

УДК 621.452.3

doi: 10.32620/aktt.2019.7.03

Л. Г. БОЙКО, В. А. ДАЦЕНКО, Н. В. ПИЖАНКОВА

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДРОССЕЛЬНОЙ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТУРБОВАЛЬНОГО ГТД НА ОСНОВЕ МЕТОДА МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОДНО- И ДВУМЕРНЫХ ПОДХОДОВ К РАСЧЕТУ ПАРАМЕТРОВ КОМПРЕССОРА

Представлены результаты математического моделирования процессов в турбовальном газотурбинном двигателе (ГТД) с однокаскадным газогенератором. Для их получения использован метод расчета, основанный на математической модели газотурбинных двигателей ГТД высокого уровня, опирающейся на повенцовое описание многоступенчатого осевого компрессора. Модель разработана на кафедре теории авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». Данная модель опирается на повенцовый расчет термодинамических параметров многоступенчатого осевого компрессора с использованием одно- и двумерного подхода к расчету течения. Названная выше модель позволяет учитывать отборы воздуха из межлопаточных зазоров компрессора, а также регулирование углов установки поворотных статорных лопаток в зависимости от частоты вращения. Модель ГТД имеет модульную структуру. Для определения параметров компрессора могут быть подключены модули расчета одномерного течения (расчет по среднему радиусу) и двумерного течения, позволяющего учесть изменение параметров потока по высоте лопатки. В качестве исходных данных, кроме данных, традиционно задаваемых в моделях ГТД 1-го уровня, необходимо задать геометрические параметры проточной части компрессора и лопаточных венцов на среднем радиусе (для модели ГТД 2-го уровня) или по высоте лопатки (для модели ГТД 3-го уровня). Оба метода расчета параметров компрессора верифицированы и имеют достаточно большой опыт практического использования. В статье представлены результаты расчета характеристик многоступенчатого компрессора исследуемого ГТД с использованием одно- и двумерного подходов. Проведено сопоставление результатов расчета характеристик компрессора с помощью двух указанных методов между собой и с опытными данными, показано их хорошее согласование. Используемый подход к моделированию течения в компрессорах позволяет оценить расчетным путем границы области устойчивой работы, рассмотреть углы натекания и другие параметры потока в межвенцовых зазорах в широком диапазоне режимов работы ГТД. Такие результаты, а также сопоставление с опытными данными представлены в статье. В статье приведены результаты применения описанной выше модели к расчету характеристик ГТД с 12-ти ступенчатым осевым компрессором, имеющим регулирование положения статорных лопаток ВНА и НА первых ступеней в зависимости от частоты вращения в сопоставлении с экспериментальными данными. Представлены полученные расчетным путем линия совместных режимов работы узлов газогенератора, зависимости мощности и удельного расхода топлива от частоты вращения. Приведенные в статье результаты анализа процессов в ГТД на стационарных режимах показали преимущество используемой модели, достоверность полученных результатов и целесообразность ее практического применения.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель; математическая модель; осевой многоступенчатый компрессор; дроссельная характеристика

Введение

Расчетный анализ термодинамических параметров газотурбинных двигателей различного назначения играет важную роль на всех стадиях их проектирования: от определения параметров основных узлов, согласования их работы, оптимизации на «расчетном» режиме до вычисления эксплуатационных характеристик (дроссельных, высотно – скоростных и климатических) в широком диапазоне

рабочих режимов.

Для этого в зависимости от решаемой задачи могут быть использованы расчетные методы и математические модели двигателей различного уровня сложности. В соответствии с имеющейся классификацией [1, 2] модели газотурбинных двигателей (ГТД) 1-го уровня опираются на математические модели составляющих их узлов 0-го уровня, т.е. такие, в которых их характеристики задаются извне в виде таблиц (массивов переменных) или зависимо-

стей. Для лопаточных машин эти данные могут быть получены либо экспериментально, либо с использованием библиотеки характеристик компрессоров и турбин с последующим их масштабированием [3] в соответствии со значениями степени повышения (или понижения) давления и расхода рабочего тела на «расчетном» режиме для рассматриваемого ГТД.

Методы расчета характеристик газотурбинных двигателей, основанные на математических моделях 2-го уровня, опираются на расчет параметров потока по среднemasсовым показателям с учетом геометрических параметров проточной части и решеток профилей лопаточных венцов на среднем радиусе (1 уровень моделирования процессов в узлах). Такие методы расчета имеют весьма существенные преимущества по сравнению с методами, основанными на моделях узлов 0-го уровня. В частности, методы, разработанные в Национальном аэрокосмическом университете им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», позволяют выполнить расчет характеристик ГТД, опираясь на повенцовое описание процессов в одномерной постановке в многоступенчатом компрессоре [4], а также компрессоре и турбине [5]. Примененный подход дает возможность учитывать влияние на характеристики двигателя изменения геометрических параметров проточной части и лопаточных венцов на среднем радиусе при доводке двигателя, а также отбор рабочего тела из проточной части промежуточных ступеней компрессора (не только за узлом в целом) и его подвод в систему охлаждения турбины или перепуск воздуха через клапаны на пониженных частотах вращения. Кроме того, с помощью указанных методов можно достаточно просто провести анализ влияния и оптимизацию значений углов установки лопаток регулируемых направляющих аппаратов на различных режимах, а также величины расхода воздуха, перепускаемого через клапаны в целях повышения запасов устойчивости. Очевидно, что такие методы являются перспективными, и, как показывает обзор литературных источников, развитие таких методов дает возможность повышать точность математического моделирования процессов в газотурбинных двигателях.

Еще большими возможностями обладают математические модели ГТД 3-го уровня, в которых при описании процессов в узлах применяются модели 2-го уровня, которые опираются на расчет параметров течения в двумерной осесимметричной постановке на основании заданной геометрии лопаточных венцов по всей высоте проточной части. Такие модели позволяют учесть влияние входной радиальной неравномерности потока и других факторов на параметры лопаточных машин, их суммарные характеристики, а также характеристики ГТД в целом.

Учитывая сказанное выше, представляется целесообразным провести анализ возможностей применения в математических моделях ГТД одно- и двумерных подходов к расчету течения в многоступенчатых компрессорах, сопоставление получаемых результатов между собой и с опытными данными.

1. Постановка задачи

При анализе характеристик ГТД могут быть использованы методы расчета и программные комплексы высокого уровня, в основу которых положены различные подходы к описанию процессов в узлах. Для оценки точности расчета эксплуатационных характеристик конкретных ГТД, полученных с использованием различных методов, необходимо провести сопоставление результатов с экспериментальными данными.

В работе [4] представлены результаты анализа характеристик турбовального ГТД с двухкаскадным газогенератором с использованием одномерного подхода к описанию течения в многоступенчатых компрессорах. Приведенное сопоставление с опытными данными показало их удовлетворительное согласование. С помощью той же математической модели в работе [6] рассмотрено влияние открытых клапанов перепуска на характеристики компрессора, запасы устойчивости, мощность, удельный расход топлива и другие параметры ГТД.

В представленной ниже статье будет проведен анализ характеристик турбовального ГТД с однокаскадным газогенератором, имеющим регулируемые в зависимости от режима работы направляющие аппараты первых ступеней. Следует отметить, что такие расчеты невозможно провести, опираясь на модели компрессоров нулевого уровня. В данной статье будут приведены результаты, полученные при подключении к комплексу программ расчета ГТД математических моделей многоступенчатого компрессора и расчетных модулей, основанных на одно- и двумерных методах расчета (1-й и 2-й уровень моделирования компрессора).

Таким образом, целью данной статьи является исследование возможности применения при моделировании течения в ГТД одно- и двумерных подходов к расчету течения в компрессорах и сопоставление результатов с опытными данными.

2. Решение задачи

В качестве объекта исследования использован однокаскадный турбовальный ГТД с 12-ти ступенчатым осевым компрессором, направляющие аппараты первых трех ступеней и входной направляющий аппарат являются регулируемыми в зависимо-

сти от частоты вращения. При выполнении расчетов законы регулирования были заданы и описаны с использованием линейных зависимостей. В рассматриваемом диапазоне относительных частот вращения $\bar{n}_{пр} = 0,9...1,0$ (частоты отнесены к «расчетной» частоте для данного ГТД) клапаны перепуска не открывались.

При выполнении расчетов параметров ГТД использованы методы расчета течения в компрессоре в одномерной и двумерной осесимметричной постановке. Расчет характеристик турбины выполнен с помощью обобщенных зависимостей [4].

2.1. Используемые методы расчета параметров многоступенчатого компрессора

Необходимые для проведения расчетов характеристик ГТД параметры многоступенчатых компрессоров могут быть получены с помощью методов поверочного газодинамического расчета с учетом геометрических параметров проточной части и лопаточных венцов, что позволяет достаточно легко моделировать их изменение и определять параметры потока в компрессоре при регулировании углов установки лопаточных венцов направляющих аппаратов на различных режимах или отбора рабочего тела из проточной части.

Метод расчета параметров потока в компрессоре по среднemasсовым параметрам представлен в работе [7]. В его основу положены основные законы сохранения, термодинамические и кинематические соотношения для треугольников скоростей, используемые в расчете турбомашин. Учтено вытеснение течения торцевыми пограничными слоями. Величины гидравлических потерь и углов отставания, используемые в расчетах, определяют на основании обобщенных полуэмпирических зависимостей.

Однако гораздо больше возможностей имеют методы расчета, позволяющие анализировать двумерное течение в меридиональной плоскости. Основные положения используемого метода расчета дозвукового осесимметричного течения в компрессоре представлены в работе [8]. Метод предназначен для определения радиальной структуры течения в зазорах между лопаточными венцами, а также интегральных параметров течения в многоступенчатом компрессоре в широком диапазоне стационарных режимов по расходу и частоте вращения. Метод позволяет приближенно учитывать эффекты турбулентного переноса параметров потока в радиальном направлении, а также формирование торцевых пограничных слоев с учетом подвода энергии из ядра потока и их влияния на течение в ядре потока.

Традиционно вводимое в методы расчета осесимметричного течения предположение об отсут-

ствии турбулентного обмена между струйками тока не вполне отражает реальные процессы в турбомашинах. Основываясь на экспериментальных данных, можно сказать, что турбулентное смешение вносит существенные коррективы в процесс формирования течения и влияет на радиальные эпюры параметров. Условное разделение процесса энергообмена в лопаточных венцах при обтекании невозмущенным потоком и турбулентного обмена позволило упростить описание реального процесса в турбомашине.

Расчет области турбулентного обмена с помощью уравнений переноса массы, импульса и энергии крупномасштабными турбулентными пульсациями, позволяет оценить степень выравнивания течения в ступени, сглаживания входной радиальной неравномерности течения в многоступенчатом осевом компрессоре.

Для получения радиального распределения параметров используется принцип максимума потока механической энергии, предложенный В.Н. Ершовым [9], и характеристики решеток профилей лопаточных венцов, расположенных на различных радиусах, определяемые на основании обобщенных полуэмпирических зависимостей.

Расчет торцевого пограничного слоя на ограничивающих проточную часть поверхностях с учетом подвода механической энергии позволяет моделировать стабилизацию его толщины в проточной части многоступенчатого компрессора с учетом подвода энергии из ядра потока.

При дросселировании ступени увеличиваются углы натекания на лопатки, соответственно растут потери энергии, а также появляется вероятность срыва потока с поверхности разрежения. Принято, что отрыв характеризуется предельным значением степени диффузорности D_{eq} [10]. Предполагается, что ступень находится в режиме срыва, когда в большинстве элементарных сечений лопатки достигнуто предельное значение степени диффузорности.

С увеличением расхода в отдельных решетках, расположенных на различных радиусах могут быть достигнуты критические значения скорости течения, такие сечения принято считать запертыми. В этом случае расход рабочего тела перераспределяется между остальными сечениями. Ступень считается запертой, если заперта большая часть проходных сечений.

Суммарные параметры ступени (степень повышения давления и КПД) могут быть определены путем интегрирования параметров потока по радиусу с использованием законов сохранения массы, энергии и энтропии в осредненном и осредняемом потоках. Аналогично находятся значения π_k^* и КПД

для многоступенчатого компрессора в целом на каждом из исследуемых режимов.

Описанный выше метод расчета осесимметричного течения в компрессоре реализован в программном комплексе PROC.

3. Результаты расчета параметров компрессора

Ниже приведены результаты расчета параметров и характеристик компрессора с помощью представленных выше методов расчета одно- и двумерного течения.

На рис. 1 и 2 показана полученная расчетным путем суммарная характеристика компрессора в виде зависимостей степени повышения давления

π_k^* и изоэнтروпического КПД η_{ks}^* от приведенного расхода воздуха на входе. Все параметры представлены в обезразмеренном виде: их значения отнесены к параметрам на «расчетном» режиме:

$$\pi_k^* = \frac{\pi_k}{\pi_{kp}^*}, \eta_{ks}^* = \frac{\eta_{ks}}{\eta_{ksp}^*}, \bar{G}_{впр} = \frac{G_B}{G_{Bp}^*} \bar{n} = \frac{n}{n_p}.$$

Из рисунка следует, что характеристики, полученные с помощью одно- и двумерного подходов достаточно хорошо согласуются между собой. На рисунках маркерами представлены результаты опытных исследований. Там же показана полученная расчетным путем граница области устойчивой работы.

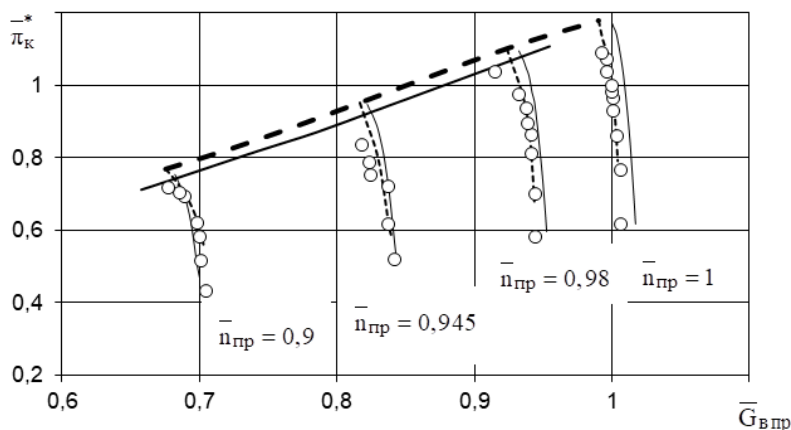


Рис. 1. Характеристика компрессора (напорные ветви):

- – эксперимент,
- — — — — расчет компрессора по двумерной модели,
- - - - - расчет компрессора по одномерной модели,
- — — — — экспериментальная граница области устойчивости,
- - - - - расчетная граница устойчивости работы

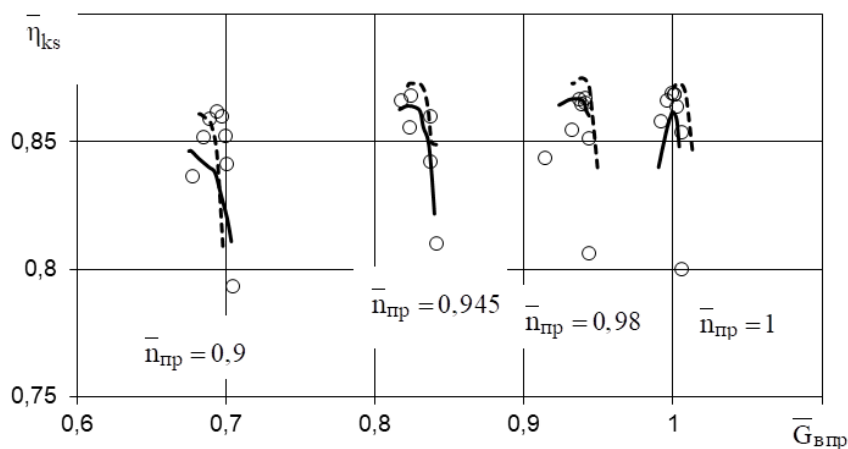


Рис. 2. Характеристика компрессора (изоэнтروпический КПД):

- – эксперимент,
- — — — — расчет компрессора по двумерной модели,
- - - - - расчет компрессора по одномерной модели

Определение границы устойчивости в поверочных расчетах выполняется с использованием предельных значений степени диффузорности, которая для рабочего колеса может быть определена как:

$$D_{eq} = \frac{W_1}{W_2} \left(1 + 0,5 \frac{t}{b} \frac{\Delta W_u}{W_1} \right),$$

где W_1, W_2 – относительные скорости потока на входе и выходе из рассматриваемого сечения венца (для направляющих аппаратов – скорости в абсолютном движении C_1, C_2),

ΔW_u – изменение закрутки потока в относительном движении,

b/t – густота решетki.

Параметры компрессора на различных режимах работы, используются при расчете дроссельных характеристик ГТД в процессе последовательных приближений.

На рис. 3 приведено сопоставление значений D_{eq} , полученных в расчетах течения на среднем радиусе в одномерной и двумерной постановках на «расчетной» частоте вращения ($\bar{n}_{пр} = 1$) для трех различных режимов по расходу: на границе области устойчивой работы, на линии рабочих режимов и на максимальном расходе. Как видим, характер распределения D_{eq} по ступеням для обеих моделей компрессора одинаков, а их значения близки друг к другу. В соответствии с существующими представлениями на режиме вблизи границы устойчивости на высоких частотах вращения $\bar{n}_{пр} = 1$ первыми предельными значениями D_{eq} достигают последние ступени. На режиме максимального расхода наоборот, последние ступени имеют минимальные значения D_{eq} .

Полученные значения D_{eq} на различных режимах для различных ступеней соответствуют результатам анализа обтекания лопаточных венцов, и в частности, величинам углов натекания. На рис. 4 показаны значения углов натекания для рабочих колес различных ступеней на среднем радиусе, на расчетном режиме: $\bar{n}_{пр} = 1, \bar{G}_{впр} = 1$, полученные с использованием одно- и двумерных подходов. Очевидно, что на этом режиме углы натекания, начиная с третьей ступени, имеют малые значения, близкие к оптимальным. Причем двумерная модель дает более низкие значения углов, так при выполнении расчета учтено загромождение проточной части торцевыми пограничными слоями, что, естественно, сказывается на структуре течения.

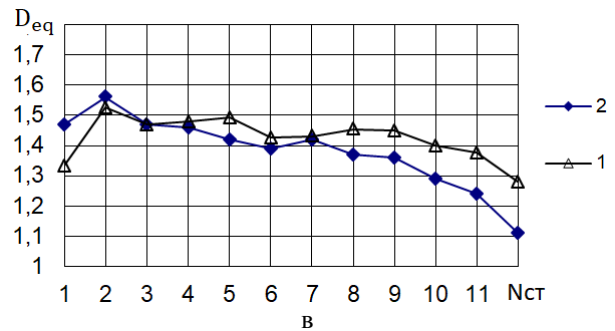
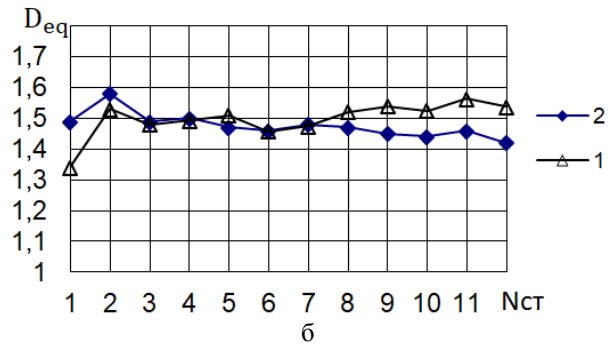
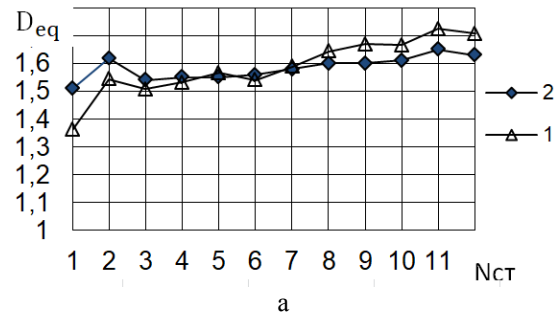


Рис. 3. Изменение значений D_{eq} рабочих колес на среднем радиусе в зависимости от номера ступени компрессора при $\bar{n}_{пр} = 1$ на различных режимах по расходу:

1 – расчет по одномерной модели; 2 – расчет по двумерной модели; а – на граница устойчивой работы; б – линия рабочих режимов; в – максимальный расход воздуха

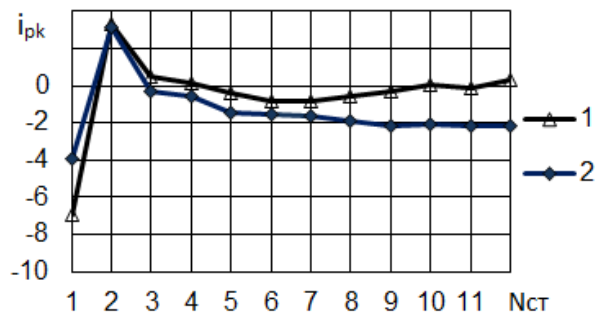


Рис. 4. Изменение углов натекания на рабочие колеса на среднем радиусе вдоль проточной части в зависимости от номера ступени:

1 – расчет по одномерной модели; 2 – расчет по двумерной модели

4. Математическое моделирование процессов в турбовальном ГТД

Апробированные выше методы расчета параметров многоступенчатого компрессора и соответствующие программные модули использованы в комплексе программ для анализа характеристик ГТД. Продольный разрез исследуемого ГТД представлен в соответствии с [11] на рис. 5. На рис. 6 приведено схематическое изображение его проточной части, используемое при построении математической модели ГТД. Расчет дроссельной характеристики выполнен с помощью разработанной ранее математической модели ГТД высокого уровня [4]. Модель построена по модульному принципу. При определении термогазодинамических параметров основных узлов ГТД и их элементов производится обращение к соответствующим модулям: входного устройства, камеры сгорания, многоступенчатой турбины, выходного устройства. Эти модели вы-

полнены в традиционной поузловой интерпретации. Особенностью модели является повенцовая детализация процессов в многоступенчатом осевом компрессоре. Для описания его термогазодинамических параметров при моделировании процессов в двигателе используются геометрические параметры лопаточных венцов, проточной части, сведения о расходах отбираемого и перепускаемого воздуха. При наличии поворотных статорных лопаток учитывается программа их регулирования в зависимости от частоты вращения.

Исследование характеристики ГТД проводилось на установившихся режимах работы. В рассмотренном диапазоне частот вращения клапаны перепуска были закрыты. Законы регулирования входного направляющего аппарата и направляющих аппаратов 1-й, 2-й и 3-й ступеней (ВНА, НА-1, НА-2, НА-3), принятые при моделировании параметров двигателя, приведены на рис. 7.

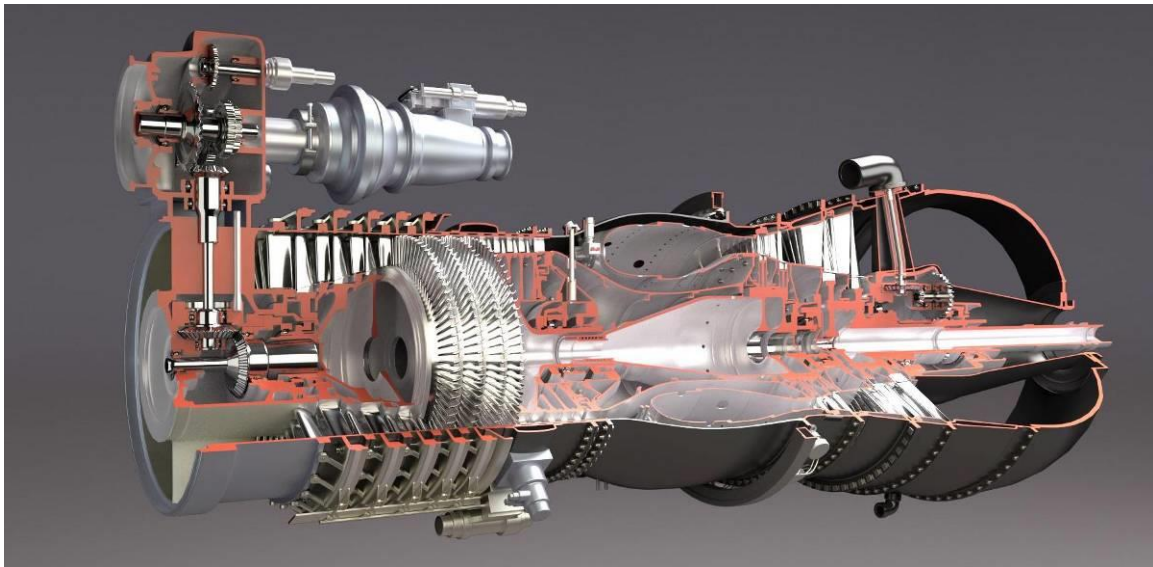


Рис. 5. Продольный разрез ГТД

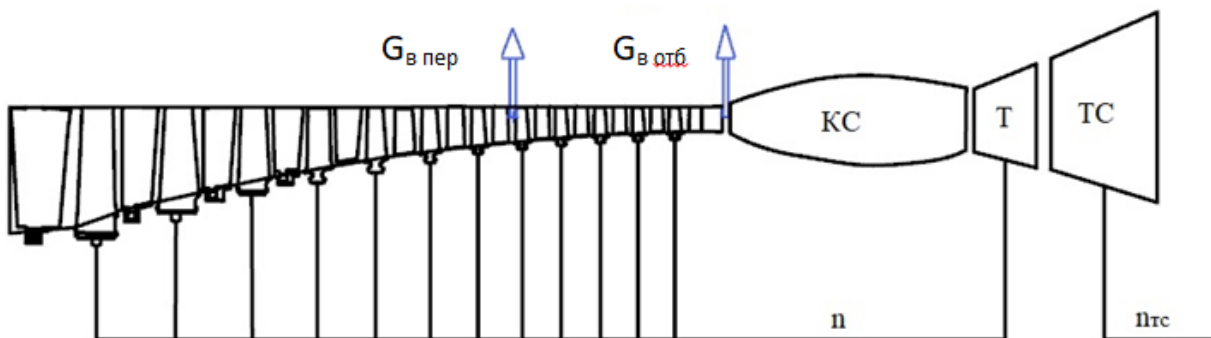


Рис. 6. Схематическое изображение проточной части ГТД

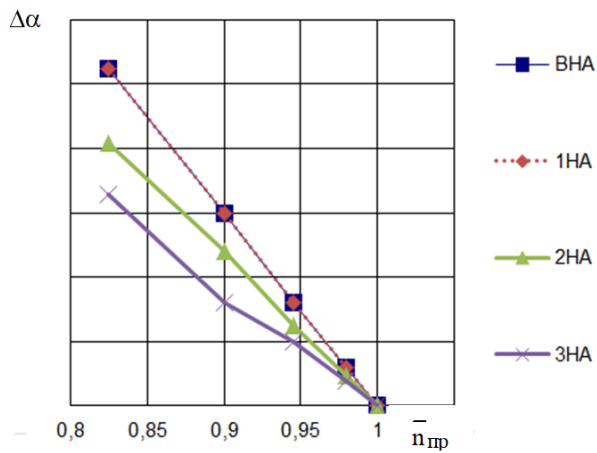


Рис. 7. Изменение угла установки статорных лопаток в зависимости от частоты вращения

Результаты расчета дроссельной характеристики турбовального ГТД в виде линии совместных режимов работы узлов газогенератора при различных частотах вращения показаны на характеристике компрессора на рис. 8. Там же представлены результаты экспериментальных исследований, которые находятся в хорошем соответствии с результатами расчетного анализа

На рис. 9 показано, как изменяется мощность и удельный расход топлива в зависимости от частоты вращения. Все параметры представлены в безразмерном виде: их значения отнесены к параметрам на «расчетном» режиме. Как видно из рисунка, результаты расчета хорошо согласуются с опытными данными.

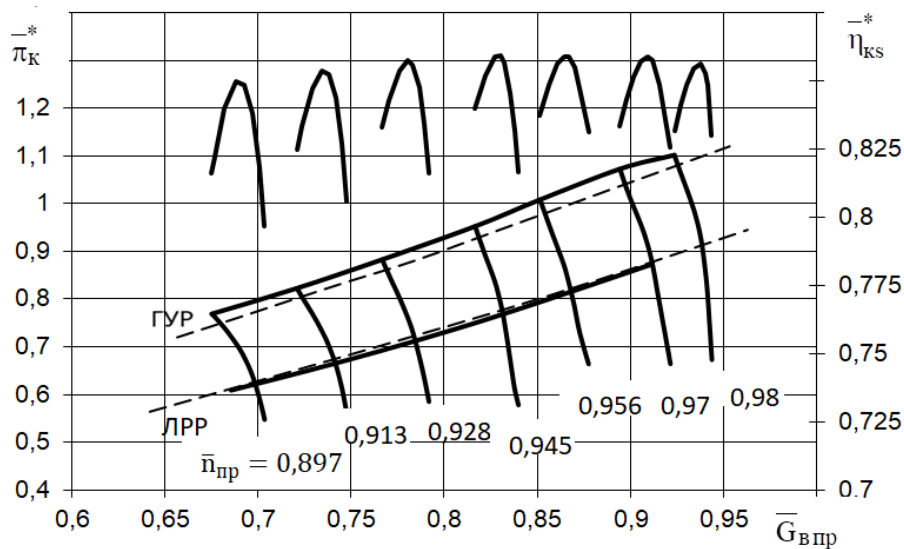


Рис. 8. Линия рабочих режимов на характеристике компрессора:

— расчет,
- - - эксперимент

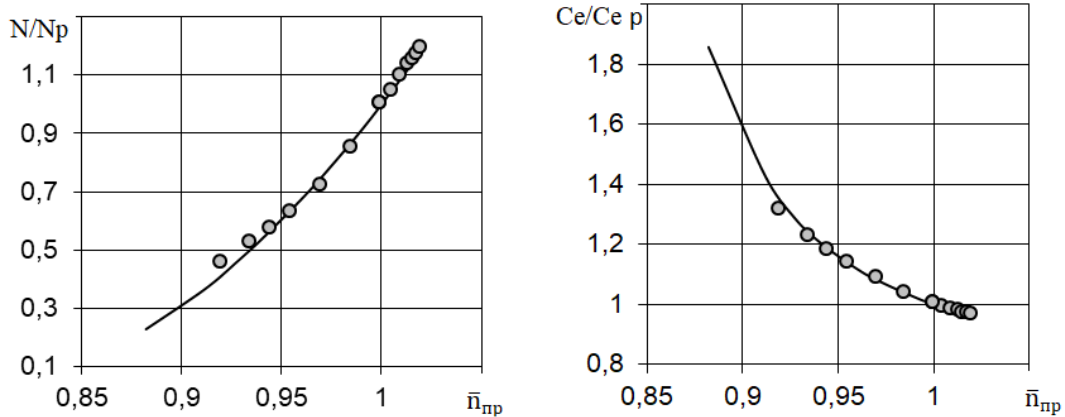


Рис. 9. Зависимость мощности и удельного расхода топлива от приведенной частоты вращения ротора газогенератора:

● эксперимент,
— расчет с помощью математической модели ГТД

Выводы

1. Проведено математическое моделирование параметров турбовального ГТД на установившихся режимах работы. Для этого применена математическая модель, разработанная на кафедре теории авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им.Н.Е. Жуковского «ХАИ», которая позволяет определить характеристики ГТД опираясь на повенцовое описание течения в многоступенчатом осевом компрессоре.

2. При построении модели ГТД использованы два подхода к расчету параметров многоступенчатого осевого компрессора основанные на одно- и двумерном методах расчета течения. Применение данных подходов позволяет получить математическую модель ГТД 2-го и 3-го уровней.

3. Для оценки согласованности двух методов расчета проведен расчет суммарных характеристик многоступенчатого осевого компрессора, являющегося одним из наиболее сложных узлов ГТД, на установившихся режимах работы с учетом поворота лопаток ВНА и направляющих аппаратов 1-й, 2-й, 3-й ступеней по заданной в эксплуатации программе регулирования. На рассмотренных режимах работы клапаны перепуска не открывались, поэтому регулирование многоступенчатого осевого компрессора осуществлялось поворотом статорных лопаток. Проведенное сопоставление с опытными данными показало удовлетворительный результат.

4. Использование в математической модели ГТД модулей расчета многоступенчатого осевого компрессора позволяет получить границу области устойчивой работы и выполнить анализ параметров потока в зазорах между венцами.

5. Выполнен расчет дроссельной характеристики турбовального ГТД с использованием одно- и двумерных подходов к анализу параметров компрессора. Полученные результаты в виде зависимостей мощности и удельного расхода топлива от частоты вращения удовлетворительно согласуются с опытными данными.

Литература

1. Тунаков, А. П. *Методы оптимизации при доводке и проектировании газотурбинных двигателей* [Текст] / А. П. Тунаков. – М. : Машиностроение, 1979. – 184 с.
2. *Проектирование авиационных газотурбинных двигателей* [Текст] / А. М. Ахмедзянов, Ю. С. Алексеев, Х. С. Гумеров и др. ; под ред. А. М. Ахмедзянова. – М. : Машиностроение, 2000. – 454 с.
3. Kurzke, J. A. *Physics Based Methodology for Building Accurate Gas Turbine Performance Models*

[Text] / J. A. Kurzke // *Proc. of ISABE*. – 2015. – No. 20220. – 11 p.

4. Бойко, Л. Г. *Разработка метода расчета характеристик турбовального двигателя с повенцовым описанием многоступенчатого осевого компрессора* [Текст] / Л. Г. Бойко, Е. Л. Карпенко // *Вестник двигателестроения*. – 2007. – № 3. – С. 143-146.

5. Бойко, Л. Г. *Метод расчета термодинамических параметров турбовального ГТД на основании повенцового описания лопаточных машин. Часть I. Основные уравнения* [Текст] / Л. Г. Бойко, О. В. Кислов, Н. В. Пижанкова // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2018. – № 1(145). – С. 48-58. DOI: 10.32620/akt.2018.1.05.

6. Бойко, Л. Г. *Влияние угла установки лопатки входного направляющего аппарата на эксплуатационные характеристики газотурбинного двигателя* [Текст] / Л. Г. Бойко, Е. Л. Карпенко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 4(51). – С. 43- 50.

7. Бойко, Л. Г. *Методы расчета термодинамических параметров турбовального газотурбинного двигателя на основе повенцового описания лопаточных машин. Часть II. Определение параметров ступеней и многоступенчатых компрессоров*. [Текст] / Л. Г. Бойко, А. Е. Демин, Н. В. Пижанкова // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2019. – № 1(153). – С. 18-28. DOI: 10.32620/akt.2019.1.02

8. *Методы расчета двумерного течения в многоступенчатом осевом компрессоре* [Текст] / Л. Г. Бойко, В. Н. Ершов, Г. А. Гирич и др. // *Изв. вузов. Машиностроение*. – 1989. – № 5. – С. 56-60.

9. Ершов, В. Н. *Неустойчивые режимы турбомашин*. [Текст] / В. Н. Ершов. – М. : Машиностроение, 1966. – 180 с.

10. Liblein, S. *Loss and Stall analysis of Compressor Cascade* [Text] / S. Liblein // *Trans. ASME*. – 1959. – № 3. – P. 387-400.

11. *Интернет-музей российской авиации* [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://авиару.рф/> (дата обращения 5.03.2019)

References

1. Tunakov, A.P. *Metody optimizacii pri dovodke i proektirovanii gazoturbinnih dvigatelej* [Optimization methods for the refinement and design of gas turbine engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1979. 184 p.
2. Ahmedzjanov, A. M., Alekseev, Ju. S., Gumerov, H. S. and others. *Proektirovanie aviacionnyh gazoturbinnih dvigatelej* [Design of aircraft gas turbine engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2000. 454 p.
3. Kurzke, J. A. *Physics Based Methodology for Building Accurate Gas Turbine Performance Models*. *Proc. of ISABE*, 2015, no. 20220. 11 p.
4. Boyko, L. G., Karpenko, E. L. *Razrabotka metoda rascheta harakteristik turboval'nogo dvigatelja s povencovym opisaniem mnogostupenchatogo oseвого*

kompressora [Development of a method for calculating the characteristics of a turboshaft engine with a rotation description of a multi-stage axial compressor]. *Vestnik dvigatelestroenija*, 2007, no. 3, pp. 143-146.

5. Boyko, L. G., Kislov, O. V., Pizhankova, N. V. Metod rascheta termogazodina-micheskikh parametrov-turboval'nogo GTD na osnovanii povencovogo opisaniya lopatochnykh mashinch. Chast' 1. Osnovnye uravneniya [Turboshaft engine thermogasdynamics parameters calculation method blade-to blade description turbomachines based. Part I. Main equations]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia - Aerospace technic and technology*, 2018, no. 1(145), pp. 48-58. DOI: 10.32620/akt.2018.1.05.

6. Boyko, L. G., Karpenko, E. L. Vliyanie ugla ustanovki lopatki vhodnogo napravljajushhego apparata na jekspluatacionnye harakteristiki gazoturbinnogo dvigatelja [Influence of the installation angle of the blade of the inlet guide vane on the operating characteristics of a gas turbine engine]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia - Aerospace technic and technology*, 2008, no. 4 (51), pp. 43-50.

7. Boyko, L. G., Demin, A. E., Pizhankova, N. V. Metody rascheta termogazodinamicheskikh parametrov

turboval'nogo gazoturbinnogo dvigatelja na osnove povencovogo opisaniya lopatochnykh mashin. Chast' II. Opredelenie parametrov stupenej i mnogostupenchatykh kompressorov [Turboshaft engine thermogasdynamics parameters calculation method blade-to blade description turbomachines based. Part II. Stage and multistage compressors parameters determination]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia - Aerospace technic and technology*, 2019, no. 1(153), pp. 18-28. DOI: 10.32620/akt.2019.1.02

8. Boyko, L. G., Ershov, V. N., Girich, G. A. and others. Metody rascheta dvumernogo techenija v mnogostupenchatom osevom kompressore [Method of calculation of the two-dimensional flow in the multi-stage axial compressor]. *Izv. Vuzov*, 1989, no. 5, pp. 56-60.

9. Ershov, V. N. *Neustojchivye rezhimy turbomashin* [Unstable modes of turbomachines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1966. 180 p.

10. Liblein, S. Loss and Stall analysis of Compressor Cascade. *Trans. ASME*, 1959, no. 3, pp. 387-400.

11. *Internet Museum of Russian Aviation*. Available at: <http://aviary.pf/> (Accessed 5.03.2019)

Поступила в редакцію 12.05.2019, рассмотрена на редколлегии 8.07.2019

ВИЗНАЧЕННЯ ДРОСЕЛЬНОЇ ХАРАКТЕРИСТИКИ ТУРБОВАЛЬНОГО ГТД НА ОСНОВІ МЕТОДА МАТЕМАТИЧНОГО МОДЕЛЮВАННЯ З ЗАСТОСУВАННЯМ ОДНО- ТА ДВОВИМІРНИХ ПІДХОДІВ ДО РОЗРАХУНКУ ПАРАМЕТРІВ КОМПРЕСОРА

Л. Г. Бойко, В. А. Даценко, Н. В. Піжанкова

Представлені результати математичного моделювання процесів в турбовальному газотурбінному двигуні (ГТД) з однокаскадним газогенератором. Для їх отримання використаний метод розрахунку, оснований на математичній моделі ГТД високого рівня, що спирається на повінцевий опис багатоступеневого осьового компресора. Модель розроблена на кафедрі теорії авіаційних двигунів Національного аерокосмічного університету ім. М.С. Жуковського «ХАІ». Дана модель спирається на повінцевий розрахунок термогазодинамічних параметрів багатоступеневого осьового компресора з використанням одно- і двовимірного підходу до розрахунку течії. Названа вище модель дозволяє врахувати відбори повітря з міжлопаткових зазорів компресора, а також регулювання кутів установки поворотних статорних лопаток в залежності від частоти обертання. Модель ГТД має модульну структуру. Для визначення параметрів компресора можуть бути підключені модулі розрахунку одновимірної течії (розрахунок на середньому радіусі) і двовимірної течії, що дозволяє врахувати зміну параметрів потоку по висоті лопатки. В якості вихідних даних, крім даних, які традиційно задаються в моделях ГТД 1-го рівня, необхідно задати геометричні параметри проточної частини компресора і лопаткових вінців на середньому радіусі (для моделі ГТД 2-го рівня) або по висоті лопатки (для моделі ГТД 3-го рівня). Обидва методи розрахунку параметрів компресора верифіковані і мають досить великий досвід практичного використання. У статті представлені результати розрахунку характеристик багатоступеневого компресора досліджуваного ГТД з використанням одно- та двовимірного підходів. Проведено порівняння результатів розрахунку характеристик компресора за допомогою двох зазначених методів між собою і з експериментальними даними, показано їх задовільне узгодження. Використовуваний підхід до моделювання течії в компресорах дозволяє оцінити розрахунковим шляхом граничну область стійкої роботи, розглянути кути натікання інші параметри потоку в міжвінцевих зазорах в широкому діапазоні режимів роботи ГТД. Такі результати, а також порівняння з експериментальними даними представлено в статті. У статті наведені результати застосування описаної вище моделі до розрахунку характеристик ГТД з 12-ти ступеневим осьовим компресором, що має регулювання положення статорних лопаток ВНА і НА перших ступенів у залежності від частоти обертання. Представлені отримані розрахунковим шляхом лінії спільних режимів роботи вузлів газогенератора, залежність потужності і питомої витрати палива від частоти обертання. Наведені в статті результати аналізу процесів в ГТД на стаціонарних режимах показали перевагу моделі, яка використовувалась, достовірність отриманих результатів і доцільність її практичного застосування.

Ключові слова: газотурбінний двигун; математична модель; осьовий багатоступеневий компресор; дросельна характеристика.

DETERMINATION OF THE THROTTLE PERFORMANCES OF A TURBOSHAFT GTE BASED ON THE METHOD OF MATHEMATICAL MODELING USING ONE AND TWO-DIMENSIONAL APPROACHES TO THE COMPRESSOR PARAMETERS CALCULATION

L. G. Boyko, V. A. Datsenko, N. V. Pizhankova

The results of mathematical modeling processes in the turboshaft gas turbine engine (GTE) are presented. The using calculation method based on a high-level GTE mathematical model, which is founded on a multi-stage axial compressor blade-to-blade description. The model was developed at the Aviation Theory Chair of National Aerospace University "KhAI". The model is based on a multistage axial compressor thermodynamic parameters calculations using a 1D and 2D approaches to analyzing of the flow. The model named above allows one to take into account air intakes from of the compressor blade gaps, as well as adjusting the angles of installation of the rotary stator vanes depending on the rotational speed. The GTE model has a modular structure. To determine the compressor parameters the modules for 1D or 2D flow calculation can be connected. As the initial data, besides the data traditionally specified in the 1st level GTE models it is necessary to set the geometrical parameters of the compressor flow path and blades on the medium radius (for the 2nd level GTE model) or along with the blade height (for the 3rd level). Both calculating compressor parameters methods are verified and have a fairly wide experience of practical use. The article presents the results of calculating the maps of the GTE multi-stage compressor using one- and two-dimensional approaches. Comparison of the compressor performances achieved by using of these two methods among themselves and with the experimental data has shown their good agreement. The approach used to simulate the flow in compressors makes it possible to estimate, by calculation, the surge margin, to consider the incidence angles and other flow parameters in the blade gaps in a wide range of GTE operation modes. Such results, as well as a comparison with experimental data, are presented in the article. The article also demonstrates the results of applying the described above model to the gas turbine engine performances calculation. The engine has the 12-stage axial compressor with the stator blades position of the first stages regulation. The calculated line of joint operation modes of the gas generator units, the dependence of the power and specific fuel consumption on the rotational speed. Presented are the processes in GTE on stationary modes analyzing results given in the article showed the used model advantage, reliability and expediency of its practical application.

Keywords: gas turbine engine; mathematical model; axial multistage compressor; throttle characteristic.

Бойко Людмила Георгиевна – д-р техн. наук, проф., зав. каф. теории авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Даценко Вадим Анатольевич – аспирант кафедры теории авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Пижанкова Наталия Владимировна – ассистент кафедры теории авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Boyko Ludmila Georgievna – Doctor of Technical Science, Head of the Aviation Engines Theory chair, National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute", Kharkov, Ukraine, e-mail: l.boyko@khai.edu, ORCID Author ID: 0000-0002-3076-4779

Datsenko Vadym Anatolievich – postgraduate student of Aviation Engines Theory chair, National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute", Kharkov, Ukraine, e-mail: datsenkovadym@gmail.com, ORCID Author ID: 0000-0002-0650-562X

Pizhankova Natalija Vladimirovna – Assistant of Aviation Engines Theory chair, National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute", Kharkov, Ukraine, e-mail: n.pizhankova@khai.edu, ORCID Author ID: 0000-0001-8345-6756