

УДК 621.438:621.515

В.А. Шкабура*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина*

ИССЛЕДОВАНИЕ ТУРБОКОМПРЕССОРОВ С ОБЩИМ РАБОЧИМ КОЛЕСОМ ДЛЯ ПРИМЕНЕНИЯ В МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

В рамках развития двигателей и энергетических установок рассмотрены вопросы совершенствования газотурбинных двигателей путем применения в их составе перспективных и новых типов турбомашин, в частности, турбокомпрессора с общим рабочим колесом (ТКО). Приведена схема ГТД с ТКО, позволяющая увеличить температуру газа перед турбиной и степень повышения давления в компрессоре ГТД, которая при обеспечении высокого уровня эффективности ТКО приведет к росту удельной тяги двигателя и снижению удельного расхода топлива. Для определения эффективности применения ТКО в составе малоразмерного ГТД представлены результаты термодинамического расчета. В данной статье приведены некоторые положения теории влияния фактора размерности и степени парциальности на эффективность работы компрессорной и турбинной частей ТКО.

Ключевые слова: турбокомпрессор с общим рабочим колесом, малоразмерный газотурбинный двигатель, степень парциальности, компрессорная часть, турбинная часть, периодическое движение газовых потоков.

Введение

Высокая удельная мощность (тяги) и приемлемая экономичность авиационных газотурбинных двигателей обусловили довольно широкий диапазон применения и изменения их характеристик. Современные ГТД достигли высокого уровня развития, и дальнейшее их совершенствование связано с решением сложных задач. Даже небольшое улучшение удельных параметров двигателя сопровождается значительными затратами материальных, энергетических и временных ресурсов. 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].

В настоящее время к малоразмерным ГТД относят двигатели, у которых низкий приведенный расход воздуха на выходе компрессора $G_{в. пр. вых} < 1,5...2,5$ кг/с или пропускная способность турбины $A_T < 0,012...0,016$ м² [1].

1. Формулирование проблемы

Снижение размеров проточной части турбомашин и объемного расхода газа приводит к уменьшению ее 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. По мере уменьшения высоты лопаток области повышенных потерь сближаются, и при определенной относительной высоте лопаток вихревое движение распространяется на все сечение канала и происходит смыкание вторичных течений [2].

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. Плечное охлаждение существенно улучшает тепловую защиту лопаток, но является причиной дополнительных потерь и снижения КПД турбин, особенно малоразмерных.

Поэтому для повышения эффективности работы ГТД и расширения их возможностей необходимо не только совершенствовать традиционные типы турбомашин, но и на основе вестороннего анализа применять новые технические решения и проводить их оптимизацию. Для этого нужно выработать критерии выбора типа турбомашин в зависимости от условий применения и поставленной задачи.

2. Решение проблемы

Одним из способов решения данной проблемы является применение в газотурбинных двигателях турбокомпрессоров с общим рабочим колесом (ТКО) [3-5]. Благодаря особенностям устройства и способу их работы они имеют в два раза большую высоту лопаток рабочего колеса (РК) по сравнению с остальными схемами турбомашин, что ценно при низких объемных расходах газа и малых размерах проточной части. Вследствие периодичности работы лопаток РК в компрессорной и турбинной частях ТКО, они могут работать при более высоких температурах газа перед турбиной [4].

При определенном расходе газа в каждом типе турбомашин начинает проявлять себя фактор размерности, который приводит к снижению КПД турбомашин [1]. На рис. 1 показаны обобщенные зависимости снижения КПД осевых и радиально-осевых турбин и компрессоров при уменьшении приведенного расхода газа.

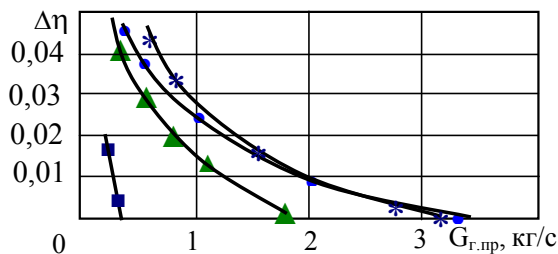


Рис. 1. Снижение КПД турбин и компрессоров по мере уменьшения приведенного расхода газа
▲ – осевые турбины; ■ – радиальные турбины;
● – осевой компрессор; * – ЦБК

Данные зависимости можно использовать для учета фактора размерности и определения уровня КПД малоразмерных турбин и компрессоров:

$$\eta_{\text{мал}} = \eta_{\text{полн}} - \Delta\eta. \quad (1)$$

Каждый тип турбомашин имеет оптимальную область применения, в которой он наиболее эффективен по КПД, коэффициенту напора (работы), производительности и габаритным размерам. Все эти величины в комплексе объединяет коэффициент объемной эффективности [3]. Из рис. 2 видно, что для каждого значения объемного расхода воздуха один из типов ступеней компрессоров имеет наибольшую эффективность. Применение ТКО эффективно при малых объемных расходах газа, когда из-за фактора размерности значительно уменьшена эффективность работы турбомашин.

Фактор размерности значительно влияет на коэффициент мощности, коэффициенты напора (работы) и производительности. Учет влияния ряда факторов на коэффициент мощности

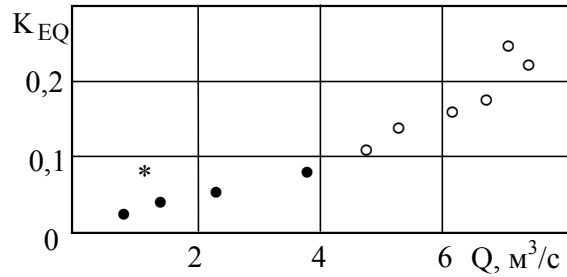


Рис. 2. Сравнение различных типов ступеней компрессоров: ○ – осевая; ● – центробежная; * – компрессорная часть ТКО

μ [6] в ТКО проводится путем введения дополнительных поправочных коэффициентов

$$\mu_k = \mu K_s K_\tau K_L K_{Re} K_d \quad (2)$$

где K_s - коэффициент, учитывающий влияние величины зазора между корпусом и лопатками;

K_L - коэффициент, учитывающий геометрические особенности лопаток;

K_τ - коэффициент нестационарности, учитывающий влияние периодичности на работу РК;

K_{Re} - коэффициент, учитывающий режим течения газа в межлопаточном канале РК.

K_d - коэффициент, учитывающий фактор размерности лопаток.

В турбинной части ТКО течение конфузурное, поэтому влияние пограничного слоя на коэффициенты расхода и работы при высоте лопаток $h_{л} \geq 9$ мм незначительно [7], если относительная высота решетки больше 1,5 [2]. Коэффициент расхода равен отношению среднего значения меридиональной составляющей абсолютной скорости к окружной скорости на среднем радиусе РК:

$$\bar{c}_m = c_{m\text{ ср}} / u_{\text{ср}}. \quad (3)$$

Толщина пограничного слоя δ не уменьшается по мере уменьшения размеров турбомашин и соответственно ее проточной части. Поэтому фактор размерности существенно влияет на эффективность работы турбомашин, когда $h_{л}$ и δ соизмеримы.

Наличие переходных режимов работы РК несколько снижает напор и КПД компрессорной и турбинной частей, так как некоторое время происходит разгон потока до необходимой скорости [5]. Чтобы учесть эту особенность, необходимо ввести поправочные коэффициенты, которые будут учитывать влияние на КПД и на напор (работу) степени парциальности компрессорной и турбинной частей:

$$K_{\bar{H}_\varepsilon} = \bar{H}_{k(t)}^\varepsilon / \bar{H}_{k(t)}, \quad (4)$$

$$K_{\eta_\varepsilon} = \eta_k^\varepsilon / \eta_k. \quad (5)$$

На рис. 3 показаны обобщенные зависимости поправочных коэффициентов напора (работы) и КПД от степени парциальности частей ТКО. Благодаря тому, что в турбинной части поток активный и на входе в РК он имеет большую скорость, время разгона потока в РК до необходимой скорости и перехода на нормальный режим работы значительно меньше, чем в компрессорной части. Поэтому эффективность работы турбинной части ТКО менее зависима от степени парциальности. Кроме того, наличие компрессорной части практически не влияет на эффективность работы турбинной части ТКО, а снижение ее КПД зависит лишь от степени парциальности.

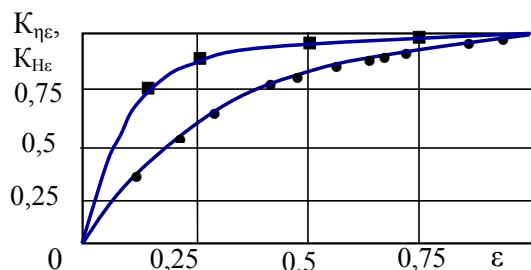


Рис. 3. Зависимости поправочных коэффициентов напора (работы) и КПД от степени парциальности:
■ – турбина; ● – компрессор

Анализ проведенных исследований [7-9] показывает, что получить универсальную формулу для определения влияния степени парциальности на эффективность компрессорной и турбинной частей довольно трудно из-за сложного влияния их конструктивных и режимных параметров. Для предварительной оптимизации параметров турбинной части целесообразно использовать формулу, которая учитывает влияние степени парциальности турбинной части на общий ее КПД:

$$K_{\eta_\varepsilon} = K_\alpha \left(1 - 0,135 \frac{u}{c_{ад}} \left(\frac{1-\varepsilon}{\varepsilon} \right) \right), \quad (6)$$

где K_α – коэффициент, учитывающий влияние угла потока на выходе из СА.

В первом приближении степени парциальности компрессорной и турбинной частей ТКО должны быть равными. Однако, как показали исследования [5], 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 рабочее колесо он имеет большую скорость, поэтому время для разгона потока в РК до необходимой скорости и перехода на нормальный режим работы значительно меньше, чем в компрессорной части.

Для исследования влияния степени парциальности на эффективность работы компрессорной и турбинной частей создана модель ТКО. С помощью сменных вставок изменялась степень парциальности компрессорной части. Привод РК осуществлялся от электродвигателя. Для определения мощности турбинной части применялся воздушный тормоз со встроенным измерителем крутящего момента (рис. 4), чувствительный элемент которого – спиральная пружина. Анализ зависимостей позволяет констатировать, что для обеспечения эффективной работы компрессорной части степень ее парциальности должна быть не ниже 0,5.

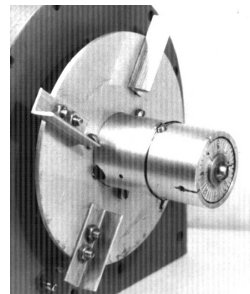


Рис. 4. Воздушный тормоз с измерителем крутящего момента

В качестве основы турбомашин для ТКО взята диагональная ступень, так как она является компримисным вариантом с точки зрения КПД, напора, габаритных размеров и производительности.

Типичный малоразмерный ГТД имеет центробежный компрессор, кольцевую камеру сгорания и осевую турбину. Если двигатель предназначен для самолета, то для повышения тягового КПД и общей эффективности ГТД необходим вентилятор.

Применение ТКО в составе ГТД позволяет увеличить степень повышения давления компрессора π_k^* и температуру газа перед турбиной

T_T^* за счет периодичности работы лопаток РК ТКО. На рис. 5 показана схема малоразмерного газотурбинного двигателя с ТКО.

Для опытной проверки эффективности использования ТКО в составе МГТД применена наиболее простая схема двигателя.

В качестве аналога был выбран МГТД с такими параметрами [10]:

– тяга на максимальном режиме – 90Н;

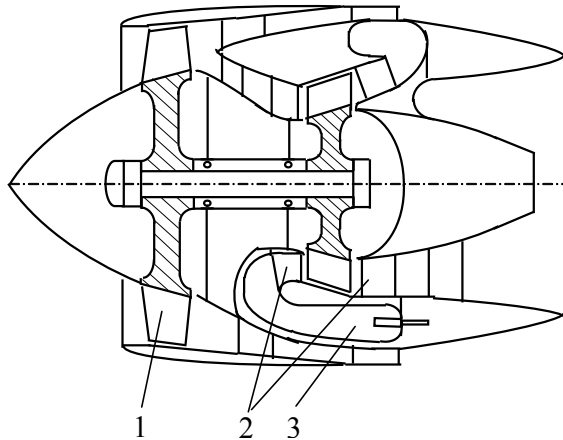


Рис. 5. Схема газотурбинного двигателя с ТКО:
1 - вентилятор; 2 - турбокомпрессор (ТКО);
3 - камера сгорания

- температура газа перед турбиной - 973К;
- расход воздуха $G_B = 0,225$ кг/с;
- частота вращения ротора $n \leq 12000$ об/мин;
- степень повышения давления $\pi_k^* = 2,4$;
- КПД компрессора $\eta_k^* = 73\%$.

Благодаря особенностям работы лопаток РК ТКО в МГТД увеличена температура газа перед турбиной $T_T = 1250$ К. В ТКО лопатки РК работают в компрессорном и турбинном режимах с периодом в пол-оборота, поэтому его диаметр должен быть больше: $D_k = 98$ мм.

Для максимального режима работы МГТД с ТКО приняты следующие параметры:

- частота вращения ротора $n = 70000$ об/мин;
- расход воздуха $G_B = 0,225$ кг/с.

На входе в двигатель расположен вентилятор. В результате проведенных расчетных исследований получены параметры: $\pi_B^* = 2,15$; $\eta_B^* = 0,86$.

С помощью газодинамических расчетов ТКО в составе двигателя установлены параметры:

- в компрессорной части $\pi_k^* = 1,93$; $\eta_k^* = 0,75$;
- в турбинной части $\pi_T = 2,65$; $\eta_T = 0,805$.

В итоге получено: $\pi_k^* = 4,1$; $\eta_k^* = 0,8$;

$P = 16$ кгс.

Итак, применение ТКО в составе ГТД при том же расходе воздуха в газогенераторе позволило увеличить тягу двигателя в 1,8 раза.

С помощью формул, полученных ранее [4], определена средняя температура лопаток РК ТКО, она составляет $\bar{T}_{л} = 775$ К. Нагрев воздуха от лопаток РК в ТКО равен 5° , в результате

чего на 1% снизятся эффективный КПД двигателя и эффективная тяга, однако, отсутствует необходимость в отборе воздуха от компрессора для охлаждения лопаток РК турбинной части ТКО.

Заключение

Проведенные исследования показали, что ТКО благодаря особенностям его работы и устройства целесообразно применять при небольших объемных расходах и малых размерах лопаток, когда осевые и радиальные турбомашин имеют невысокую эффективность.

При выборе типа турбомшины для ГТД предлагается в качестве критерия оптимизации использовать коэффициент объемной эффективности, так как он комплексно учитывает основные параметры эффективности машины: КПД, коэффициент напора (работы), производительность и габаритные размеры.

Чтобы учесть снижение КПД при малых объемных расходах, необходимо в формулы для расчета КПД и напора (работы) вводить поправочные коэффициенты, учитывающие фактор размерности.

Для увеличения степени повышения давления и температуры газа перед турбиной в газотурбинных двигателях предлагается применять в качестве замыкающей ступени компрессора и первой ступени турбины турбокомпрессор с общим рабочим колесом. И хотя КПД полноразмерной турбинной и компрессорной ступеней выше, чем турбинной и компрессорной частей ТКО, однако, его использование в составе двигателя позволяет повысить температуру газа перед турбиной до 300° .

Большинство малоразмерных ГТД имеют центробежный компрессор и осевую турбину. Применение вентилятора несколько усложняет конструкцию двигателя, однако, позволяет увеличить его тяговый КПД, общую степень повышения давления и топливную экономичность МГТД.

Модернизация двигателя с помощью ТКО позволяет повысить термодинамические параметры цикла и тем самым увеличить удельную тягу двигателя и понизить удельный расход топлива.

Необходимость переходных каналов между традиционными турбомашинными 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 малоразмерных газотурбинных двигателей целесообразно лишь при значительном увеличении степени повышения давления и температуры газа перед турбиной.

Течение газа и воздуха в рабочем колесе ТКО является периодически неустановившимся, по-

этому 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 рабочее колесо он имеет большую скорость. Поэтому для обеспечения эффективной работы компрессорной части степень ее парциальности должна быть не ниже 0,45...0,5.

Перечень ссылок

1. Кулагин В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: в 3 кн./В.В. Кулагин. – М.: Машиностроение, 2005. – Кн.3. Основные проблемы – 464с.
2. Дейч М.Е. Гидрогазодинамика / М.Е. Дейч, А.Е. Зарянкин.- М.: Энергоатомиздат, 1984. - 384с.
3. Шкабура В.А. Исследование вариантов применения турбокомпрессора нового типа в газотурбинных двигателях на общих опорах качения/ В.А. Шкабура, С.И. Пшеничных//Авиационно-космическая техника и технология. - 2007. - №8/44. - С.103–106.
4. Шкабура В.А. Исследование особенностей работы турбокомпрессора с общим рабочим колесом в газотурбинных двигателях /В.А. Шкабу-

ра // Авиационно-космическая техника и технология. - 2008. - №4/51. - С.57–60.

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

6. Холщевников К.В. Теория и расчет авиационных лопаточных машин/К.В. Холщевников, О.Н. Емин, В.Т. Митрохин.- М.: Машиностроение, 1986. – 432с.

7. Быков Н.Н., Емин О.Н. Выбор параметров и расчет маломощных турбин для привода агрегатов/ Н.Н.Быков, О.Н.Емин. – М: Машиностроение, 1972. – 288 с.

8. Виршубский И.М. Вихревые компрессоры/ И.М. Виршубский, Ф.С. Рекстин., А.Я. Шквар. – Л.: Машиностроение, 1988. – 271 с.

9. Овсянников Б.В. Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей/ Б.В. Овсянников, Б.И. Боровский. - 3-е изд., перераб. и доп. - М.: Машиностроение, 1986. – 376 с.

10. Порошкин К.В. ТРД малой тяги для беспилотного летательного аппарата/ К.В. Порошкин, Д.А. Ахмедзянов// Молодой ученый. – 2011. – №1 – С.16–18.

Поступила в редакцию 31.05.2011

В.А. Шкабура. Дослідження турбокомпресорів із спільним робочим колесом для виконання у малорозмірних газотурбінних двигунах

У рамках розвитку двигунів та енергетичних установок висвітлено питання удосконалення газотурбінних двигунів шляхом використання у їхньому складі перспективних і нових турбомашин, наприклад, турбокомпресорів із спільним робочим колесом (ТКС). Наведено схему ГТД із ТКС, яка дозволяє збільшити температуру газу перед турбіною та ступінь підвищення тиску в компресорі, що при забезпеченні високого рівня ефективності ТКС приведе до підвищення питомої потужності й зниження витрат палива. Для визначення ефективності застосування ТКС у складі малорозмірного ГТД наведено результати термодинамічного розрахунку. У даній статті наведено деякі положення теорії впливу фактора розмірності та ступеня парциальності на ефективність роботи компресорної і турбінної частин ТКС.

Ключові слова: турбокомпресор із спільним робочим колесом, малорозмірний газотурбінний двигун, ступінь парциальності, компресорна частина, турбінна частина, періодичність руху газових потоків.

V.A. Shkabura. Analysis of turbo-compressor with general impeller for small gas turbine engines

In the framework of development of the prospective and new types of turbomachines 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 small gas turbine engines. For defining the efficiency of TCG application in the structure of small gas turbine engines thermodynamic and gas researches were conducted.

Key words: turbo-compressor with general impeller, small gas turbines engine, compressor zone, turbine zone, periodical flow of gas.