

DOI:18721/JEST.230314

УДК 621.438. 001.2

*К.Л. Лапшин*

Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, Санкт-Петербург, Российская Федерация

## **МНОГОРЕЖИМНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ БИРОТАТИВНОЙ ГАЗОВОЙ ТУРБИНЫ ТУРБОВАЛЬНОГО ДВИГАТЕЛЯ**

Обсуждается проблема целесообразности применения биротативных схем в конструкциях газовых турбин авиационных турбовальных двигателей. В качестве средства ее решения привлечен авторский программный комплекс ОРТВГТ, реализованный с использованием метода структурного программирования и предназначенный для многорежимной компьютерной оптимизации проточных частей газовых турбин со скольжением роторов как обычного типа, так и биротативных. Рассмотрены три варианта конструкции двухступенчатой (с турбинами высокого и низкого давлений — ТВД и ТНД) газовой турбины конкретного турбовального двигателя : турбина обычного типа; биротативная с направляющим аппаратом в ТНД; биротативная без направляющего аппарата в ТНД. Многорежимная компьютерная оптимизация проводилась на четырех режимах: взлетном, максимальном продолжительном, крейсерском и режиме малого газа. Вариант турбины без направляющего аппарата в ТНД имеет на взлетном режиме сниженный примерно на 16 % КПД ТНД по сравнению с вариантом обычного типа из-за больших потерь кинетической энергии с выходной скоростью. Вариант турбины с направляющим аппаратом в ТНД показал на всех режимах рост КПД ТНД примерно на 1 % по сравнению с вариантом обычного типа, в основном за счет снижения профильных и вторичных потерь в направляющем аппарате ТНД вследствие уменьшения в нем на 77 градусов угла поворота потока.

**ТУРБОВАЛЬНЫЕ ДВИГАТЕЛИ; БИРОТАТИВНАЯ ТУРБИНА; МНОГОРЕЖИМНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ ТУРБИН; ПОТЕРИ КИНЕТИЧЕСКОЙ ЭНЕРГИИ; СТЕПЕНЬ РЕАКТИВНОСТИ.**

*Ссылка при цитировании:*

К.Л. Лапшин. Многорежимная оптимизация биротативной газовой турбины турбовального двигателя // *Научно-технические ведомости СПбПУ. Естественные и инженерные науки.* 2017. Т. 23. № 3. С. 144–152. DOI: 10.18721/JEST.230314

*K.L. Lapshin*

Peter the Great St. Petersburg polytechnic university, Saint-Peterburg, Russian Federation

## **MULTIMODE OPTIMIZATION OF A BIROTATIONAL GAS TURBINE OF A TURBOSHAFT ENGINE**

The article discusses the problem of the expediency of using birotate schemes in constructions of gas turbines of aircraft turboshaft engines. As a means of solving this problem, the OPTVGT software complex created by the author was used. This program was implemented using the method of structural programming and was designed for multi-mode computer optimization of flow parts of gas turbines with sliding of conventional rotor and birotate rotor. For a two-stage (with high-pressure and low-pressure turbines) gas turbine of the specific turboshaft engine, three variants of turbines were considered: conventional type, birotating turbine with nozzle apparatuses in the low-pressure turbine, birotating turbine without nozzle apparatuses in the low-pressure turbine. Multi-mode computer optimization was carried out in four modes: takeoff, maximum continuous, cruising and low-gas modes. The variant of the turbine without nozzle apparatuses in the low-pressure turbine in the takeoff mode has a reduction of about 16 % of the efficiency of the low-pressure turbine as compared to the variant of conventional turbine because of high losses of kinetic energy with output velocity. The variant of the turbine with nozzle apparatuses

in the low-pressure turbine in all modes has an increase of about 1 % of the efficiency of the low-pressure turbine as compared to the variant of conventional turbine because of the reduction of profile and secondary losses in nozzle apparatuses of the low-pressure turbine because of the reduction in nozzle apparatuses of 77 degrees of the angle of the rotation of the flow.

TURBOSHAFT ENGINES; BIROTATING TURBINE; MULTIMODE OPTIMIZATION OF TURBINES; LOSSES OF KINETIC ENERGY; DEGREE OF REACTIVITY.

*Citation:*

K.L. Lapshin, Multimode optimization of a birotational gas turbine of a turboshaft engine, *St. Petersburg polytechnic university journal of engineering sciences and technology*, 23 (03) (2017) 144–152, DOI: 10.18721/JEST.230314

### Введение

В проточных частях современных газовых турбин достигнуты высокие значения коэффициента полезного действия. Вместе с тем большие мощности и длительные сроки эксплуатации за счет экономии топлива делают экономически оправданным поиск возможностей для повышения КПД газовых турбин даже на десятые доли процента. Обнаружить скрытые резервы можно, используя методы компьютерной оптимизации на этапе проектирования проточных частей [1, 2], а также, как утверждается в статье [3], за счет применения биротативных (с противоположным направлением вращения рабочих колес) конструкций.

Методы многорежимной компьютерной оптимизации проточных частей газовых турбин с постоянной для рабочих лопаток всех ступеней частотой вращения ( $\omega = \text{idem}$ ) и одинаковым направлением их вращения развиты в монографии [1]. Вместе с тем газовые турбины, предназначенные для привода компрессоров газоперекачивающих станций, а также транспортные (для судов и, особенно, для авиационных турбовальных двигателей) обычно состоят из двух или более каскадов, ротора которых не связаны механически и имеют различные частоты вращения ( $\omega \neq \text{idem}$ ). Подход к компьютерной оптимизации проточных частей газовых турбин, состоящих из двух или более каскадов с различными частотами и одинаковым направлением вращения роторов, изложен в статье [2].

Несколько последних десятилетий обсуждается целесообразность применения биротативных (с каскадами, имеющими различные частоты и противоположное направление вращения рабочих колес) газовых турбин [3]. Идея эта не нова. Свыше ста лет назад братья Юнг-

стрем создали центробежную биротативную паровую турбину с проточной частью, состоящей только из рабочих колес, без направляющих аппаратов [4].

В капитальной монографии [4] по теории турбомашин развиты также и основы теории осевых биротативных турбин. В ней доказано, что две биротативные рабочие решетки способны развить такую же мощность, что и обычная осевая турбинная ступень, имея при этом в два раза меньшую окружную скорость. Это важное свойство биротативной турбины, упрощающее, например, передачу мощности двухрядному винту винтовентиляторного двигателя без применения редуктора [3]. В монографии [4] также подчеркивается, что биротативные турбины — высокореактивны. Так, в схеме из двух биротативных рабочих колес (РК) второе имеет кинематическую степень реактивности, равную единице ( $\rho_k = 1$ ) [4]. А из общей теории осевых тепловых турбин [4–6] известно, что с ростом степени реактивности получить заданную удельную мощность в осевой реактивной турбинной ступени при заданном располагаемом перепаде энтальпий можно только за счет увеличения (по сравнению с активной ступенью) окружной скорости, что нежелательно для ТНД турбовального авиационного двигателя.

Наиболее заманчиво применение биротативной газовой турбины в газотурбинных установках для газоперекачивающих станций, судов и турбовальных авиационных двигателей, имеющих ТНД, не связанную механически с ТВД. По сравнению с традиционной схемой, где ротора ТВД и ТНД вращаются с разными частотами, но в одну сторону, обсуждаются схемы с разными частотами и противоположным вращением роторов при наличии неподвижного направляющего аппарата (НА) первой ступени

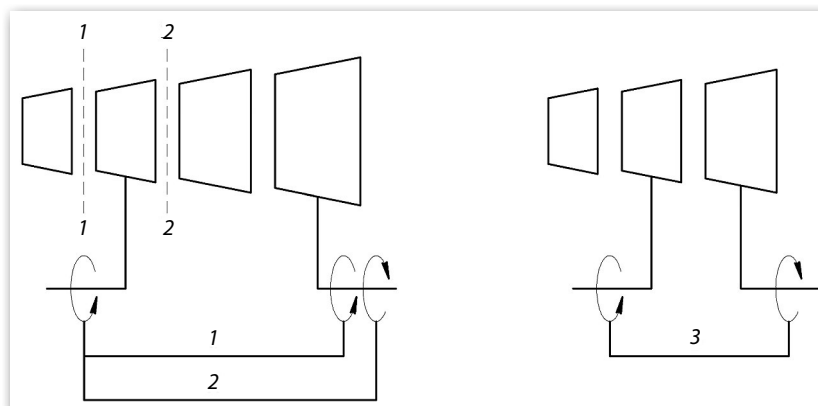


Рис. 1. Варианты турбины:

1 — турбина обычного типа; 2 — биротативная с направляющим аппаратом в ТНД;  
3 — биротативная без направляющего аппарата в ТНД

Fig. 1. Variants of the turbine:

1 — convetional type; 2 — birotating turbine with nozzle apparatuses in the low-pressure turbine;  
3 — birotating turbine without nozzle apparatuses in the low-pressure turbine

ТНД и даже без него [3]\* (рис. 1). Обычно рассматриваются одноступенчатые конструкции ТВД и ТНД. При этом ТВД представляет собой высоконагруженную осевую турбинную ступень, перерабатывающую большой перепад энтальпий при существенно неосевом выходе с отрицательной (против направления вращения)

\* См. также:

**Пономарев Б.А., Соценко Ю.В.** Экспериментальное исследование прямых решеток сопловых аппаратов турбин с противоположным вращением роторов [Experimental investigation of direct lattices of nozzle apparatuses of turbine with opposite rotation of rotors] / ЦИАМ. Технический отчет № 10630. М., 1968.

**Грицай С.Д.** Особенности рабочего процесса и выбор основных параметров двухступенчатой биротативной турбины без промежуточного соплового аппарата [Features of working process and selection of basis parameters of a two-stage birotating turbine without intermediate nozzle apparatuses]: Автореферат дисс. ... канд. техн. наук / МАИ. М., 1992.

**Фаворская Н.О.** Разработка и опытная проверка метода расчета и анализ особенностей характеристик биротативной турбины [Development and experimental verification of the calculation method and analysis of the characteristic of Birotating turbine]: Автореферат дисс. ... канд. техн. наук — МАИ. М., 1993;

**Ван Лэй.** Исследование целесообразности применения и газодинамической эффективности ТНД с «обратным» вращением ротора [A feasibility study of the application and gas-dynamic efficiency of THD with «obratnym» the rotation of the rotor]: Автореферат дисс. ... канд. техн. наук / МАИ. М., 2005.

закруткой потока за ступенью [1, 7–10]. Применение таких ступеней, несмотря на их невысокую экономичность, в ряде случаев упрощает решение проблемы охлаждения проточной части высокотемпературной газовой турбины [1, 3, 5]. Направляющий аппарат ТНД в биротативной схеме будет иметь заметно меньший угол поворота потока по сравнению с обычной турбиной, что должно привести к снижению в нем профильных и вторичных потерь кинетической энергии. В некоторых случаях, возможно, есть смысл вообще отказаться от применения направляющего аппарата в ТНД [3]\*\* и получить все связанные с этим преимущества. В некоторых работах обсуждается применение двухступенчатой биротативной турбины, приводящей в действие каскады компрессора высокого и низкого давлений [3]. В этом случае, однако, в проточной части компрессора возникает дополнительный разворот потока между каскадами, имеющими различное направление вращения.

В рассмотренных выше примерах использования биротативных схем преобладают общие рассуждения и не применялась компьютерная оптимизация проточных частей турбин. Мало изучены характеристики биротативных турбин в широком диапазоне режимных параметров. Поэтому актуально сравнить результаты

\*\*См. также упомянутые выше авторефераты диссертаций Грицай С.Д., Фаворской Н.О., Ван Лэя.

многорежимной компьютерной оптимизации проточной части двухступенчатой газовой турбины, как обычного типа, так и биротативной, для конкретного турбовального двигателя.

Цель работы состоит в том, чтобы на примере многорежимной компьютерной оптимизации проточной части двухступенчатой (ТВД и ТНД) газовой турбины конкретного турбовального двигателя сравнить обычный и биротативный вариант ее конструктивного выполнения.

### Постановка задачи исследований

На основе теоретических концепций, изложенных в монографии [1], разработан авторский программный комплекс ОРТВГТ, реализованный с использованием метода структурного программирования. Рассматриваемое рабочее тело — реальный газ. Лопаточные венцы могут иметь закрытую либо открытую систему охлаждения или быть неохлаждаемыми. Для открытой системы рассмотрен конвективно-пленочный способ охлаждения, который наиболее распространен в современных конструкциях газовых турбин.

Программный комплекс ОРТВГТ дает возможность поиска оптимального варианта проточной части охлаждаемой биротативной газовой турбины со скольжением роторов в широком диапазоне режимов (причем в двухмерной постановке задачи на режиме проектирования и в одномерной постановке — на переменных режимах) с учетом конструктивных, технологических и прочностных ограничений. В качестве способа нелинейной оптимизации разработан гибрид метода Гаусса — Зейделя и метода прямого упорядочения вариантов по критерию эффективности, показавший высокую надежность и эффективность при решении сложных многомерных задач с большим числом нелинейных ограничений в виде равенств и неравенств [1].

Программный комплекс ОРТВГТ — это оригинальный отечественный программный продукт, который позволяет решить практически любую представляющую технический интерес задачу многорежимной компьютерной оптимизации проточной части осевой газовой турбины как обычного типа, так и биротативной. Переход при проектировании от режима диалога с ЭВМ к многорежимной компьютерной оптимизации вскрыл существенные (до 2,4 %) резервы

повышения КПД проточной части трехступенчатой турбины низкого давления винтовентиляторного авиационного двигателя [1].

Комплекс ОРТВГТ следует использовать для оптимизации проточных частей обычных и биротативных турбин в «твердых» меридианных обводах с заданными диаметрами и высотами лопаточных венцов. Этот комплекс рекомендуется применять как при новом проектировании, так и при решении задач модернизации проточных частей газовых турбин.

Ядро математической модели этого комплекса составляет проектировочный газодинамический расчет проточной части газовой турбины в двухмерной постановке задачи [1].

Расчетные сечения 1–1 и 2–2 располагаются в межвенцовых зазорах проточной части (рис. 1). В этих сечениях в цилиндрической системе координат методом итераций ищется совместное решение объединенного уравнения движения и энергии

$$c = c_c \exp \left\{ \int_{r_c}^r \frac{1}{1 + \operatorname{tg}^2 \alpha + \operatorname{tg}^2 \alpha \operatorname{tg}^2 \gamma} \times \right. \\ \left. \times \left[ \operatorname{tg} \alpha \left( \frac{\operatorname{tg} \delta}{B(r)} - \frac{\operatorname{tg} \alpha \operatorname{tg} \gamma}{r} \left( \operatorname{tg} \gamma + \frac{(\operatorname{tg} \gamma'' - \operatorname{tg} \gamma') r}{r'' - r'} \right) \right) - \right. \right. \\ \left. \left. - \frac{A(\Delta \alpha)}{r} \right] dr \right\} \quad (1)$$

и уравнения неразрывности [1]. В уравнении (1) для сечения 1–1  $c$  — абсолютная скорость газа;  $\alpha$  — угол между проекцией вектора скорости  $c$  на плоскость  $z-u$  и положительным направлением оси  $u$ ;  $\gamma$  — угол между проекцией вектора скорости  $c$  на плоскость  $r-z$  и положительным направлением оси  $z$ ;  $\delta$  — угол тангенциального наклона линии центра масс направляющих лопаток (ТННЛ) в плоскости  $r-u$  [1];  $B(r)$  — расстояние между входными кромками направляющих и рабочих лопаток вдоль поверхности тока;  $A(\Delta \alpha)$  — коэффициент, учитывающий характер изменения угла  $\alpha_1$  по высоте сопловых лопаток;  $r$  — текущий радиус. Надстрочные индексы «'» и «''» указывают на принадлежность параметра соответственно к корневому либо периферийному радиусу; подстрочный индекс  $c$  — к среднему радиусу. Постоянная  $c_c$  и преде-

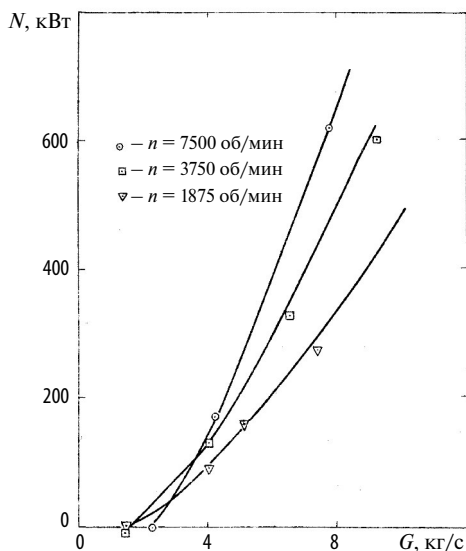


Рис. 2. Зависимости  $N = f(G)$  при трех частотах вращения ротора четырех ступенчатой турбины (сплошные линии — результаты расчетов)

Fig. 2. Dependences  $N = f(G)$  at three rotary velocities of a four-stage turbine (firm line — Results of calculations)

лы интегрирования в первом приближении определяются из одномерного расчета.

В сечении 2–2 за рабочими лопатками в уравнении (1) принимается  $\delta \approx 0$  и методом итераций находится распределение углов  $\alpha_2$  потока такое, чтобы удовлетворить условию постоянства удельной мощности вдоль радиуса ступени.

Проектировочные и проверочные расчеты на каждом шаге поиска выполняются для дозвуковых и сверхзвуковых скоростей газа с учетом их радиальных составляющих. Для учета потерь кинетической энергии предложены полуэмпирические зависимости [1], полученные в основном по результатам обобщения обширных экспериментальных исследований модельных и натурных турбин, а не плоских решеток профилей. Такой прогрессивный подход позволяет учесть в первом приближении влияние неравномерности, нестационарности и турбулентности реального потока, а также эффекты, связанные с управлением градиентом степени реактивности за счет применения переменного тангенциального наклона, обратной закрутки

и саблевидности направляющих лопаток, и вскрыть тем самым дополнительные резервы повышения экономичности газовых турбин. В качестве независимых переменных можно рассматривать давления  $p_1$  и  $p_2$  в потоке перед и за лопаточными венцами, характер изменения углов  $\alpha_1$  потока за направляющими лопатками и распределения вдоль радиуса углов  $\delta_1$  тангенциального наклона направляющих лопаток вдоль радиуса.

Достоверность и качество разработанных математических моделей, алгоритмов и компьютерных программ характеризует рис. 2. На нем представлено сравнение результатов расчетов и экспериментальных исследований для четырехступенчатой газовой турбины [1]. Проектирование, изготовление и испытания турбины на умеренных дозвуковых режимах проводились в институте турбомашин университета г. Ганновера (Германия). Кривые на рис. 3 иллюстрируют расчетные зависимости суммарной мощности  $N$  отсека от массового расхода  $G$ . Там же для сравнения нанесены результаты опытов. Для трех указанных на рис. 3 частот вращения ротора обнаружено вполне удовлетворительное соответствие результатов расчетов и опытов даже на режимах вентилирования последней ступени, когда суммарная мощность турбины близка к нулевой.

### Результаты исследований

Рассмотрим результаты компьютерной оптимизации с помощью программного комплекса ОРТВГТ двухступенчатой газовой турбины конкретного турбовального двигателя со скольжением роторов. Исследовались три варианта конструктивной схемы турбины (рис. 1):

- 1) турбина обычного типа с одинаковым направлением вращения роторов ТВД и ТНД;
- 2) биротативная турбина с направляющим аппаратом в ТНД;
- 3) биротативная турбина без направляющего аппарата в ТНД.

Оптимизация проточных частей турбин проводилась в «твердых» меридианных обводах с заданными диаметрами и высотами лопаточных венцов.

На первом этапе для трех указанных вариантов компьютерная оптимизация выполнялась на режиме проектирования, в качестве которого

был принят взлетный режим (высота  $H = 0$ ). За-  
крутка лопаточных венцов во всех вариантах  
выполнялась по закону потенциального вихря.  
Давление и температура торможения газа на вхо-  
де в турбину, массовый расход и давление в по-  
токе газа за турбиной, частоты вращения рото-  
ров во всех вариантах были одинаковы и не  
варьировались. В силу умеренной температуры  
торможения газа перед турбиной ( $900\text{ }^\circ\text{C}$ ) лопа-  
точные венцы не имели охлаждения. В качестве  
независимых переменных принимались давлени-  
я в потоке перед и за лопаточными венцами.  
Во всех вариантах, создаваемых компьютером  
в процессе оптимизации, мощность турбины  
компрессора на режиме проектирования про-  
граммно поддерживается постоянной, и ком-  
прессор на любой итерации всегда находится на  
этом режиме в расчетной точке. Основные ре-  
зультаты представлены в табл. 1.

Известно, что для газовых турбин даже не-  
большой рост КПД весьма актуален [11]. Из табл.  
1 видно, что биротативная турбина (вариант  
2) имеет КПД на 0,4 % выше, чем обычная (ва-  
риант 1). Рост КПД обусловлен увеличением на  
0,8 % КПД второй ступени. Причина повышения  
ее КПД состоит в том, что суммарный коэффи-  
циент потерь кинетической энергии в направля-  
ющем аппарате ТНД биротативной турбины  
снизился на 1,1 % по сравнению с турбиной  
обычного типа вследствие уменьшения в нем на  
77 градусов угла поворота потока.

Биротативная турбина без направляющего  
аппарата в ТНД (вариант 3) развивает КПД на  
10 % ниже, чем в варианте 1. При этом КПД вто-  
рой ступени, несмотря на отсутствие потерь ки-  
нетической энергии в НА, снизился на 16,5 %

по сравнению с вариантом 1. Основной при-  
чиной снижения КПД сугубо реактивной ( $\rho_K =$   
 $= 1,4$ ) ступени ТНД, которая представляет собой  
только рабочую решетку, являются большие по-  
тери кинетической энергии  $c_2^2/2$  с выходной  
скоростью потока (см. табл. 1). В самом деле,  
в вариантах 1 и 2 примерно 65 % располагаемо-  
го перепада энтальпий на ТНД перерабатывает-  
ся в НА и только 35 % — в рабочем колесе (РК),  
а в варианте 3 весь этот перепад приходится  
только на рабочую решетку. При этом скорость  
 $w_2$  в относительном движении за РК становится  
сверхзвуковой ( $M_{w_2} = 1,09$ ).

В принципе, КПД собственно ТНД вариан-  
та 3 можно увеличить, повышая степень реак-  
тивности ступени ТВД, увеличивая тем самым  
скорость  $c_2$  и угол  $\alpha_2$  потока на выходе из ТВД.  
Такие расчеты, выполненные в программном  
комплексе ОРТВГТ уже в режиме диалога с но-  
утбуком, показали, что при близком к осевому  
выходе потока из ТНД ее КПД может быть уве-  
личен примерно на 0,7 %. Но при этом внутрен-  
ний КПД всей турбины по сравнению с вариан-  
том 3 снижается почти на 3 % из-за уменьшения  
примерно на 6 % КПД ТВД. Поэтому, вследствие  
принципиально низкой экономичности для тур-  
бовального двигателя вариант 3 исключаем из  
дальнейшего рассмотрения.

Идеальным вариантом 3 могла бы служить  
классическая двухвенцовая (по числу рабочих  
решеток) ступень скорости [4], если для нее  
перейти к биротативной схеме и отказаться от  
направляющего аппарата второй ступени.  
В этом случае располагаемым перепадом эн-  
тальпий для рабочей решетки второй ступени  
является только удельная кинетическая энергия

Таблица 1

Результаты компьютерной оптимизации на первом этапе

Table 1

Results of computer optimization in the first stage

Вариант турбины	Внутренний КПД, %		Коэффициент потерь в НА ТНД, %	Угол выхода потока за ТНД, $\alpha$ , град	Скорость потока за ТНД, $C_2$ , м/с
	всей турбины	ТНД			
1	80,2	68,3	9,4	95,8	262,1
2	80,6	69,1	8,3	96,2	261,7
3	70,2	51,8	0,0	110,5	390,5

$c_2^2/2$  на выходе из первой ступени. Но при этом удельная мощность, развиваемая первой ступенью, будет в три раза больше, чем у второй ступени. Однако такое соотношение мощностей между ТВД и ТНД не характерно для газовых турбин турбовальных двигателей.

На втором этапе выполнялась многорежимная компьютерная оптимизация вариантов 1 и 2 двухступенчатой газовой турбины конкретного турбовального двигателя со скольжением роторов с помощью программного комплекса ОРТВГТ.

В качестве целевой функции принят осредненный по всем режимам внутренний КПД  $\eta_T$  проточной части всей газовой турбины:

$$\eta_T = \sum_{q=1}^t (\eta \tau_y)_q / \sum_{q=1}^t (\tau_y)_q, \quad (2)$$

где  $t$  — число режимов, на которых выполнялся расчет потока в проточной части;  $\eta$  — внутренний КПД;  $\tau_y$  — условное время работы турбины на соответствующем режиме;  $\tau_y = \tau G H_0 / (G_0 H_{00})$ ;  $\tau$  — время;  $G$  — массовый расход газа;  $H_0$  — располагаемый перепад энтальпий на турбину на соответствующем режиме;  $G_0$  и  $H_{00}$  — расход и перепад энтальпий на режиме проектирования [1].

Задача многорежимной компьютерной оптимизации — найти максимум внутреннего КПД  $\eta_T$  проточной части всей турбины. Еще раз подчеркнем, что во всех генерируемых компьюте-

ром вариантах в процессе оптимизации мощность турбины компрессора на режиме проектирования программно поддерживается постоянной, так что компрессор всегда находится на этом режиме в расчетной точке.

Рассматривались четыре режима, на которых турбина оптимизировалась в «твердых» меридианных обводах проточной части:

1. Взлетный режим (высота  $H = 0$  км; относительное время работы на режиме  $\tau = 0,1$ ). На этом режиме проектировалась турбина в двухмерной постановке задачи, причем поддерживались принятые выше (этап 1) для этого режима условия. Далее в синтезированной на каждом шаге поиска проточной части турбины выполнялись проверочные газодинамические расчеты на максимальном продолжительном (2), крейсерском (3) режимах и режиме малого газа (4) в одномерной постановке:

2. Максимальный продолжительный режим ( $H = 0$  км;  $\tau = 0,2$ ).

3. Крейсерский режим ( $H = 1$  км,  $\tau = 0,6$ ).

4. Режим малого газа ( $H = 0$  км,  $\tau = 0,1$ ).

Затем вычислялась целевая функция: многорежимный внутренний КПД всей турбины по формуле (2). Основные результаты многорежимной оптимизации вариантов 1 и 2 газовой турбины конкретного турбовального двигателя представлены в табл. 2. Каждый из этих вариантов оптимален и выбран ноутбуком с тактовой частотой 1 ГГц из 533 турбин за 1 минуту 53 секунды.

Таблица 2

Результаты оптимизации вариантов 1 и 2 газовой турбины турбовального двигателя в четырех режимах

Table 2

The results of optimization of variant 1 and 2 of the gas turbine of turbotan engine in four modes

Вариант турбины	Многорежимный КПД, %	Режимы работы турбины	Внутренний КПД ТНД, %	Коэффициент потерь в НА ТНД, %
1	79,7	1	68,5	9,5
		2	66,7	9,3
		3	66,8	9,7
		4	61,0	9,7
2	80,1	1	69,3	8,3
		2	67,5	8,1
		3	67,8	8,2
		4	62,1	8,7

Анализируя результаты расчетов, представленные в табл. 2, вновь можно сделать вывод о том, что биротативная турбина (вариант 2) имеет многорежимный внутренний КПД на 0,4 % выше, чем обычная (вариант 1). Рост КПД обусловлен увеличением на 0,8–1,1 % КПД второй ступени на всех режимах. Кинематика и динамика потока у турбин оптимальных вариантов 1 и 2 получилась практически одинаковой. Поэтому основная причина повышения КПД варианта 2 состоит в том, что суммарный коэффициент потерь кинетической энергии в направляющем аппарате ТНД биротативной турбины снизился на 1,0–1,5 %

на всех режимах по сравнению с турбиной обычного типа вследствие уменьшения в нем угла поворота потока на 77 градусов на режиме проектирования.

### Вывод

Многорежимная компьютерная оптимизация проточной части двухступенчатой газовой турбины конкретного турбовального двигателя со скольжением роторов показала целесообразность перехода к биротативной схеме, то есть к противоположному направлению вращения роторов ТВД и ТНД, с сохранением направляющего аппарата в ТНД.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Лапшин К.Л. Оптимизация проточных частей паровых и газовых турбин: монография К.Л. Лапшин. [Электронный ресурс] / СПб., СПбГПУ, 2013. 198с. [URL:http://dl.unilib.neva.ru/dl/2/3476.pdf](http://dl.unilib.neva.ru/dl/2/3476.pdf)
2. Лапшин К.Л. Особенности компьютерной оптимизации проточных частей газовых турбин со скольжением роторов // Научно-технические ведомости СПбГПУ. 2013. № 2(171) С. 73–78.
3. Осипов А.В., Черномазов А.С. Биротативные газотурбинные двигатели — перспективы развития // Совершенствование энергетических машин: сб. научн. тр. Брянск: Изд-во БГТУ, 2017. С. 116–123.
4. Кириллов И.И. Теория турбомашин: монография. Ленинград: Машиностроение, 1972. 536 с.
5. Холщевников К.В., Емин О.Н., Митрохин В.Г. Теория и расчет авиационных лопаточных машин: монография. М.: Машиностроение, 1986. 323 с.
6. Лапшин К.Л. Развитие одномерной теории осевых тепловых турбин // Совершенствование энергетических машин: Сб. научн. тр. Брянск: Изд-во БГТУ, 2017. С. 67–76.
7. Елифанов А.А., Кириллов А.И., Рассохин В.А. Расчет трехмерного течения в ступенях малорасходных турбин // Научно-технические ведомости СПбГПУ. Наука и образование. 2012. № 1. С. 65–70.
8. Кириллов И.И., Агафонов Б.Н., Афанасьева Н.Н., Кириллов А.И. [и др.]. Исследование и отработка ступеней для высокотемпературных газовых турбин // Теплоэнергетика. 1983. № 3. С. 50–55.
9. Лапшин К.Л. Оптимизация проточных частей осевых тепловых турбин: энциклопедия. М.: Машиностроение. Т. 4–19, глава 1.4. 2015. С. 49–75.
10. Афанасьева Н.Н., Бусурин В.Н., Гоголев И.Г., Дьяконов Р.И. [и др.]. Аэродинамические характеристики ступеней тепловых турбин / Под общ. ред. В. А. Черникова. Л.: Машиностроение, Ленингр. отделение, 1980. 263 с.
11. Осипов А.В., Анисин А.К. Теория и расчет одноступенчатой газовой турбины. Брянск: Изд-во БГТУ, 2013. 73 с.

### СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

ЛАПШИН Кирилл Леонидович — доктор технических наук профессор Санкт-Петербургского политехнического университета Петра Великого. E-mail: kirill.lapschin@gmail.com

### REFERENCES

1. Lapshin K.L. Optimizatsiya protochnykh chastey parovykh i gazovykh turbin: monograph [Optimization of flow parts of steam and gas turbines]: [Elektronnyy resurs]. SPb., 2013. 198s. URL: <http://dl.unilib.neva.ru/dl/2/3476.pdf>. (rus.)
2. Lapshin K.L. Osobennosti kompyuternoy optimizatsii protochnykh chastey gazovykh turbin so skolzheniyem rotorov [ Features of computer optimization of flow parts of gas turbines with sliding of rotors]. *St. Petersburg State Polytechnical University Journal. St. Petersburg SPb-GPU*. 2013. № 2(171). S. 73–78. (rus.)
3. Osipov A.V., Chernomazov A.S. Birotativnyye gazoturbinnyye dvigateli - perspektivy razvitiya [Biorotatory gas-turbine engines — prospects of development]. *Sover-shenstvovaniye energeticheskikh mashin: sb. nauchn. tr.* Bryansk: BGTU, 2017. S. 116–123. (rus.)



4. **Kirillov I.I.** Teoriya turbomashin [Theory of turbomachinery]. Leningrad: Mashinostroyeniye, 1972. 536 p. (rus.)

5. **Holshovnikov K.V., Emin O.N., Mitrohin V.G.** Teoria i rashot avionnykh lopatochnykh mashin: monograph [Theory and calculation of aircraft blade machines]. M.: Mashinostroyeniye, 1986. 323 s. (rus.)

6. **Lapshin K.L.** Razvitiye odnomernoy teorii oseyvkh teplovykh turbin [The development of the one-dimensional theory of axial thermal turbines]. *Sovershenstvovaniye energeticheskikh mashin: sb. nauchn. tr.* Bryansk: BGTU, 2017. S. 67–76. (rus.)

7. **Yepifanov A.A., Kirillov A.I., Rassokhin V.A.** Raschet trekhmernogo techeniya v stupenyakh maloraskhodnykh turbin [Calculation of three-dimensional flow in turbine stages of economical]. *St. Petersburg State Polytechnical University Journal. St. Petersburg: Science and education.* SPb. SPbSPU Publ. 2012. № 1. S. 65–70. (rus.)

8. **Kirillov I.I., Agafonov B.N., Afanasyeva N.N., Kirillov A.I. [and others].** Issledovaniye i otrabotka stupeny dlya vysokotemperaturnykh gazovykh turbin [Investigation and processing of stages for high-temperature gas turbines]. *Teploenergetika.* 1983. № 3. S. 50–55. (rus.)

9. **Lapshin K.L.** Optimizatsiya protochnykh chastey oseyvkh teplovykh turbin: ensiklopediya [Optimization of flow parts of axial heat turbines]. M.: Mashinostroyeniye. T. 4–19. Glava 1.4. 2015. S. 49–75. (rus.)

10. **Afasnasyeva N.N., Busurin V.N., Gogolev I.G., Dyakonov R.I. [and others].** Aerodinamicheskiye kharakteristiki stupeny teplovykh turbin [Aerodynamic characteristics of thermal turbines stages] / Pod obshch. red. V. A. Chernikova. Leningrad: Mashinostroyeniye, Leningr. otd-niye, 1980. 263 s. (rus.)

11. **Osipov A.V., Anisin A.K.** Teoria i rashot odnostupenchatoi gasovoi turbini [Theory and calculation of single-stage gas turbine]. Briansk: Izd-vo BGTU, 2013. 73 s. (rus.)

#### AUTHOR

**LAPSHIN Kirill L.** — Peter the Great St. Petersburg polytechnic university. E-mail: kirill.lapshin@gmail.com

**Дата поступления статьи в редакцию: 11 августа 2017 г.**