

УДК 621.438:621.515

В. А. ШКАБУРА*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского “ХАИ”, Украина*

ИССЛЕДОВАНИЕ КОМПРЕССОРНОЙ И ТУРБИННОЙ ЧАСТЕЙ ТУРБОКОМПРЕССОРА С ОБЩИМ РАБОЧИМ КОЛЕСОМ ДЛЯ ПРИМЕНЕНИЯ В МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

В целях развития двигателей и энергетических установок рассмотрены вопросы совершенствования малоразмерных газотурбинных двигателей (ГТД) путём применения в их составе новых типов турбомашин, в частности турбокомпрессора с общим рабочим колесом (ТКО). Приведены результаты расчётных исследований влияния угла установки лопаток рабочего колеса (РК) на эффективность работы компрессорной и турбинной частей ТКО. Показана схема ГТД с ТКО, позволяющая увеличить температуру газа перед турбиной и степень повышения давления в компрессоре ГТД. Для определения эффективности применения ТКО в составе ГТД представлены результаты термодинамического расчёта.

Ключевые слова: турбокомпрессор с общим рабочим колесом, турбинная часть, компрессорная часть, малоразмерный 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 трудные задачи возникают при улучшении параметров малоразмерных газотурбинных двигателей (МГТД), потому что значительно снижается эффективность турбомашин. Поэтому удельный расход топлива современных МГТД на 20...25%, а удельная масса на 45...50% больше, чем у полноразмерных ГТД [1]. Всё это вынуждает вести исследования, направленные на совершенствование новых типов турбомашин ГТД и конструктивных нетрадиционных схем двигателей.

1. Формулирование проблемы

Снижение размеров проточной части турбомшины и объёмного расхода газа приводит к уменьшению её эффективности. Одной из основных причин снижения КПД турбомашин при уменьшении размеров проточной части лопаточных машин является увеличение соотношения между толщиной пограничного слоя и основным потоком.

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 закруточных следах. Плёночное охлаждение существенно улучшает тепловую защиту лопаток, но является причиной дополнительных потерь и снижения КПД турбин, особенно малоразмерных ГТД [1].

Одним из способов решения данной проблемы является применение в составе ГТД новых турбомашин – турбокомпрессоров с общим рабочим колесом (ТКО) [3-5]. 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 [4-5]. Однако для применения ТКО в составе ГТД необходимы их детальные исследования и проработка конструктивных элементов.

2. Решение проблемы

Турбокомпрессоры с общим рабочим колесом в зависимости от направления движения газовых потоков могут иметь две схемы течения в межлопаточном пространстве РК – прямооточную и противоточную. Если направления газового и воздушных потоков совпадают относительно оси вращения РК, то схема течения в ТКО прямооточная (рис. 1), при противоположном движении потоков – противоточная [3].

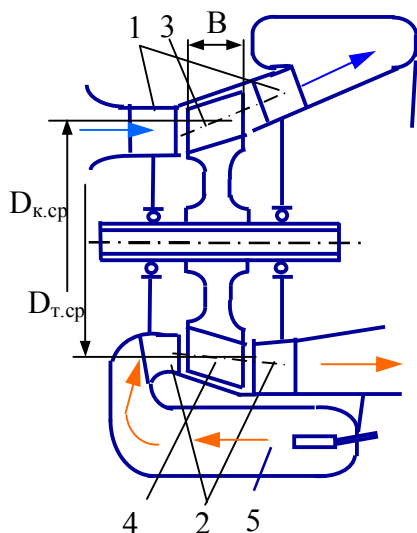


Рис. 1. Схема турбокомпрессора с общим рабочим колесом в качестве простого ГТД:

1 – компрессорная часть; 2 – турбинная часть;
3 – компрессорный рабочий канал; 4 – турбинный рабочий канал; 5 – камера сгорания

В процессе исследований установлено, что для ТКО существуют определённые ограничения на некоторые геометрические параметры РК [4, 5].

Например, в предыдущей статье описано влияние соотношения ширины решётки к среднему диаметру рабочего канала на эффективность компрессорной и турбинной частей ТКО [4]. Однако, как и в осевых турбомашинах, существенное влияние на эффективность ТКО оказывает угол установки лопаток в РК [2], поэтому был исследован и этот вопрос.

В процессе расчёта и проектирования проточной части ТКО необходимо выбрать угол установки лопаток РК. Для изучения этого вопроса были применены разработанные ранее методики газодинамического расчёта компрессорной и турбинной частей и проведены расчётные исследования. На рис. 2 показаны обобщённые зависимости коэффициента K_β для компрессорной и турбинной частей ТКО от угла установки β_y лопаток РК.

При значениях угла установки лопаток менее 25° в компрессорной части резко начинает снижаться гидравлический КПД. Турбинная часть менее чувствительна к малым значениям угла установки лопаток. Однако и при угле установки более 40° заметно снижается эффективность турбинной части ТКО. Эти исследования проводились для проточной схемы движения потоков.

При работе ТКО некоторая часть воздуха переносится в межлопаточном пространстве РК через разделитель из компрессорного рабочего канала 3 в турбинный 4 (см. рис. 1). Соответственно часть го-

рячего газа, оставшегося в межлопаточном пространстве РК, поступает из турбинной части в компрессорную часть. Это является основной особенностью турбокомпрессоров данного типа.

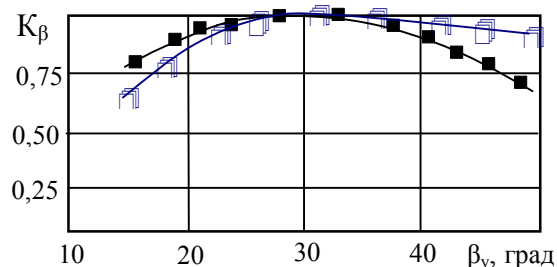


Рис. 2. Обобщённые зависимости коэффициента K_β для компрессорной и турбинной частей ТКО от угла установки лопаток РК:

□ – компрессорная часть; ■ – турбинная часть

Так как расход газа на входе в турбинный рабочий канал (ТРК) и выходе из него различный, то выражение для определения мощности турбинной части РК, как в охлаждаемой турбине, имеет вид

$$N_{\text{ут}} = G_{\text{Г1}} C_{1\text{ут}} u_{1\text{T}} - G_{\text{Г2}} C_{2\text{ут}} u_{2\text{T}}, \quad (1)$$

где $G_{\text{Г1}}$ – расход газа на входе в ТРК;

$C_{1\text{ут}}$ – окружная составляющая абсолютной скорости потока на входе в ТРК;

$u_{1\text{T}}$ – окружная скорость РК на входе в ТРК;

$G_{\text{Г2}}$ – расход газа на выходе из ТРК;

$C_{2\text{ут}}$ – окружная составляющая абсолютной скорости потока на выходе из ТРК;

$u_{2\text{T}}$ – окружная скорость РК на выходе из ТРК.

Как показали расчётные исследования, при рациональном проектировании проточной части ТКО перетекание и перенос среды можно свести к минимуму [5].

Окружная протяженность разделителя зависит от густоты решётки, и целесообразно её принимать равной $L_{\text{разд}} = 2t$ (двум шагам лопаток). Иначе увеличение $L_{\text{разд}}$ уменьшает рабочий участок проточной части: компрессорного и турбинного рабочих каналов, что снижает их КПД.

Существенное влияние на эффективность компрессорной и турбинной частей ТКО оказывает относительный шаг решётки рабочего колеса \bar{t} , связанный с числом лопаток z следующим соотношением

$$\bar{t} = \frac{\pi(D_2 - h)}{\delta z} - 1, \quad (2)$$

где h , δ – высота и толщина лопаток РК, м.

Увеличение числа лопаток приводит, во-первых, к увеличению напора компрессорной части

ТКО; во-вторых, возрастает эффективность разграничения компрессорной и турбинной частей, т.е. улучшается работа разделителей; в-третьих, уменьшение шага решётки способствует локализации отрыва потока при малых коэффициентах расхода в компрессорной части. А при слишком малом шаге лопаток РК возникают повышенные гидравлические потери в межлопаточном канале. Таким образом, для достижения эффективной работы компрессорной и турбинной частей ТКО необходимо выбрать оптимальный относительный шаг решетки РК. Относительный шаг профилей выбирается компромиссным для двух режимов работы лопаток, он находится в диапазоне $\bar{t} = 0,8...1,1$.

Протяженность разделителей зависит от шага решетки. Применение двухъярусных лопаток в РК, как и в центробежных компрессорах, снижает загромождение межлопаточного канала на входе в РК.

Проведенные ранее исследования [4, 5] показали, что ТКО наиболее вероятно будет использоваться в малоразмерных ГТД или двигателях с высокой степенью повышения давления в качестве замыкающей ступени компрессора и первой ступени турбины (рис. 3) или там, где необходимо иметь простую конструкцию двигателя.

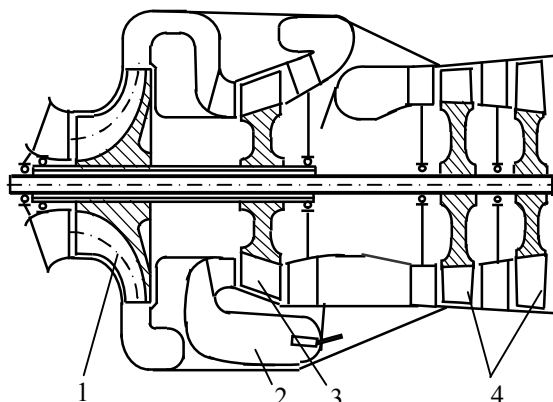


Рис. 3. Схема газотурбинного двигателя с ТКО:
1 – компрессор; 2 – камера сгорания; 3 – ТКО;
4 – силовая турбина

Для определения эффективности применения ТКО в составе ГТД в качестве исходного варианта выбран малоразмерный газотурбинный двигатель АИ-450. Компрессор двигателя – центробежный, высоконапорный, одноступенчатый. Турбина – осевая, реактивная, двухступенчатая, состоит из турбины компрессора и свободной турбины.

Исследования компрессора двигателя АИ-450 показали, что он довольно перегружен, и поэтому для достижения $\pi_k^* = 10...12$ с КПД компрессора $\eta_k^* = 0,78...0,8$ необходимо применять двухсту-

пенчатый центробежный компрессор, а для обеспечения работоспособности ГТД при температуре $T_T^* = 1600...1650$ К целесообразно использовать ТКО или надо значительно увеличить расход воздуха на охлаждение турбины.

Предыдущие исследования показали [4-6], что турбинная часть ТКО может довольно эффективно работать при довольно больших перепадах давления $\pi_T = 3...3,5$. Поэтому для привода компрессора с $\pi_k^* = 9...12$ достаточно лишь турбинной части ТКО.

Заключение

Проведенные исследования показали, что турбокомпрессор с общим рабочим колесом благодаря особенностям его работы при определённых условиях способен повысить эффективность работы газотурбинных двигателей без использования дорогостоящих технологий.

Для данного типа турбокомпрессоров важно, чтобы воздух или газ, вошедший в компрессорный или турбинный рабочий канал, успел не только пройти по всей его длине, но и с высокой эффективностью совершил энергообмен с лопатками РК. Поэтому для обеспечения эффективной работы ТКО важны определённые параметры.

Модернизация двигателей типа АИ-450 с помощью ТКО позволяет повысить термодинамические параметры цикла и тем самым увеличить удельную тягу или мощность двигателя и понизить удельный расход топлива. Необходимость переходных каналов между традиционными турбомашинами и ТКО несколько усложняет применение ТКО в составе ГТД. Хотя РК ТКО по сравнению РК с охлаждаемыми лопатками значительно проще конструктивно и дешевле в изготовлении.

Турбинная часть ТКО может эффективно работать при довольно больших перепадах давления $\pi_T = 3...3,5$. Поэтому для привода компрессора с $\pi_k^* = 9...12$ достаточно турбинной части ТКО.

Литература

1. 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.
2. Холщевников, К. В. Теория и расчёт авиационных лопаточных машин [Текст] / К. В. Холщевников, О. Н. Емин, В. Т. Митрохин. – М. : Машиностроение, 1986. – 432 с.
3. Пат. 84679 Украина, МКИ⁷. F02 K3/00. Газотурбинный движун і спосіб його роботи [Текст] / Шкабура В. А. ; заявл. 01.12.2004 ; опубл. 25.11.2008.
4. Шкабура, В. А. Исследование компрессорной и турбинной частей турбокомпрессора с общим

рабочим колесом для применения в составе газотурбинных двигателей [Текст] / В. А. Шкабура // Вісник двигунобудування. – 2015. – № 2. – С. 215-217.

5. Шкабура, В. А. Исследование влияния перетекания части газовых потоков на эффективность работы турбокомпрессора с общим рабочим колесом применительно к ГТД [Текст] / В. А. Шкабура // Авиационно-космическая техника и технология. – 2012. – № 7 (94). – С. 114-118.

References

1. Kulagin, V. V. *Teoriya, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigatelei i energeticheskikh ustanovok : kn. 3. Osnovnye problemy* [Theory, calculation and design of aviation engines and power stations : Book 3. Main problems]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2005. 464 p.

2. Holshchevnikov, K. V., Emin, O. N., Mitrokhin, V. T. *Teoriya i raschet aviatsionnykh lopatochnykh mashin* [Theory and calculation of aviation impeller

machines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1986. 432 p.

3. Shkabura, V. A. *Gazoturbinnij dvigun i sposib jogo roboti* [Gas turbine engine and its operation]. Patent Ukr, № 84679, 2008.

4. Shkabura, V. A. *Issledovanie kompressornoj i turbinnoi chastei turbokompressora s obshchim rabochim kolesom dlya primeneniya v sostave gazoturbinykh dvigatelyakh* [Research of compressor and turbine parts of a turbocompressor with the general driving wheel for application in structure gas-turbine engines]. *Visnyk dyvuhunobuduvannia*, 2015, no. 2, pp. 215-217.

5. Shkabura, V. A. *Issledovanie vliyaniya peretekaniya chasti gazovykh potokov na effektivnost' raboty turbokompres-sora s obshchim rabochim kolesom primenitel'no k GTD* [Analysis of especially work of turbo-compressor with general impeller for gas turbine engines]. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2012, no. 7 (94), pp. 114-118.

Поступила в редакцию 29.04.2016, рассмотрена на редколлегии 16.06.2016

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

ДОСЛІДЖЕННЯ КОМПРЕСОРНОЇ ТА ТУРБІННОЇ ЧАСТИН ТУРБОКОМПРЕСОРА ІЗ СПІЛЬНИМ РОБОЧИМ КОЛЕСОМ ДЛЯ ЗАСТОСУВАННЯ У МАЛОРОЗМІРНИХ 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. Наведено розрахунки ТКС і результати впливу співвідношення ширини лопаток до середнього діаметра робочого каналу на ефективність роботи компресорної та турбінної частин.

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

OF ANALYSIS OF COMPRESSOR ZONE AND TURBINE ZONE OF TURBO-COMPRESSOR WITH GENERAL IMPELLER FOR SMALL 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, compressor zone, turbine zone, small gas turbine engine.

Шкабура Владимир Анатольевич – канд. техн. наук, ст. науч. сотр. каф. № 202, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: shkabura_v_a@mail.ru.

Shkabura Vladimir Anatolievich – Candidate of Technical Science, Senior Researcher of department № 202, National Aerospace University named after N. Ye. Zhukovsky “KhAI”, Kharkov, Ukraine, e-mail: shkabura_v_a@mail.ru.