

УДК 621.452.3.037.01

Л. Г. БОЙКО, О. В. КИСЛОВ, Н. В. ПИЖАНКОВА

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

МЕТОД РАСЧЕТА ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ТУРБОВАЛЬНОГО ГТД НА ОСНОВЕ ПОВЕНЦОВОГО ОПИСАНИЯ ЛОПАТОЧНЫХ МАШИН. ЧАСТЬ 1. ОСНОВНЫЕ УРАВНЕНИЯ

В статье представлен метод расчета термогазодинамических параметров и эксплуатационных характеристик газотурбинного двигателя, опирающийся на математическую модель 2-го уровня сложности. В основу метода положено повенцовое описание лопаточных машин (многоступенчатого осевого компрессора и многоступенчатой охлаждаемой газовой турбины), что позволяет учесть геометрические параметры лопаточных венцов и проточной части и влияние их изменения в процессе проектирования и доводки газотурбинного двигателя. Статья содержит основные положения метода расчета, блок-схему, систему уравнений, позволяющую согласовать работу узлов двигателя в широком диапазоне стационарных режимов. Данная статья является первой в предполагаемой серии статей, посвященных данной проблеме.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, термогазодинамические процессы, повенцовое описание геометрии и параметров лопаточных машин, основные предположения, система уравнений.

Введение

Методы расчета термогазодинамических параметров и соответствующие им математические модели газотурбинных двигателей (ГТД) находят практическое применение при решении широкого круга задач: от «завязки» двигателя и согласования совместной работы узлов на «расчетном» режиме при проектировании до определения путем поверочных расчетов эксплуатационных характеристик двигателя и использования их при доводке, испытаниях, разработке и совершенствовании систем регулирования и др.

Работы по созданию методов расчета термогазодинамических параметров и моделей газотурбинных двигателей велись и ведутся в настоящее время в авиадвигателестроительных конструкторских бюро, научно-исследовательских институтах, высших учебных заведениях. Среди наиболее известных работ отметим работы ЦИАМ им. П. И. Баранова, [1], Казанского Национального исследовательского технического университета им. А. Н. Туполева – КАИ [2], Уфимского государственного авиационно-технического университета [3], Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С. П. Королева (Национальный исследовательский университет) [4], ГП Ивченко “Прогресс”, г. Запорожье [5], ОКБ им. А. М. Люльки” [6], Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», а также других организаций. Результатами этих работ стали известные пакеты программ, позволяющие строить математические модели (ММ) и другие.

Среди работ авторов дальнего зарубежья наибольшее распространение получили следующие программные продукты: GasTurb, Германия [7], предназначенный для расчета термогазодинамических характеристик воздушно-реактивных двигателей, GSP (Gasturbine Simulation program), Нидерланды [8], обеспечивающий синтез схем двигателей, анализ параметров на «расчетном» режиме, определение высотно-скоростных, дроссельных и других характеристик, оптимизацию программ регулирования. Аналогичное назначение имеет комплекс NPSS (Numerical Propulsion System Simulation) [9, 10], разработанный консорциумом двигательных фирм США и NASA.

Упомянутые выше программные комплексы преследуют решение двух задач. Первая задача – определение параметров исследуемого ГТД в «расчетной» точке, которая в настоящее время рассматривается как многодисциплинарная и предполагает учет термогазодинамических, прочностных, технологических, а иногда и экономических аспектов. Вторая, базирующаяся на решении задачи «расчетного» режима, предназначена для определения различного вида эксплуатационных характеристик в зависимости от назначения ГТД как на стационарных, так и переходных режимах. Круг практических вопросов двигателестроительной отрасли, решаемых с помощью таких пакетов программ, чрезвычайно широк.

В ставших классическими в данной области работах [1, 11] предложено присвоить математическим моделям ГТД различные уровни сложности в зависимости от детализации описания физических процессов: от простейших 0-го уровня, когда двигатель в целом рассматривают как «черный ящик», до моделей более высокого уровня. В частности, 1-й уровень имеют модели, при построении которых составляющие двигатель узлы описаны как «черные ящики», их параметры определяются с использованием характеристик, заданных без проникновения в суть протекающих в данном узле процессов, например, таблично. Такие модели играют важную роль в практике проектных организаций. Их часто называют поузловыми моделями, однако при их использовании возникает ряд ограничений, связанных с получением характеристик узлов.

Если основные узлы исследуемого двигателя или его прототипа подвергались опытному исследованию, и получены их характеристики, то и в этом случае возникает ряд проблем, связанных с использованием или созданием методов их аппроксимации, «сглаживания» и т.д. В качестве примера приведем работы [12, 13]. Задача усложняется, если опытные характеристики отсутствуют. В этом случае могут быть использованы некие обобщенные зависимости, описывающие значения степени повышения давления и КПД в зависимости от расхода воздуха и частоты вращения, приведенных к стандартным атмосферным условиям на входе:

$$\pi_k^* = f(G_{впр}, n_{пр}), \quad \eta_k^* = f(G_{впр}, n_{пр}),$$

для компрессора, а для турбины расходного параметра, определяемого по условиям на входе,

$$A_\Gamma = G_\Gamma \frac{\sqrt{T_\Gamma^*}}{P_\Gamma^*},$$

и КПД в зависимости от степени понижения давления и приведенной окружной скорости λ_u .

$$A_\Gamma = f(\pi_\Gamma^*, \lambda_u), \quad \eta_{\Gamma S}^* = f(\pi_\Gamma^*, \lambda_u).$$

Анализ согласования характеристик, полученных на основе использования обобщенных зависимостей и результатов экспериментальных исследований конкретного узла показывает, что оно далеко не всегда является удовлетворительным.

Другой подход, применяемый автором широко распространенного в Европе пакета программ Gas-Turb, состоит в масштабировании эксперименталь-

ных характеристик компрессоров и турбин, имеющих в библиотеке [14]. Однако, это также далеко не всегда позволяет получить характеристики лопаточных машин с достаточной точностью и становится совсем сложным при необходимости учета влияния различных механизмов регулирования: изменения угла установки статорных лопаток компрессора и турбины, перепуска и отбора рабочего тела из проточной части промежуточных ступеней компрессора, а не за узлом в целом, что свойственно моделям 1-го уровня, подвода воздуха из системы охлаждения в межлопаточные каналы турбинных ступеней и т.д.

Вполне понятно, что от точности описания термогазодинамических процессов в узлах ГТД, и в частности, в лопаточных машинах, существенно зависят результаты расчета характеристик двигателя.

Таким образом, учитывая сказанное выше, целесообразным является уточнение описания физических процессов в узлах двигателя, переход на математические модели ГТД более высокого уровня.

Целью данной статьи является описание нового метода расчета термогазодинамических параметров и эксплуатационных характеристик газотурбинных двигателей, опирающегося на математическую модель 2-го уровня сложности, в основу которого положено повенцовое описание рабочих процессов в многоступенчатых лопаточных машинах.

1. Постановка задачи. Основные положения метода расчета

Основой предлагаемого метода расчета является математическая модель 2-го уровня сложности, опирающаяся на повенцовое описание рабочих процессов в проточной части лопаточных машин (компрессора и турбины) на стационарных режимах работы.

Параметры лопаточных машин: многоступенчатого осевого компрессора и многоступенчатой осевой охлаждаемой турбины определяются на всех исследуемых режимах с использованием повенцового расчета. В качестве исходных данных, кроме традиционно используемых в поузловых моделях, задаются значения геометрических параметров проточной части и лопаточных венцов на среднем радиусе. Параметры потока в сечениях между венцами находятся с помощью системы уравнений газовой динамики и основных соотношений теории лопаточных машин в одномерной постановке. Для учета проявления вязких эффектов применяются обобщенные полуэмпирические зависимости.

Режимы работы турбомашин и других узлов в системе ГТД определяются на основании решения

системы уравнений, описывающих условия их совместной работы.

Для высокотемпературных газотурбинных двигателей характерно наличие охлаждения лопаток турбины и горячих элементов конструкции. При этом воздух, отбираемый из проточной части компрессора для использования в системе охлаждения, частично возвращается в газодинамический тракт турбины. С помощью предлагаемого метода расчета может быть учтено влияние расхода и термодинамических параметров воздуха, отбираемого из проточной части компрессора как за отдельными венцами (так называемого распределенного отбора), так и за узлом в целом, на эксплуатационные характеристики двигателя на исследуемых режимах.

Кроме того, метод позволяет определить влияние регулирования угла установки поворотных статорных лопаток компрессора и турбины на интегральные характеристики ГТД.

В качестве примера рассмотрено формирование системы уравнений, позволяющих рассчитать термогазодинамические параметры турбовального ГТД.

Схематическое изображение двухкаскадного газогенератора турбовального газотурбинного двигателя, используемое при описании метода расчета, представлено на рис. 1. На схеме показано наличие отборов рабочего тела из проточной части не только за каскадами компрессора, но и в межвенцовых зазорах за промежуточными ступенями. Возможность учета отбора воздуха из проточной части компрессора оказывает весьма существенное влияние на точность получаемых результатов. Аналогично влиянию отбора в методе расчета определяется и проявление перепуска воздуха из проточной части

на пониженных частотах вращения. На схеме также показан подвод воздуха в межлопаточные каналы турбины.

Современные высокотемпературные турбины авиационных ГТД достаточно часто работают на режимах "запирания" межлопаточных каналов. Поэтому при расчете параметров двигателя необходимо иметь возможность определять параметры ступеней турбины на таких режимах, а также учитывать влияние термодинамических параметров, способа и места подвода охлаждающего воздуха в проточную часть.

Обязательным является определение критических значений перепада давления в лопаточных венцах турбины, учет влияния эффекта "запирания" межлопаточных каналов на режимы совместной работы ступеней в многоступенчатой машине.

На рис. 2 укрупненно представлена схема построения метода расчета интегральных параметров газотурбинного двигателя, основанного на повенцовом описании лопаточных машин, используемого для определения эксплуатационных характеристик, позволяющих получить значения мощности двигателя, удельного расхода топлива, КП, запасов устойчивости и др. в широком диапазоне стационарных режимов. Отправной точкой является "расчетный" режим, которому соответствует совокупность термогазодинамических параметров рабочего процесса в основных элементах конструкции ГТД.

Согласование режимов работы узлов двигателя на "расчетной" точке осуществляется в соответствующем блоке алгоритма расчета. Для определения значений термогазодинамических параметров основных узлов используются их модели. О них более подробно будет сказано ниже.

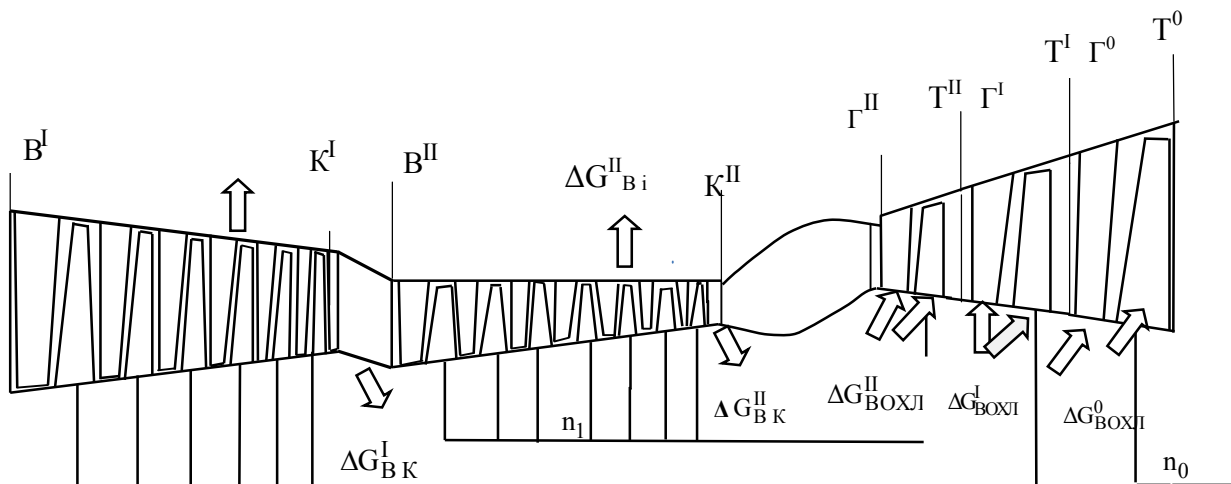


Рис. 1. Схематическое изображение турбовального газотурбинного двигателя

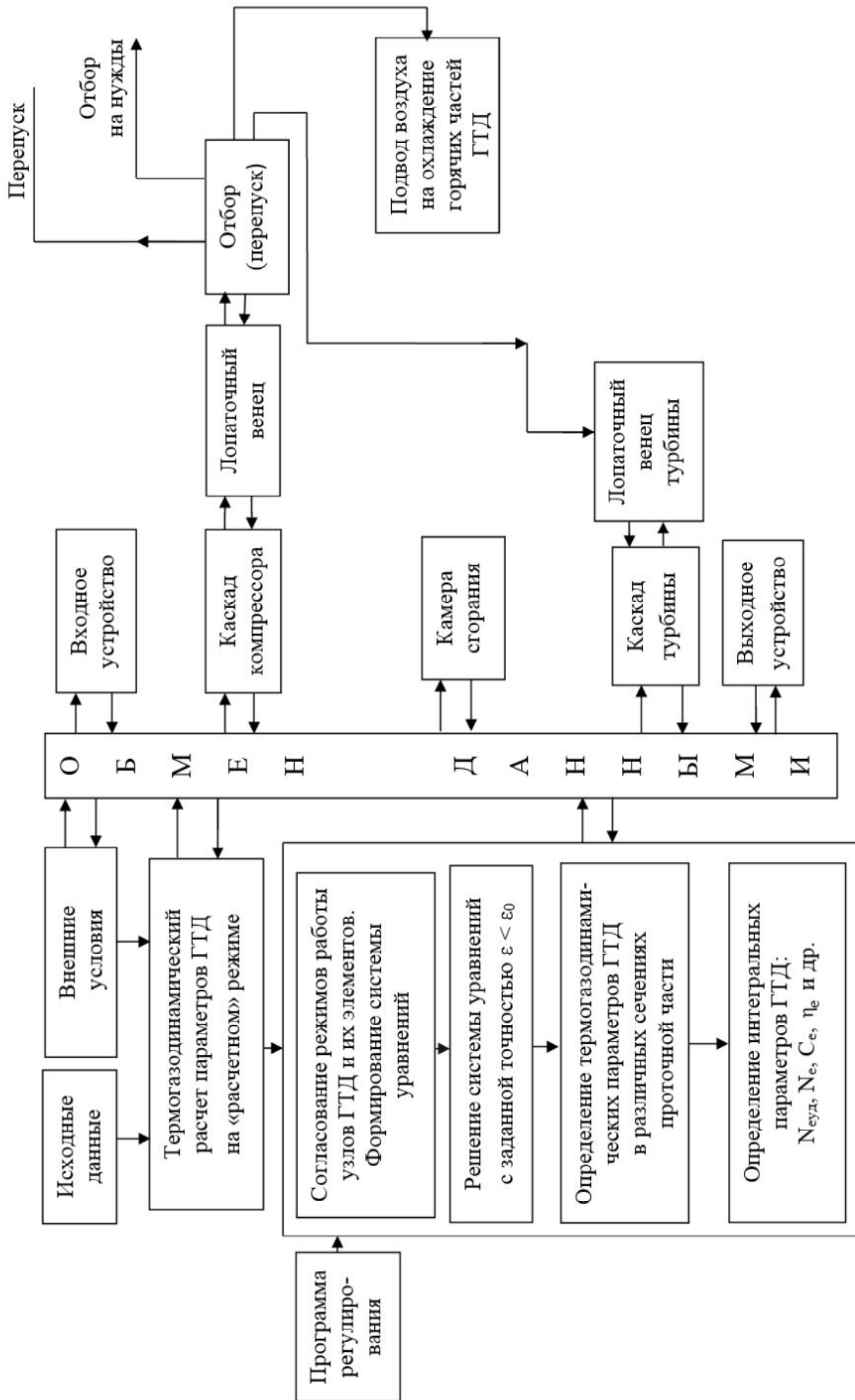


Рис. 2. Структурная схема метода расчета термогазодинамических параметров ГТД

Использование модульного принципа при построении метода расчета ГТД позволяет описывать происходящие в основных узлах процессы с необходимой степенью детализации и по мере накопления необходимой информации повышать точность применяемых моделей. Так, в настоящее время в предложенном методе расчета модели компрессора и турбины имеют второй порядок сложности, а модели входного и выходного устройств, камеры сгорания – первый.

Основным структурным элементом моделей компрессора и турбины является лопаточный венец. Определение термогазодинамических параметров лопаточных венцов, а также узлов в целом осуществляется с помощью специальных методик.

Поступенчатая или повенцовая дискретизация многоступенчатых лопаточных машин позволяет более правильно учесть влияние перепуска воздуха или его отбора для охлаждения горячих элементов конструкции основных узлов, наддува соответствующих полостей и нужды установки в целом. Часть отобранного из компрессора воздуха после использования в системе охлаждения возвращается в проточную часть двигателя и, в частности, в межлопаточные каналы и осевые зазоры ступеней турбины. Предлагаемый метод позволяет учесть место расположения подвода воздуха в проточную часть: до "горловины" канала или после нее и его влияние на параметры рабочего процесса в турбине и ГТД в целом. Это тем более важно, что большинство авиационных турбин работает на режимах "запирания" или близких к ним.

В соответствии с принятой последовательностью расчета построена система уравнений, описывающих совместную работу узлов ГТД. Решение системы уравнений на заданном режиме работы двигателя выполняется численным методом с использованием последовательных приближений. Если принятая точность решения ε_0 не достигнута, то, как показано на рис 2, выполняется следующее приближение.

После достижения сходимости решения фиксируются термогазодинамические параметры всех узлов ГТД в различных сечениях проточной части на данном режиме. В частности, это параметры, характеризующие особенности работы лопаточных венцов компрессора и турбины, информация об условиях их обтекания: углах потока, степени повышения давления, КПД и запасах газодинамической устойчивости, ΔK , всех ступеней компрессора, а также параметры ступеней турбины, характеризующие пропускную способность, углы потока, степень понижения давления, КПД и др.

Полученные значения термогазодинамических параметров отдельных узлов на совместных режи-

мах работы позволяют определить интегральные параметры: мощность, удельный расход топлива и КПД двигателя в целом, запасы устойчивости при заданных условиях на входе и программе регулирования. Это позволяет определять эксплуатационные характеристики ГТД. Ниже укрупненно представлена основная система уравнений, описывающих совместную работу узлов ГТД и составляющих их элементов.

2. Система уравнений совместной работы узлов и элементов ГТД

При записи системы уравнений в соответствии со схематическим представлением газотурбинного турбовального ГТД на рис. 1 введем следующие индексацию и обозначения: каскад низкого давления компрессора и турбины (КНД и ТНД) – верхний индекс I, каскад высокого давления (КВД и ТВД) – верхний индекс II; силовая турбина (ТС) – верхний индекс 0. Количество ступеней в компрессоре и турбине низкого давления составляет Z_K^I и Z_T^I , в каскаде высокого давления, соответственно, Z_K^{II} и Z_T^{II} , количество ступеней в турбине силовой Z_T^0 . Сечения на входе и выходе из каскада компрессора обозначены В и К, сечения на входе и выходе из турбины – Г и Т.

На установившихся режимах работы ГТД определение значений параметров рабочего тела в характерных сечениях проточной части производится с помощью решения системы уравнений, отражающих условия совместной работы узлов двигателя при заданной программе регулирования и внешних условиях на заданном режиме работы. Система включает в себя уравнения баланса расходов рабочего тела через основные узлы и элементы проточной части, уравнения баланса мощностей соответствующих ступеней, объединенных в каскады, программу регулирования. Приведенные ниже уравнения (1...3) соответствуют разработанному ранее методу расчета [15...17], описывающему стационарные процессы в ГТД на основе повенцового моделирования многоступенчатого компрессора.

Баланс расходов воздуха через лопаточные венцы компрессора низкого или высокого давления с учетом отбора или перепуска рабочего тела из проточной части может быть представлен в виде:

$$G_{B_{i+1}}^j = G_{B_i}^j - \Delta G_{B_i}^j, i=1,2,\dots,Z_K^j-1, j=I,II, \quad (1)$$

где i - номер ступени, j - номер каскада,

$G_{B_i}^j, G_{B_{i+1}}^j$ – расход воздуха на входе в i -ю и $(i+1)$ -ю ступень (лопаточный венец) j -го каскада,

ΔG_B^j – расход воздуха, отбираемого (перепускаемого) из i -й ступени.

Баланс расходов воздуха между каскадами низкого и высокого давления компрессора:

$$G_{B1}^{\text{II}} = G_{Bz_k}^{\text{I}} - \Delta G_B^{\text{I}}, \quad (2)$$

где ΔG_B^{I} – расход отбираемого воздуха за КНД.

Баланс расходов рабочего тела через сечение на выходе из компрессора и на входе в турбину высокого давления запишем следующим образом:

$$G_{ГСА1}^{\text{II}} = G_{Bz_k}^{\text{II}} - \Delta G_B^{\text{II}} + G_T + \Delta G_{B_{\text{охл}}СА1ДГ}^{\text{II}}, \quad (3)$$

где $G_{ГСА1}^{\text{II}}$ – расход рабочего тела в "горловине" СА 1-й ступени ТВД,

ΔG_B^{II} – расход воздуха, отбираемого за КВД,

G_T – расход топлива в камере сгорания,

$\Delta G_{B_{\text{охл}}СА1ДГ}^{\text{II}}$ – расход воздуха, подводимого в проточную часть соплового аппарата (СА) 1-й ступени ТВД до "горловины".

Схематическое изображение ступени турбины приведено на рис 3. Пунктирные линии отображают положение минимального проходного сечения («горловины»). Стрелки отмечают потоки подводимого в проточную часть воздуха.

Расход рабочего тела в «горловине» рабочего колеса (РК) i -й ступени j -го каскада турбины определяется как

$$G_{ГРКi}^j = G_{ГСАi}^j + \Delta G_{B_{\text{охл}}САiПГ}^j + \Delta G_{B_{\text{охл}}РКiДГ}^j, \quad (4)$$

$i=1,2,\dots,z_T^j, j=\text{II,I,0},$

где $G_{ГСАi}^j$ – расход рабочего тела в "горловине" СА i -й ступени, j -того каскада турбины,

$\Delta G_{B_{\text{охл}}САiПГ}^j$ – расход воздуха, подведенного в СА i -й ступени после "горловины" воздуха, с учетом утечек,

$\Delta G_{B_{\text{охл}}РКiДГ}^j$ – расход воздуха, поступающего в РК i -й ступени до "горловины", индексы «ДГ» и «ПГ» отмечают расходы воздуха, поступающего в лопаточный венец до и после его «горловины». Переходя от РК i -й ступени к СА $(i+1)$ -й ступени расход через его "горловину" в каждом из рассматриваемых венцов запишем как

$$G_{ГСАi+1}^j = G_{ГРKi}^j + \Delta G_{B_{\text{охл}}РKiПГ}^j + \Delta G_{B_{\text{охл}}САi+1ДГ}^j, \quad (5)$$

$i=1,2,\dots,z_k^j-1, j=\text{II,I,0}.$

Для определения расхода рабочего тела на входе в рабочее колесо $(i+1)$ ступени используется уравнение (4). Уравнения (4) и (5), записанные для расходов в РК и СА, в совокупности дают возможность получить расход на выходе из ступени.

Кроме того, эти уравнения, определяющие расход в «горловинах» межлопаточных каналов СА и РК, имеют самостоятельное значение при расчете параметров турбины и более точного определения режимов записания лопаточных венцов.

Баланс расходов через минимальные проходные сечения («горловины») СА 1-й ступени турбины низкого давления и РК последней ступени каскада высокого давления, а также СА 1-й ступени силовой

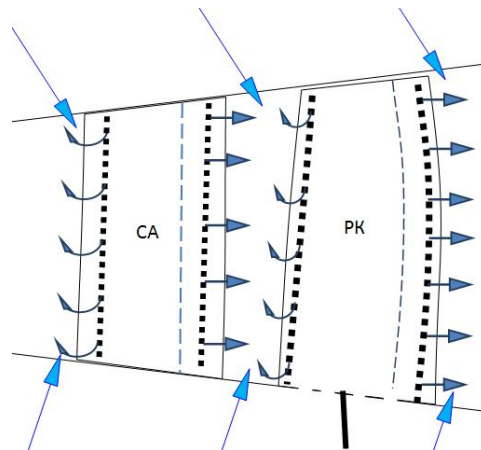


Рис. 3. Схематическое изображение ступени турбины с подводом охлаждающего воздуха в проточную часть

турбины и РК последней ступени ТНД представлен как

$$G_{ГСА1}^{j-1} = G_{ГРКz_T}^j + \Delta G_{ВохлРКz_T}^j + \Delta G_{ВохлСА1ДГ}^{j-1}, \quad j=II, I, \quad (6)$$

где $\Delta G_{ВохлРКz_T}^j$ – расход охлаждающего воздуха, подведенного в РК последней ступени j-го каскада турбины после "горловины" с учетом утечек,

$\Delta G_{ВохлСА1ДГ}^{j-1}$ – расход воздуха, подведенного в СА первой ступени (j-1) каскада до "горловины".

Баланс расходов через свободную турбину и выходное устройство имеет вид:

$$G_{Вых.у} = G_{ГРКz_T}^0 + \Delta G_{ВохлРКz_T}^0 + \Delta G_{ВохлВых.у}, \quad (7)$$

где $\Delta G_{ВохлРКz_T}^0$ и $\Delta G_{ВохлВых.у}$ – расходы воздуха, подводимого в тракт ГТД за рабочим колесом последней ступени силовой турбины после "горловины" и в выходном устройстве.

Во всех элементах проточной части турбины, где осуществляется подвод воздуха из системы охлаждения, учитывается его температура T^* и определяются уточненные значения энтальпии смеси газа и воздуха в соответствии с значениями отношения расходов $\frac{G_{Вохл}}{G_{Г}}$.

Уравнения баланса мощностей для каждого из роторов высокого и низкого давления с учетом отборов и подводов воздуха из системы охлаждения в проточную часть запишем как

$$\sum_{i=1}^{z_k^j} N_{iК}^j + i_{BZK}^{*j} \Delta G_B^j + \Delta N_{ВСП}^j = \frac{1}{\eta_m^j} \sum_{i=1}^{z_T^j} N_{iT}^j, \quad (8)$$

$j=I, II$

где $N_{iК}^j = G_{Bi}^j (i_{B2i}^{*j} - i_{B1i}^{*j}) + \Delta G_{B1B2i}^j$ - мощность i-й ступени j-го каскада компрессора с учетом затрат энергии на сжатие перепускаемого или отбираемого воздуха,

$\Delta N_{ВСП}$ -затраты мощности на привод вспомогательных агрегатов,

i_{B1i}^*, i_{B2i}^* -энтальпии воздуха на входе и выходе из рабочего колеса i-той ступени, посчитанные по заторможенным параметрам,

η_m^j -механический КПД j-го каскада,

N_{iT}^j - мощность i-й ступени турбины j-го каскада, определяемая как

$$N_{iT}^j = G_{Gi}^j (i_{G1i}^{*j} - i_{G2i}^{*j}) + \sum_{m=1}^{M_1} \Delta G_{ВimСАПГ} i_{ВimСАПГ}^* + \sum_{l=1}^{L_1} \Delta G_{ВilРКДГ} i_{ВilРКДГ}^*, \quad j=I, II, \quad (9)$$

$i_{G1i}^{*j}, i_{G2i}^{*j}$ -энтальпии продуктов сгорания на входе и выходе из рабочего колеса i-й ступени турбины,

G_{Gi}^j -расход рабочего тела в "горловине" СА i-й ступени,

$\Delta G_{ВimСАПГ}, \Delta G_{ВilРКДГ}$ - расходы воздуха, подводимого из разных ступеней компрессора в i-ю ступень турбины после "горла" СА и до "горла" РК,

M_1, L_1 -число источников отбора из компрессора на охлаждение СА и РК i-той ступени турбины соответственно,

$i_{ВimСАПГ}^*, i_{ВilРКДГ}^*$ -энтальпии воздуха, отобранного из различных ступеней компрессора и подведенного из системы охлаждения в проточную часть турбины.

Значения расхода и энтальпии рабочего тела в горловине СА $G_{Г}, i_{Г}^*$ первой ступени ТВД определяются с учетом параметров подводимого в проточную часть воздуха из системы охлаждения в СА до "горловины". При определении этих же параметров для смеси воздуха и продуктов сгорания в первой ступени ТНД учитывается подвод воздуха на охлаждение РК последней ступени ТВД за "горловиной" и СА первой ступени до "горловины" межлопаточного канала. Аналогично находятся параметры потока на входе в первую ступень силовой турбины:

$$G_{ГСА}^{j-1} = G_{ГРКz_T}^j + \Delta G_{ВохлСА1ДГ}^{j-1}, \quad j=II, I. \quad (10)$$

В процессе отвода тепла при охлаждении лопаток турбины энтальпия воздуха, отобранного в компрессоре (l-го для СА и m-того для РК источника) увеличивается

$$i_{ВlСА}^{*j} = i_{Вl}^* + \Delta i_{Вl}^*,$$

$$i_{ВmРК}^{*j} = i_{Вm}^* + \Delta i_{Вm}^*,$$

где $\Delta i_{B1}^*, \Delta i_{Bm}^*$ - приращение энтальпии при теплообмене с материалом лопаток ступени турбины.

Мощность силовой турбины при отсутствии охлаждения определяется как

$$N_T^0 = \sum_{i=0}^{Z_T^0} N_i, \quad (11)$$

а при его наличии с помощью зависимости (9). Для реализации уравнения (11) в турбовальном двигателе необходимо иметь модель потребителя, отражающую закон изменения его мощности, что дополнительно усложняет решаемую задачу. Поэтому в данном варианте математической модели при определении мощности силовой турбины считаем заданной частоту вращения ее ротора n^0 .

Представленная выше система уравнений дополняется уравнением, отражающим закон регулирования двигателя. Так как регулирующий фактор в турбовальном ГТД – один, а именно расход топлива G_T , то ему должен соответствовать один регулируемый параметр.

В качестве регулируемого параметра принимают частоты вращения одного из валов газогенератора:

$$n^{\Pi} = n_{\text{зад}}^{\Pi}$$

или связанную с ней температуру газа перед ТВД:

$$T_{\Gamma}^{*\Pi} < T_{\Gamma\text{зад}}^{*\Pi}$$

При этом должны соблюдаться ограничения этих параметров в соответствии с допустимыми значениями:

$$T_{\Gamma}^{*\Pi} < T_{\Gamma\text{max}}^{*\Pi}, \quad n^{\Pi} < n_{\text{max}}^{\Pi}, \quad \text{а кроме того} \quad n^I < n_{\text{max}}^I.$$

Неизвестные значения энтальпий для всех ступеней $i_{B2i}^{*j}, i_{B1i}^{*j}$ ($j=II, I$) и $i_{\Gamma2i}^{*j}, i_{\Gamma1i}^{*j}$ ($j=II, I, 0$), другие газодинамические параметры ступеней компрессора и турбины, позволяющие найти значения степеней повышения и понижения давления π_i^{*j} , а также КПД в соответствующих ступенях, определяются с использованием методов расчета турбомашин, которые будут представлены в последующих частях данной статьи.

В связи с возможным наличием режимов записания и появления вертикальных ветвей характеристики при расчете параметров компрессора анало-

гично ряду работ используется величина $x_i^j = \frac{\pi_i^{*j}}{G_{\Gamma i}^j}$ или, что более удобно, $X = \pi_i^* / q(\lambda_{Bi})$, яв-

ляющаяся тангенсом угла наклона прямой, определяющей режим работы компрессора на его характеристике при данной частоте вращения.

Таким образом, для определения параметров турбовального двухкаскадного ГТД с помощью представленной выше системы уравнений неизвестными величинами для каждого каскада являются:

- для компрессора: $X_{i, n}^j$,

- для турбины: $G_{\Gamma i}^j$, а также расход топлива

G_T , общее число которых составляет $2Z_K + 2Z_T + 3$, что соответствует числу приведенных уравнений.

Заключение

В статье предложен метод расчета параметров и эксплуатационных характеристик ГТД. В качестве примера выбран турбовальный двигатель с двухкаскадным газогенератором. В основу положена математическая модель 2-го уровня сложности, особенностью которой является повенцовое описание термогазодинамических процессов в лопаточных машинах. Данный метод позволяет повысить качество отображения физических процессов в основных узлах, учесть законы регулирования ГТД, влияние поворота статорных лопаток в зависимости от режима работы, распределенный перепуск и отборы рабочего тела из промежуточных ступеней компрессора, а также подвод воздуха из системы охлаждения в межлопаточные каналы и зазоры в турбине. В статье представлены основные предположения, система уравнений, а также структурная схема алгоритма расчета.

Литература

1. Дружинин, Л. Н. Математическое моделирование ГТД на современных ЭВМ при исследовании параметров и характеристик авиационных двигателей [Текст] / Л. Н. Дружинин // Труды ЦИАМ. – М. : ЦИАМ, 1979. – Вып. 832. – 45 с.
2. 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.
3. Ахмедзянов, Д. А. Термогазодинамический анализ рабочих процессов ГТД в компьютерной среде DVI Gwp [Текст] / Д. А. Ахмедзянов, И. А. Кривошеев. – Уфа : УГАТУ, 2003. – 162 с.

4. Кулагин, В. В. Теория, расчёт и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. [Текст] / В. В. Кулагин. – М. : Машиностроение, 2005. – 464 с.

5. Хусточка, А. Н. Идентификация математической модели двигателя АИ-25ТЛ при его модернизации [Текст] / А. Н. Хусточка // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – № 8(16). – С. 151-154.

6. Опыт использования программ UNI MM 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.

7. Kurzke, J. A. Physics Based Methodology for Building Accurate Gas Turbine Performance Models [Text] / J. A. Kurzke // *Proc. International Society of Air Breathing Engines - 2015, October 25-30, 2015*. – Cincinnati, USA, 2015. – No. 2015-20220. – 11 p.

8. Visser, W. P. GSP, A Generic Object-Oriented Gas Turbine Simulation Environment [Text] / W. P. Visser, M. J. Broomhead // *Proc. of ASME Turbo Expo 2000, 8–11 May 2000, Munich, Germany, 2000*. – No. GT2000-0002. – 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 Turbo Expo-2010, June 14–18, 2010*. – Glasgow, UK, 2010. – No Paper GT2010-22350. – 5 p.

11. Тунаков, А. П. Методы оптимизации при доводке и проектировании газотурбинных двигателей [Текст] / А. П. Тунаков. – М. : Машиностроение, 1979. – 186 с.

12. Аппроксимация характеристик компрессора двухпараметрическими полиномами и применение их в математических моделях ГТД [Текст] / Х. С. Гумеров, А. С. Гаврилов, А. Я. Магадеев, Р. Ш. Магадеева, Н. Б. Мустакимова // *Некоторые вопросы расчета и экспериментального исследования высотных скоростных характеристик ГТД*. – М. : ЦИАМ, 1979. – № 839, вып. 6. – С. 183-192.

13. Григорьев, В. А. Применение методов нейросетевой аппроксимации при обобщении и представлении лопаточных машин авиационных ГТД [Текст] / В. А. Григорьев, Д. С. Калабухов, В. М. Радько // *Изв. вузов Авиат. Техника*. – 2015. – № 1 – С. 39-41.

14. Kurzke, J. Correlations Hidden in compressor maps [Text] / J. Kurzke // *Proc. Of ASME Turbo Expo 2011, June 14-18, 2011*. – Vancouver, Canada, 2011. – No. GT 2011-45519. – 10 p.

15. Бойко, Л. Г. Разработка метода расчета характеристик турбовального двигателя с поенцовым описанием многоступенчатого осевого компрессора [Текст] / Л. Г. Бойко, Е. Л. Карпенко //

Вестник двигателестроения. – 2007. – № 3. – С. 143-146.

16. 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(51). – С. 43-50.

17. Бойко, Л. Г. Математическая модель газотурбинного двигателя с поенцовым описанием многоступенчатого осевого компрессора и ее практическое применение [Текст] / Л. Г. Бойко, Е. Л. Карпенко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 6(53). – С. 71-77.

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 – Proceedings CIAM, Moscow, CIAM Publ.*, 1979, vol. 832. 45 p.

2. 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. Trudy Nauchn.-prakt. konf. Kazanskogo gosudarstvennogo tehničeskogo un-ta. Kazan, 14-17 avgusta 2002 – Aerospace Technologies and Equipment: Sat. scientific-practical. Conf. Kazan state technical university. Kazan, August 14-17, 2002*, pp. 190-196.

3. Ahmedzjanov, D. A., Krivosheev, I. A. Termogazodinamicheskiy analiz rabochih processov GTD v komp'juternoj srede DVIGwp [GTE working processes thermogasdynamics analysis in computing program DVIGwp]. Ufa, UGATU Publ., 2003. 162 p.

4. Kulagin, V. V. Teorija, raschjot i proektirovanie aviacionnyh dvigatelej i jenergetičeskijh ustanovok [Aviation engines and powerplants theory, calculation, design]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2005. 464 p.

5. Hustochka, A. N. Identifikacija matematicheskoj modeli dvigatelja AI-25TL pri ego modernizacii [Mathematic simulation engine AI-225-TL identification for its modernization]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologia – Aerospace technic and technology*, 2004, no. 8(16), pp. 151-154.

6. Marchukov, E. V., Leshhenko, A., Vovk, M. Ju., Iljushin, M. N. Opyt ispol'zovanija programm UNI MM dlja vypolnenija termodinamicheskih 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.

7. Kurzke, J. A. Physics Based Methodology for Building Accurate Gas Turbine Performance Models. *Proc. International Society of Air Breathing Engines Cincinnati*, October 25-30, 2015, No-2015-20220. 11 p.
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, ASME Paper No. GT2000-0002. 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*, Glasgow, UK, June 14-18, 2010, ASME Paper No GT2010-22350. 5 p.
11. Tunakov, A. P. *Metody optimizacii pri dovodke i proektirovanii gazoturbinyh dvigatelej* [Optimisation methods in gas turbine engines development and design]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1979. 186 p.
12. Gumerov, H. S., Gavrilov, A. S., Magadeev, A. Ja., Magadeeva, R. Sh., Mustakimova, N. B. Approximacija karakteristik kompressora dvuhparametricheskimi polinomami i primenenie ih v matematicheskikh modeljah GTD [Compressor performances two-parameters polynomials approximation and their using in mathematic models]. *Nekotorye voprosy rascheta i jeksperimental'nogo issledovanija vysotno-skorostnyh harakteristik GTD - Some questions of calculation and experimental research of altitude-speed characteristics of gas turbine engine*, Moscow, CIAM Publ., 1979, no. 839, iss. 6, pp. 183-192.
13. Grigor'ev, V. A., Kalabuhov, D. S., Rad'ko, V. M. Primenenie metodov nejrosetevoj approksimacii pri obobshhenii i predstavlenii lopatochnyh mashin aviacionnyh GTD [Network approximation technics using in generalisation and representation aviation engines blade machines]. *Izv. vuzov Aviac. Tehnika – Aviation News*, 2015, no. 1, pp. 39-41.
14. Kurzke, J. Correlations Hidden in compressor maps. *Proc ASME Turbo Expo 2011*, Vancouver, British Columbia, Canada, June 14-18, 2011, No GT2011-45519. 10 p.
15. Boyko, L. G., Karpenko, E. L. Razrabotka metoda rascheta harakteristik turboval'nogo dvigatelja s povencovym opisaniem mnogostupenchatogo oseвого kompressora [Design turboshaft engine performances calculation method which takes into account blade to blade description multistage axial compressor]. *Vestnik dvigatelestroenija – Herald of aeroenginebuilding*, 2007, no. 3, pp. 143-146.
16. Boyko, L. G., Karpenko, E. L. Vlijanie ugla ustanovki lopatok vhodnogo napravljajushhego apparata na jekspluatacionnye harakteristiki gazoturbinnogo dvigatelja [Inlet guide vanes blades incidence angle influence on gas turbine engine investigate – on performances]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologija – Aerospace technic and technology*, 2008, no. 4(51), pp. 43-50.
17. Boyko, L. G., Karpenko, E. L. Matematicheskaja model' gazoturbinnogo dvigatelja s povencovym opisaniem mnogo-stupenchatogo oseвого kompressora i ee praktičeskoe primenenie [Multistage axial compressor blade-to-blade describing in mathematic simulation gas turbine engine and its practice using]. *Aviacijno-kosmicna tehnika i tehnologija – Aerospace technic and technology*, 2008, no. 6 (53), pp. 71-77.

Поступила в редакцию 14.01.2018, рассмотрена на редколлегии 14.02.2018

МЕТОД РОЗРАХУНКУ ТЕРМОГАЗОДИНАМІЧНИХ ПАРАМЕТРІВ ТУРБОВАЛЬНОГО ГТД НА ОСНОВІ ПОВІНЦЕВОГО ОПИСУ ЛОПАТКОВИХ МАШИН.

ЧАСТИНА 1. ОСНОВНІ РІВНЯННЯ

Л. Г. Бойко, О. В. Кіслов, Н. В. Піжанкова

В статті наведено метод розрахунку термогазодинамічних параметрів та експлуатаційних характеристик газотурбінного двигуна, що спирається на математичну модель другого рівня складності. В основу метода покладено повінцевий опис лопаткових машин (багатоступеневого вісьового компресора та багатоступеневої охолоджувальної газової турбіни), що дозволяє врахувати геометричні параметри лопаткових вінців та проточної частини та вплив їх зміни у процесі проектування та доводки ГТД. Стаття має у своєму складі основні положення методу розрахунку, блок-схему, систему рівнянь, що дозволяє узгодити роботу вузлів двигуна у широкому діапазоні стаціонарних режимів. Дана стаття є першою у серії статей, присвячених даній проблемі.

Ключеві слова: газотурбінний двигун, термогазодинамічні процеси, повінцевий опис геометрії лопаткових машин, основні припущення, система рівнянь.

**TURBOSHAFT ENGINE THERMOGASDYNAMIC PARAMETERS CALCULATION
METHOD BLADE-TO BLADE DESCRIPTION TURBOMACHINES BASED.
PART 1.MAIN EQUATIONS**

L. G. Boyko, O.V. Kislov, N. V. Pizhankova

Gas turbine engines processes mathematic simulations are widely used in different steps of its living cycle. All engine simulations may be divided into different difficulty levels: higher simulation level allows doing a more precise description of physical processes in main units of gas turbine engines and their elements. It gives the opportunity for getting better arrangement of calculation results and experimental data, reduce the quality of factors, which are traditionally used in determine engine operational characteristics with 1-level models.

The purpose of the article is to describe the thermogasdynamic parameters and maintenance performances calculation method, which based on second level mathematic simulation. Its main feature is blade-to-blade turbomachines description (multistage compressor and multistage cooling gas turbine), which allows to take into account blade and flow path geometrical parameters. Their changing during the gas turbine engine design and development processes influence its performances: thrust, fuel consumption, efficiency as functions of values of flow rate, rotational speed, engine entrance conditions and so on. All these dependences could be defined by using proposed calculation method.

In distinction from methods which are noted, this method allows to concede compressor or turbine incidence angles, drag values, pressure ratio, surge margin in design and off-design engine regimes. The opportunity to take into account by-passing and air bleeding from compressor blade channels and their engine parameters influence is very important also.

The article includes calculation method main points, block-scheme, equations system, which gives the opportunity of alignment the engine units and their elements in wide range of state working regimes. Set of equations consists of flow rate balance equations through the stages of multistage compressor and turbine, combustion chamber and connected channels. Also system includes power balance equations, by-passing, air bleeding from compressor stages channels, its admission into the cooling turbine stages and accounts their thermodynamic parameters. Compressors and turbines maps parameters are calculated with main turbomachinery theory lows and semi-empirical dependences.

This article is the first in series of articles, which considers this problem.

Keywords: gas turbine engine, gas thermodynamic processes, turbomachines blade-to-blade geometry description, key assumptions, set of equations.

Бойко Людмила Георгиевна – д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой теории авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: l.boyko@khai.edu.

Кислов Олег Владимирович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры теории авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: o.kislov@khai.edu.

Пижанкова Наталия Владимировна – ассистент кафедры теории авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: n.pizhankova@khai.edu.

Boyko Ljudmila Georgievna – Doctor of Technical Science, Head of the Aviation Engines Theory chair, National Aerospace University “Kharkov aviation institute”, Kharkov, Ukraine, e-mail: l.boyko@khai.edu.

Kislov Oleg Vladimirovich – PhD, Assistant Professor Aviation Engines Theory chair, National Aerospace University “Kharkov aviation institute”, Kharkov, Ukraine, e-mail: o.kislov@khai.edu.

Pizhankova Natalija Vladimirovna – Assistant of Aviation Engines Theory chair, National Aerospace University “Kharkov aviation institute”, Kharkov, Ukraine, e-mail: n.pizhankova@khai.edu.