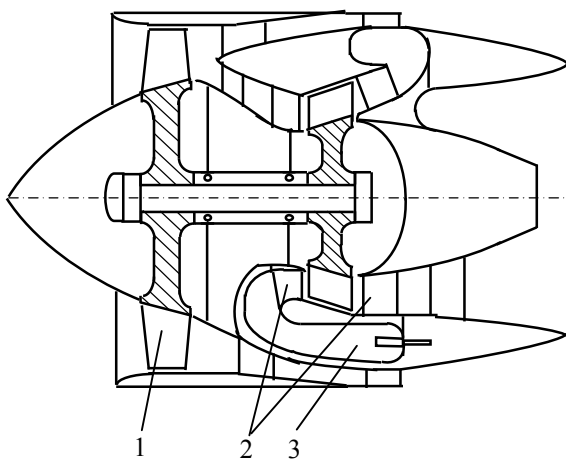


Рис. 4. Схема газотурбинного двигателя с ТКО: 1 – вентилятор; 2 – турбокомпрессор (ТКО); 3 – камера сгорания



Рис. 5. Опытная модель ГТД с ТКО

Чтобы не усложнять устройство подшипникового узла, первая модель двигателя изготовлена с упрощённой системой смазки. Поэтому обороты ротора ограничены 39 тыс. об/мин.

## Заключение

Проведенные исследования показали, что турбокомпрессор с общим рабочим колесом может быть использован в газотурбинных двигателях. Кроме того, данный тип турбокомпрессоров и традиционные турбомшины целесообразно применять на общих опорах качения ГТД, так как турбинная часть ТКО, как правило, имеет избыток мощности, который необходимо использовать в компрессоре для повышения  $\pi_k^*$  или для привода вентилятора.

Модернизация двигателя с помощью ТКО позволяет увеличить термодинамические параметры цикла и тем самым повысить удельную тягу двигателя и понизить удельный расход топлива. Необходимость наличия переходных каналов между традиционными турбомашинами и ТКО несколько усложняет применение ТКО в составе ГТД. Хотя РК ТКО по сравнению с РК с охлаждаемыми лопатками значительно проще конструктивно и дешевле в изготовлении. Поэтому использование ТКО в составе газотурбинных двигателей целесообразно при значительных увеличениях степени повышения давления и температуры газа перед турбиной.

При создании газотурбинного двигателя с ТКО приходится решать ряд принципиально новых и непростых задач, отличных от уже решенных в области авиационных двигателей с традиционными схемами и турбомашинами.

## Литература

1. Холщевников, К.В. Теория и расчёт авиационных лопаточных машин [Текст] / К.В. Холщевников.

ков, О.Н. Емин, В.Т. Митрохин. – М.: Машиностроение, 1986. – 432 с.

2. Кулагин, В.В. Теория, расчёт и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Кн.3: Основные проблемы [Текст] / В.В. Кулагин. – М.: Машиностроение, 2005. – 464 с.

3. Локай, В.И. Газовые турбины двигателей ЛА: Теория, конструкция и расчёт [Текст] / В.И. Локай, М.К. Максимова, В.А. Стрункин. – М.: Машиностроение, 1979. – 447 с.

4. Пат. № 84679 Україна. МПК (2006). F02K 3/00. Газотурбінний двигун і спосіб його роботи [Текст] / Шкабура В.А.; Заявник та патентовласник Шкабура Володимир Анатолійович (UA). – № 20041209850; заявл. 01.12.2004; опубл. 25.11.2008, Бюл. 22. – 5 с.

5. Шкабура, В.А. Исследование вариантов применения турбокомпрессора нового типа в газотур-

бинных двигателях на общих опорах качения [Текст] / В.А. Шкабура, С.И. Пшеничных // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 8/44. – С. 103 – 106.

6. Шкабура, В.А. Результаты исследований турбокомпрессоров с общим рабочим колесом для применения в газотурбинных двигателях [Текст] / В.А. Шкабура // Авиационно-космическая техника и технология. – 2009. – № 7/64. – С. 66 – 70.

7. Шкабура, В.А. Исследование турбокомпрессоров с общим рабочим колесом для применения в малоразмерных газотурбинных двигателях [Текст] / В.А. Шкабура. – Вісник двигунобудування. – 2011. – №2. – С. 9 – 13.

8. Численные решения многомерных задач газовой динамики [Текст] / С.К. Годунов, А.В. Забродин, М.Я. Иванов и др. – М.: Наука, 1976. – 400 с.

Поступила в редакцию 27.05.2013, рассмотрена на редколлегии 13.06.2013

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф. В.Н. Доценко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

## ДОСЛІДЖЕННЯ ТУРБОКОМПРЕСОРИВ ІЗ СПІЛЬНИМ РОБОЧИМ КОЛЕСОМ ДЛЯ ЗАСТОСУВАННЯ У ГАЗОТУРБІННИХ ДВИГУНАХ

*В.А. Шкабура*

У рамках розвитку двигунів та енергетичних установок висвітлено питання удосконалення газотурбінних двигунів шляхом використання в них перспективних і нових турбомашин, наприклад, турбокомпресорів із спільним робочим колесом (ТКС). Розглянуто схему ГТД із ТКС, яка дозволяє підвищити температуру газу перед турбіною та ступінь підвищення тиску в компресорі, що при забезпеченні високого рівня їх ефективності приведе до підвищення питомої потужності й зниження витрат палива. Для визначення ефективності застосування ТКС у складі ГТД проведено розрахунково-конструкторські дослідження. Однак ТКС ще недостатньо вивчені, тому у даній статті наведено деякі положення теорії розрахунку ТКС і результати впливу співвідношення середніх діаметрів у робочому каналі на ефективність роботи турбінної частини.

**Ключові слова:** турбокомпресор із спільним робочим колесом, газотурбінний двигун, компресорна частина, турбінна частина, дослідна модель.

## ANALYSIS OF TURBO-COMPRESSOR WITH GENERAL IMPELLER FOR GAS TURBINE ENGINES

*V.A. Shkabura*

In the framework of development of the prospective and new types of turbo machines to broaden possibilities of gas turbine engines investigation flow of gas in of turbo-compressor with general impeller (TCG). Consideration scheme of gas turbine engines with of general impeller turbo-compressor, for rise gas turbine temperature and pressure ratio increase with aim of specific power elevation and specific fuel consumption reduction. Turbo-compressor with general impeller at presents not enough investigation. Given work elucidate especially function and complications of general impeller turbo-compressor, which beginnings by theirs successful application of gas turbine engines. Bring the results analysis gas overflowing of turbo-compressor with general impeller for gas turbine engines. For defining the efficiency of TCG application in the structure of gas turbine engines gas researches were conducted.

**Key words:** of turbo-compressor with general impeller, gas turbine engine, compressor zone, turbine zone, experiment model.

**Шкабура Владимир Анатольевич** – канд. техн. наук, ст. науч. сотр., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: shkabura\_v\_a@mail.ru.