

---

---

# СУДОВЫЕ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ, УСТРОЙСТВА И СИСТЕМЫ, ТЕХНИЧЕСКИЕ СРЕДСТВА СУДОВОЖДЕНИЯ, ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ СУДОВ

---

---

УДК 621.165

**Р.Р. Симашов, Ю.Л. Куликов**

Дальневосточный государственный технический рыбохозяйственный университет,  
690087, г. Владивосток, ул. Луговая, 52б

## АНАЛИЗ СУЩЕСТВУЮЩИХ МЕТОДИК ПОВЕРОЧНОГО РАСЧЕТА ТЕПЛОВЫХ ТУРБИН В РАМКАХ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ МНОГОРЕЖИМНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ

*Представлен анализ различных модификаций одномерного поверочного расчета, приспособленных для решения различных вариантов прямой задачи турбинной ступени с целью возможного их применения для решения задачи оптимизации сверхзвуковых МРТ с учетом режимов, задаваемых графиком нагрузки.*

*Ключевые слова:* проверочный тепловой расчет, математическая модель, многорежимная оптимизация, переменный режим, малорасходная турбина.

**R.R. Simashov, U.L. Kulikov**

## ANALYSIS OF EXISTING METHODS CHECKIN CALCULATIONS OF THERMAL TURBINES IN THE SOLUTION OF MULTIMODE OPTIMIZATION

*The analysis of various modifications one-dimensional verification scale calculation adapted for different variants of the direct problem turbine stage with a view to their possible application to solve the problem optimization of supersonic MRT taking into account the modes defined graph of load.*

*Key words:* check the thermal design, mathematical model, multi-mode optimization, variable mode, low-power turbine.

Поиск оптимального варианта проточной части турбины с учетом ее свойств как на номинальном, так и на переменном режимах не возможен без знания характеристик турбины на переменных режимах. Математическая модель, отражающая поведение турбины на переменных режимах, должна соответствовать требуемому уровню сложности описания процесса. Решение двухмерной прямой задачи требует значительных затрат машинного времени. Поэтому не потеряли своего значения расчеты характеристик турбин на переменных режимах в одномерной постановке прямой задачи [6, 13].

Одномерный проверочный тепловой расчет на сегодняшний момент разработан достаточно полно. Об этом свидетельствует большое количество публикаций по этому вопросу [13, 6, 23, 17, 24, 7, 27, 26, 20, 21, 4, 15, 14, 25, 19, 28], в которых представлены различные модификации одномерного расчета, приспособленные для решения различных вариантов прямой задачи. В большинстве публикаций рассматривается проверочный расчет дозвуковых турбинных ступеней, предназначенный для расчета переменных режимов и проверочных расчетов, выполняемых для экспертной оценки проекта или с исследовательской целью [6, 23, 24, 7, 4, 25, 28]. Модификации проверочного расчета, приспособленного для

расчета переменных режимов в составе оптимизационной задачи [13, 26, 28, 15], а также посвященных расчету переменных режимов сверхзвуковых МРТ [21, 27, 17], весьма немногочисленны.

Рассмотрим имеющиеся методики одномерного проверочного расчета с помощью ЭВМ с целью возможного их применения для решения задачи оптимизации сверхзвуковых МРТ с учетом режимов задаваемых графиком нагрузки.

В [23] приводится методика расчета переменных режимов на среднем диаметре в предположении постоянства параметров потока вдоль радиуса применительно к ступеням с  $D/l > 10 \div 15$ . Расчет переменных режимов осуществляется относительно расчетного режима работы. Поэтому для определения характеристик ступени на нерасчетных режимах должны быть известны параметры потока на расчетном режиме ( $G, C_1, P_1, W_1$  и т.д.). Для решения прямой задачи заданными считаются давление и температура за ступенью, расход пара и частота вращения турбины. Расчет ведется от последнего сечения к сечению перед ступенью. Учитывается возможность возникновения критических режимов в СА и РК. При критических режимах расчет осуществляется с учетом отклонения потока в косом срезе. Потери в лопаточных венцах определяются по формулам работ [23, 30] с учетом изменения числа  $M$  и углов входа  $\beta_1$ . Учитывается влияние надбандажной протечки на степень реактивности в предположении неизменности  $\rho_m$  по радиусу и полного смещения подсосываемого и основного потоков при подсосе. Расчет ведется в четырех сечениях. Полное согласование достигается методом простых итераций последовательно по каждому венцу. Судить об эффективности данной методики и области применимости не представляется возможным, так как авторы не приводят данных по ее апробации. Заметим, что предложенная логика расчета переменных режимов соответствует дозвуковым ступеням и не в полной мере отражает особенности течения рабочего тела в ПЧ сверхзвуковых турбин.

В работе [7] приводится методика одномерного проверочного расчета малоразмерных осевых газовых турбин, в которой сделана попытка свести до минимума необходимый экспериментальный материал за счет более детального учета фактической геометрии, потоков рабочего тела и охлаждающего воздуха, а также явлений, сопровождающих протечки рабочего тела через зазоры облопатывания. Ступень предполагается с надбандажным и корневым уплотнениями, через которые происходит протечка массой  $g_{\text{банд}}$  и  $g_{\text{корн}}$ . Расчет венцов ведется по фактическому расходу через собственно решетку. Выделяется пять расчетных сечений. В межвенцовых зазорах предполагается приток и уток массы и изменение меридианного сечения при переходе от выходных кромок СА к входным кромкам РК и как следствие всех параметров потока ( $P_1, S, C_u$  и  $C_z, \alpha_1$  и т.д.). Для расчета утечек производится определение статических давлений у корня и периферии ПЧ в межвенцовых зазорах. В зазоре между СА и РК эти давления определяются по формуле, полученной по результатам пространственных расчетов путем аппроксимации в зависимости от параметра  $\bar{r} = r/r_{cp}$ :  $\rho_{k,n} = 1 - (1 - \rho_{cp}) \cdot (A \cdot \bar{r} + B \cdot \bar{r} + C)$ ; давления за РК определяются по упрощенному уравнению радиального равновесия. Межвенцовый зазор выделяется в отдельный расчетный участок, что позволяет учесть потери энергии от смещения основного и подсосываемого потоков и получить значение угла  $\alpha_1$  перед кромками РК благодаря отдельному определению составляющих  $C_{1u}$  и  $C_{1z}$ . Угол  $\alpha_1$  перед кромками РК определяется из системы уравнений: расхода, энергии, закона сохранения момента количества движения при допущении, что масса протечки намного меньше массы рабочего тела, протекающей через СА. Для определения потерь полного давления в зазоре используется уравнение баланса изменения энтропии. Увеличение энтропии в зазоре за счет трения вихреобразования и смещения принимается по литературным данным о коэффициентах местного сопротивления для

бокового притока. Для расширения диапазона применимости методики предусматривается однозначное определение потерь энергии в произвольной дозвуковой решетке в зависимости от углов натекания (углов атаки) чисел  $M$  и  $Re$  по методике [16]. Расчет ступени ведется от входа к выходу; заданными считаются частота вращения и параметры на входе и выходе: давления, температура, – варьируемым параметром является расход. Расчет ведется до тех пор, пока не будет достигнуто заданное давление за ступенью. Проверочные расчеты опытных ступеней, проведенные авторами по разработанной методике без введения в алгоритм каких-либо корректирующих коэффициентов, дали результаты, несколько отличающиеся от опытных по КПД и расходу. Поэтому для достижения совпадения расчетных и опытных значений по этим показателям были введены корректирующие коэффициенты: коэффициенты расхода  $CA$  и  $PK$  и коэффициент увеличения потерь в  $PK$ . Апробация модели после введения корректирующих коэффициентов представлена на рис. 1. Заметим, что корректирующие коэффициенты соответствуют опытным данным апробированных ступеней.

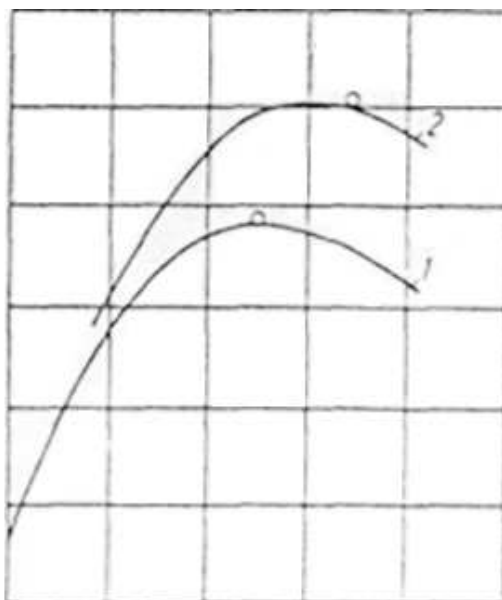


Рис. 1. Экспериментальные характеристики турбинных ступеней, использованные при идентификации [2]:

— — эксперимент; ○ – расчет

Fig. 1. Experimental characteristics of turbine stages used in the identification [2]:

— — experiment; ○ – calculation

Близкий по структуре к изложенному выше расчету [7] разработан в ЦКТИ [6, 9], а также описан в работе [4]. Краевая задача реализована в двух вариантах: определению подлежит либо давление перед турбиной, либо расход газа. При этом критическое истечение в горле может образовываться в произвольном количестве венцов. Определяются критические условия и момент начала отклонения в косом срезе, при этом отдельно учитываются потери в горле и в косом срезе. Учитывается раскрытие проточной части. Центральным элементом расчета является трансцендентное уравнение сплошности с учетом протечек через периферийный и корневой зазоры, диафрагменное уплотнение и разгрузочные отверстия, неизвестным в котором служит приведенная скорость  $\lambda$ . Решение ищется численно методом Ньютона. Протечки определяются с учетом радиальной неравномерности параметров потока по радиусу. Уравнение радиального равновесия записывается в форме Крокко и заранее интегрируется для заданного способа закрутки. Потери смещения в осевом зазоре определяются по методике работы [25]. Потери энергии в лопаточных аппаратах определяются по обобщениям, приведенным в работах [6, 1], в зависимости от геометрических и режимных параметров. Апробация методики производилась на неохлаждаемых и охлаждаемых газотурбинных ступенях. Результаты апробации после выполненной идентификации представлены на рис. 2.

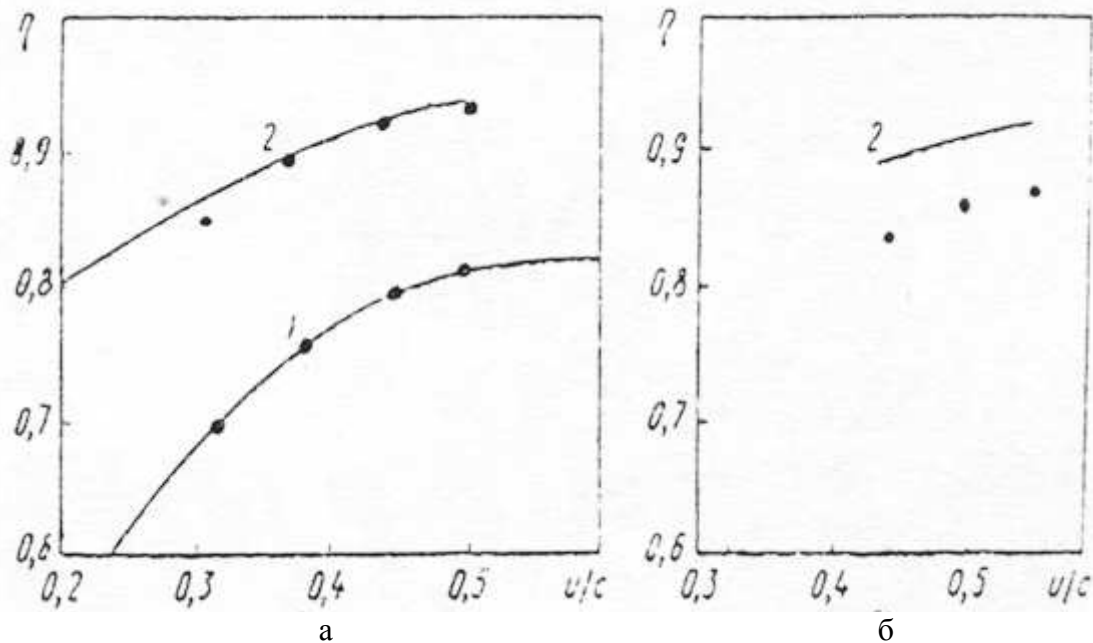


Рис. 2. Сопоставление расчетной и экспериментальной экономичности неохлаждаемой (а) и охлаждаемой (б) газотурбинных ступеней [18]: — — расчет; • — эксперимент;

1 — мощностной КПД; 2 — заторможенный КПД

Fig. 2. Comparison of the calculated and experimental economics uncooled (a) and cooled (b) turbine stages [18]: — — Calculation; • — experiment; 1 — Efficiency cardinality 2 — inhibited efficiency

В работах [25, 24] приводится методика одномерного поступенчатого проверочного расчета многоступенчатой осевой турбины при дозвуковых скоростях. Расчет построен с единой точки зрения модели двумерного осесимметричного течения в ступени. Переход от сечения к сечению выполняется по среднему диаметру. При переходе проводится интегрирование уравнения радиального равновесия вдоль кромок венцов и выполняется расчет перестройки потока в межвенцовых зазорах из-за перекрыш и меридианного расширения ПЧ с учетом условия  $C_u r = const$  вдоль линий тока, баланса утечек, отсоса и подсоса и их смешения с основным потоком на выходе из венцов. Расчет ведется с учетом интегральных уравнений баланса для расхода, энергии, энтропии и момента количества движения относительно оси вращения. Расчет баланса утечек через радиальный и корневой зазоры и разгрузочные отверстия ступени выполняется одновременно с расчетом венцов ступени методом простой итерации с использованием опытных данных работ [29, 23] по коэффициентам расхода уплотнений и разгрузочных отверстий. Потери энергии в зависимости от геометрических и режимных характеристик рассчитываются на среднем диаметре по методике [16]. При расчете потерь учитываются эффекты нестационарного обтекания по формулам работы [22]. Коэффициенты расхода задаются по обобщенным экспериментальным данным [23]. При сверхзвуковом истечении из венца выполняется расчет расширения в косом срезе с интегрированием уравнения радиального равновесия (итерациями). Расчет ступени проводится от входа к выходу. Подбор расхода или давления на входе в цилиндр выполняется итерациями по заданному противодавлению за цилиндром. Расчет ступени осуществляется в шести сечениях и требует 1,5÷2 мин машинного времени ЭВМ ЕС-1022. Результаты апробации данной модели приведены на рис. 3. Данная методика является промежуточной между традиционным одномерным проверочным расчетом и расчетом по межвенцовым зазорам с учетом наклона и кривизны меридианных линий тока.

При решении задач многорежимной оптимизации [26, 13] и выбора оптимальных значений параметра  $U/C_0^*$  и степени реактивности промежуточной или последней ступени паровой турбины [15] применяются упрощенные подходы к решению прямой задачи турбинной ступени. Это обусловлено тем, что решение задачи условной оптимизации геометрических характеристик ПЧ с учетом ее свойств на переменных режимах требует больших затрат машинного времени.

Так, в работе [15] приводятся аналитические выражения для КПД и степени реактивности промежуточной ступени, на среднем радиусе, полученные путем совместного преобразования уравнения энергии, расхода и момента количества движения. Уравнение расхода представлено в форме, учитывающей массу протечки. Утечка определяется без учета радиальной неравномерности давлений в осевом зазоре. Коэффициенты скорости  $CA$  и  $PK$  принимаются постоянными и не зависят от режимных параметров в процессе расчета. Предложенные выражения для окружного КПД и степени реактивности позволяют аналитически находить оптимальные параметры турбинной ступени заданной геометрии. О представительности предложенных зависимостей судить трудно, так как апробация данной методики не проводилась, а точность совпадения расчетных и опытных данных и диапазон рассчитываемых режимов будут зависеть от искусства задания коэффициентов  $\varphi$  и  $\psi$  отношения  $D/l$  (так как утечка определяется без учета изменения давлений по радиусу).

На рис. 3  $\rho_k, \rho_n$  – степени реактивности у корня и на периферии;  $i_{3cp}$  – угол атаки на входе в  $PK$ ;  $\alpha_{5cp}$  – угол выхода потока из ступени; «ср» – параметры на среднем радиусе;  $x$  – опыт на воздухе, лаборатория паровых турбин ПО ЛМЗ;  $\Delta\eta_{no} = \Delta\eta_{no}/\eta_{uo}$  – падение КПД от подсоса;  $\circ$  – расчет с учетом термодинамических потерь смешения  $g_p = 1,1\%$ .

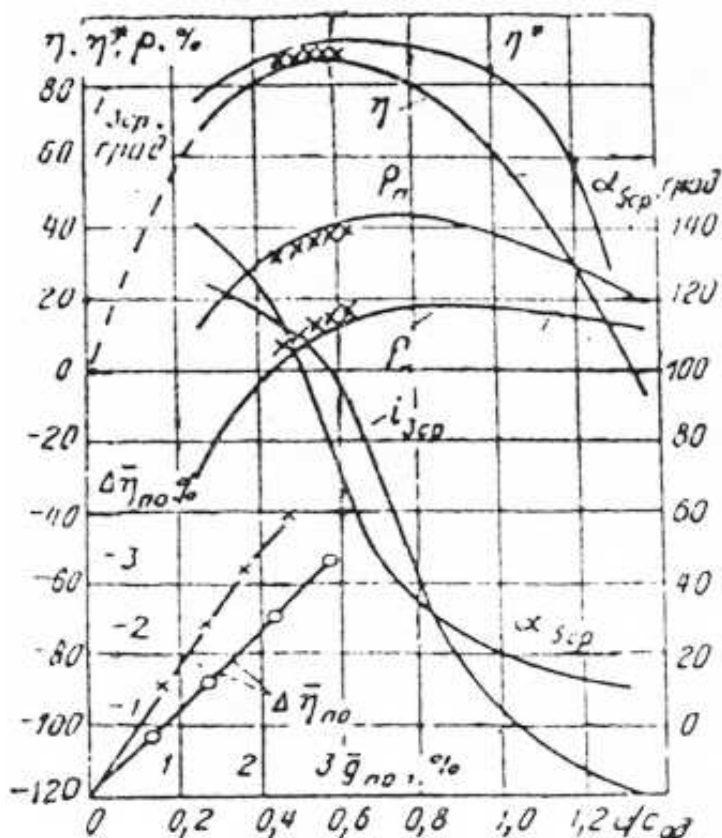


Рис. 3. Характеристики средней ступени ЦВД [3]  
Fig. 3. Characteristics of the average level of CVP [3]

В работах [26, 5] предложен метод решения задачи оптимизации группы турбинных ступеней и решение прямой задачи расчета течения по среднему диаметру по единой вычислительной схеме. Прямая задача решается при заданных статическом давлении за отсеком и расходах ступеней  $C_j$  как задача минимизации функции цели:

$$f(P_0^*, P_1, \dots, P_{2n-1}) = \left[ 1 + \sum_{j=1}^n \frac{G_1}{G_j^2} \cdot [(G_{cj} - G_j)^2 + (G_{lj} - G_j)^2] \right]^{-1},$$

где  $G_{cj}$ ,  $G_{lj}$  – вычисленные расходы в зазорах за сопловыми и рабочими решетками. Независимыми переменными служат  $P_0^*$ ,  $P_1$ , ...,  $P_{2n-1}$ . Учитывая возможность сверхкритического истечения из сопловой и рабочей решеток, коэффициенты скорости  $\varphi$  и  $\psi$  принимаются постоянными и не зависящими от режима работы, что обеспечивает быстрый и стабильный поиск экстремума функции цели комбинацией методов Пауэла и случайного поиска. Однако существенно сужает область переменных режимов, в которой результаты расчета по приведенной модели обеспечивали заданную адекватность модели.

В работах [13, 14] предложен подход к решению прямой задачи многоступенчатых турбин, сочетающий в себе простоту и высокую достоверность результатов расчета на переменных режимах. Расчеты дозвуковых переменных режимов отсека тепловой турбины ведутся от первой к последней ступени по потоку в межвенцовых зазорах *ПЧ*. Для расчета режима задаются параметры на входе и противодавление за турбиной, частота вращения ротора. Заданное противодавление за отсеком подбирается итерациями путем варьирования массового расхода рабочего тела перед первой ступенью. Особенности методики заключаются в следующем: расчет протечек в *ПЧ* осуществляется с учетом неравномерности степени реактивности по радиусу, которая оценивается по степенной зависимости, показатель степени которой уточняется из экспериментов на модельных ступенях; расчет дополнительных потерь от протечек основывается не на модели смещения основного и потоков протечки, а на простых эмпирических формулах, обобщающих результаты многочисленных экспериментальных исследований турбинных ступеней, и относится к потерям в *РК*; расчет потерь осуществляется по методикам авторов указанных работ, которые содержат эмпирические зависимости, полученные путем обобщения результатов опытов на вращающихся моделях, и отражают влияние основных геометрических и режимных параметров (в том числе и влияние угла атаки). Такой подход к построению модели обеспечивает высокую достоверность результатов расчета (рис. 4) и высокую скорость получения оптимальных решений и оценок экономичности на нерасчетных режимах при относительно малой потребности в машинных ресурсах. Область применимости модели регламентируется экспериментальным материалом, используемым в модели.

Расчету сверхзвуковых МРТ на переменных режимах посвящено относительно небольшое количество работ [20, 21, 27, 19, 17]. Одни из первых работ [20, 21], посвященных этой задаче, выполнены одним автором и содержат выражения для определения степени реактивности одно- и двухвенечных сверхзвуковых ступеней на среднем диаметре, приспособленные для ручного счета. Указанные выражения получены путем совместного решения уравнений неразрывности, энергии и количества движения. Полученные выражения являются трансцендентными уравнениями и решаются методом итераций относительно  $\rho_T$ . При выводе уравнений учитывалось влияние на степень реактивности, направление и масса протечек в *ПЧ*, однако оставлен открытым вопрос расчета массы протечки и влияние на ее величину неравномерности давлений по высоте лопатки. Для повышения достоверности

расчета предлагается для определения потерь в *СА* и *РК* использовать соответствующие экспериментальные зависимости. Учитывается отклонение потока в косом срезе *СА* на режимах, отличных от расчетного, расчет ведется по формуле Бэра с учетом потерь в *СА*. При расчете обтекания лопаток *РК* рассматриваются как до- так и сверхзвуковые режимы обтекания. При этом если на входе в *РК* и выходе из него скорости сверхзвуковые, то предполагается, что поток тормозится до критической в узком сечении рабочих лопаток, а дальнейшее расширение происходит в косом срезе. Приведенные в статьях примеры расчетов показывают возможность применения полученных зависимостей в широком диапазоне изменения степеней расширения  $\pi_T$  и параметра  $U/C_0^*$ .

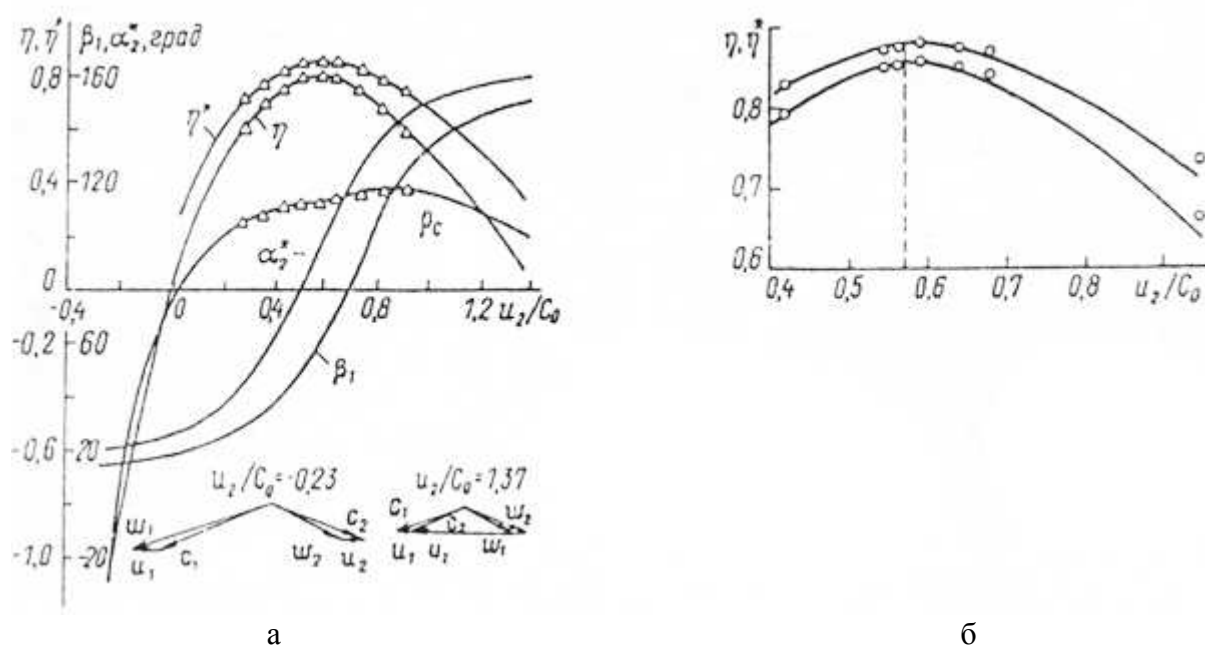


Рис. 4. Характеристики ступени (а) и отсека (б) [2]: — — расчет;  $\circ, \Delta$  — эксперимент  
Fig. 4. Characteristics of step (a) and cover (b) [12]: — — Calculation;  $\circ, \Delta$  — experiment

Отличный от предыдущего подхода метод расчета при дозвуковых и сверхзвуковых скоростях предложен в работах [27, 19]. Расчет ведется от выходного сечения методом последовательных приближений. Исходная система уравнений (энергии, расхода, кинематических соотношений, процесса) при сверхзвуковых скоростях содержит 33 неизвестных и состоит из 29 уравнений. Для определения задачи дополнительно задаются  $G_2, P_2, T_2^*$  и частота вращения. В исходную систему уравнений входят обобщенные формулы Бэра для определения углов отклонения в косых срезах *СА* и *РК*. Записанная система контролируется на наличие решения. При отсутствии решения необходимо производить корректировку исходной информации с целью определения полных параметров, обеспечивающих пропуск заданного расхода, в данном зазоре. Указывается, что формальная корректировка исходной информации (потерь в последующем по ходу течения венце) до появления корня трансцендентного уравнения может привести к большому перераспределению параметров в венце перед рассчитываемым зазором. При сверхзвуковых скоростях натекания осуществляется контроль возможности течения в криволинейных скачках на входе с определением потерь в них. Накладывается запрет на отрицательные углы атаки при сверхзвуковых ско-

ростях на входе в венце. При появлении последних производится изменение коэффициентов изэнтропийности в последующем по ходу течения венце, пока угол атаки не становится отрицательным или относительная скорость натекания дозвуковой. Апробация разработанной модели приведена на рис. 5. Указанная процедура корректировки исходной информации при отсутствии корня уравнения, одной из причин которой является неприспособленность расчета «с конца» для расчета сверхзвуковых ступеней (СА в широком диапазоне режимов работает с постоянным расходом), и запрет на отрицательные углы атаки ограничивают возможность применения данной методики в задачах многорежимной оптимизации.

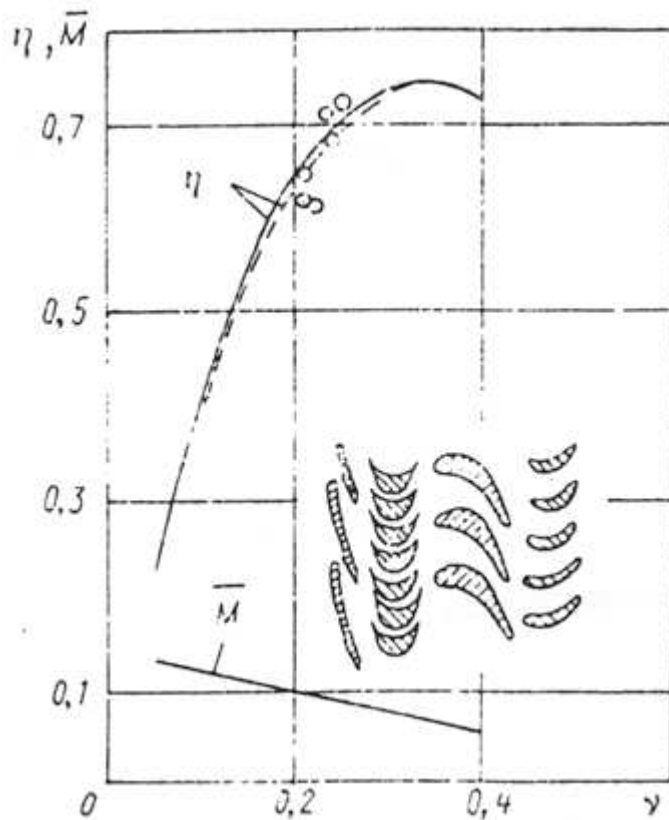


Рис. 5. Расчетные и экспериментальные характеристики турбины со сверхзвуковой 1-й ступенью [11]:  
 — – расчет; ○ – эксперимент  
 Fig. 5. Computational and experimental characteristics of the turbine with a supersonic stage 1 [11]:  
 — – Calculation; ○ – experiment

Авторы [17] предлагают методику проверочного расчета и определения КПД одноступенчатой парциальной сверхзвуковой газовой турбины при изменении противодавления в широком диапазоне. Коэффициент скорости СА на расчетном режиме определяется эмпирической зависимостью:  $\varphi_c = c_\varphi \sqrt{0,955 - 0,018(b, l)_c}$ , где  $c_\varphi$  – эмпирический коэффициент. Действительная скорость истечения рабочего тела из СА на переменном режиме определяется после рассмотрения течения в системе скачков уплотнения:  $\lambda_{з.ск} = c_{ск} / \lambda_{ск}$ , где  $c_{ск}$  – опытный коэффициент;  $\lambda_{ск} = f(M_{ск})$ , где  $M_{ск}$  находится из уравнения

$$\frac{P_0^*}{P_1} - \frac{\left(1 + \frac{k-1}{2} \cdot M_{ск}^2\right)^{\frac{k}{k-1}}}{(0,39 + 0,73 \cdot M_{ск}) \left[1 + \left(\frac{0,192}{\sin \alpha_{1k}} - 0,7\right) \left(1 - \frac{M_{ск}}{M_{a.расч}}\right)\right]} = 0,$$



где  $M_{a,расч}$  – число Маха, соответствующее расчетной степени расширения СА с учетом потерь. Окружной КПД определяется по известной формуле [10] для активной турбины при степени реактивности, равной нулю. Влияние парциальности на процессы в осевом зазоре частично учитывается введением эмпирического коэффициента  $C_p$ , учитывающего дополнительно и конструктивные особенности турбины: величину зазоров, расположение и число сопел, величину и направление протечек и т.д. Как видно из рис. 6, введение поправочных коэффициентов  $C_p$ ,  $C_{ск}$ ,  $G_\varphi$ , справедливых для конкретной турбины, обеспечивает удовлетворительное совпадение результатов расчета с экспериментом и может быть использована для расчета двигательной установки, имеющей в своем составе подобную турбину. Использование ее для расчета переменных режимов при многорежимной оптимизации в силу конкретного характера экспериментальных данных затруднительно.

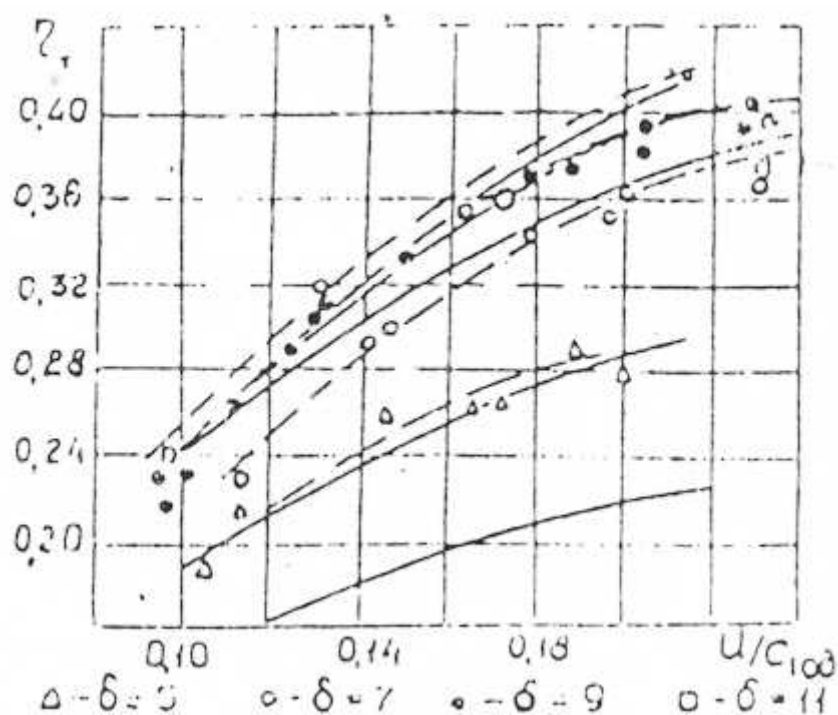


Рис. 6. Расчетные и экспериментальные характеристики сверхзвуковой парциальной одновенечной МРТ [8]:  
— — расчет;  
○, Δ, •, □ — эксперимент  
Fig. 6. Calculated and experimental data of the partial supersonic odnovenechnoy MRI [8]:  
— — Calculation;  
○, Δ, •, □ — experiment

### Выводы

На основе представленного краткого обзора представляется целесообразным создание математической модели переменного режима сверхзвуковой парциальной МРТ, которая сочетала бы достоинства методик [7, 24, 25, 13] дозвукового проверочного расчета, учитывала особенности, присущие рабочему процессу сверхзвуковой ступени, и позволяла использование ее в задачах многорежимной оптимизации МРТ (достаточная точность расчетов в широком диапазоне изменения конструктивных и режимных параметров), не приводя к непомерно большим затратам машинных ресурсов.

### Список литературы

1. Амелюшкин В.Н., Шкляр В.А. Определение профильных потерь в решетках осевых турбин // Энергетическое машиностроение. – 1986. – Вып. 42. – С. 27-35.
2. Бойко А.В., Говорущенко Ю.И., Усатый А.П. Создание эмпирической методики определения коэффициентов потери энергии в турбинных решетках с помощью теории планирования экспериментов // Энергетическое машиностроение. – 1986. – Вып. 42. – С. 9-14.

3. Бойко А.В., Говорущенко Ю.Н. Основы теории оптимального проектирования проточной части осевых турбин. — Харьков: Вища шк.; Изд-во при ХГУ, 1989. — 217 с.
4. Булович С.В., Рудинский В. А. Проверочный расчет осевых и радиальных турбин на переменных режимах работы // Современные проблемы газодинамики и теплообмена и пути повышения эффективности энергетических установок: тез. докл. VIII Всесоюз. школы-семинара. — М.: Изд-во МГТУ, 1991. — Ч. 2. — С. 42-44.
5. Гаркуша А.В., Субботович В.П. Методика выбора оптимальных расчетных режимов при проектировании ступеней турбины, работающей с переменными расходами пара // Энергетическое машиностроение. — 1988. — № 45. — С. 7-14.
6. Жуковский Г.В. и др. Тепловые расчеты паровых и газовых турбин с помощью ЭВМ / Г.В. Жуковский, Ю.А. Марченко, И.К. Тереньгев. — Л.: Машиностроение, 1983. — 255 с.
7. Заславский С.А. и др. Одномерный проверочный расчет малоразмерных дозвуковых осевых газовых турбин на ЭВМ / С.А. Заславский, М.А. Либерман, М.А. Симкин, Я.А. Сироткин // Энергомашиностроение. — 1978. — № 7. — С. 13-15.
8. Изотов С.П., Шашкин В.В. Авиационные ГТД в наземных установках. — Л.: Машиностроение, 1984. — 228 с.
9. Использование ЭВМ при проектировании и расчете проточной части и лопаток газовых турбин / Г.В. Жуковский, С.Т. Винтер, В.А. Иванов и др. // Тр. ЦКТИ. — 1990. — № 261. — С. 46-51.
10. Кириллов И.И. Теория турбомашин. — Л.: Машиностроение, 1972. — 536 с.
11. Кириллов И.И. Влияние шага осесимметричных сопел на эффективность соплового аппарата и турбинной ступени / И.И. Кириллов, К.Г. Родин, В.Н. Бусурин, Г.Л. Раков и др. // Изв. вузов. Авиационная техника. — 1985. — № 5. — С. 28-32.
12. Кирюхин В.И., Тараненко И.М., Огурцова Е.П. Паровые турбины малой мощности КТЗ. — М.: Энергоиздат, 1987. — 216 с.
13. Лапшин К.Л. Оптимизация проточных частей многоступенчатых турбин. — СПб.: Изд-во С.-Петербургского ун-та, 1992. — 196 с.
14. Лапшин К.Л., Рисс В. К расчету осевых тепловых турбин на переменных режимах // Теплоэнергетика. — 1992. — № 5. — С. 64-66.
15. Митюшкин Ю.И., Петров Н.А. Коэффициент полезного действия и реактивность турбинной ступени заданной геометрии // Проблемы повышения эффективности судовых энергетических установок. — Горький: Изд-во ГПИ, 1988. — С. 31-38.
16. Мухтаров М.Х., Кричакин В.И. Методика оценки потерь в проточной части осевых турбин при расчете их характеристик // Теплоэнергетика. — 1969. — № 7. — С. 76-79.
17. Овсянников Б.В., Уваров С.Е., Худенко Б.Г. Особенности расчета КПД активной парциальной газовой турбины при изменении противодавлений в широком диапазоне // Изв. вузов. Авиационная техника. — 1990. — № 1. — С. 66-70.
18. Пряхин В.В., Павловский А.З. Влияние парциального подвода пара на характеристики ступени скорости // Теплоэнергетика. — 1969. — № 2. — С. 18-22.
19. Расчеты проточных частей судовых турбин при заданной геометрии с дозвуковыми и сверхзвуковыми скоростями течения: учеб. пособие / А.М. Топунов, Ю.М. Погодин, В.Д. Пшеничный, В.В. Розенталь. — Л.: Изд-во ЛКИ, 1979. — 65 с.
20. Речкоблит А.Я. Исследование переменных режимов работы двухвенечной ступени судовой паровой турбины при сверхкритических теплоперепадах // Судостроение. — 1959. — С. 20-24.
21. Речкоблит А.Я. Степень реакции на переменных режимах работы турбинной ступени при сверхкритических теплоперепадах // Уч. зап. ЛВИМУ. — 1958. — № 12. — С. 69-76.

22. Самойлович Г.С. Возбуждение колебаний лопаток турбомашин. – М.: Машиностроение, 1975. – 288 с.
23. Самойлович Г.С., Трояновский Б.М. Переменные и переходные режимы в паровых турбинах. – М.: Энергоиздат, 1982. – 496 с.
24. Сироткин Я.А. Поверочный расчет многоступенчатых паровых турбин // Теплоэнергетика. – 1982. – № 12. – С. 21-24.
25. Сироткин Я.А. Одномерный проверочный аэродинамический расчет охлаждаемых газовых турбин // Изв. АН СССР. Энергетика и транспорт. – 1980. – № 1. – С. 137-148.
26. Субботович В.П. Об оптимизации группы турбинных ступеней и решении прямой задачи расчета течения по среднему диаметру по единой вычислительной схеме // Энергетическое машиностроение. – 1990. – № 49. – С. 28-31.
27. Топунов А.М. Теория судовых турбин. – Л.: Судостроение, 1985. – 472 с.
28. Тунаков А.П. Методы оптимизации при доводке и проектировании газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 1979. – 184 с.
29. Щегляев А.В. Паровые турбины. – М.: Энергия, 1976. – 368 с.
30. Щегляев А.В. Паровые турбины: Теория теплового процесса и конструкция турбин. – М.: Энергоатомиздат, 1993. – С. 152-155.

**Сведения об авторах:** Симашов Рафаиль Равильевич, кандидат технических наук, доцент, e-mail: forsimashov@yandex.ru;

Куликов Юрий Львович, старший преподаватель, e-mail: kulikov-uryi@yandex.ru.