

УДК 629.7.03.33

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОМПРЕССОРА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ В МОБИЛЬНОЙ ЭКСКАУСТЕРНОЙ СИСТЕМЕ

А.М. БИКБУЛАТОВ<sup>1</sup>, Р.А. КАРИМОВ<sup>2</sup>, Т.Н. ГАНЕЕВ<sup>3</sup>

<sup>1</sup>bik.ahat@mail.ru, <sup>2</sup>karimov.ra@bk.ru, <sup>3</sup>tagirganeev@mail.ru

ФГБОУ ВО «Уфимский университет науки и технологий», г. Уфа

Поступила в редакцию 05.07.2023

**Аннотация.** Данная статья посвящается выдающемуся ученому, доктору технических наук, профессору, заслуженному деятелю науки и техники Российской Федерации и БАССР Шайхутдинову Зайнулле Гайфулиновичу.

Рассматривается использование эксгаустерных систем при решении различных технических задач. Приведены различные схемы и параметры мобильных установок с использованием авиационных ГТД.

Шайхутдинов Зайнулла Гайфулинович был идейным и научным руководителем проекта.

**Ключевые слова:** эксгаустерная система, компрессор-эксгаустер, авиационный двигатель.

### ОБОСНОВАНИЕ ВЫБОРА ТИПА ЭКСГАУСТЕРНОЙ СИСТЕМЫ

Эксгаустерные системы (ЭС) используются при решении различных технических задач, когда требуется прокачка рабочего тела (газовой смеси) и создания разрежения в газоразрядной камере. Уровень параметров зависит от типа эксгаустерной системы и ее мощности. Например, в специальных установках мощностью 50 кВт эксгаустерная система должна обеспечивать расход рабочего тела (смеси воздуха 94% и углекислого газа 6%) при температуре смеси 420 К с расходом 7,5 кг/с. При этом в газоразрядной камере (ГРК) требуется обеспечить разрежение порядка 0,023 МПа.

В зависимости от решаемых задач эксгаустерные системы, применяемые стационарно, используют различные машины в качестве эксгаустеров. Рассмотрим только те из них, которые наиболее близки по своим характеристикам к требуемым параметрам. Это поршневые вакуумные машины, струйные эжекторы, цикловые компрессоры авиационных двигателей, осевые и центробежные компрессоры.

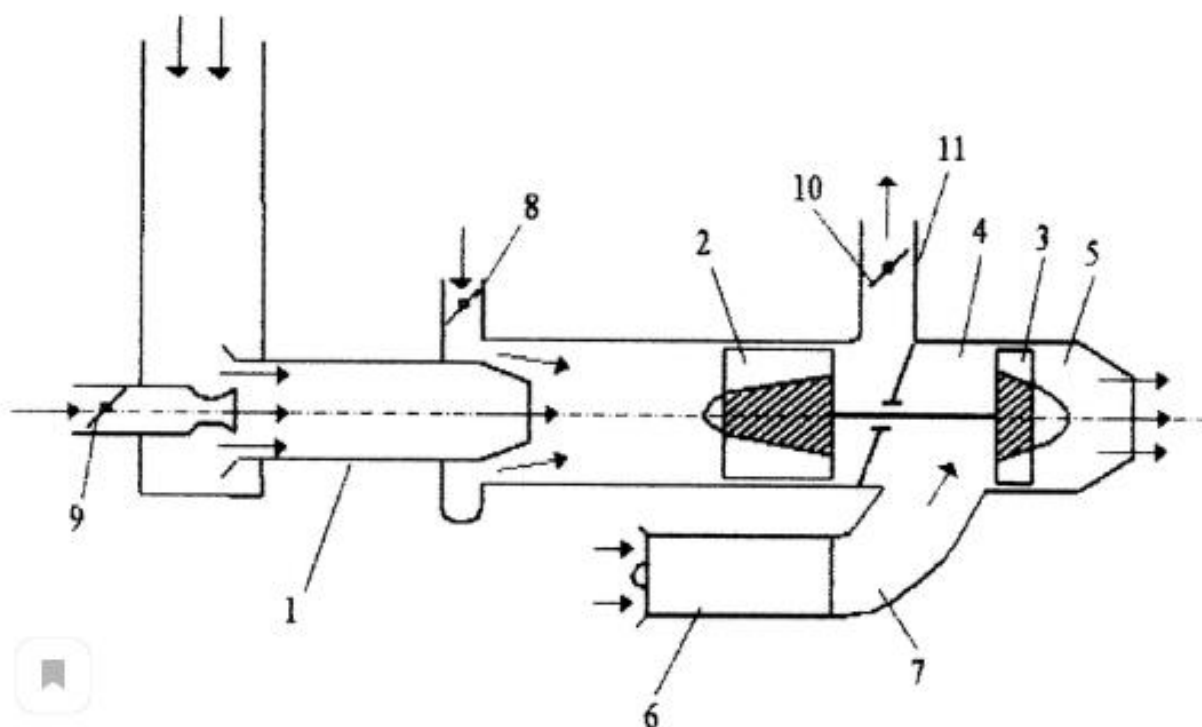
Использование компрессоров объемного вытеснения в ЭС малоэффективно ввиду их низкой производительности.

Эжекторы как эксгаустерные устройства могут обеспечить требуемую производительность. К недостаткам эжектора можно отнести малую напорность и низкий КПД. При отношении полных давлений активного и пассивного потоков  $P_{акм}^*/P_{нас}^*=5...10$  и коэффициенте эжекции  $n=0,1...1$  (значения параметров указаны с учетом условий работы ЭС электроразрядного лазера) максимальная степень повышения давления в звуковом эжекторе не превышает  $\pi_{эж}^* \leq 2,8$  в сверхзвуковом при  $P_{акм}^*/P_{нас}^*=5...10$   $\pi_{эж}^* \leq 4,2$ .

Использование в качестве эксгаустера циклового компрессора авиационного газотурбинного двигателя (АГТД) возможно только в узком диапазоне давлений и температур рабочего тела лазера. Такая эксгаустерная система способна обеспечить разрежение порядка 0,04 МПа.

Ограничения накладываются из соображений устойчивой работы двигателя. Решить данную проблему можно путем установки на входе подпорного эжектора, в котором роль активного газа играет атмосферный воздух. Это позволит повысить давление и снизить температуру на входе в двигатель. Эта схема имеет свои недостатки, несмотря на простоту реализации. Применение эжектора для повышения давления, дополнительный расход откачиваемого воздуха снижают топливную экономичность эксгаустерной системы в целом.

Анализируя вышесказанное, можно сделать вывод, что наиболее приемлемым решением поставленной проблемы являются отдельно стоящие компрессоры (ОСК). Причем по уровню требуемых параметров и весогабаритным характеристикам для работы в составе эксгаустерной системы мощного технологического лазера подходят осевые компрессоры авиационных двигателей. КПД осевого компрессора авиационного двигателя значительно превышает КПД эжектора. Так, при испытании ЭС электроразрядного лазера КПД двухступенчатого эжектора составил 13%. Кроме того, компрессор имеет значительно меньшие габариты. Схема применения осевого компрессора в эксгаустерной системе электроразрядного лазера приведена на рис. 1



**Рис. 1.** Схема применения осевого компрессора в эксгаустерной системе электроразрядного лазера: 1 – газовый эжектор; 2 – компрессор; 3 – свободная турбина (СТ); 4 – входной тракт в СТ; 5 – выходной тракт; 6 – авиационный газотурбинный двигатель (АГТД); 7 – газозаход АГТД; 8, 9 – дроссельные заслонки эжектора; 10 – дроссельная заслонка выхлопа компрессора; 11 – выхлопной патрубком компрессора.

В целях снижения затрат на создание такой системы целесообразно и компрессор-эксгаустер, и его энергопривод проектировать на базе авиационных двигателей, снятых с летной эксплуатации. В связи с этим возникают две проблемы: подбор необходимого компрессора и энергопривода из двигателей, выпускаемых нашей промышленностью, и согласование работы узлов и агрегатов авиационных двигателей при работе в новых условиях – в составе эксгаустерной системы электроразрядного лазера.

#### ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ КОМПРЕССОРА-ЭКСГАУСТЕРА

При проектировании эксгаустерной системы возникает вопрос: какие из существующих компрессоров способны обеспечить предъявляемые к эксгаустерным системам параметры?

Оценка может быть произведена по основным параметрам компрессора – степени сжатия  $\pi_k^*$  и производительности.

Если необходимо откачать газ в количестве  $G_{\Gamma}$  при температуре  $T_{\Gamma}^*$  и полном давлении  $P_{\Gamma}^*$  в атмосферу, то потребную степень сжатия компрессора можно оценить по формуле:

$$\pi_{K\text{потр}}^* = \frac{P_H \cdot \pi_{\text{ВЫХ}}}{P_{\Gamma}^*},$$

где  $P_H$  – давление атмосферного воздуха, а  $\pi_{\text{ВЫХ}}$  – отношение давлений между атмосферой и выходом компрессора, необходимое для обеспечения нормального выхлопа в атмосферу. Потребный расход воздуха, который должен иметь базовый компрессор при стандартных атмосферных условиях, можно оценить, используя формулу приведенного расхода:

$$G_{\text{В ПР ПОТР}} = \frac{101325}{P_{\Gamma}^*} \cdot \sqrt{\frac{T_{\Gamma}^*}{288}}.$$

Если допустить, что компрессор работает на физических оборотах

$$\bar{n}_k = \frac{n_k}{n_{k\text{макс.доп}}} = 1,$$

то приведенные обороты компрессора составят

$$\bar{n}_{k\text{прпотр}} = \bar{n}_k \cdot \sqrt{\frac{288}{T_{\Gamma}^*}}$$

Таким образом, для обеспечения требуемых параметров эксгаустера компрессор должен иметь степень сжатия  $\pi_k^* \geq \pi_{k\text{потр}}^*$ , производительность  $G_{\text{В пр}} \geq G_{\text{В пр потр}}$  при приведенных оборотах  $\bar{n}_{k\text{пр}} = \bar{n}_{k\text{прпотр}}$ . Как правило, параметры компрессоров авиационных двигателей указываются на максимальном режиме ( $\bar{n}_{k\text{пр}} = 1$ ). Если полученные потребные приведенные обороты компрессора-эксгаустера отличны от максимального режима, следует пересчитать параметры компрессора на режим, соответствующий максимальному, пользуясь обобщенными характеристиками компрессоров.

Оптимальным был бы вариант, когда условия выполнялись одновременно:

$$\pi_K^* = \pi_{K\text{потр}}^*, G_{\text{Впотр}} = G_{\text{В ПР потр}}.$$

В этом случае на привод компрессора потребовались бы минимальные затраты энергии.

Однако применение компрессоров, рассчитанных на другие режимы работы, часто вызывает рассогласование напорной и расходной характеристик компрессора. Например, когда условия выполняются следующим образом:

$$\pi_K^* = \pi_{K\text{потр}}^*, G_{\text{В ПР}} \gg G_{\text{В ПР потр}},$$

то есть при заданном уровне разрежения компрессор имеет избыточную производительность. Согласование расходной характеристики в этом случае может быть достигнуто путем впуска дополнительного воздуха на вход в компрессор, что неизбежно приведет к увеличению мощности, необходимой на привод компрессора. Поэтому в данном случае целесообразно выбрать компрессор с заведомо большей степенью сжатия и снять с него одну или несколько первых ступеней.

Другой случай, когда

$$\pi_K^* \gg \pi_{K\text{потр}}^*, G_{\text{В ПР}} = G_{\text{В ПР потр}}.$$

В этом случае согласование напорной и расходной характеристик компрессора достигается путем демонтажа одной или нескольких последних ступеней.

Демонтаж ступеней компрессора повлечет за собой изменение характеристики компрессора. В связи с этим целесообразно оценить влияние таких изменений на характеристику компрессора. В первом приближении для расчета можно воспользоваться обобщенной характеристикой [1].

Поскольку отдельно стоящий компрессор не имеет за собой сети двигателя, то открытием (закрытием) заслонки 8 (рис. 1) можно регулировать компрессор в некотором диапазоне, ограниченном сверху границей помпажа, а снизу – областью характеристик компрессора, где последние ступени работают в турбинном режиме.

Компрессор-эксгаустер работает в условиях разрежения на входе. По мере уменьшения давления и роста температуры на входе в компрессор числа Рейнольдса будут снижаться. В случае попадания компрессора в область режимов, не автомобильных по числу Рейнольдса ( $Re < Re_{кр} = 3 \cdot 10^4 \dots 4 \cdot 10^4$ ), возможно ухудшение КПД, снижение производительности компрессора при  $n_{пр} = idem$  (рис. 2).

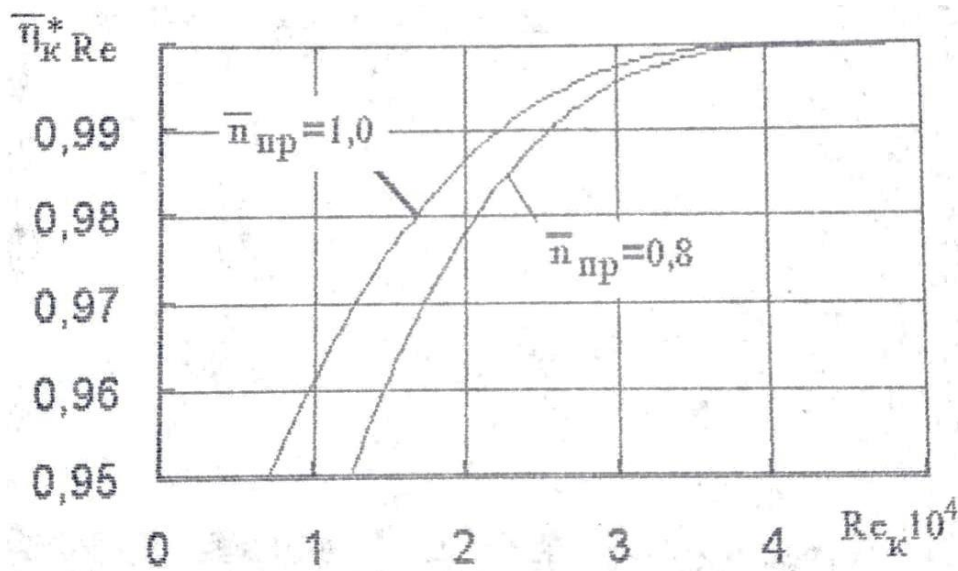


Рис. 2. Зависимость числа Рейнольдса от приведенной частоты вращения ротора компрессора

Это связано с ухудшением условий обтекания лопаточных профилей и ростом потерь. В многоступенчатом компрессоре при этом происходит рассогласование работы отдельных ступеней, что усугубляет отрицательное влияние числа Рейнольдса.

Характерное для компрессора число  $Re$  оценивается по параметрам газа в относительном движении на входе в рабочее колесо первой ступени, либо среднее по всем ступеням компрессора, либо по ступени, для которой число  $Re$  имеет минимальное значение. При проектировании эксгаустерной системы необходимо проверять режим работы компрессора по числу  $Re$  и в случае необходимости вводить коррективы [2].

#### ПРИВОД КОМПРЕССОРА-ЭКСГАУСТЕРА

Привод отдельно стоящего компрессора от свободной турбины, питаемой газами выносного газогенератора (ОСК-эксгаустер с выносным газогенератором (рис. 3, а)) – это единственная схема, в которой можно использовать в качестве ОСК двухкаскадный компрессор. В данной схеме отпадает проблема создания системы разгрузки осевых сил, действующих на компрессор в процессе работы. Согласование режима работы газогенератора и компрессора-эксгаустера – основная проблема, связанная с реализацией подобной схемы. Давление газов за газогенератором значительно меньше давления газов в камере сгорания исходного двигателя, на базе которого создан ОСК. Пропускная способность свободной турбины, приводящей во вращение ОСК, может оказаться меньше потребной пропускной способности, необходимой для работы всех газов газогенератора на свободной турбине. Решить эту проблему можно путем демонтажа первых ступеней свободной турбины. Если в качестве ОСК вместо однокаскадного турбокомпрессора, как показано на рис. 3а, используется двухкаскадный турбокомпрессор, у которого каскад высокого давления приводится лишь одной ступенью турбины, то доработка турбины путем демонтажа первой ступени не представляется возможной. Проблему

привода многокаскадных компрессоров можно решить путем объединения валов каскадов с обеспечением системы перепуска воздуха между каскадами.

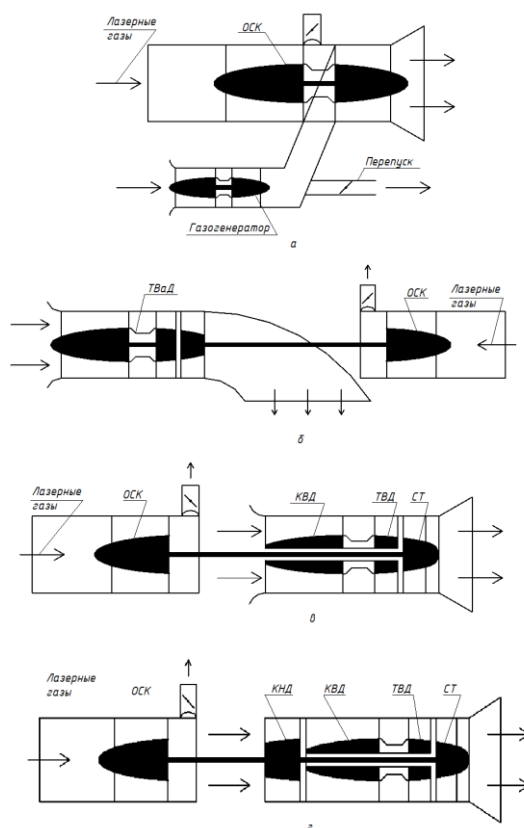
На рис. 3, б изображен привод компрессора-эксгаустера от серийного турбовального двигателя. К преимуществам данной схемы следует отнести использование турбовального двигателя целиком, без значительных доработок. Однако высокая стоимость базовых двигателей и недостаточное разнообразие турбовальных двигателей не всегда позволяют реализовать эту схему.

Возможен также привод компрессора-эксгаустера от двухвального АГТД, конвертированного по турбовальной схеме (рис. 3, в). В этой схеме функцию газогенератора выполняет каскад высокого давления с камерой сгорания, а функцию силовой турбины привода ОСК – турбина ротора низкого давления. К преимуществам данной схемы можно отнести малые габариты, относительную простоту конвертирования, отсутствие проблемы согласования роторов энергопривода и компрессора по частоте вращения, простоту запуска и вывода эксгаустерной системы на рабочий режим. Как показали расчеты, демонтаж компрессора низкого давления при неизменной площади соплового аппарата турбины высокого давления приводит к значительному снижению цикловой мощности двигателя. Кроме того, снижение давления приводит к значительному снижению цикловой мощности двигателя. Кроме того, снижение давления и температуры в камере сгорания приводит к ухудшению характеристик авиационного двигателя, как тепловой машины. Доработка соплового аппарата первой ступени турбины высокого давления является весьма трудоемким мероприятием. В дальнейшей схеме, требующие доработки соплового аппарата, рассматриваться не будут [3].

Проблемы, рассмотренные в предыдущей схеме, можно решить, демонтировав не весь каскад низкого давления энергопривода, а только одну или несколько ступеней. На рис. 3, г показана схема привода компрессора-эксгаустера от ротора низкого давления (подобная применена в английском ТВД «Тайн», в газотурбинных генераторах сжатого воздуха Д-2К, Д-3Е и др.).

Для компрессора, работающего в условиях разрежения на входе, характерно, что приведенный расход воздуха на входе в компрессор значительно превышает физический. Это приводит к ситуации, когда для привода компрессора требуется небольшая мощность при высоких оборотах ротора компрессора [4].

Как известно, режим работы двигателя характеризуется оборотами ротора низкого давления.



**Рис. 3.** Приводы компрессора эксгаустерной системы:  
*а* – привод отдельно стоящего компрессора от свободной турбины;  
*б* – привод от серийного турбовального двигателя;  
*в* – привод от двухвального конвертированного АГТД;  
*г* – привод от ротора низкого давления.

В случае привода компрессора-эксгаустера по схеме, представленной на рис. 3, г, энергопривод эксплуатируется на повышенных режимах по оборотам ротора низкого давления, хотя на привод компрессора-эксгаустера требуется лишь незначительная часть вырабатываемой мощности. Это приведет к неоправданным затратам мощности и снижению КПД установки в целом.

Решить проблему согласования работы компрессора-эксгаустера и энергопривода по оборотам ротора можно, если использовать в качестве энергопривода АГТД, имеющие высокие обороты ротора низкого давления. Как правило, это двигатели, имеющие компрессоры низкого давления со сверхзвуковыми первыми ступенями (P13-300, P11-300).

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Арьков Ю.Г., Бикбулатов А.М. (ред.). Энергетические системы на базе конвертированных авиационных ГТД для мощных технологических газоразрядных CO<sub>2</sub>-лазеров. [Arkov Yu.G., Bikbulatov A.M. (ed.). Energy systems based on converted aviation gas turbine engines for high-power technological gas-discharge CO<sub>2</sub> lasers, (in Russian)]
2. Шайхутдинов З.Г., Арьков Ю.Г., Бикбулатов А.М. Проблемы создания мобильных источников сжатого воздуха на основе конвертирования авиационных двигателей и возможные пути их решения // Сб. тр. УАИ. Уфа: УАИ, 1992. [Shaikhutdinov Z.G., Arkov Yu.G., Bikbulatov A.M. Problems of creating mobile sources of compressed air based on the conversion of aircraft engines and possible ways to solve them // Collection of articles. tr. UAI. Ufa: UAI, 1992, (in Russian)]
3. Бикбулатов А. М., Зарипов Ю. М., Кулыгин А. А. Использование авиационного ГТД как модуля эксгаустерной системы мощного технологического газоразрядного лазера Изв. вузов. Авиационная техника. 1998. [Bikbulatov A. M., Zaripov Yu. M., Kulygin A. A. Use of an aviation gas turbine engine as a module of the exhaust system of a high-power technological gas-discharge laser Izv. universities Aviation technology. 1998, (in Russian)]
4. Беляев В. Я., Илларионов А. М., Пономарев Н. Н. Оптимизация эксгаустерных установок сверхзвуковых аэродинамических труб, проектируемых на основе авиационных двигателей. М.: ВИМИ, 1975. [Belyaev V. Ya., Illarionov A. M., Ponomarev N. N. Optimization of exhauster installations of supersonic wind tunnels designed on the basis of aircraft engines. M.: VIMI, 1975.]

**ОБ АВТОРАХ**

**БИКБУЛАТОВ Ахат Мидхатович**, доцент каф. авиационной теплотехники и теплоэнергетики. Дипл. инженера-механика по АД (УАИ, 1976). Канд. техн. наук. (УАИ, 1983). Иссл. в обл. энергетических установок на базе конвертированных авиационных двигателей.

**КАРИМОВ Руслан Альтафович**, старший преподаватель каф. авиационной теплотехники и теплоэнергетики. Дипл. инженер (УГАТУ, 2005). Иссл. в обл. плёночного охлаждения твёрдых поверхностей.

**ГАНЕЕВ Тагир Наилевич**, студент каф. авиационной теплотехники и теплоэнергетики. Иссл. в обл. моделирования параметров агрегатов ГТД и энергоустановок летательных аппаратов.

**METADATA**

**Title:** Using an aircraft compressor engine in mobile exhaust system.

**Authors:** A.M. Bikbulatov<sup>1</sup>, R.A. Karimov<sup>2</sup>, T.N. Ganeev<sup>3</sup>

**Affiliation:**

Ufa University of Science and Technology (UUST), Russia.

**Email:** <sup>1</sup>bik.ahat@mail.ru, <sup>2</sup>karimov.ra@bk.ru, <sup>3</sup>tagirganeev@mail.ru

**Language:** Russian.

**Source:** Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa University of Science and Technology), vol. 27, no. 3 (103), pp. 38-44, 2023. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

**Abstract:** This article is dedicated to the outstanding scientist, Dr.Sci., Professor, Honored Scientist and Engineer of the Russian Federation and the BASSR Zainulla Gayfulinovich Shaikhutdinov.

The use of exhaust systems in solving various technical problems is considered. Various schemes and parameters of mobile installations using aircraft gas turbine engines are given.

Zainulla Gayfulinovich Shaikhutdinov was the ideological and scientific leader of this project.

**Key words:** exhaust system, compressor-exhauster, aircraft engine.

**About authors:**

**BIKBULATOV Ahat Midhatovich**, Assist. Prof. at the Aviation Heat and Power Engineering Department. Dipl. Eng. in aircraft engines (UAI, 1976). Candidate of Tech. Sci. (UAI, 1983). Research in the field of power plants based on converted aircraft engines.

**KARIMOV Ruslan Altafovich**, Senior Lecturer at the Aviation Heat and Power Engineering Department. Dipl. Eng. in thermal power (USATU, 2005). Scientific interests: modeling and calculation of turbines.

**GANEEV Tagir Nailevich**, student at the Aviation Heat and Power Engineering Department. Research in the field of modeling of the parameters of gas turbine engines and power plants of aircraft.