

УДК 621.438.001 2 (02)

В. А. ГРИГОРЬЕВ, Д. С. КАЛАБУХОВ, В. М. РАДЬКО*Самарский государственный аэрокосмический университет им. акад. С. П. Королёва (национальный исследовательский университет), Россия***МЕТОДЫ ОБОБЩЕНИЯ И ПРЕДСТАВЛЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК
ТУРБИН АВИАЦИОННЫХ ГТД**

Проанализированы современные варианты задания характеристик турбин авиационных ГТД. Показано влияние расчетных значений степени понижения давления $\pi_{T_p}^$ и степени реактивности ρ_{T_p} на характер протекания характеристик. Описаны достоинства и недостатки существующих методов обобщения и представления характеристик турбин. Приведен метод обобщения и представления характеристик турбин с помощью нейросетевой аппроксимации. Представлен алгоритм обобщения экспериментальных характеристик с помощью эффективных методов искусственных нейронных сетей. Показаны результаты аппроксимации и интерполяции характеристик нейронными сетями на основе многослойного персептрона при различных расчетных значениях $\pi_{T_p}^*$.*

Ключевые слова: турбина, ГТД, обобщение характеристик, аппроксимация, искусственная нейронная сеть, персептрон.

Введение

К настоящему времени известны различные методы и способы обобщения и представления характеристик турбин авиационных ГТД на различных носителях информации. Современные методы обобщения характеристик предполагают их представление в программных пакетах.

Рациональное задание характеристик турбин без дополнительных погрешностей является сложной задачей и определяется следующими критериями:

- точностью аппроксимации и интерполяции;
- объемом памяти, необходимым для задания на ЭВМ;
- удобством применения в математической модели двигателя на ЭВМ;
- возможностью экстраполяции и интерполяции по характеристике турбины за пределы заданной области;
- сложностью реализации метода в алгоритмах программирования на ЭВМ.

Среди множества способов описания характеристик турбин, работающих в области автотельности по числу Re, можно выделить три наиболее информативных варианта:

$$1) \quad \eta_T^* = f(y_T^*, \rho_T); N_T / \left(p_T^* \sqrt{T_T^*} \right) = f(y_T^*, \rho_T);$$

$$2) \quad \eta_T^* = f\left(\pi_T^*, n / \sqrt{T_T^*}\right);$$

$$G \sqrt{T_T^*} / p_T^* = f\left(\pi_T^*, n / \sqrt{T_T^*}\right);$$

$$3) \quad \eta_T^* = f\left(\pi_T^*, G n / p_T^*\right); L_T / n^2 = f\left(\pi_T^*, G n / p_T^*\right)$$

$$\text{или } \pi_T^* = f\left(\pi_T^*, G n / p_T^*\right).$$

Известные методы аппроксимации характеристик турбин ГТД имеют свои достоинства и недостатки, которые описаны, например, в работах [1, 3].

Общим недостатком аппроксимации характеристик турбин является неприемлемая для настоящего времени точность даже на начальном этапе проектирования ГТД. Например, методы [1 - 3] не учитывают, что при различных расчетных значениях степени понижения давления $\pi_{T_p}^*$ или степени реактивности ρ_{T_p} форма характеристики может значительно изменяться в некоторых диапазонах значений параметра нагруженности y_T^* , π_T^* и относительной окружной скорости λ_u . В качестве иллюстрации этого факта на рис. 1 показана зависимость $\eta_T^* = f(y_T^*)$ при различных значениях ρ_{T_p} .

Из него следует, что при $y_T^* > 0,6$ характеристика турбины расслаивается и ее вид зависит от ρ_{T_p} .

Аналогичные расхождения в характере протекания характеристик по $\pi_{T_p}^*$ можно получить для зависимостей вида $\eta_T^* = f(\pi_T^*)$. Таким образом, для составления математической модели универсальной обобщенной характеристики турбины с целью пред-

ставления ее в САПР ГТД требуется учет величины $\pi_{\tau p}^*$ или $\rho_{\tau p}$ (в зависимости от вида характеристики), т.е. введение дополнительной переменной в характеристику.

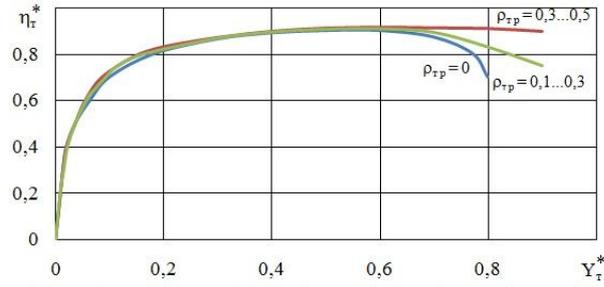


Рис. 1. Экспериментальные зависимости окружного КПД от Y_{τ}^* при различных $\rho_{\tau p}$

С помощью трехмерного параболического сплайна обобщенные характеристики турбины можно представить в ЭВМ в виде трехмерной функции:

$$\begin{cases} S_{\eta_{\tau}^*}(\bar{\pi}_{\tau}, \bar{\lambda}_u, \pi_{\tau p}^*) = \\ = \sum_{i=1}^p \sum_{j=1}^q \sum_{k=1}^r \bar{\eta}_{i,j,k} S_i(\bar{\pi}_{\tau}^*) S_j(\bar{\lambda}_u) S_k(\pi_{\tau p}^*); \\ S_{\bar{q}}(\lambda_{\tau}) (\bar{\pi}_{\tau}, \bar{\lambda}_u, \pi_{\tau p}^*) = \\ = \sum_{i=1}^p \sum_{j=1}^q \sum_{k=1}^r \bar{q}_{i,j,k}(\lambda_{\tau}) S_i(\bar{\pi}_{\tau}^*) S_j(\bar{\lambda}_u) S_k(\pi_{\tau p}^*), \end{cases} \quad (1)$$

где $S_i(\bar{\pi}_{\tau}^*), S_j(\bar{\lambda}_u), S_k(\pi_{\tau p}^*)$ – фундаментальные параболические сплайны, описывающие зависимость $\bar{\eta}_{\tau}$ и $\bar{q}(\lambda_{\tau})$ от относительных величин $\bar{\pi}_{\tau}^*$, $\pi_{\tau p}^*$ и приведенной окружной скорости $\bar{\lambda}_u$;

$\bar{\eta}_{i,j,k}^*, \bar{q}_{i,j,k}(\lambda_{\tau})$ – относительные значения

КПД и приведенной плотности тока в узловых точках интерполяционного сплайна.

Фундаментальные параболические сплайны имеют вид [4]

$$S_i(x) = f_0 + m_0(x-x_0) + c_0(x-x_0)^2 + \sum_{i=1}^{n-1} c_i(x-x_i)_+^2, \quad (2)$$

где x_i – узловые точки интерполяционной сетки,

$$(x-x_i)_+ = \max\{0, (x-x_i)\};$$

$f_0, m_0, c_0, c_1, \dots$ – коэффициенты фундаментального сплайна.

Ожидаемыми достоинствами такого метода обобщения и представления характеристик турбин

по аналогии со сплайн-аппроксимацией характеристик компрессоров [5] являются:

- более высокая точность приближения функции по сравнению с методами аппроксимации многомерными полиномами;
- гладкость получаемых характеристик за счет автоматического сглаживания «шероховатостей» исходной информации;
- возможность экстраполяции обобщенных характеристик по $\pi_{\tau p}^*$ вне диапазона обобщения в пределах 10...15%;
- упрощение визуализации результатов исследования и вывода графической информации.

К очевидным недостаткам метода следует отнести:

- усложнение алгоритмов расчета и представления характеристик на ЭВМ из-за использования многомерного сплайна для интерполяции;
- низкую сходимость параболического сплайна со свободными граничными условиями в случае задания непрямоугольных сеток узловых точек, обусловленную осцилляцией в окрестностях точек характеристик $\bar{q}(\lambda_{\tau}) = f(\bar{\lambda}_u, \bar{\pi}_{\tau}^*), \bar{\mu}_{\tau} = f(\bar{\lambda}_u, \bar{\pi}_{\tau}^*)$ при $\pi_{\tau p}^* > \pi_{\tau p}^*_{кр}$ и малых $\bar{\lambda}_u \bar{q}(\lambda_{\tau})$ соответственно.

Последний недостаток устраняется заменой параболического сплайна на кубический, но тогда алгоритмы расчета еще более усложняются.

Существовавшее длительное время представление характеристик в виде таблиц, в связи с малым объемом оперативной памяти ЭВМ, приводило к её неэкономичному расходованию [6]. Сейчас проблема объема оперативной памяти ЭВМ не стоит так остро, поэтому экспериментальные данные зачастую задаются в виде таблиц. Однако представление характеристики в табличном виде неудобно для визуального восприятия и анализа. Поэтому в настоящее время требуется применять методы обобщения исходных табличных данных, позволяющие удовлетворить указанным критериям рационального представления характеристик.

К таковым можно отнести методы аппроксимации характеристик с помощью искусственных нейронных сетей. Искусственные нейронные сети (ИНС) – математические модели, а также их программные или аппаратные реализации, построенные по принципу организации и функционирования биологических сетей нервных клеток живого организма [7]. Они представляют собой систему соединённых и взаимодействующих между собой простых процессоров (нейронов). Главной особенностью нейронных сетей является их способность к обучению, т.е. к нахождению сложных зависимостей между входными данными и выходными, а

также к их обобщению в условиях неполноты или «зашумленности» исходной информации.

Нейросетевая аппроксимация при обобщении и представлении характеристик турбин

Для представления характеристик турбин в системах автоматизированного начального проектирования ГТД, прежде всего, необходимо составить методику обобщения этих характеристик. Использование методов ИНС позволяет достаточно легко обобщать исходные экспериментальные либо расчетно-экспериментальные данные, представленные в табличном виде. Алгоритмы обобщения характеристик турбин в математических пакетах по ИНС-методам строятся следующим образом.

1. В зависимости от исходного вида представления экспериментальных или расчетно-экспериментальных характеристик с последних снимают значения соответствующих параметров и заносят в таблицу. Если исходные характеристики представлены в виде

$$\eta_T^* = f\left(\pi_T^*, n / \sqrt{T_T^*}\right) G \sqrt{T_T^*} / p_T^* = f\left(\pi_T^*, n / \sqrt{T_T^*}\right)$$

$$\text{или } \eta_T^* = f(\lambda_u, \pi_T^*) \text{ и } G \sqrt{T_T^*} / p_T^* = f(\lambda_u, \pi_T^*),$$

то в таблицу заносятся значения $n / \sqrt{T_T^*}$ (или λ_u), $G \sqrt{T_T^*} / p_T^*$, а также $\pi_{T_p}^*$, $\bar{\lambda}_u$ соответствующие экспериментальным точкам, снятым с характеристик с различными $\pi_{T_p}^*$.

2. Проводится пересчет абсолютных значений в относительные

$$\bar{\eta}_T^* = \eta_T^* / \eta_{T_p}^*, \quad \bar{q}(\lambda_u) = q(\lambda_u) / q(\lambda_{u_p}),$$

$\bar{\lambda}_u = \lambda_u / \lambda_{u_p}$ и $\bar{\pi}_T^* = \pi_T^* / \pi_{T_p}^*$ для турбин с определенными значениями $\pi_{T_p}^*$.

3. В случае необходимости представления обобщенной характеристики в виде, отличном от исходного, относительные параметры могут быть изменены с соответствующим пересчетом значений.

4. Применяются методы нейросетевой аппроксимации к обобщению табличных данных.

После процедуры обобщения характеристик их представляют в виде, удобном для визуального восприятия, анализа информации и применения для расчета двигателя на начальном этапе проектирования.

Отметим, что использование ИНС носит во многом эвристический характер. При аппроксимации нейронными сетями необходимо задавать множество исходных данных и принципов построе-

ния и обучения ИНС. К ним относятся: объем обучающей, тестовой и поверочной выборки в процентах от общего числа наблюдений, число скрытых слоёв и нейронов в них, типы функций активации в скрытых и выходном слоях (для многослойного персептрона), диапазон величин значимых весов нейронов в скрытых и выходных слоях, тип поверхности ошибки аппроксимации, число циклов обучения, скорость обучения и некоторые другие. В большинстве современных нейросетевых пакетах реализованы алгоритмы автоматизированного построения ИНС на основе перебора вариантов задания исходной информации и поиска оптимальных, с точки зрения поставленной задачи, вариантов. В этом случае пользователем пакета также задаётся число сетей для построения или машинное время, в течение которого будет построено определённое число сетей в зависимости от их сложности и качества минимизации ошибок.

В задаче аппроксимации важнейшими показателями качества являются производительности обучающей p_o , тестовой p_T и поверочной p_p выборок, которые представляют собой коэффициенты множественной корреляции R регрессионной модели.

Для аппроксимации характеристик осевых авиационных турбин со значениями $\pi_{T_p}^*$, лежащими в пределах диапазона значений 1,25...5,3 и $\rho_{T_p} = 0...0,5$ применялись сети на основе многослойного персептрона (МП).

Построение обобщенных характеристик турбин в трех рассмотренных вариантах их представления проводилось в статистическом пакете Statistica Neural Network согласно изложенному выше алгоритму.

Опишем процедуру обобщения характеристики вида $\eta_T^* = f(y_T^*)$ при различных значениях ρ_{T_p} .

1. Был создан файл-таблица исходных данных, снятых с расчетно-экспериментальных характеристик $\eta_T^* = f(y_T^*)$ четырех турбин с расчетными значениями $\rho_{T_p} = 0; 0,1; 0,3; 0,5$. Общее число экспериментальных точек равнялось 60.

2. Исходные величины параметров обезразмеривались по отношению к значениям параметров $\eta_{T_p}^* = \eta_{T_{\max}}^*$ и $y_{T_p}^*$ в расчетных точках исходных характеристик.

3. Для анализа данных было выбрано 100 сетей, из которых в памяти ЭВМ сохранялось 5 наилучших. Для обучения и проектирования сети был выбран двухслойный персептрон с числом скрытых нейронов от 3 до 10. В качестве функции активации использовались логистическая, экспоненциальная, тангенциальная и синусоидальная функции. Критерием выбора сохраняемой сети была принята наи-

меньшая ошибка на тестовой выборке.

Результаты аппроксимации обобщенной характеристики турбины с помощью ИНС при $\rho_{\tau p} = 0$, $\rho_{\tau p} = 0,1 \dots 0,3$, $\rho_{\tau p} = 0,3 \dots 0,5$ трехслойным пересептроном с числом нейронов 10 и 8 в скрытых слоях приведены на рис. 2. Показатели качества нейронной сети $p_0 = 0,976$, $p_{\tau} = 0,969$, $p_n = 0,963$.

Достоинством экспериментальной характеристики, представленной в координатах η_{τ}^* и y_{τ}^* , является ее универсальность, позволяющая учитывать влияние на КПД параметров ρ_{τ} , π_{τ} , λ_u и числа ступеней $z_{ст}$ в одном критериальном комплексе y_{τ}^* .

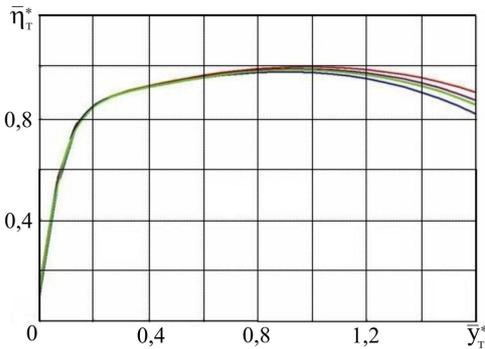


Рис. 2. Обобщенные характеристики осевых турбин, построенные с помощью методов ИНС

— $\rho_{\tau p} = 0$; — 0,1; — 0,3; — 0,5

С другой стороны, характеристика в таком виде затрудняет анализ влияния одновременного отклонения нескольких параметров от расчетных значений на КПД турбины. Достоинством экспериментальной характеристики, представленной в координатах η_{τ}^* и y_{τ}^* , является ее универсальность, позволяющая учитывать влияние на КПД параметров ρ_{τ} , π_{τ} , λ_u и числа ступеней $z_{ст}$ в одном критериальном комплексе y_{τ}^* . С другой стороны, характеристика в таком виде затрудняет анализ влияния одновременного отклонения нескольких параметров от расчетных значений на КПД турбины.

Результаты обобщения характеристик турбины, построенных в координатах η_{τ}^* и π_{τ}^* для сечений $\pi_{\tau p}^* = 1,25$ и $\pi_{\tau p}^* = 5,3$ представлены на рис. 3 (точками отмечены экспериментальные данные). Показатели качества $p_0 = 0,981$, $p_{\tau} = 0,967$, $p_n = 0,961$, функция активации в скрытом слое логистическая, а в выходном слое тождественная.

Из рис. 3 следует, что полученные путем обучения нейронных сетей кривые очень точно аппроксимируют данные экспериментальных характеристик. На рисунках показаны результаты интерполя-

ции характеристики по линиям $\bar{\lambda}_u = 0,3$ (рис. 3а) и $\bar{\lambda}_u = 0,4; 0,6$ (рис. 3б). Характер протекания этих кривых косвенно свидетельствует об адекватности описания характеристики в рассматриваемых диапазонах значений $\bar{\lambda}_u$.

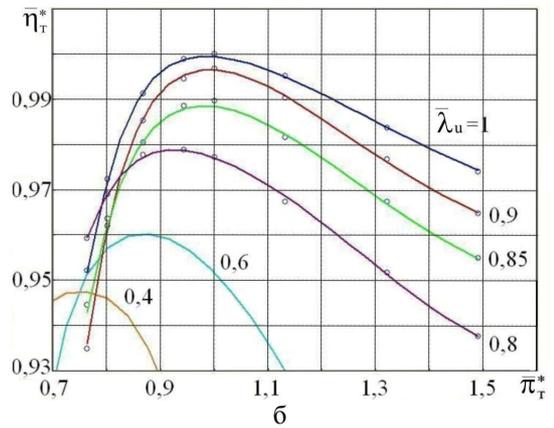
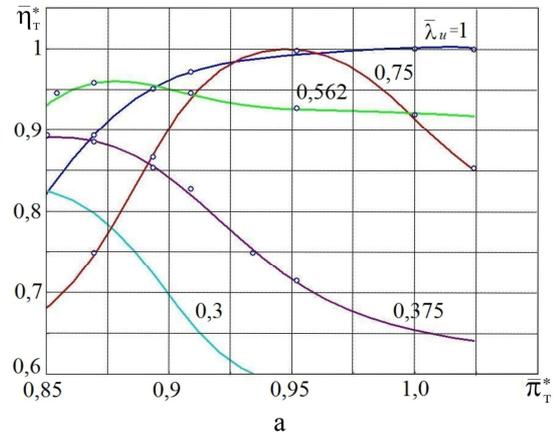


Рис. 3. Сечения характеристик турбины в координатах $\eta_{\tau}^* - \pi_{\tau p}^*$ по π_{τ}^* :

а - $\pi_{\tau p}^* = 1,25$; б - $\pi_{\tau p}^* = 5,3$

На рис. 4 показана расходная характеристика в координатах $\bar{q}(\lambda_{\tau}) - \bar{\pi}_{\tau}^*$ для $\pi_{\tau p}^* = 1,7$.

Полученная расчетная характеристика в целом совпадает с экспериментальной до значений $\bar{\pi}_{\tau}^* \leq 0,95$. В диапазоне $0,95 \leq \bar{\pi}_{\tau}^* \leq 1$ вместо постепенного схождения всех кривых в одну точку и вырождения характеристики в прямую линию $\bar{q}(\lambda_{\tau}) = 1 = \text{const}$ наблюдается примерно эквидистантное расположение кривых $\bar{\lambda}_u = \text{const}$. Из рис. 4 следует, что $\bar{q}(\lambda_{\tau})$ становится равной единице только при малых приведенных окружных скоростях, а с превышением значения π_{τ}^* над расчетным и вовсе возрастает. Это противоречит законам газовой

динамики, потому использовать такую характеристику можно только до значений $\bar{\pi}_T^* = 0,95$.

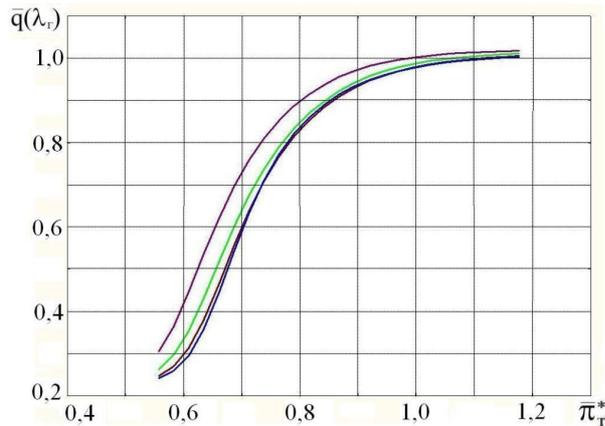


Рис. 4. Характеристики турбины в координатах $\bar{q}(\lambda_T) - \pi_T^*$ со значением $\pi_{T,p}^* = 1,7$:

- $\bar{\lambda}_u = 1$; — $\bar{\lambda}_u = 0,8$;
- $\bar{\lambda}_u = 0,6$; — $\bar{\lambda}_u = 0,4$

Характеристики турбины, построенные в координатах $\bar{q}(\lambda_T)$, $\bar{\eta}_T^*$, $\bar{\pi}_T^*$ и $\bar{\lambda}_u$ не всегда удобны из-за незначительного изменения относительной плотности тока $\bar{q}(\lambda_T)$ от $\bar{\lambda}_u$, отчего линии $\bar{\lambda}_u = \text{const}$ располагаются в очень узком диапазоне характеристики. В этом случае характеристики представляются как зависимости $\bar{\eta}_T^* = f(\pi_T^*, G n/p_T^*)$ и

$L_T/n^2 = f(\pi_T^*, G n/p_T^*)$ при некотором значении степени понижения давления $\pi_{T,p}^*$. При сравнении характеристик турбин различной геометрии вместо n используют среднюю окружную скорость u_{cp} или параметр λ_u . Тогда параметр L_T/n^2 заменяется коэффициентом нагрузки турбины $\bar{\mu}_T = L_T/u_{cp}^2$, а

$$Gn/p_T^* = \frac{G\sqrt{T_T^*}}{p_T^*} \frac{n}{\sqrt{T_T^*}} \sim q(\lambda_T)\lambda_u.$$

Характеристика $\bar{\mu}_T = f(\bar{q}(\lambda_T)\lambda_u)$ с изолиниями $\bar{\mu}_0 = \text{const}$, представлена на рис. 5а и 5б (точками отмечены экспериментальные данные).

Сравнение характеристик низкоперепадной малоразмерной осевой турбины с $\pi_{T,p}^* = 1,25$ и многоступенчатой высокоперепадной с $\pi_{T,p}^* = 5$ позволяет заметить, что для последней уменьшение $\bar{\pi}_T^*$ влияет на падение $\bar{\mu}_T$ гораздо менее значительно, чем для малоразмерной турбины.

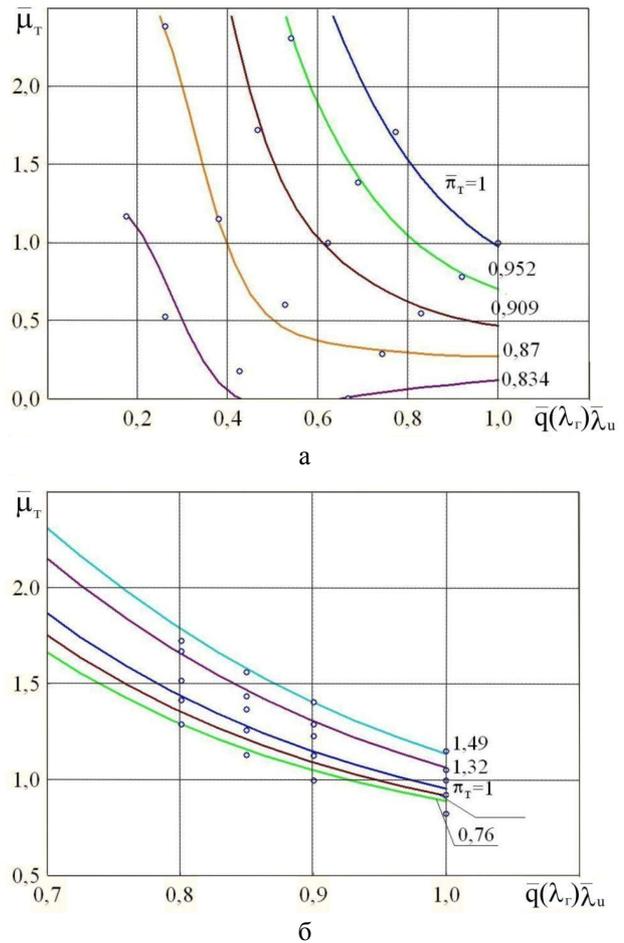


Рис. 5. Обобщенные характеристики турбин в координатах $\bar{\mu}_T - \bar{q}(\lambda_T)\bar{\lambda}_u$: а - $\pi_{T,p}^* = 1,25$; б - $\pi_{T,p}^* = 5$

Очевидно, что это объясняется более интенсивным снижением η_T^* у такой турбины при отклонении π_T^* от расчетного значения (рис. 6). Также у турбины с $\pi_{T,p}^* = 1,25$ при уменьшении $\bar{\pi}_T^*$ характеристика становится более пологой в широком диапазоне значений комплекса $\bar{q}(\lambda_T)\lambda_u$, но при малых $\bar{q}(\lambda_T)\lambda_u$ резко становится крутой. Такое поведение характеристики объясняется особенностью изменения η_T^* при малых $\pi_T^* = 1,05 \dots 1,5$: с уменьшением λ_u от расчетного значения КПД сначала падает, а потом начинает резко возрастать. Компенсация изменения $\lambda_u^2 \sim u^2$ и $\eta_T^* \sim L_T$ в выражении $\mu_T = L_T/u^2$ и объясняет постоянство $\bar{\mu}_T$ при $q(\lambda_T) = \text{const}$ и $\bar{\lambda}_u = \text{var}$.

Таким образом, обобщенные на основе нейронных сетей характеристики отображают особенности физики рабочего процесса в осевых авиационных турбинах различных агрегатов и расчетной степени понижения давлений.

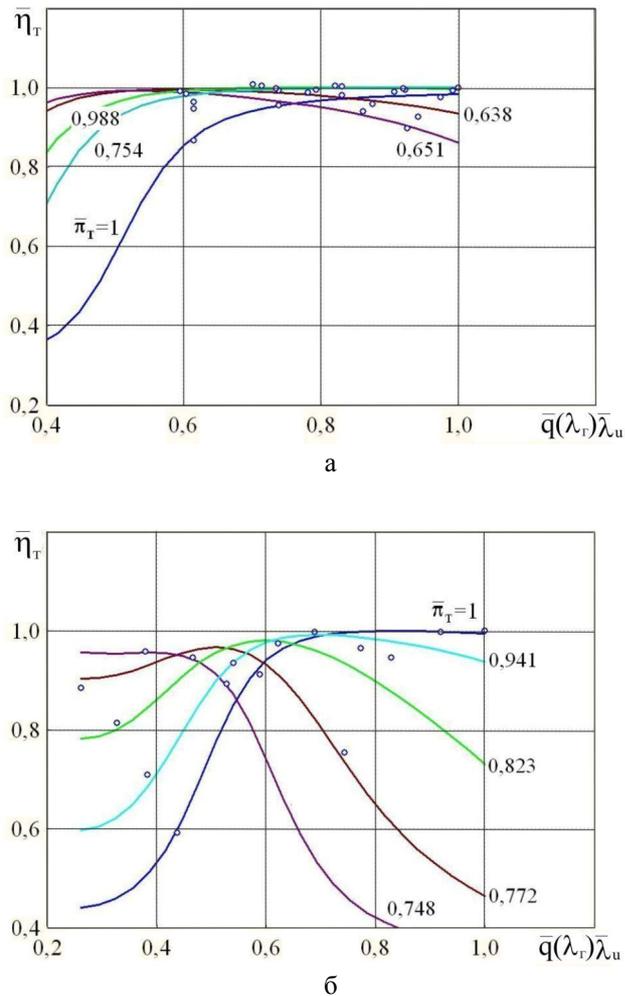


Рис. 6. Обобщенные характеристики турбин в координатах $\bar{\eta}_T - \bar{q}(\lambda_T) \bar{\lambda}_u$:
 а - $\pi_{Tp}^* = 1,25$; б - $\pi_{Tp}^* = 1,7$

В виду своей универсальности, предложенные методы ИНС могут быть применены и для решения задачи обобщения и представления характеристик компрессоров [8] и радиальных турбин.

Заключение

Установлено, что на характер протекания обобщенных характеристик турбин авиационных турбин оказывают заметное влияние величины расчетных значений степени понижения давления π_{Tp}^* и степени реактивности ρ_{Tp} . Предложено два метода аппроксимации, позволяющих учесть это влияние:

- на основе использования фундаментальных трехмерных параболических сплайнов;
- с помощью теории искусственных нейронных сетей.

Сплайн-аппроксимация обеспечивают высокую точность приближения функции и гладкость получаемых характеристик, но характеризуется сложностью алгоритмов расчетов и представления характеристик. Использование нейронных сетей позволяет проводить аппроксимацию заданных табличным способом данных для обобщенных характеристик лопаточных машин и представлять характеристики в удобном для анализа виде, получая при этом достаточно высокие значения показателей качества аппроксимации. Нейронные сети реализуют возможность интерполяции и экстраполяции этих характеристик по основным параметрам, характеризующим рабочий процесс в лопаточных машинах.

Литература

1. Нечаев, Ю. Н. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч.1 [Текст] / Ю. Н. Нечаев, Р. М. Федоров. – М. : Машиностроение, 1977. – 312 с.
2. Авиационные двигатели. Т. IV-21. Самолеты и вертолеты. Кн. 3. Энциклопедия. [Текст] / В. А. Скибин, Ю. М. Темис, В. А. Сосунов и др. – М. : Машиностроение, 2010. – 720 с.
3. Дружинин, Л. Н. Математическое моделирование ГТД на современных ЭВМ при исследовании параметров и характеристик авиационных двигателей [Текст] / Л. Н. Дружинин, Л. И. Швеи, А. И. Ланишин // Тр. ЦИАМ №83. – М. : ЦИАМ, 1979. – 45 с.
4. Стечкин, С. Б. Сплайны в вычислительной математике [Текст] / С. Б. Стечкин, Ю. Н. Субботин. – М. : Наука, 1976. – 248 с.
5. Коварцев, А. Н. Представление в расчетах на ЭВМ обобщенных характеристик компрессоров ГТД с помощью многомерного параболического сплайна со свободными граничными условиями. [Текст] / А. Н. Коварцев // Проектирование и доводка авиационных газотурбинных двигателей. – Куйбышев : КуАИ, 1983. – С. 25-31.
6. Горюнов, И. И. Метод представления характеристик компрессоров в математических моделях газотурбинных двигателей [Текст] / И. И. Горюнов // Вестник СГАУ. – 2006. – № 3. – С. 7-12.
7. Круглов, В. В. Нечеткая логика и искусственные нейронные сети. [Текст] / В. В. Круглов. – М. : ФИЗМАТЛИТ, 2001. – 224 с.
8. Григорьев, В. А. Применение методов теории искусственных нейронных сетей при обобщении и представлении характеристик осевых компрессоров авиационных ГТД. [Текст] / В. А. Григорьев, Д. С. Калабухов, В. М. Радько // Вестник СГАУ. – 2012. – №3, ч. 3. – С. 67-75.

Поступила в редакцию 01.06.2014, рассмотрена на редколлегии 14.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, профессор, Главный конструктор В. П. Данильченко, ОАО «Кузнецов», Самара.

МЕТОДИ УЗАГАЛЬНЕННЯ ТА ПОДАННЯ ХАРАКТЕРИСТИК ТУРБІН АВІАЦІЙНИХ ГТД

В. О. Григорьев, Д. С. Калабухов, В. М. Радько

Проаналізовано сучасні варіанти завдання характеристик турбін авіаційних ГТД. Показано вплив розрахункових значень ступеня зниження тиску $\pi_{тp}^*$ і ступеня реактивності $\rho_{тp}$ на характер протікання характеристик. Описано переваги і недоліки існуючих методів узагальнення та подання характеристик турбін. Наведено метод узагальнення та подання характеристик турбін за допомогою нейромережевої апроксимації. Представлено алгоритм узагальнення експериментальних характеристик за допомогою ефективних методів штучних нейронних мереж. Показано результати апроксимації та інтерполяції характеристик нейронними мережами на основі багатошарового перцептрона при різних розрахункових значеннях $\pi_{тp}^*$.

Ключові слова: турбіна, ГТД, узагальнення характеристик, апроксимація, штучна нейронна мережа, перцептрон.

METHODS OF GENERALIZATION AND REPRESENTATION CHARACTERISTICS OF AVIATION GAS TURBINES

V. A. Grigoriev, D. S. Kalabuhov, V. M. Rad'ko

Modern options for specifying the characteristics of turbine gas turbine engines are analyzed. Shows the effect of the calculated values of the pressure reduction degree π_{tc}^* and the degree of reactivity ρ_{tc} on the character of the performance. Describes the advantages and disadvantages of the existing methods of summarizing and presenting characteristics of turbines. The method of summarizing and presenting characteristics of turbines using neural network approximation are given. An algorithm for the generalization of experimental performance through effective methods of artificial neural networks are presented. Shows the results of approximation and interpolation features neural networks based on the multilayer perceptron with different calculated values of π_{tc}^* .

Keywords: turbine, GTE, generalization performance, approximation, artificial neural network, perceptron.

Григорьев Владимир Алексеевич – д-р техн. наук, профессор кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет им. акад. С. П. Королева (национальный исследовательский университет), Самара, РФ, e-mail: va_grig@ssau.ru.

Калабухов Дмитрий Сергеевич – аспирант кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет им. акад. С. П. Королева (национальный исследовательский университет), Самара, РФ, e-mail: dskalabuhov@gmail.com.

Радько Владислав Михайлович – канд. техн. наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет им. акад. С. П. Королева (национальный исследовательский университет), Самара, РФ, e-mail: radko@ssau.ru.