

Л. Г. БОЙКО, А. Е. ДЕМИН, Н. В. ПИЖАНКОВА

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

**МЕТОД РАСЧЁТА ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ
ТУРБОВАЛЬНОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ
НА ОСНОВЕ ПОВЕНЦОВОГО ОПИСАНИЯ ЛОПАТОЧНЫХ МАШИН.
ЧАСТЬ II. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ СТУПЕНЕЙ
И МНОГОСТУПЕНЧАТЫХ КОМПРЕССОРОВ**

В части I данной статьи были представлены основные положения метода расчёта и система уравнений, которая позволяет определять термогазодинамические параметры газотурбинного двигателя (ГТД) в отдельных сечениях по тракту и его интегральные параметры с использованием методов повенцового расчёта многоступенчатых осевых лопаточных машин: компрессора и турбины. Эти расчёты выполняются с помощью специальных модулей, подключаемых к программному комплексу. В качестве исходных данных эти подпрограммы используют геометрические параметры проточной части и решёток профилей на среднем радиусе. Целью части II данной статьи является представление метода определения параметров характеристик ступеней и многоступенчатых компрессоров при расчёте эксплуатационных характеристик ГТД. Предлагаемый метод расчёта течения в одномерной постановке позволяет на основании геометрических параметров лопаточных венцов и проточной части получать суммарные характеристики многоступенчатого осевого компрессора с учётом отборов рабочего тела и перепуска воздуха из проточной части. Кроме того, метод даёт возможность определять газодинамические параметры ступеней, треугольники скоростей, углы натекания, величины потерь, оценивать их отклонение от оптимальных значений, а также согласованность работы ступеней на различных режимах, определять границу области устойчивой работы, находить ступенчатый инципатор появления неустойчивых режимов и воздействовать на ее параметры с целью повышения запасов газодинамической устойчивости. Метод предназначен как для использования в математической модели ГТД, опирающейся на повенцовое описание многоступенчатых лопаточных машин, так и самостоятельно в процессе проектирования. При определении характеристик ступеней и компрессора в целом возможен учёт изменения углов установки статорных лопаток в соответствии с принятым законом регулирования. Описанный в данной работе метод расчёта многоступенчатого компрессора является упрощённым вариантом метода расчёта двумерного течения, адаптированным к расчёту по среднему радиусу.

Ключевые слова: *Метод расчёта течения в компрессоре; среднemasсовыe параметры; газодинамические параметры ступени; характеристика компрессора; запас устойчивости; коэффициент потерь; угол отставания.*

Введение

Для решения задач современного газотурбостроения широко используются методы расчета термогазодинамических параметров рабочего процесса и эксплуатационных характеристик двигателей как авиационного, так и наземного применения.

Эти методы необходимы на различных этапах жизненного цикла газотурбинного двигателя: при выборе и оптимизации параметров «расчетного» режима, при определении параметров основных узлов и двигателя в целом в широком диапазоне режимов, в процессе испытаний, диагностики двигателя и др.

В настоящее время над разработкой и совершенствованием математических моделей газотур-

бинных двигателей (ГТД) работают отраслевые научно-исследовательские центры, конструкторские бюро двигателестроения, университеты США, России, Германии, Украины и других стран. В результате таких работ созданы известные программные комплексы ЦИАМ [1, 2], ГРАД [3, 4], DWIGwr [5, 6], GasTurb [7], GSP [8], NPSS [9, 10] и др., позволяющие моделировать процессы в газотурбинных двигателях различных типов, определять их термогазодинамические параметры. Классификация таких моделей приведена в работах [1, 3].

В практике проектных организаций значительный объем расчетов выполняется с помощью математических моделей 1-го уровня сложности, которые являются поузловыми моделями, в которых ха-

характеристики узлов предполагаются априори известными и задаются в виде исходных данных.

Совершенствование математических моделей в настоящее время идет в направлении их унификации с целью обеспечения возможности моделирования параметров двигателей произвольно выбранной схемы с подключением библиотек характеристик различных узлов. Большое внимание при этом уделяется созданию благоприятных условий для пользователя, так называемых «дружественных интерфейсов», повышению уровня автоматизации вычислений, см., например, [11]. В работах [12, 13] предложен специальный объектно-ориентированный язык EL (Engine Language) для пакета программ, предназначенного для построения моделей ГТД разных схем и определения их характеристик.

Однако не менее важным аспектом развития методов расчета термогазодинамических параметров и эксплуатационных характеристик ГТД является повышение их точности. При этом рассматриваются два направления. Первое, используемое традиционно при создании моделей конкретных изделий, основано на их идентификации с помощью имеющихся результатов экспериментальных исследований параметров двигателя. В соответствии со вторым направлением в математической модели применяется более детальное описание физических процессов основных узлов.

Именно в соответствии с этим направлением выполнены работы [3, 14], однако результаты практического применения этих подходов, к сожалению, в открытой литературе не представлены. В работе Kurzke [15] приведены результаты подключения одномерного расчета многоступенчатого осевого компрессора (МОК) к методу расчета характеристик ГТД, без какого-либо описания результатов использования возможностей этого пакета.

В направлении повышения точности описания физических процессов в ГТД проводятся работы в Национальном аэрокосмическом университете им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». В частности, разработан метод расчета и соответствующий пакет программ, позволяющий определять характеристики газотурбинных двигателей с использованием повенцового описания многоступенчатого осевого компрессора для определения его параметров и характеристик. Результаты этих работ представлены в публикациях [16...18].

Дальнейшим развитием этой тематики является работа [19], в которой представлены основные положения метода расчета эксплуатационных характеристик газотурбинных двигателей на основе повенцового описания многоступенчатых компрессора и турбины. Там же приведены основные уравнения, отражающие совместную работу узлов при указан-

ной повенцовой дискретизации лопаточных машин.

В данной статье представлен метод расчета параметров и характеристик осевых ступеней и компрессора в целом при моделировании эксплуатационных характеристик ГТД, используемый в работе [19].

1. Постановка задачи

Широко применяемые в практике проектных организаций методы расчета характеристик газотурбинных двигателей, опирающиеся на модели узлов 0-го уровня позволяют получить адекватные опытными данным результаты в случае, если имеются достоверные характеристики основных узлов и, прежде всего, многоступенчатых компрессоров, полученные экспериментально. В этом случае возникает проблема обработки этих данных и определения аппроксимирующих функций в виде полиномов или других зависимостей, а также с использованием иных более сложных подходов [20 - 23].

При создании известного пакета GasTurb его автор J. Kurzke в работе [24] при построении характеристик компрессоров использует экспериментальные данные, а позднее в работе [25] пишет: «...реальная характеристика компрессора является ключом к получению точных характеристик двигателя». Для решения этой задачи в современной версии ПК GasTurb имеется библиотека характеристик компрессоров и турбин, полученных в соответствии с [26] из открытой печати. Эти модели 0-го уровня используются для определения характеристик близких по параметрам машин с применением метода масштабирования. Метод масштабирования характеристик узлов используется достаточно широко при выполнении расчетов эксплуатационных характеристик газотурбинных двигателей, например, [27, 28] и др.

Однако, существуют весьма серьезные ограничения, связанные с тем, что упомянутый выше подход к описанию процессов в узлах с помощью моделей 0-го уровня предполагает, что компрессор (или турбина) рассматривается как единое целое без учета геометрических параметров входящих в него элементов: проточной части, лопаточных венцов. Это создает затруднения при необходимости моделирования процесса регулирования ГТД путем изменения углов установки поворотных статорных лопаток, перепуска или отбора рабочего тела из проточной части промежуточных ступеней компрессора (а не за узлом в целом), а также учета влияния изменения параметров охлаждающего проточную часть турбины воздуха на ее характеристики на различных режимах.

Для преодоления некоторых из этих недостат-

ков в работах [29 - 31] предлагается вводить поправки к характеристикам многоступенчатого компрессора при изменении угла установки входного направляющего аппарата.

Вопрос возможности изменения характеристик компрессора при регулировании поворотных направляющих аппаратов на различных частотах вращения остается открытым.

Не менее сложно оценить влияние отбора воздуха из проточной части промежуточных ступеней компрессора, так называемого распределенного отбора, при использовании моделей узлов 0-го уровня. Влияние открытия клапанов перепуска на пониженных режимах работы двигателя на характеристики многоступенчатого компрессора также трудно определить, основываясь на 0-м уровне моделирования узлов ГТД. Для решения этих задач авторы упомянутых работ предлагают вводить поправочные коэффициенты.

Очевидно, что такой подход является очень приближенным и вряд ли применим при необходимости создания математических моделей конкретных ГТД, так как требования к точности результатов расчета характеристик двигателей с их помощью весьма высоки.

Метод расчета эксплуатационных характеристик двигателей, представленный в работе [19] опирается на повенцовое описание лопаточных машин, входящих в его состав. Система уравнений, определяющая совместную работу основных узлов двигателя и составляющих ее элементов, а именно венцов и ступеней компрессора, в качестве неизвестных содержит значения газодинамических параметров ступеней компрессора и турбины

Характеристики многоступенчатых лопаточных машин в рассматриваемом методе расчета не задаются в виде исходных данных, а определяются в зависимости от режима работы с учетом геометрических параметров путем подключения соответствующих расчетных модулей.

Для их формирования необходимо иметь метод расчета, позволяющий получить достоверно характеристики узлов. Ниже приведено описание метода расчета параметров осевых ступеней и многоступенчатого компрессора на различных режимах, который дает возможность учесть эффекты отбора (или перепуска) рабочего тела из промежуточных ступеней, поворот статорных лопаток, а также изменение геометрии лопаточных венцов на среднем радиусе и проточной части.

2. Решение задачи

Для определения параметров компрессора к модели ГТД может быть подключен модуль расчета

параметров и характеристик ступеней, а также многоступенчатого компрессора в двумерной постановке на основе разработок авторов [32, 33], что позволит получить существенно большие возможности. Однако, в связи с тем, что модель турбины в настоящей версии метода расчета характеристик двигателя выполнена в одномерной постановке, компрессор рассчитывается также с использованием одномерных подходов.

Предлагаемый в данной работе метод расчета многоступенчатого компрессора является упрощенным вариантом метода расчета двумерного течения [34], адаптированным к расчету по среднему радиусу.

При его постановке сделаны следующие допущения:

- а) течение в компрессоре установившееся;
- б) расчет параметров потока ведется в межвенцовых зазорах;
- в) теплообмен между рабочим телом и ограничивающими поток поверхностями отсутствует;
- г) отбор и перепуск воздуха осуществляется в зазорах между лопаточными венцами;
- д) проявление вязких эффектов учитывается на основе обобщенных полуэмпирических зависимостей;
- е) проточная часть считается запертой при достижении осевой скоростью значения критической скорости звука.

На рис. 1 схематически показан многоступенчатый компрессор, указаны места отбора (перепуска) воздуха их проточной части.

Для определения параметров потока в межвенцовых зазорах используется система уравнений движения идеального совершенного газа в одномерной постановке, дополненная соотношениями для треугольников скоростей и другими уравнениями, традиционно используемыми в теории турбомашин.

В качестве исходных данных задаются радиусы периферийного и втулочного обводов проточной части (рис. 2), конструктивные углы лопаток РК и НА на входе и выходе $\beta_{1Г}, \beta_{2Г}, \alpha_{2Г}, \alpha_{3Г}$, углы установки профилей $\gamma_{уст}$, максимальная толщина профиля S_{max} , и координата ее расположения вдоль хорды, радиусы входной и выходной кромок, максимальный прогиб средней линии и его расположение вдоль хорды, изменение толщины профиля вдоль хорды. Все параметры профилей должны соответствовать среднему радиусу и при необходимости могут быть получены интерполяцией с использованием двумерной модели лопатки. Кроме того, задаются число ступеней и величина радиального зазора между лопаточными венцами и корпусом.

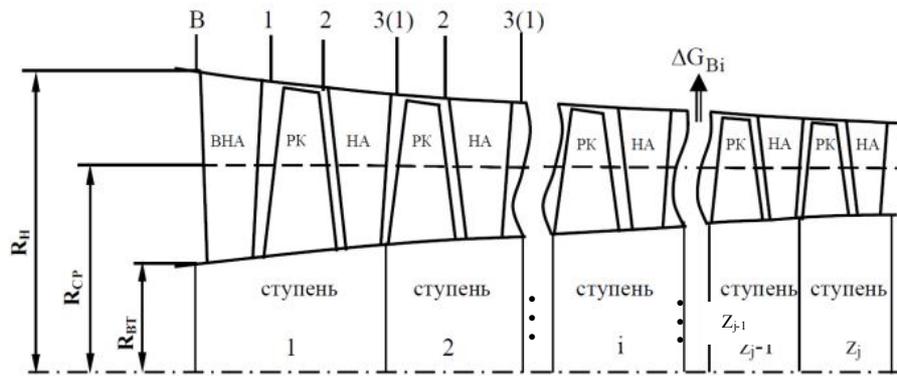


Рис. 1. Многоступенчатый осевой компрессор

Предлагаемый метод позволяет рассчитывать значения кинематических и термодинамических параметров потока в межвенцовых зазорах, получать значения степени повышения давления и КПД всех ступеней. Кроме этого, имеется возможность определения характеристик отдельных ступеней, групп ступеней (например, от входа до клапана перепуска) или компрессора в целом.

Потери энергии в проточной части представлены как сумма профильных и вторичных потерь, а также потерь в торцевых пограничных слоях и радиальном зазоре

$$\xi_{\Sigma} = \xi_{пр} + \xi_{вт} + \xi_{т.п.с.} + \xi_{р.зав.},$$

величины которых определяются с помощью обобщенных зависимостей.

В программном модуле расчета термогазодинамических параметров компрессоров предусмотрена возможность подключения различных внешних блоков для определения потерь и углов отставания, реализующих методики, используемые в проектных организациях, а также методику, основанную на работе [35] с дополнениями [36 - 39], учитывающими в том числе и влияние чисел Маха, превышающих критические значения.

При оценке углов отставания δ_0 проведен учет поправок для случая сверхкритических режимов, а также изменения площади струек тока при поджатии проточной части:

$$\delta = \delta_0 + \Delta\delta_{M1 > M1кр} + \Delta\delta_{AVDR},$$

где $\Delta\delta_{M1 > M1кр}$ – поправка к углу отставания при числах Маха на входе, превышающих критические значения, $\Delta\delta_{AVDR}$ – учитывает влияние поджатия струек тока, величина δ_0 определяется с помощью зависимостей [36].

Важной проблемой в методе расчета характеристик ГТД является определение запасов устойчивости компрессора и оценки влияния на них различных мероприятий.

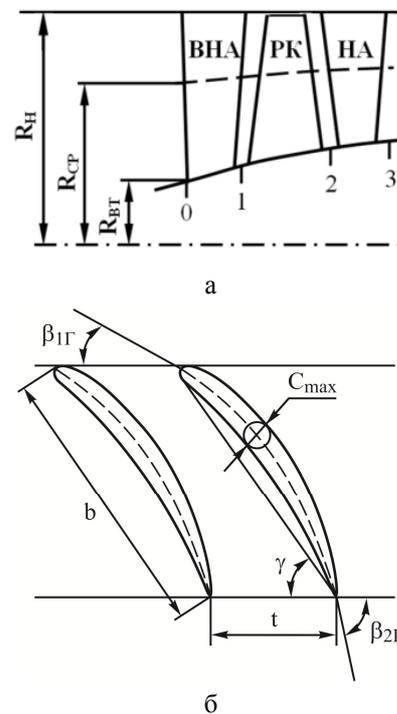


Рис. 2. Геометрические параметры ступени компрессора

Предложенный метод газодинамического расчета многоступенчатого осевого компрессора позволяет проводить оценку границы устойчивости, основываясь на границах устойчивости ступеней. Запас устойчивости определяется как

$$\Delta K_y = \left(\frac{\pi_{кгр}^*}{G_{вгр}} / \frac{\pi_{краб}^*}{G_{враб}} - 1 \right) * 100 \%,$$

где индексы «гр» и «раб» отмечают режимы на характеристике ступени, соответствующие границе области устойчивой работы и линии совместных режимов узлов газогенератора.

В качестве критерия устойчивости принято предельное значение степени эквивалентной диффузорности D_{eq} на среднем радиусе [35]. Рекомендованные в литературе предельные значения этого

параметра, соответствующие срывному обтеканию профилей, составляют: $D_{\text{eq пред}} = 1,8 \dots 2,2$. Для назначения этой величины при расчете компрессора по среднему радиусу можно опираться либо на имеющиеся экспериментальные данные для одной из частот вращения, либо на опыт проведенных ранее расчетов.

В качестве примера на рис. 3 приведена суммарная характеристика шестиступенчатого компрессора авиационного ГТД, полученная с помощью представленного метода, в сопоставлении с экспериментальными данными. Характеристика показана в виде зависимостей степени повышения давления и КПД от приведенных значений расхода и частоты вращения.

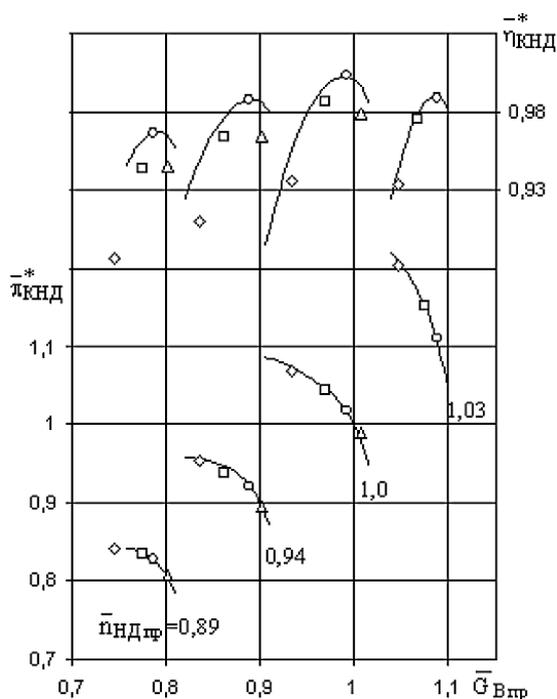


Рис. 3. Характеристика компрессора авиационного ГТД

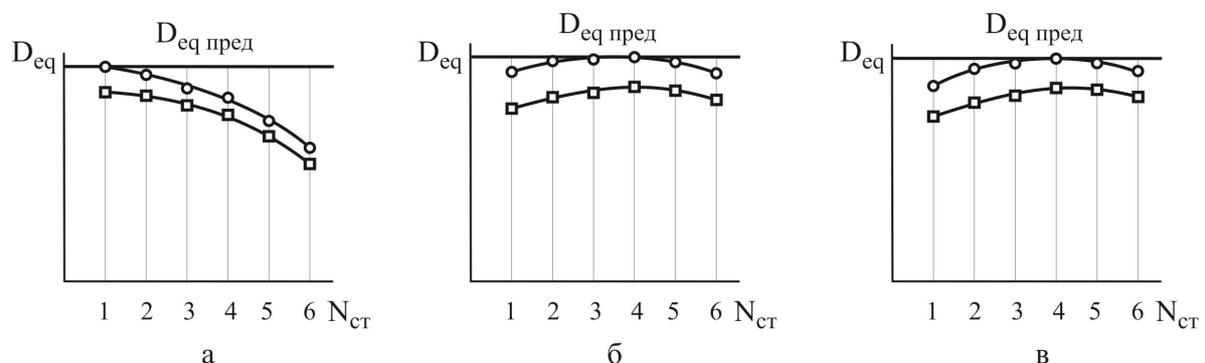


Рис. 4. Распределение параметра диффузности течения в рабочих колесах на среднем радиусе вдоль проточной части на разных частотах вращения: а) $\bar{n}_{\text{пр}} = 0,89$; б) $\bar{n}_{\text{пр}} = 1,0$; в) $\bar{n}_{\text{пр}} = 1,03$

—○— — граница области устойчивых режимов, —□— — линия рабочих режимов

Параметры компрессора представлены в безразмерном виде:

$$\bar{\pi}_{\text{к}}^* = \frac{\pi_{\text{к}}^*}{\pi_{\text{кр}}^*}, \quad \bar{\eta}_{\text{к}}^* = \frac{\eta_{\text{к}}^*}{\eta_{\text{кр}}^*}, \quad \bar{G}_{\text{впр}} = \frac{G_{\text{впр}}}{G_{\text{впрр}}}, \quad \bar{n}_{\text{пр}} = \frac{n_{\text{пр}}}{n_{\text{прр}}},$$

где индекс «р» обозначает «расчетный» режим компрессора.

При определении режима, соответствующего границе срыва в компрессоре, в методе расчета принято, что он соответствует режиму, на котором степень диффузности достигает предельных значений на одной из ступеней, а точнее на одном из ее лопаточных венцов. Полученные расчетные результаты отражают специфику проявления срывных режимов в многоступенчатом компрессоре.

На рис. 4 в качестве примера показано распределение величины степени диффузности D_{eq} по рабочим колесам многоступенчатого компрессора на границе области устойчивой работы и на линии рабочих режимов, полученные расчетным путем для трех относительных частот вращения: $\bar{n}_{\text{пр}} = 0,89; 1,0; 1,03$. Из рисунка следует очередность подхода ступеней к предельному значению D_{eq} , соответствующему границе. На низких частотах вращения при $\bar{n}_{\text{пр}} = 0,89$ наиболее близко к предельному значению находится режим работы 1-го рабочего колеса, на «расчетной» частоте $\bar{n}_{\text{пр}} = 1$ ближе других к границе подходят 3-я и 4-я ступени, а при увеличении частоты вращения ($\bar{n} = 1,03$) устойчивость работы компрессора определяют рабочие колеса 4-й и 5-й ступеней. Очевидно, что на линии совместных режимов работы узлов газогенератора параметр D_{eq} имеет существенно более низкие значения. Представленные результаты соответствуют режимам работы с закрытыми клапанами перепуска.

При работе ГТД важную роль играет система регулирования. Возможность учета «расслоения» характеристик компрессора при изменении углов установки поворотных статорных лопаток в зависимости от частоты вращения с помощью предложенного метода в процессе анализа эксплуатационных характеристик двигателя является чрезвычайно актуальной.

Учет отбора рабочего тела из проточной части промежуточных ступеней (не только за узлом в целом, как это принято в поузловых моделях ГТД) также позволяет повысить точность получаемых результатов.

Наличие перепуска рабочего тела из проточной части межлопаточных каналов промежуточных ступеней компрессора на пониженных режимах позволяет сохранить устойчивость работы компрессора и двигателя в целом. Применение описанного выше метода расчета компрессора дает возможность правильно оценить величины КПД компрессора на этих режимах и характеристики исследуемого ГТД.

В случае, когда осуществляется перепуск (отбор) воздуха только в одном сечении проточной части компрессора, зависимость для расчета КПД компрессора имеет вид:

$$\eta_{\text{К}}^* = \frac{G_{\text{К}} T_{\text{В}}^* (\pi_{\text{К}}^{*\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1)}{G_{\text{К}} (T_{\text{К}}^* - T_{\text{В}}^*) + \Delta G (T_{\text{пер}}^* - T_{\text{В}}^*)},$$

где ΔG – количество перепускаемого (отбираемого) воздуха, индекс «пер» обозначает сечение, в котором расположен клапан перепуска, буквы В и К отмечают сечения входа и выхода из компрессора. Аналогично могут быть получены формулы при наличии перепуска (или отбора) в нескольких сечениях проточной части.

Перепускаемый из проточной части компрессора воздух может быть направлен во второй контур турбореактивного двухконтурного двигателя, и тогда его энергия не является полностью потерянной для двигателя. Этот эффект также может быть учтен при расчете характеристик двигателя.

Влияние отбора рабочего тела для его использования в системе охлаждения и для других нужд газотурбинной установки на характеристики компрессора также является существенным. Предлагаемый подход позволяет оценить параметры и характеристики компрессора в случае отбора воздуха из проточной части промежуточных ступеней, что дает возможность повысить точность метода расчета эксплуатационных характеристик исследуемого ГТД. Отобранный воздух после использования в системе охлаждения частично возвращается в проточную часть турбины. Учет этого эффекта также повышает точность описания газодинамических

процессов в проточной части двигателя и его характеристик.

Заключение

Использование при построении метода расчёта характеристик газотурбинных двигателей повенцового моделирования многоступенчатых лопаточных машин по среднemasсовым параметрам дает существенные преимущества, позволяющие правильно оценить влияние физических процессов, происходящие в лопаточных машинах, на работу двигателя в целом.

В данной статье представлен подход к расчету параметров многоступенчатого компрессора, позволяющий анализировать течение в компрессоре по среднemasсовым параметрам. Показаны преимущества его использования в модели турбовального двигателя в сравнении с поузловыми моделями.

Применение поправочных коэффициентов в моделях с нулевым уровнем сложности описания процессов в узлах позволяет получить лишь качественные результаты. Предлагаемый подход, опирающийся на геометрию лопаточных венцов и расчетный анализ течения в ступенях и многоступенчатом компрессоре, дает возможность более точно определить параметры ГТД в широком диапазоне режимов.

Предложенный метод повенцового моделирования многоступенчатого компрессора позволяет определить:

- все термодинамические и кинематические параметры установившегося течения в межвенцовых зазорах компрессора в широком диапазоне режимов;
- суммарные характеристики отдельных ступеней и компрессора в целом;
- суммарные характеристики групп ступеней, расположенных, между сечениями отбора (перепуска), что в последующем позволяет при моделировании процессов в двигателе сократить количество искомых неизвестных величин в системе уравнений;
- влияние изменения геометрических параметров лопаточных венцов и проточной части на характеристики компрессора и ГТД в целом;
- влияние регулирования углов установки поворотных статорных лопаток на различных частотах вращения на характеристики ГТД;
- влияние изменения расхода воздуха, отбираемого из промежуточных ступеней компрессора на различных режимах, на характеристики компрессора и двигателя;
- влияние перепуска воздуха из промежуточных ступеней на характеристики компрессора и двигателя в целом.

Литература

1. Дружинин, Л. Н. Математическое моделирование ГТД на современных ЭВМ при исследовании параметров и характеристик авиационных двигателей [Текст] / Л. Н. Дружинин, Л. И. Швеи, Л. И. Ланин // Труды ЦИАМ. – М. : ЦИАМ, 1979. – Вып. 832. – 45 с.
2. Иванов, М. Я. Высокоуровневое моделирование рабочего процесса в газовых турбинах [Текст] / М. Я. Иванов, Р. З. Нигматулин // Труды ЦИАМ. – М. : ЦИАМ, 2010. – Вып. 1342. – С. 11-56.
3. Тунаков, А. П., Методы оптимизации при доводке и проектировании газотурбинных двигателей [Текст] / А. П. Тунаков. – М. : Машиностроение, 1979. – 184 с.
4. Программный комплекс ГРАД –газодинамические расчеты авиационных двигателей [Текст] / С. А. Морозов, Б. М. Осипов, А. В. Титов и др. // Авиакосмические технологии и оборудование : сб. научн.-практ. конф. Казанского государственного технического ун-та, Казань, 14-17 августа 2002. – С. 190-196.
5. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / А. М. Ахмедзянов, Ю. С. Алексеев, Х. С. Гумеров и др. – М. : Машиностроение, 2000. – 453 с.
6. Ахмедзянов, Д. А. Термогазодинамический анализ рабочих процессов ГТД в компьютерной среде DVI GWR [Текст] / Д. А. Ахмедзянов, И. А. Кривошеев. – Уфа : УГАТУ, 2003. – 162 с.
7. GasTurb 13 Website [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.gasturb.de>. – 25.10.2018.
8. Visser, W. P. GSP, A Generic Object-Oriented GasTurbine Simulation Environment [Text] / W. P. Visser, M. J. Broomhead // Proc. of ASME TurboExpo 2000, 8-11 May 2000. – No. 2000-GT-0002. – 9 p.
9. NPSS Consortium Website [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://npssconsortium.org>. – 3.01.2018.
10. Jones, S. M. Steady-State Model of Gas Turbines using the Numerical Propulsion System Simulation Code [Text] / S. M. Jones // Proc. of ASME TurboExpo-2010, June 14-18, 2010. – Glasgow, UK, 2010. – No. 2010-GT-22350. – 5 p.
11. Опыт использования программ UNIMM для выполнения термодинамических расчетов турбореактивных двухконтурных двигателей [Текст] / Е. В. Марчуков, И. А. Леценко, М. Ю. Вовк, М. Н. Илюшин // Насосы. Турбины. Системы. – 2015. – № 2(15). – С. 45-52.
12. Alexiou, A. Gas Turbine Engine Performance Application Using an Object-Oriented Simulation Tool [Text] / A. Alexiou, K. Mathiodakis // Proc. of ASME TurboExpo 2006, May 8-11, 2006, Barcelona, Spain. – No. 2006-GT-9033. – 9 p.
13. Advanced Capabilities for Gas Turbine Engine Performance Simulations [Text] / A. Alexiou, E. H. Vasisbergen, O. Kogenhop, K. Mathiodakis, P. Arendsen // Proc. of ASME TurboExpo 2007, May 14-17 2007, Montreal, Canada. – No. 2007-GT-27086. – 10 p.
14. Эзрохи, Ю. А. Математическое моделирование авиационных ГТД с повенцовым описанием лопаточных машин в системе двигателя [Текст] / Ю. А. Эзрохи // Авиационное двигателестроение. – 1995. – № 1. – С. 28-51.
15. Kurzke, J. A. About Simplification in Gas-Turbine Performance Calculations [Text] / J. A. Kurzke // Proc. of ASME TurboExpo 2007, May 14-17, 2007, Montreal, Canada. – No. 2007-GT-27620. – 9 p.
16. 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.
17. Бойко, Л. Г. Влияние угла установки лопаток входного направляющего аппарата на эксплуатационные характеристики газотурбинного двигателя [Текст] / Л. Г. Бойко, Е. Л. Карпенко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 4. – С. 43-50.
18. Бойко, Л. Г. Математическая модель газотурбинного двигателя с повенцовым описанием многоступенчатого осевого компрессора и ее практическое применение [Текст] / Л. Г. Бойко, Е. Л. Карпенко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 6 (53). – С. 21-27.
19. Бойко, Л. Г. Метод расчета термогазодинамических параметров турбовального ГТД на основе повенцового описания лопаточных машин. Часть 1. Основные уравнения [Текст] / Л. Г. Бойко, О. В. Кислов, Н. В. Пижанкова // Авиационно-космическая техника и технология. – 2018. – № 1(145). – С. 48-58.
20. Дружинин, Л. Н. Аппроксимация характеристик компрессора аналитическими функциями двух переменных [Текст] / Л. Н. Дружинин, Н. В. Морозова // Труды ЦИАМ. – М. : ЦИАМ, 1975. – Вып. 645. – 5 с.
21. Гумеров, Х. С. Аналитический метод задания характеристик компрессора [Текст] / Х. С. Гумеров, А. Я. Магадеев, А. С. Гаврилов // Изв. вузов. Авиационная техника. – 1974. – № 2. – С. 128-131.
22. Коварцев, А. Н. Представление в расчетах на ЭВМ обобщенных характеристик компрессоров ГТД с помощью многомерного параболического сплайна со свободными граничными условиями [Текст] / А. Н. Коварцев // Проектирование и доводка авиационных газотурбинных двигателей. – Куйбышев. – 1983. – № 24. – С. 25-31.
23. Григорьев, В. А. Применение методов нейросетевой аппроксимации при обобщении и представлении характеристик лопаточных машин авиационных ГТД [Текст] / В. А. Григорьев, Д. С. Калабухов, В. М. Радько // Изв. вузов. Авиационная техника. – 2015. – № 1. – С. 39-41.
24. Kurzke, J. A. Advanced User-friendly Gas-Turbine Performance Calculation on a Personal Com-

puter [Text] / J. A. Kurzke // Proc. of ASME Int. Gas Turbine and Aircraft Congress, June 5-8, 1995. – Houston, 5-8, 1995, Houston, Texas, USA. – No. 95-GT-147. – 8 p.

25. Kurzke, J. A. Correlations Hidden in compressor maps [Text] / J. A. Kurzke // Proc. of ASME TurboExpo 2011, June 6-10, 2011, Vancouver, Canada. – No. GT-2011-45519. – 10 p.

26. Kurzke, J. A. Physics Based Methodology for Building Accurate Gas Turbine Performance Models [Text] / J. Kurzke // Proc. of ISABE 2015-20220. – 11 p.

27. Saravanamutto, H. J. H. Thermodynamic Model for Paperline Gas Turbine Diagnostics [Text] / H. J. H. Saravanamutto, B. D. Maclsaas // Trans. ASME, Journal of Engineering for Power. – Vol. 105. – Oct. 1983. – P. 875-884.

28. Kong, C. Performance Simulation of Turbo-prop Engine [Text] / C. Kong, J. Ki // Proc. of ASME TurboExpo 2011, June 4-7, 2011, New Orleans, Louisiana, USA 2011. – No. GT-391-2011. – 10 p.

29. Kurzke, J. How to Get Component Maps for Aircraft Gas Turbine Performance Calculations / J. Kurzke // ASME Int. Gas Turbine and Aircraft Congress, June 10-13, 1996, Birmingham, UK. – No. 96-GT-164. – 9 p.

30. Горюнов, А. И. Моделирование распределенного отбора и подвода охлаждающего воздуха в ГТД [Текст] / А. И. Горюнов, И. М. Горюнов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2009. – № 3(19). – С. 232-234.

31. Горюнов, И. М. Создание математической модели ГТД и ЭУ с учетом неравномерности параметров рабочего тела, отбора и подвода воздуха на охлаждение [Текст] / И. М. Горюнов, А. И. Горюнов // Газотурбинные технологии. – 2011. – № 1. – С. 20-23.

32. Boyko, L. Numerical Study of Flows in Axial Compressors of Aircraft Gas-Turbine Engines [Текст] / L. Boyko, A. Dyomin // Eastern-European Journal of Enterprise Technologies. – 2018. – Vol. 4(94). – P. 40-49.

33. Комплекс методов поверочного расчета осевых и центробежных компрессоров [Текст] / Л. Г. Бойко, Е. С. Барышева, А. Е. Демин и др. // Труды XV Международной научно-технической конференции по компрессорной технике, Июль 19-20, 2011, С.-Петербург, Россия. – Том 1. – С. 250-259.

34. Метод расчета двумерного течения в многоступенчатом осевом компрессоре [Текст] / Л. Г. Бойко, В. Н. Еришов, Г. А. Гурнич, и др. // Изв. вузов. Машиностроение. – 1989. – № 5. – С. 56-60.

35. Lieblein, S. Loss and Stall Analysis of Compressor cascade [Text] / S. Lieblein // Trans. ASME. – 1959. – № 3. – P. 387-400.

36. Carter, A. D. S. The Calculation of Optimum Incidences for Aerofoils [Text] / A. D. S. Carter // Aeronautical Research Council Current Papers,

No. 646. – London : Her Majesty's Stationery Office. – 1964. – 19 p.

37. Кох, С. С. Источники и величины потерь в осевых компрессорах [Текст] / С. С. Кох, Л. Х. Смит // Энергетические машины и установки. – 1976. – № 3. – С. 128-145.

38. Davis, W. R. A Computer Program for the Analysis and Design of the Flow in Turbomachinery. Part B – Loss and Deviation Correlations [Text] / W. R. Davis // Report ME/A70-1. – Division of Aerothermodynamics. Carleton University. – July, 1970. – 73 p.

39. Al-Daini, A. J. Loss and Deviation Model for a Compressor Blade Element [Text] / A. J. Al-Daini // Int. J. Heat and FluidFlow. – 1986. – Vol. 7, №1. – P. 69-78.

40. Свэн, В. К. Практический метод расчета характеристик околосзвукового компрессора [Текст] / В. К. Свэн // Энергетические машины и установки. – 1961. – Т. 83, №3. – С. 130-141.

References

1. Druzhinin, L. N. Matematicheskoe modelirovanie GTD na sovremennyh JeVM pri issledovanii parametrov i harakteristik aviacionnyh dvigatelej [GTE modern computer mathematic simulation for aviation engine parameters and performances investigation]. Trudy CIAM, Moscow, vol. 832, CIAM Publ., 1979. 45 p.

2. Ivanov, M. Ja., Nigmatulin, R. Z. Vysokourovnevoe modelirovanie rabocheho processa v gazovyh turbinah [Working process high level simulation in Gas Turbines]. Trudy CIAM, Moscow, 2010, vol. 1342, CIAM Publ., pp. 11-56.

3. Tunakov, A. P. Metody optimizacii pri dovodke i proektirovanii gazoturbinnyh dvigatelej [Finishing and design gas turbine engines optimization methods]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1979. 184 p.

4. Morozov, S. A., Osipov, B. M., Titov, A. V., Tunakov, A. P., Khamzin, A. S. Programmnyj kompleks GRAD – gazodinamicheskie raschety aviacionnyh dvigatelej [Program complex GRAD – aviation engines gasdynamic calculations]. Aviakosmicheskie tehnologii i oborudovanie : sb. Nauchn.-prakt. konf. Kazanskogo gosudarstvennogo tehničeskogo un-ta – Aerospace Technologies and Equipment: Proc. of Scientific - Practical. Conf. Kazan state technical university, Kazan, August 14-17, 2002, pp. 190-196.

5. Ahmedzjanov, A. M., Alekseev, Ju. S., Gumerov, H. S. Proektirovanie aviacionnyh gazoturbinnyh dvigatelej [Aviation gas turbine engines design]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2000. 453 p.

6. Ahmedzjanov, D. A., Krivosheev, I. A. Termogazodinamicheskij analiz rabochnih processov GTD v komp'yuternoj srede DVIGwp [GTE working processes thermogasdynamic analysis in computing program DVIGwp]. Ufa, UGATU Publ., 2003. 162 p.

7. GasTurb 13. Available at: <http://www.gasturb.de> (accessed 25.10.2018).

8. Visser, W. P., Broomhead, M. J. GSP, A Generic Object-Oriented Gas Turbine Simulation Environment, *Proc. of ASME TurboExpo 2000 May 8-11*, Munich, Germany, 2000, no. 2000-GT-0002. 9 p.
9. NPSS Consortium. Available at: <http://npssconsortium.org> (accessed 3.01.2018).
10. Jones, S. M. Steady-State Model of Gas Turbines Using the Numerical Propulsion System Simulation Code. *Proc. of ASME TurboExpo 2010, June 14-18*, Glasgow, UK, 2010, no. 2010-GT-22350. 5 p.
11. Marchukov, E. V., Leshchenko, I. A., Vovk, M. Ju., Iljushin, M. N. Opyt ispol'zovaniya program UNI MM dlja vypolnenija termodinamicheskikh raschetov turboreaktivnyh dvuhkonturnykh dvigatelej [Experience of applying of program UNI MM for making thermodynamic calculations turbojet bypass engines]. *Nasosy. Turbiny. Sistemy – Pumps. Turbines. Systems*, 2015, no. 2 (15), pp. 45-52.
12. Alexiou, A., Mathioudakis, K. Gas Turbine Engine Performance Model Application Using an Object-Oriented Simulation Tool. *Proc. of ASME TurboExpo 2006, May 8-11*, Barcelona, Spain, 2006, no. 2006-GT-9033. 9 p.
13. Alexiou, A., Basibergen, E. H., Kogenhop, O., Mathioudakis, K., Arendsen, P. Capabilities for Gas Turbine Engine Performance Simulations, *Proc. of ASME TurboExpo 2007, May 14-17*, Montreal, Canada, 2007, no. 2007-GT-27086. 10 p.
14. Ezrohi, Yu. A. Matematicheskoe modelirovanie aviacionnykh GTD s povencovym opisaniem lopatochnykh mashin v sisteme dvigatelja [Mathematic simulation aviation GTE with blade-to-blade description]. *Aviacionnoe dvigatelestroenie – Aviation Engines*, 1995, no. 1, pp. 28-51.
15. Kurzke, J. A. About Simplification in Gas Turbine Performance Calculations, *Proc. of ASME TurboExpo 2007 May 14-17*, Montreal, Canada, 2007, no. 2007-GT-27620. 9 p.
16. Boyko, L. G., Karpenko, E. L. Razrabotka metoda rascheta harakteristik turboval'nogo dvigatelja s povencovym opisaniem mnogostupenchatogo oseвого kompressora [Turboshaft engine performances calculation method with taking into account blade to blade description multistage axial compressor]. *Vestnik dvigatelestroenija – Herald of aeroengine building*, 2007, no. 3, pp. 143-146.
17. Boyko, L. G., Karpenko, E. L. Vlijanie ugla ustanovki lopatok vhodnogo napravljajushhego apparata na jekspluacionnye harakteristiki gazoturbinnogo dvigatelja [Inlet guide vanes blades angle influence on gas turbine engine performances]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2008, no. 4 (51), pp. 43-50.
18. Boyko, L. G., Karpenko, E. L. Matematicheskaja model' gazoturbinnogo dvigatelja s povencovym opisaniem mnogo-stupenchatogo oseвого kompressora i ee prakticheskoe primenenie [Multistage axial compressor blade-to-blade describing in mathematic simulation gas turbine engine and its practice using]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2008, no. 6 (53), pp. 21-27.
19. Boyko, L. G., Kislov, O. V., Pizhankova, N. V. Metod rascheta termogazodinamicheskikh parametrov turboval'nogo GTD na osnove povencovogo opisanija lopatochnykh mashin. Chast 1. Osnovnye uravnenija [Thermodynamics parameters turboshaft GTE calculation method based on blade-to-blade description blade machine. Part 1. Main Equations]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2018, vol. 1(145), pp. 48-58.
20. Druzhinin, L. N., Morozova, N. V. Aproksimacija harakteristik kompressora analiticheskimi funkcijami dvuh peremennykh [Approximation of compressor characteristics by analytical functions of two variables]. *Trudy CIAM*, Moscow, CIAM Publ., 1975, no. 645. 5 p.
21. Gumerov, H. S., Magadeev, A. Ja., Gavrilo, A. S. Analiticheskij metod zadanija harakteristik kompressora [Analytical method compressor characteristic assignment]. *Izv. Vuzov. Aviac. Tehnika – Izvestija vuzov. Aviacionnaja tehnika*, 1974, no. 2, pp. 128-131.
22. Kovarcev, A. N. Predstavlenie v raschetah na JEVM oboshhennykh harakteristik kompressorov GTD s pomoshh'ju mnogomernogo parabolicheskogo splajna so svobodnymi granichnymi uslovijami [Representation in general computer calculations of the generalized characteristics of GTE compressors using a multidimensional parabolic spline with free boundary conditions]. *Proektirovanie i dovodka aviacionnykh gazoturbinnnykh dvigatelej – Aviation Gas Turbine Engine Design and Customization*, 1983, no. 24, pp. 25-31.
23. Grigor'ev, V. A., Kalabuhov, D. S., Rad'ko, V. M. Primenenie metodov nejrosetevoj approksimacii pri obobshhenii i predstavlenii lopatochnykh mashin aviacionnykh GTD [Network approximation technics using in generalisation and representation GTE performances]. *Izv. Vuzov Aviac. Tehnika – Aviation News*, 2015, no. 1, pp. 39-41.
24. Kurzke, J. A. Advanced User-friendly Gas Turbine Performance Calculation on a Personal Computer, *Proc. of ASME Int. Gas Turbine and Aircraft Congress, June 5-8*, Houston, Texas, USA. 1995, no. 95-GT-147. 8 p.
25. Kurzke, J. Correlations Hidden in Compressor Maps, *Proc. of ASME TurboExpo 2011 June 6-10*, Vancouver, British Columbia, Canada, 2011, no. 2011-GT-45519. 10 p.
26. Kurzke, J. A Physics Based Methodology for Building Accurate Gas Turbine Performance Models, *Proc. of ISABE Paper*, no. 2015-20220. 11 p.
27. Saravanamutto, H. J. H., Maclsaas, B. D. Thermodynamic Mode for Paperline Gas Turbine Diagnostics. *Trans of ASME Journal of Engineering for Power*, Oct. 1983, vol. 105, pp. 875-884.
28. Kong, C., Ki, J. Performance Simulation of Turboprop Engine for Basic Trainer, *Proc. of ASME TurboExpo 2001 June 4-7*, New Orleans, Louisiana, USA, 2001, no. 2001-GT-391. 10 p.

29. Kurzke, J. How to Get Component Maps for Aircraft Gas Turbine Performance Calculations, *Proc. of ASME Int. Gas Turbine and Aircraft Congress June 10-13*, Birmingham, UK, 1996, no. 96-GT-164. 9 p.
30. Gorjunov, A. I., Gorjunov, I. M. Modelirovanie raspredelennogo otbora i podvoda ohlazhdajushhego vozduha v GTD [Modeling dispersed bleeding and admission cooling air into GTE. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo ajerokosmicheskogo universiteta – Bulletin of the Samara State Aerospace University*, 2009, no. 3 (19), pp. 232-234.
31. Gorjunov, I. M., Gorjunov, A. I. Sozdanie matematicheskoj modeli GTD i JeU s uchetom neravnomernosti parametrov rabocheho tela, otbora I podvoda vozduha na ohlazhdenie [Mathematic simulation of GTE and EP creation with taking to account unevenness parameters working substance, air cooling bleeding and admission creation]. *Gazoturbinnye tehnologii – Gas Turbine Technologies*, 2011, no. 1, pp. 20-23.
32. Boyko, L., Dyomin, A. Numerical Study of Flows in Axial Compressors of Aircraft Gas-Turbine Engines. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*, 2018. vol. 4(94), pp. 40-49. DOI: 10.15587/1729-4061.2018.139445
33. Boyko, L. G., Barisheva, E. S., Dyomin, A. E., Fesenko, K. V. Kompleks metodov poverochnogo raschetaosevyh i centrobezhnyh kompressorov [Complex of Axial and centrifugal compressors calculation methods] *Trudy XV Mezhdunarodnoj nauchno-tehnicheskoy konferencii po kompressornoj tehnike. – Proc. of Int. Sci.-Techn. Compressor Conf., June 19-20 2011*, vol. 1, pp. 250-259.
34. Boyko, L. G., Ershov, V. N., Girich, G. A., Yanevich, V. N. Metod rascheta dvumernogo techenija v mnogostupenchatom osevom kompressore [Multistage axial compressor flow two-dimensional calculation method]. *Izv. Vuzov. Mashinostroenie*, 1989, no. 5, pp. 56-60.
35. Lieblein, S. Loss and Stall Analysis of Compressor Cascade. *Trans. of ASME*, 1959, no. 3, pp. 387-400.
36. Carter, A. D. The Calculation of Optimum Incidences for Aerofoils. *Aeronautical Research Council Current Papers*, 1964, no. 646, London, Her Majesty's Stationery Office Publ. 19 p.
37. Koh, S. S., Smith, L. H. Istochniki i velichiny poter' v osevyh kompressorah [Axial Compressors Sources and losses values]. *Jenergeticheskie mashiny i ustanovki – Energetic Machines and Plants*, 1976, no. 3, pp. 128-145.
38. Davis, W. R. A Computer Program for the Analysis and Design of the Flow in Turbomachinery. Part B – Loss and Deviation Correlations. *Report ME/A70-1. – Division of Aerothermodynamics*. Carleton University, July, 1970. 73 p.
39. Al-Daini, A. J. Loss and Deviation Model for a Compressor Blade Element. *Int. J. Heat and Fluid Flow*, 1986, vol. 7, no. 1, pp. 69–78.
40. Svjen, V. K. Prakticheskij metod rascheta harakteristik okolozvukovogo kompressora. [Transonic compressor performances calculation practice method]. *Jenergeticheskie mashiny i ustanovki – Energetic Machines and Plants*, 1961, vol. 83, no. 3, pp. 130-141.

Поступила в редакцию 04.01.2019, рассмотрена на редколлегии 14.02.2019

**МЕТОД РОЗРАХУНКУ ТЕРМОГАЗОДИНАМІЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ТУРБОВАЛЬНОГО
ГАЗОТУРБІННОГО ДВИГУНА НА ОСНОВІ ПОВІНЦЕВОГО ОПИСУ ЛОПАТКОВИХ МАШИН.
ЧАСТИНА II. ВИЗНАЧЕННЯ ПАРАМЕТРІВ СТУПЕНІВ
І БАГАТОСТУПЕНЕВИХ КОМПРЕСОРІВ**

Л. Г. Бойко, О. Є. Дьомін, Н. В. Піжанкова

У частині I даної статті були представлені основні положення методу розрахунку та система рівнянь, яка дозволяє визначити термогазодинамічні параметри газотурбінного двигуна (ГТД) у окремих перерізах за трактом двигуна та його інтегральні параметри з використанням методів повінцевого розрахунку багатоступеневих осьових лопаткових машин: компресора та турбіни. Ці розрахунки робляться за допомогою спеціальних модулів, що підключаються до програмного комплексу. У якості вихідних даних ці підпрограми використовують геометричні параметри проточної частини та решіток профілів на середньому радіусі. Метою частини II статті є представлення методу визначення параметрів і характеристик ступенів та багатоступеневих компресорів при розрахунку експлуатаційних характеристик ГТД. Запропонований метод розрахунку течії дозволяє в одновимірній постановці отримувати сумарні характеристики компресора з урахуванням відборів робочого тіла з міжвінцевих зазорів та перепуску. Окрім того метод надає можливість визначати термогазодинамічні параметри ступенів, трикутники швидкостей, кути натікання, коефіцієнти втрат, оцінювати їх відхилення від оптимальних значень, а також узгодженість роботи ступенів на різних режимах, визначати межу стійкої роботи, знаходити ступінь-ініціатор появи нестійких режимів та впливати на його параметри з метою підвищення запасів газодинамічної стійкості. Метод призначений для використання як у математичній моделі газотурбінного двигуна, що спирається на повінцевий опис багатоступеневих лопаткових машин, так і самостійно у процесі проектування. При визначенні характеристик ступенів і компресора можливий облік зміни кутів установки статорних лопаток у відповідності до прийнятого закону регулювання. Описа-

ний в даній роботі метод розрахунку багатоступеневого компресора є спрощеним варіантом методу розрахунку двомірної течії у компресорі, адаптований до розрахунку на середньому радіусі.

Ключеві слова: метод розрахунку течії у компресорі по середньомасовим параметрам; газодинамічні параметри ступеня; характеристика компресора; запас стійкості; коефіцієнт втрат; кут відставання.

**TURBOSHAFT ENGINE THERMOGASDYNAMIC PARAMETERS CALCULATION
METHOD BASED ON BLADE-TO BLADE DESCRIPTION OF TURBOMACHINES.
PART II. STAGE AND MULTISTAGE COMPRESSORS PARAMETERS DETERMINATION**

L. G. Boyko, A. E. Dyomin, N. V. Pizhankova

Gas Turbine Engine (GTE) operating characteristics such as thrust (or power), specific fuel consumption and other cycle parameters on different regimes, can be determined by engine modeling and applying correspondent calculation method. Its accuracy is the function of the engine's element maps definition precision. So these maps representations influence for engines investigation results significantly. Main points and equation system for engine performances calculation method were represented in Part I of this article. The method gives an opportunity for the flow path thermodynamical parameters and engine integral values analyzing by using multistage axial blade machines blade-to-blade descriptions. The compressor and gas turbine and parameters are getting by special program modules, adding to the engine operating characteristics investigation program complex. These modules use the flow path and cascade middle radius geometrical parameters as the data for calculation. The goal of this article is the representation of the method for axial stages and multistage compressors performances definition. The calculation technique is based on one-dimensional (1D) multistage axial compressor flow description. Proposed 1D flow analysis method allows to get the multistage axial compressor maps taking into account the blade-to-blade gaps flow bleeding and by-pass. The method including is founded on the thermal and gas dynamic equations and turbomachinery theoretical dependences and empirical functions for losses and deviation angles determination. Besides, the representing method allows to calculate gas dynamic parameters, velocity triangles, angles of attack, evaluate their deviations from optimal values, hydraulic losses. Also, it can show accordance of stages working on different regimes, find the stage, which is a reason for compressor instability, and stall margin. This method can be used in GTE mathematic simulation, founded on blade-to-blade description multistage blade machines or also in multistage compressor designing. The proposed method gives the opportunity to control the stator variable vanes stagger angles control and to analyze its influence for stage and multistage compressor gas dynamic parameters and maps.

Keywords: Mass averaged flow compressor parameters calculation method; stage gas dynamic parameters; compressor performance; stability margin; loss coefficient; deviation angle.

Бойко Людмила Георгиевна – д-р техн. наук, проф., заведуючий кафедрою теорії авіаційних двигателів, Національний аерокосмічний університет ім. Н. Е. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Демин Александр Евгеньевич – ст. науч. сотр. кафедри теорії авіаційних двигателів, Національний аерокосмічний університет ім. Н. Е. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Пижанкова Наталия Владимировна – ассистент кафедри теорії авіаційних двигателів, Національний аерокосмічний університет ім. Н. Е. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Boyko Ljudmila 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.

Dyomin Aleksandr Evgenyevich – senior research scientist of the Aviation Engines Theory chair, National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute", Kharkov, Ukraine, e-mail: o.dyomin@khai.edu. Orcid Author ID: 0000-0002-7958-1623.

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.