

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОТРЕБНОГО РАСХОДА ВОЗДУХА НА ОХЛАЖДЕНИЕ ТУРБИН НА ЭТАПЕ КОНЦЕПТУАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Филинов Е.П.<sup>\*</sup>, Кузьмичев В.С.<sup>\*\*</sup>, Ткаченко А.Ю.<sup>\*\*\*</sup>, Остапюк Я.А.<sup>\*\*\*\*</sup>

*Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва*

*(Самарский университет),*

*Московское шоссе, 34, Самара, 443086, Россия*

*\* e-mail: filinov@ssau.ru*

*\*\* e-mail: kuzm@ssau.ru*

*\*\*\* e-mail: tau@ssau.ru*

*\*\*\*\* e-mail: ostapyuk.tdla@ssau.ru*

Статья поступила в редакцию 25.11.2020

Адекватное моделирование системы охлаждения турбины имеет существенное значение при оптимизации параметров двигателя на этапе концептуального проектирования, поскольку на данном этапе закладываются параметры и характеристики, определяющие будущность проекта в целом. В данной статье приведены результаты анализа и обобщения опубликованных экспериментальных и теоретических данных по конвективному, пленочному и пористому охлаждению лопаток турбин авиационных газотурбинных двигателей (ГТД). Результатом работы являются полученные обобщенные зависимости относительного потребного расхода охлаждающего воздуха по каждому типу охлаждения лопаток турбин авиационных ГТД, а также универсальная зависимость, обобщающая данные по всем типам охлаждения рабочих лопаток и сопловых аппаратов, пригодная при решении задач оптимизации параметров двигателя при проектировании. Кроме того, в работе приведены данные о зависимости количества воздуха на охлаждение дисков турбин и утечек охлаждающего воздуха от максимальной температуры газа перед турбиной, а также данные о влиянии относительного суммарного количества воздуха, охлаждающего сопловый аппарат и рабочее колесо, на снижение изоэнтропического КПД турбины.

*Ключевые слова:* газотурбинный двигатель, концептуальное проектирование, охлаждение турбины, оптимизация параметров рабочего процесса, потребный расход воздуха на охлаждение, охлаждение лопатки, охлаждение диска, КПД турбины.

### Введение

Основная тенденция повышения эффективности авиационных ГТД заключается в скоординированном повышении оптимальных параметров их рабочего процесса: температуры газа перед турбиной, суммарной степени повышения давления, степени двухконтурности, а также в повышении эффективности узлов двигателя. Одновременно выдвигаются требования повышения надежности и ресурса авиационных ГТД.

Максимальная температура газа перед турбиной в современных и перспективных ГТД достигла 1600—2000 К. При этом допустимая температура металлической лопатки турбины достигает гораздо меньших значений (около 1200—1300 К), т.е. приращение температуры газа перед турбиной

происходит быстрее, чем приращение допустимой температуры лопатки, что наглядно показано в [1, 2]. Таким образом, обеспечение требуемого ресурса двигателя при таких температурах газа перед турбиной возможно только за счет охлаждения сопловых и рабочих лопаток турбин или применения материалов лопаток, не требующих охлаждения, например керамики.

Охлаждение турбины оказывает большое влияние на КПД двигателя, сравнимое с влиянием аэродинамических характеристик турбины [3—9], и должно учитываться при оптимизации рабочего процесса газотурбинного двигателя.

Одна из первых моделей для прогнозирования потребного расхода воздуха на охлаждение была разработана Holland и Thake в 1980 году [10]. Свой

вклад в разработку таких моделей внесли Ainley [11], Consonni [12], Torbidoni и Horlock [13, 14], Vadlamudi, Kommineni и Katuru [15, 16], Jordal [17], Jiang и Chen [18]. Эти модели постоянно развиваются и становятся все более детализированными.

Результаты, основанные на таких моделях, демонстрируют линейную зависимость между температурой на входе в турбину и расходом охлаждающего воздуха. Как показал анализ, при этом количество потребного расхода воздуха на охлаждение турбин занижается, а эффективность двигателя завышается. Поэтому разрабатываются более сложные модели, к которым относятся работы Yin, Tiemstra и Rao [1, 19, 20], Копелева [2], Швеца и Дыбана [21], Li и Liu [22], Li, Gu и Song [23, 24].

Более сложные и основанные на физике модели, к сожалению, требуют более детальной информации о геометрии турбины, которая обычно недоступна на начальных этапах проектирования двигателя.

Следует отметить, что публикаций по проектированию и разработке систем охлаждения турбин для начальных этапов проектирования двигателя крайне мало, и это свидетельствует о необходимости проведения дополнительных исследований в этой области.

Широко используемым алгоритмом расчета потребного расхода воздуха на охлаждение лопаток турбин является алгоритм, основанный на определении расхода охлаждающего воздуха в зависимости от глубины охлаждения  $\theta$ . Однако в открытой литературе существует большое количество эмпирических зависимостей, связывающих глубину охлаждения и относительный расход воздуха на охлаждение [21, 25–31], поэтому результаты расчетов, базирующихся на информации из различных источников и исследующих конкретные типы охлаждения, могут различаться (до 3,5%). Известно, что увеличение расхода воздуха на охлаждение турбин всегда влечет за собой рост удельного расхода топлива и снижение удельной тяги (мощности) двигателя [32]. Удельные параметры двигателя определяющим образом влияют на показатели эффективности двигателя и, следовательно, на критерии оптимизации его параметров на этапе концептуального проектирования.

В связи с этим появилась необходимость проанализировать и обобщить известные зависимости относительного расхода воздуха на охлаждение турбин.

## 1. Анализ и обобщение опубликованных данных по эффективности охлаждения турбин авиационных ГТД

В настоящее время применяются следующие типы охлаждения лопаток турбин ГТД:

- конвективное;
- конвективно-пленочное;
- пористое.

Расход воздуха, необходимого для охлаждения турбины, складывается из следующих составляющих:

$$G_{\text{охл.}\Sigma} = G_{\text{охл.}\text{СА}} + G_{\text{охл.}\text{ПК}} + G_{\text{охл.}\text{диск}} + G_{\text{охл.}\text{ут}}, \quad (1)$$

где  $G_{\text{охл.}\text{СА}}$  — расход воздуха на охлаждение лопаток соплового аппарата турбины, кг/с;

$G_{\text{охл.}\text{ПК}}$  — расход воздуха на охлаждение лопаток рабочего колеса турбины, кг/с;

$G_{\text{охл.}\text{диск}}$  — расход воздуха на охлаждение диска рабочего колеса турбины, кг/с;

$G_{\text{охл.}\text{ут}}$  — утечки охлаждающего воздуха в каналах подвода, кг/с.

Потребное количество охлаждающего воздуха определяется типом охлаждения и глубиной охлаждения  $\theta$ :

$$\theta = \frac{T_{\Gamma}^* - T_{\text{л}}}{T_{\Gamma}^* - T_{\text{охл}}^*}, \quad (2)$$

где  $T_{\Gamma}^*$  — полная температура газа за камерой сгорания, К;

$T_{\text{л}}$  — температура лопатки, К;

$T_{\text{охл}}^*$  — полная температура охлаждающего воздуха, К.

Расчетная схема подвода охлаждающего воздуха представлена на рис. 1.

На основе опубликованных работ были проанализированы и обобщены данные по эффективности различных типов охлаждения турбин. Они представлены на рис. 2–4 в виде зависимостей глубины охлаждения от относительного расхода охлаждающего воздуха  $\bar{G}_{\text{охл}}$ , %:

$$\bar{G}_{\text{охл}} = \frac{G_{\text{охл}}}{G_{\Gamma i}},$$

где  $G_{\Gamma i}$  — расход рабочего тела на входе в сопловой аппарат, либо перед рабочим колесом турбины.

Кривые 8, 9 (рис. 2) и 5 (рис. 3) представляют эффективность охлаждения соплового аппара-

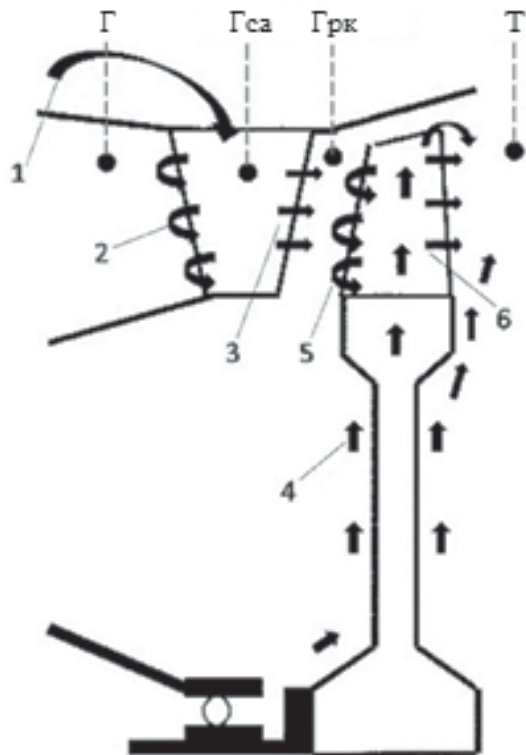


Рис. 1. Расчетная схема охлаждения турбины:

- 1 —  $G_{\text{охл. конв-плен СА}}$  — расход воздуха на конвективно-пленочное охлаждение соплового аппарата;
- 2 —  $G_{\text{охл. плен СА}}$  — расход воздуха на пленочное охлаждение соплового аппарата;
- 3 —  $G_{\text{охл. конв СА}}$  — расход воздуха на конвективное охлаждение соплового аппарата;
- 4 —  $G_{\text{охл. диск}}$  — расход воздуха на охлаждение диска;
- 5 —  $G_{\text{охл. плен РК}}$  — расход воздуха на пленочное охлаждение рабочего колеса;
- 6 —  $G_{\text{охл. конв РК}}$  — расход воздуха на конвективное охлаждение рабочего колеса

та. На остальных кривых либо представлена эффективность охлаждения рабочего колеса, либо авторы не делали различий в эффективности охлаждения рабочего колеса и соплового аппарата.

Представленные кривые, безусловно, связаны с определенной конструкцией турбины или системой охлаждения, однако начало этапа концептуального проектирования характеризуется настолько высоким уровнем неопределенности, что выбрать кривую охлаждения в зависимости от

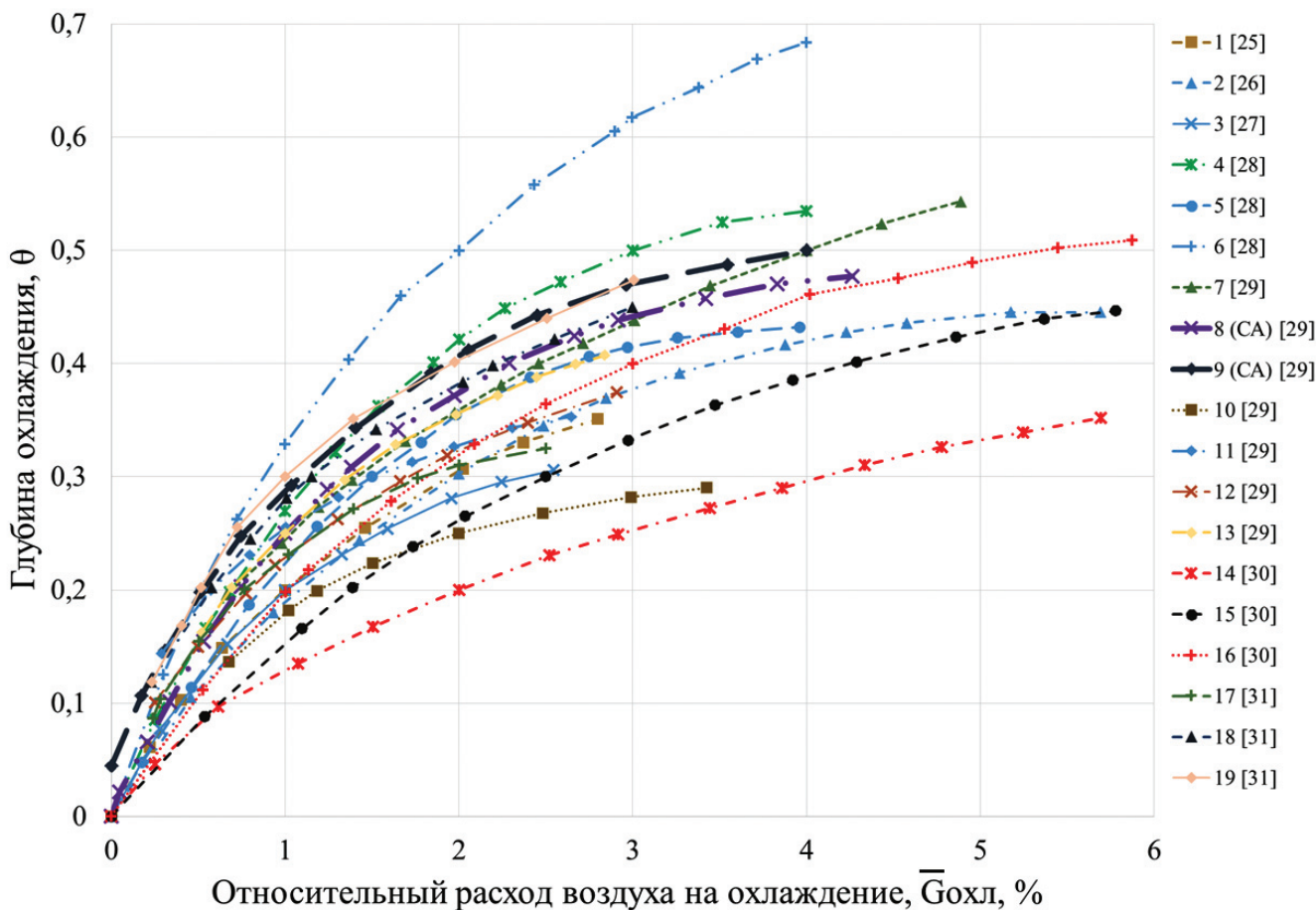


Рис. 2. Эффективность конвективного охлаждения

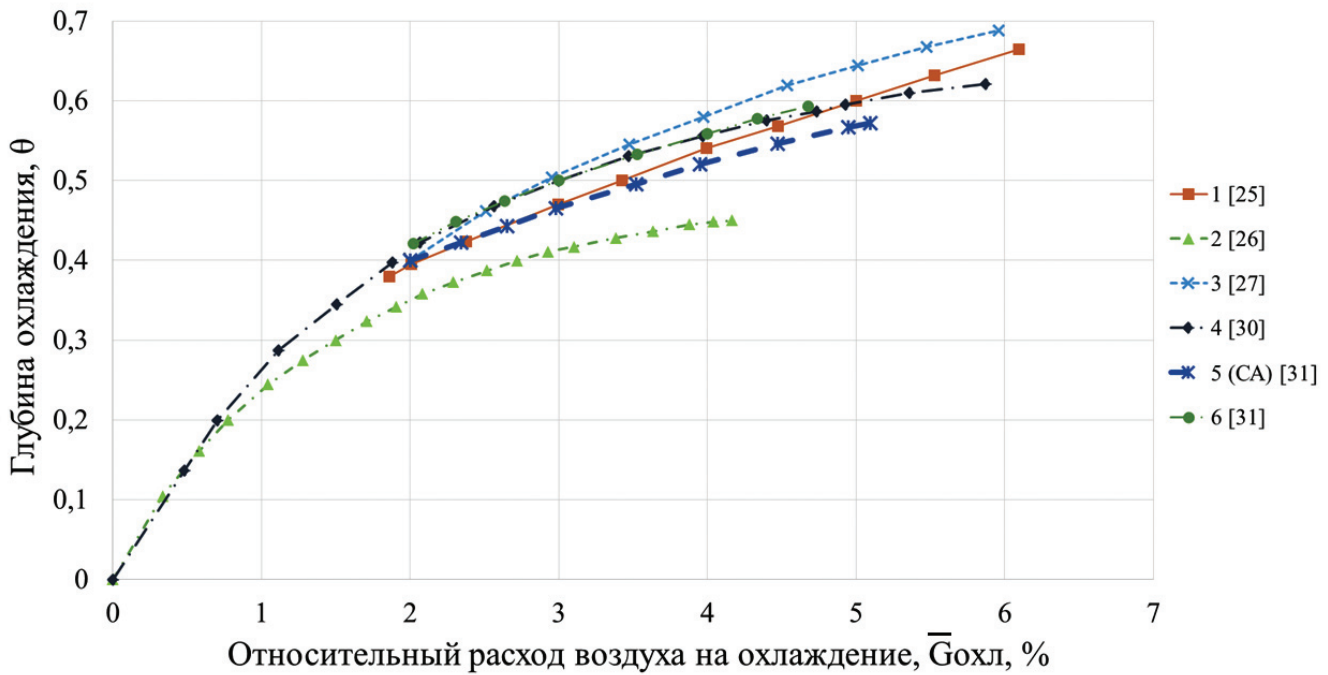


Рис. 3. Эффективность конвективно-пленочного охлаждения

конструкции попросту не представляется возможным. Поэтому для каждого типа охлаждения (рис. 2—4) была построена обобщенная огибающая кривая. Они представлены на рис. 5. После этого была построена универсальная кривая, которая является обобщением всех типов охлаждения (рис. 5). Для математического описания кривых выбраны полиномы 2-й и 3-й степени как обеспечивающие необходимую точность при отсутствии недопустимых осцилляций.

Поскольку при конвективно-пленочном охлаждении рабочее тело, расходуемое на пленочное и на конвективное охлаждение, подается в

разных сечениях проточной части, необходимо определить, какую долю составляет пленочное охлаждение. В табл. 1—3 показаны доли пленочного охлаждения в зависимости от температуры газа перед турбиной или глубины охлаждения по различным источникам данных.

На основании приведенных в таблицах данных для этапа концептуального проектирования ГТД можно принять  $G_{\text{охл.пл.}} / G_{\text{охл.}\Sigma} = 0,70$ .

На рис. 6 представлена зависимость расхода воздуха на охлаждение диска турбины [29].

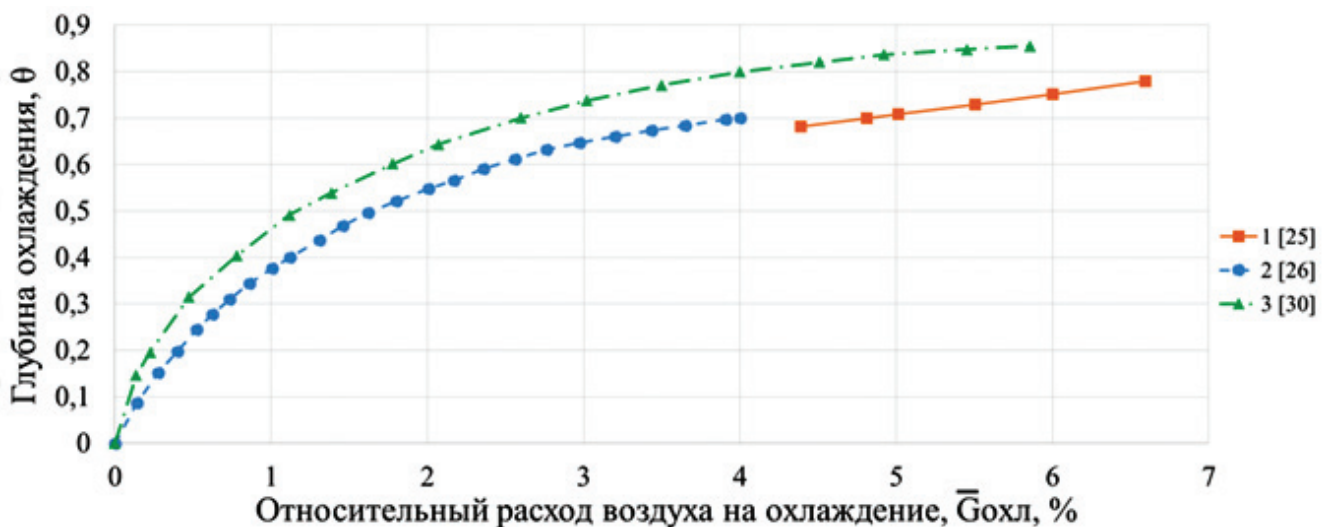


Рис. 4. Эффективность пористого охлаждения

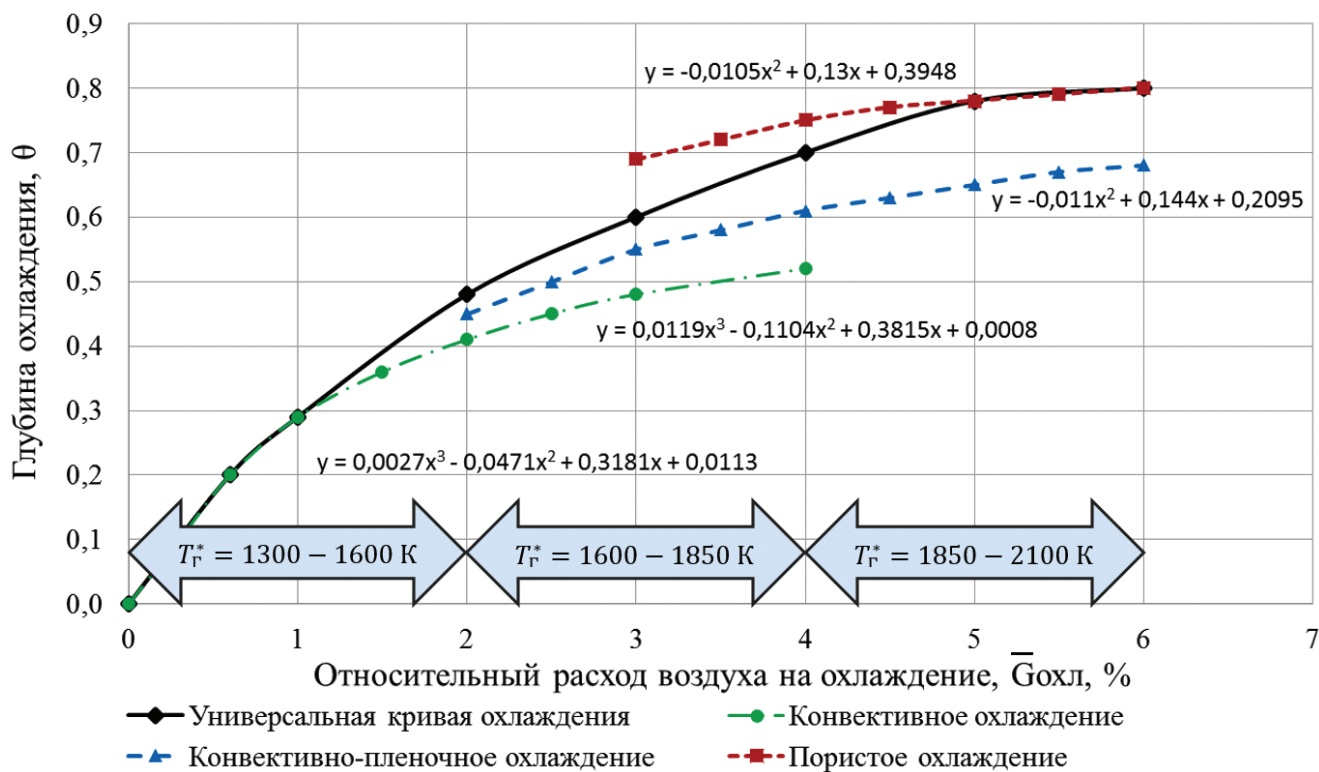


Рис. 5. Обобщение эффективности различных видов охлаждения

Таблица 1

Доля относительного расхода воздуха на пленочное охлаждение [25]

Вид охлаждения	$\bar{G}_{\text{охл}}, \%$				
	Температура газа перед турбиной $T_{\Gamma \text{max}}^*$ , К				
	1680	1720	1850	1950	2000
Пленочное	0,00	1,60	2,80	4,00	4,00
Конвективно-пленочное	2,50	3,50	4,50	6,00	5,80
Доля пленочного охлаждения	0,00	0,46	0,62	0,67	0,69

Таблица 2

Доля относительного расхода воздуха на пленочное охлаждение [33]

Вид охлаждения	$\bar{G}_{\text{охл}}, \%$			
	Температура газа перед турбиной $T_{\Gamma \text{max}}^*$ , К			
	1300	1400	1600	1800
Конвективное	0,5	1,0	2,0	3,0
Пленочное	0,0	2,0	4,5	8,0
Конвективно-пленочное	0,5	3,0	6,5	11,0
Доля пленочного охлаждения	0,00	0,67	0,69	0,72



Таблица 3

Доля относительного расхода воздуха на пленочное охлаждение [34]

Вид охлаждения	$\bar{G}_{\text{охл}}, \%$		
	Глубина охлаждения, $\Theta$		
	0,1	0,2	0,3
Конвективное	1,00	2,00	3,00
Пленочное	2,00	4,00	7,00
Конвективно-пленочное	3,00	6,00	10,00
Доля пленочного охлаждения	0,67	0,67	0,70

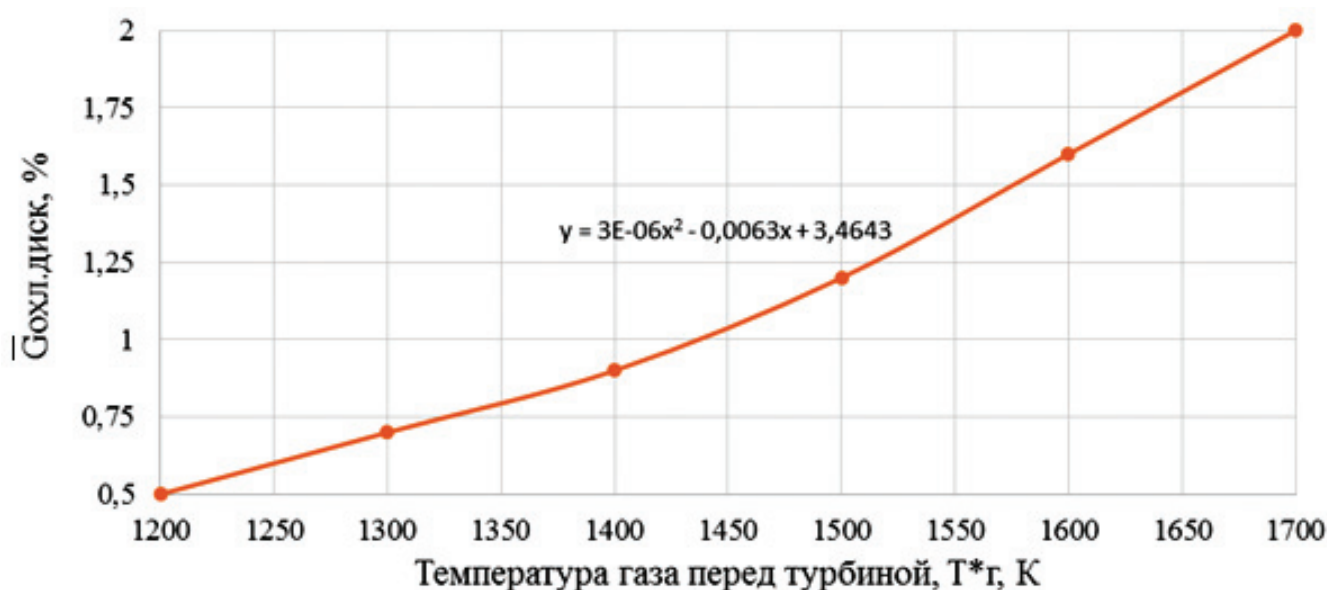


Рис. 6. Зависимость относительного расхода воздуха на охлаждение диска турбины от максимальной температуры газа перед турбиной

На рис. 7 представлена зависимость количества утечек охлаждающего воздуха от максимальной температуры газа перед турбиной.

Зависимости снижения КПД турбины от суммарного относительного расхода воздуха на охлаждение соплового аппарата (СА) и рабочего колеса (РК) приведены на рис. 8.

## 2. Алгоритм определения расхода воздуха на охлаждение турбин на этапе концептуального проектирования авиационных ГТД

Суммарный расход воздуха на охлаждение всех турбин двигателя определяется следующим образом:

$$G_{\text{охл } \Sigma} = \sum_{i=1}^n G_{\text{охл } i},$$

где  $i = 1, n$  – количество турбин в двигателе;

$G_{\text{охл } i}$  – расход воздуха на охлаждение каждой турбины, рассчитываемый по уравнению (1).

### 2.1. Параметрические исследования при заданной температуре газа перед турбиной ( $T^*_г = \text{const}$ )

1. Определяется глубина охлаждения для соплового аппарата по уравнению (2).

2. В зависимости от значения  $T^*_г$  задается тип охлаждения соплового аппарата:

$T^*_г = 1300 \dots 1600 \text{ К}$  – конвективное охлаждение;

$T^*_г = 1600 \dots 1850 \text{ К}$  – конвективно-пленочное охлаждение;

$T^*_г = 1850 \dots 2100 \text{ К}$  – пористое охлаждение.

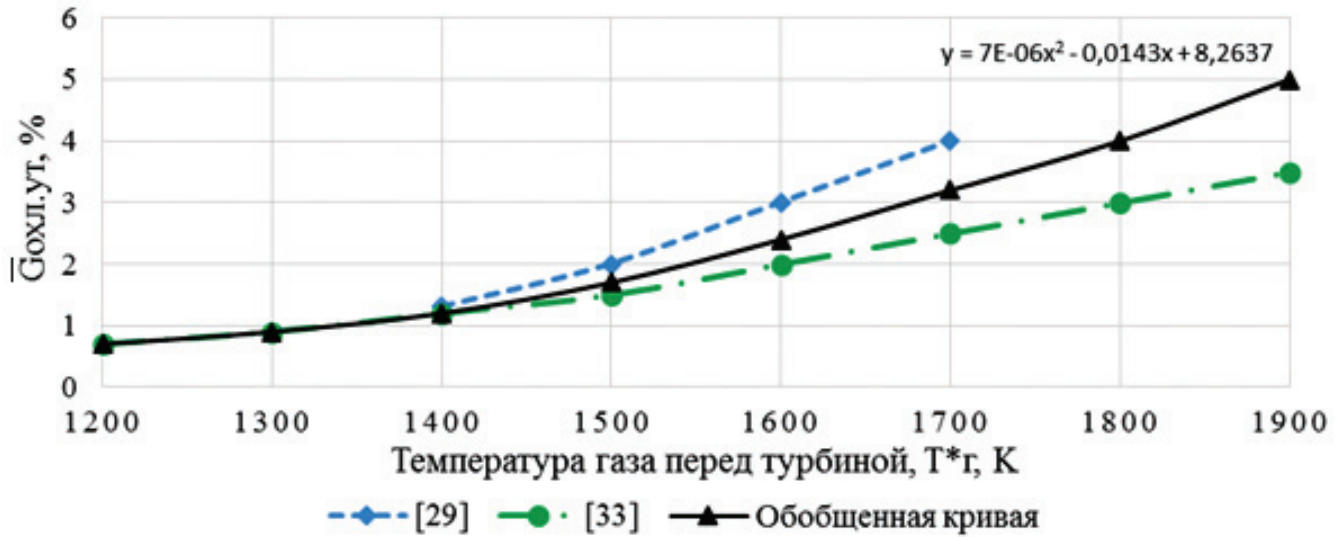


Рис. 7. Зависимость количества утечек охлаждающего воздуха от максимальной температуры газа перед турбиной

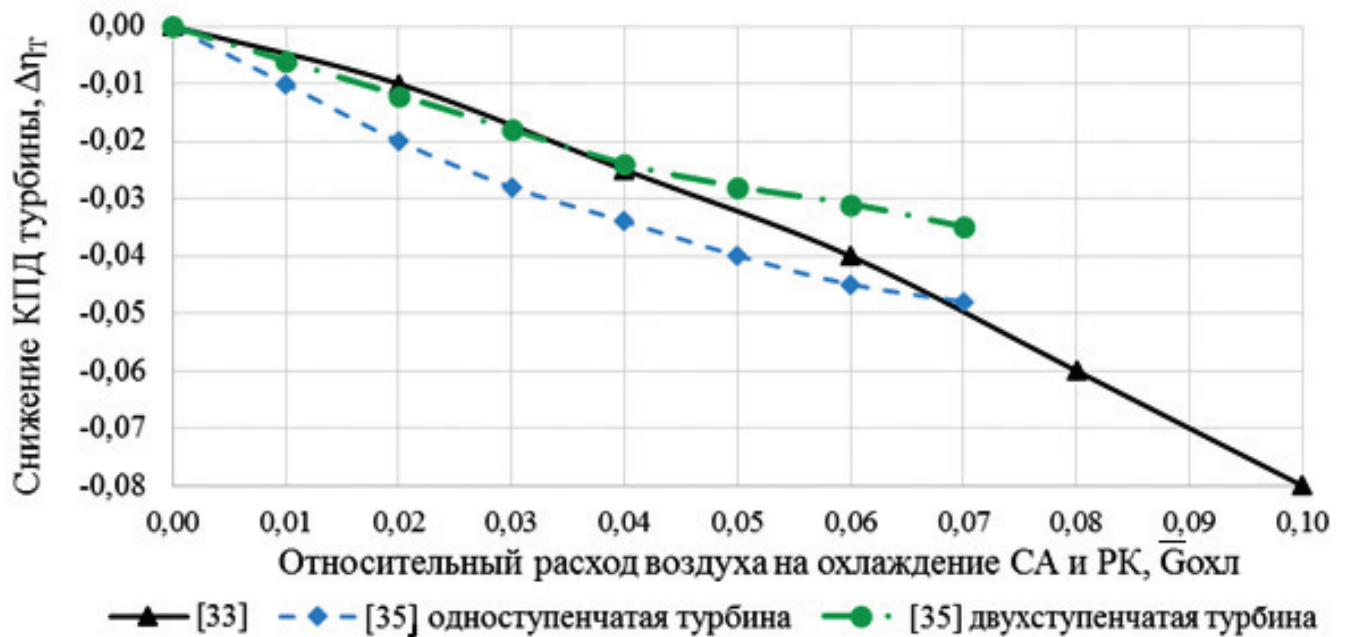


Рис. 8. Снижение КПД турбин в зависимости от относительного суммарного количества воздуха, охлаждающего сопловой аппарат и рабочее колесо турбины

3. Определяется относительный потребный расход воздуха на охлаждение СА (см. рис. 5). Для этого инвертированы оси на рис. 5 и выражен относительный потребный расход воздуха в зависимости от глубины охлаждения:

$$\begin{aligned} \bar{G}_{\text{охл. конв}} &= 48,52\theta^3 - 21\theta^2 + 5,377\theta - 0,023; \\ \bar{G}_{\text{охл. конв.-пл}} &= 56,568\theta^2 - 47,418\theta + 11,952; \quad (3) \\ \bar{G}_{\text{охл.пор}} &= 212,55\theta^2 - 290,63\theta + 102,41. \end{aligned}$$

4. Определяется расход воздуха на охлаждение СА:

$$G_{\text{охл. СА}} = \bar{G}_{\text{охл}} G_{\text{вГ}} / 100, \text{ кг/с.}$$

5. Определяется глубина охлаждения лопаток рабочего колеса:

$$\theta = \frac{T_{\text{ГРК}}^* - T_{\text{л}}}{T_{\text{ГРК}}^* - T_{\text{охл}}^*}.$$

6. Определяется потребный относительный расход воздуха на охлаждение РК  $\bar{G}_{\text{охл}}$  по зависи-

мостям (3). Как показал проведенный анализ, на этапе концептуального проектирования допустимо определять относительный расход охлаждающего воздуха для СА и РК по одним и тем же зависимостям.

7. Определяется расход воздуха на охлаждение РК:

$$G_{\text{охл. РК}} = \bar{G}_{\text{охл}} G_{\text{в.г.РК}} / 100, \text{ кг/с,}$$

где  $G_{\text{в.г.РК}} = G_{\text{в.г.}} + G_{\text{охл. СА}}$ .

8. Определяется расход воздуха на охлаждение диска РК (см. рис. 6):

$$\bar{G}_{\text{охл.диск}} = 3 \cdot 10^{-6} \cdot T_{\text{г}}^{*2} - 0,0063 \cdot T_{\text{г}}^* + 3,4643;$$

$$G_{\text{охл.диск}} = \bar{G}_{\text{охл.диск}} \cdot G_{\text{в.г.РК}}.$$

9. По формуле (1) определяется расход воздуха на охлаждение турбины  $G_{\text{охл.т}}$ .

## 2.2. Параметрические исследования при оптимизации температуры газа перед турбиной ( $T_{\text{г}}^* = \text{var}$ )

Алгоритм определения потребного расхода воздуха на охлаждение турбин аналогичен алгоритму, приведенному в разд. 2.1, только вместо зависимостей (3) используется универсальная зависимость от глубины охлаждения, объединяющая различные типы охлаждения сопловых и рабочих лопаток (см. рис. 5). Так как в процессе оптими-

зации температура газа перед турбиной является независимой переменной и, следовательно, может изменяться в широком диапазоне, то привязка к температуре конкретного типа охлаждения приведет к разрыву целевой функции при переходе от одного типа охлаждения к другому. При этом целевая функция перестает быть унимодальной, что существенно осложняет процесс оптимизации. По этой причине была построена универсальная модель, обобщающая все типы охлаждения для широкого диапазона температур газа перед турбиной:

$$\bar{G}_{\text{охл}} = 12,423\Theta^3 - 6,378\Theta^2 + 4,273\Theta - 0,0225.$$

Универсальная модель является менее точной, чем данные по конкретным типам охладений, однако ее максимальная погрешность не превышает  $\Delta \bar{G}_{\text{охл}} = 1,5\%$ , что на концептуальном этапе проектирования допустимо.

На рис. 9 в качестве примера показано изменение удельного расхода топлива ТРДД при изменении в процессе оптимизации температуры газа перед турбиной в диапазоне 1300—2100 К.

Из рисунка видно, что использование универсальной зависимости позволяет сделать целевые функции при оптимизации унимодальными.

### Выводы

Постоянное совершенствование конструкции и материалов лопаток турбин приводит к умень-

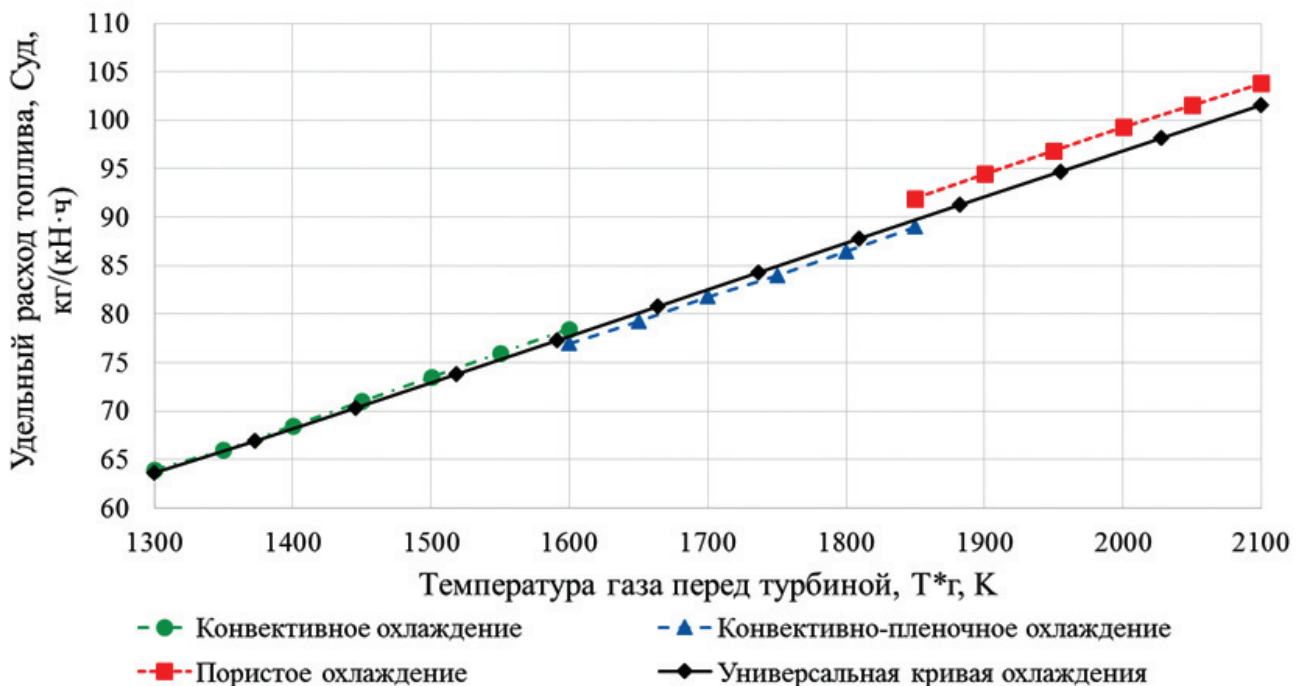


Рис. 9. Зависимость удельного расхода топлива от температуры газа перед турбиной



шению потребного расхода воздуха на охлаждение турбин, поэтому экспериментальные и теоретические данные по охлаждению турбин авиационных ГТД требуют регулярного анализа и обобщения. В результате проведенных исследований были проанализированы и обобщены опубликованные теоретические и экспериментальные данные по охлаждению турбин авиационных ГТД. Обобщенные графические зависимости позволили получить модели, на основе которых разработаны алгоритмы определения потребного расхода воздуха на охлаждение турбин авиационных ГТД в зависимости от температуры газа перед турбиной, которые могут использоваться при решении различных задач на этапе концептуального проектирования двигателя. В частности, разработана универсальная модель, позволяющая определять потребный расход воздуха на охлаждение в зависимости от глубины охлаждения в широком диапазоне температур газа перед турбиной, обеспечивающая унимодальность целевых функций при решении задач оптимизации.

Продолжение исследования будет заключаться в разработке более точных моделей охлаждаемых турбин авиационных ГТД для этапа концептуального проектирования, в том числе благодаря учету новых конструктивных решений, как, например, в работах [36—39].

### Библиографический список

1. *Tiemstra F.S.* Design of a semi-empirical tool for the evaluation of turbine cooling requirements in a preliminary design stage. Master Thesis. Delft University of Technology Faculty of Aerospace Engineering. 2014. — 147 p. URL: <http://resolver.tudelft.nl/uuid:225cfccd-2fc3-4a4d-a8a8-c24bd24bae44>
2. *Копелев С.З.* Охлаждаемые лопатки газовых турбин: Тепловой расчет и профилирование. — М.: Наука, 1983. — 146 с.
3. *Ba W., Wang Z., Li X., Gu C.* Three-dimensional optimal design of a cooled turbine considering the coolant-requirement change // *Open physics*. 2019. Vol. 17. Issue 1, pp. 768-778. DOI: 10.1515/phys-2019-0080
4. *Ba W., Wang X.-C., Li X.-S., Ren X.-D., Gu C.-W.* Definition of cycle based comprehensive efficiency of a cooled turbine // *Energy*. 2019. Vol. 168, pp. 601-608. DOI: 10.1016/j.energy.2018.11.137
5. *Young J.B., Horlock J.H.* Defining the efficiency of a cooled turbine // *Journal of Turbomachinery*. 2006. Vol. 128. Issue 4, pp. 658-667. DOI: 10.1115/1.2218890
6. *Salpingidou C., Tsakmakidou D., Vlahostergios Z., Misirlis D.M., Flouros M., Yakinthos K.* The effect of turbine blade cooling on the performance of recuperative cycles for gas turbines applications // *Chemical engineering transactions*. 2017. Vol. 61, pp. 1027-1032. DOI: 10.3303/CET1761169
7. *Sahu M.K., Sanjay.* Investigation of the effect of air film blade cooling on thermoeconomics of gas turbine based power plant cycle // *Energy*. 2016. Vol. 115. Part 1, pp. 1320-1330. DOI: 10.1016/j.energy.2016.09.069
8. *Song Y., Gu C.-W., Ji X.-X.* Development and validation of a full-range performance analysis model for a three-spool gas turbine with turbine cooling // *Energy*. 2015. Vol. 89, pp. 545-557. DOI: 10.1016/j.energy.2015.06.015
9. *Vassiliev V., Granovski A., Lomakin N.* Impact of turbine blade internal cooling on aerodynamic loss // *ASME Turbo Expo 2015: Power for Land, Sea and Air (15–19 June 2015; Montreal, Quebec, Canada)*. Paper No GT2015-42696. DOI: 10.1115/GT2015-42696
10. *Holland M.J., Thake T.F.* Rotor blade cooling in high pressure turbines // *Journal of Aircraft*. 1980. Vol. 17. No. 6, pp. 412-418. DOI: 10.2514/3.44668
11. *Ainley D.G.* Internal air-cooling for turbine blades: A general design survey. — *Aeronautical research council reports and memorandum*. 1957. No. 3013. — 40 p.
12. *Consonni S.* Performance prediction of gas/steam cycles for power generation. PhD thesis No. 1893-T. — Princeton University, 1992.
13. *Torbidoni L., Horlock J.H.* A new method to calculate the coolant requirements of a high-temperature gas turbine blade // *Journal of Turbomachinery*. 2005. Vol. 127. No. 1, pp. 191-199. DOI: 10.1115/1.1811100
14. *Horlock J.H., Watson D.T., Jones T.V.* Limitations on gas turbine performance imposed by large turbine cooling flows // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*. 2001. Vol. 123. No. 3, pp. 487-494. DOI: 10.1115/1.1373398
15. *Vadlamudi T.C., Kommineni R., Katuru B.P.* Exergy assessment of air film blade cooled combined power cycle plant // *International journal of ambient energy*. 2018. Vol. 41. Issue 9, pp. 994-1006. DOI: 10.1080/01430750.2018.1501740
16. *Vadlamudi T.C., Kommineni R., Katuru B.P.* Performance augmentation of combined cycle power plant under the control of differing open loop cooling techniques to the gas turbine blades // *International Journal of Ambient Energy*. 2020, pp. 1-13. DOI: 10.1080/01430750.2020.1712249
17. *Jordal K.* Gas turbine cooling modeling — thermodynamic analysis and cycle simulations. Thesis for the Degree of Licentiate in Engineering. — Division of thermal power engineering department of heat and power engineering Lund Institute of Technology, Sweden, 1999. — 93 p.
18. *Jiang C., Chen H.-P.* Study on approximate calculation of cooling air allocation for gas turbine // *Asia-pacific Power and Energy Engineering Conference (27-31 March 2009; Wuhan, China)*. 2009. DOI: 10.1109/APPEEC.2009.4918801
19. *Yin F., Tiemstra F.S., Rao A.G.* Development of a flexible turbine cooling prediction tool for preliminary

- design of gas turbines // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 2018. Vol. 140. Issue 9. Paper No GTP-18-1043. DOI: 10.1115/1.4039732
20. Yin F., Rao A.G., Bhat A., Chen M. Performance assessment of a multi-fuel hybrid engine for future aircraft // Aerospace Science and Technology. 2018. Vol. 77, pp. 217-227. DOI: 10.1016/j.ast.2018.03.005
  21. Швец И.Т., Дыбан Е.П. Воздушное охлаждение деталей газовых турбин. – Киев: Наукова думка, 1974. – 488 с.
  22. Li C., Liu J.-J. A one-dimensional analytical method for turbine blade preliminary cooling design // ASME Turbo Expo 2016: Power for Land, Sea and Air (13–17 June 2016; Seoul, South Korea). Paper No GT2016-56783. DOI: 10.1115/GT2016-56783
  23. Li H.-B., Gu C., Song Y. Through-flow calculation with a cooling model for cooled turbines // Proceedings of the institution of mechanical engineers, Part A: Journal of Power and Energy. 2015. Vol. 229. Issue 8, pp. 862-875. DOI: 10.1177/0957650915594294
  24. Li H., Gu C. Through Flow Calculations for Convective Cooling Turbines // ASME Turbo Expo 2014: Power for Land, Sea and Air (16–20 June 2014; Dьsseldorf, Germany). Paper No. GT2014-26504. DOI: 10.1115/GT2014-26504
  25. Ле Т.З., Нестеренко В.Г. Особенности проектирования охлаждаемых лопаток высокотемпературных турбин высокого давления с бандажной полкой // Международный научно-исследовательский журнал. 2018. № 1(67). Ч. 1. С. 84-90. DOI: 10.23670/IRJ.2018.67.087
  26. Кузьмичев В.С., Трофимов А.А. Проектный расчет основных параметров турбокомпрессоров авиационных ГТД: Учеб. пособие. – Куйбышев: КуАИ, 1990. – 72 с.
  27. Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок: В 5 т. — Т. 2. Компрессоры. Камера сгорания. Форсажные камеры. Турбины. Выходные устройства. – М.: Машиностроение, 2008. – 365 с.
  28. Тема №20. Охлаждение газовых турбин. URL: <https://helpiks.org/3-88101.html>
  29. Гриценко Е.А., Данильченко В.П., Лукачев С.В. и др. Некоторые вопросы проектирования авиационных газотурбинных двигателей. – Самара: СНЦ РАН, 2002. – 527 с.
  30. Павленко Г.В., Волов А.Г. Газодинамический расчет осевой газовой турбины: Учеб. пособие. – Харьков: ХАИ, 2007. – 76 с.
  31. Холщевников К.В., Емин О.Н., Митрохин В.Т. Теория и расчет авиационных лопаточных машин: Учебник. – 2-е изд. перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1986. – 432 с.
  32. Кулагин В.В., Кузьмичев В.С. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник: В 2 кн. — Кн. 1. Основы теории ГТД. Рабочий процесс и термогазодинамический анализ. – 4-е изд., испр. – М.: Инновационное машиностроение, 2017. – 336 с.
  33. Григорьев В.А., Ждановский А.В., Кузьмичев В.С. и др. Выбор параметров и термодинамические расчеты авиационных газотурбинных двигателей: Учебное пособие. – 2-е изд., испр. и доп. – Самара: Изд-во СГАУ, 2009. – 202 с.
  34. Деревянко А.В., Журавлев В.А., Зикеев В.В. и др. Основы проектирования турбин авиадвигателей / Под ред. С.З. Копелева. – М.: Машиностроение, 1988. – 328 с.
  35. Поткин А.Н. Разработка комплексного подхода к проектированию охлаждаемых высокотемпературных газовых турбин с целью снижения рисков и сроков разработки: Дисс. ... канд. техн. наук. – Рыбинск, 2014. – 134 с.
  36. Zhang J., Zhang S., Wang C., Tan X. Recent advances in film cooling enhancement: a review // Chinese Journal of Aeronautics. 2020. Vol. 33. Issue 4, pp. 1119-1136. DOI: 10.1016/j.cja.2019.12.023
  37. Kumar S., Singh O. Thermodynamic evaluation of gas/steam combined cycle performance with active controlled film cooling // Distributed Generation and Alternative Energy Journal. 2014. Vol. 29. Issue 1, pp. 49-60. DOI: 10.1080/21563306.2014.10781515
  38. Гуревич О.С., Гольберг Ф.Д., Петухов А.А., Зувев С.А. Применение программного обеспечения «Виртуальный двигатель» в системах охлаждения узлов газотурбинного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 3. С. 83-94.
  39. Колычев А.В., Керножицкий В.А., Левихин А.А. Система охлаждения лопаток турбин газотурбинных двигателей, выполненных из жаропрочных сплавов и проводящей керамики (боридов и карбидов) // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 3. С. 143-150.

## DETERMINING REQUIRED TURBINE COOLING AIR FLOW RATE AT THE CONCEPTUAL DESIGN STAGE OF GAS TURBINE ENGINE

Filinov E.P.\* , Kuz'michev V.S.\*\* , Tkachenko A.Yu.\*\*\* , Ostapyuk Ya.A.\*\*\*\*

*Samara National Research University named after academician S.P. Korolev (Samara University),  
34, Moskovskoe shosse, Samara, 443086, Russia*

\* e-mail: [filinov@ssau.ru](mailto:filinov@ssau.ru)

\*\* e-mail: [kuzm@ssau.ru](mailto:kuzm@ssau.ru)

\*\*\* e-mail: [tau@ssau.ru](mailto:tau@ssau.ru)

\*\*\*\* e-mail: [ostapyuk.tdla@ssau.ru](mailto:ostapyuk.tdla@ssau.ru)

### Abstract

The primary trend in effectiveness improving of gas turbine engines consists in coordinated increase of the working process parameters, such as turbine inlet temperature (TIT) and overall pressure ratio (OPR), bypass ratio (BPR) together with efficiency increasing of engine subassemblies. Alongside with that, the requirements on the engine reliability and life enhancement are being put forward.

Ensuring the required engine life at high gas temperatures prior to the turbine is possible only by turbine blades and vanes cooling, or switching to the blades materials, which do not require cooling, such as ceramics. The turbine cooling strongly affects the engine efficiency, comparable to the turbine aerodynamic characteristics, and should be accounted for while the gas turbine engine working process optimization.

The turbine blades' design and materials permanent improvement leads to decreasing the air flow volume required for the turbines cooling. Thus, the experimental and theoretical data on the aircraft gas turbine engine turbines cooling require regular analysis and generalization.

One of the first models for predicting the required air flow rate for cooling was developed by Holland and Thake in 1980. Ever since these models are permanently developing and become more and more detailed.

It is well-known that the increased air flow rate for turbines cooling always entails the specific fuel consumption increase and the engine specific thrust (power) decrease. The engine specific parameters exert determinative affect the engine efficiency figures and, hence, its parameters optimization criteria at the conceptual design stage.

In this respect, the necessity to analyze and generalize the well-known dependencies of relative air flow rate on the turbine cooling aroused.

As consequence of the performed studies, the published theoretical and experimental data on the

aviation gas turbine engines' turbines cooling was analyzed. The generalized graphical dependencies allowed obtaining the models, on which basis the algorithms for determining the required air flow rate of the aviation gas turbine engines' turbines cooling dependence on the gas temperature prior to the turbine. These dependencies can be employed while various tasks solving at the engine conceptual design stage. Particularly, the universal model, allowing determine the required air flow rate for cooling depending on the cooling depth in the wide range of gas temperatures prior to the turbine, ensuring goal functions unimodelity while solving optimization problems.

The studies continuation will consist in developing more accurate models of the aviation gas turbine engines' turbines being cooled for conceptual design stage, in particular by accounting for the new structural solutions.

**Keywords:** gas turbine engine, conceptual design, turbine cooling, working process parameters optimization, required cooling air flow rate, blade cooling, vane cooling, disk cooling, turbine efficiency.

### References

1. Tiemstra F.S. *Design of a semi-empirical tool for the evaluation of turbine cooling requirements in a preliminary design stage*. Master Thesis. Delft University of Technology Faculty of Aerospace Engineering. 2014, 147 p. URL: <http://resolver.tudelft.nl/uuid:225cfccd-2fc3-4a4d-a8a8-c24bd24bae44>
2. Kopelev S.Z. *Okhlazhdaemye lopatki gazovoykh turbin: Teplovoi raschet i profilirovanie* (Cooled Gas Turbine Blades: Thermal Calculation and Profiling), Moscow, Nauka, 1983, 146 p.
3. Ba W., Wang Z., Li X., Gu C. Three-dimensional optimal design of a cooled turbine considering the coolant-requirement change. *Open physics*, 2019, vol. 17, issue 1, pp. 768-778. DOI: 10.1515/phys-2019-0080
4. Ba W., Wang X.-C., Li X.-S., Ren X.-D., Gu C.-W. Definition of cycle based comprehensive efficiency of



- a cooled turbine. *Energy*, 2019, vol. 168, pp. 601-608. DOI: 10.1016/j.energy.2018.11.137
5. Young J.B., Horlock J.H. Defining the efficiency of a cooled turbine. *Journal of Turbomachinery*, 2006, vol. 128, issue 4, pp. 658-667. DOI: 10.1115/1.2218890
  6. Salpingidou C., Tsakmakidou D., Vlahostergios Z., Misirlis D.M., Flouros M., Yakinthos K. The effect of turbine blade cooling on the performance of recuperative cycles for gas turbines applications. *Chemical engineering transactions*, 2017, vol. 61, pp. 1027-1032. DOI: 10.3303/CET1761169
  7. Sahu M.K., Sanjay. Investigation of the effect of air film blade cooling on thermoeconomics of gas turbine based power plant cycle. *Energy*, 2016, vol. 115. Part 1, pp. 1320-1330. DOI: 10.1016/j.energy.2016.09.069
  8. Song Y., Gu C.-W., Ji X.-X. Development and validation of a full-range performance analysis model for a three-spool gas turbine with turbine cooling. *Energy*, 2015, vol. 89, pp. 545-557. DOI: 10.1016/j.energy.2015.06.015
  9. Vassiliev V., Granovskiy A., Lomakin N. Impact of turbine blade internal cooling on aerodynamic loss. *ASME Turbo Expo 2015: Power for Land, Sea and Air (15-19 June 2015; Montreal, Quebec, Canada)*. Paper No GT2015-42696. DOI: 10.1115/GT2015-42696
  10. Holland M.J., Thake T.F. Rotor blade cooling in high pressure turbines. *Journal of Aircraft*, 1980, vol. 17, no. 6, pp. 412-418. DOI: 10.2514/3.44668
  11. Ainley D.G. *Internal air-cooling for turbine blades: A general design survey*. Aeronautical research council reports and memorandum, 1957, no. 3013, 40 p.
  12. Consonni S. *Performance prediction of gas/steam cycles for power generation*. PhD thesis No. 1893-T. Princeton University, 1992.
  13. Torbidoni L., Horlock J.H. A new method to calculate the coolant requirements of a high-temperature gas turbine blade. *Journal of Turbomachinery*, 2005, vol. 127, no. 1, pp. 191-199. DOI: 10.1115/1.1811100
  14. Horlock J.H., Watson D.T., Jones T.V. Limitations on gas turbine performance imposed by large turbine cooling flows. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2001, vol. 123, no. 3, pp. 487-494. DOI: 10.1115/1.1373398
  15. Vadlamudi T.C., Kommineni R., Katuru B.P. Exergy assessment of air film blade cooled combined power cycle plant. *International journal of ambient energy*, 2018, vol. 41, issue 9, pp. 994-1006. DOI: 10.1080/01430750.2018.1501740
  16. Vadlamudi T.C., Kommineni R., Katuru B.P. Performance augmentation of combined cycle power plant under the control of differing open loop cooling techniques to the gas turbine blades. *International Journal of Ambient Energy*, 2020, pp. 1-13. DOI: 10.1080/01430750.2020.1712249
  17. Jordal K. *Gas turbine cooling modeling - thermodynamic analysis and cycle simulations*. Thesis for the Degree of Licentiate in Engineering. – Division of thermal power engineering department of heat and power engineering Lund Institute of Technology, Sweden, 1999, 93 p.
  18. Jiang C., Chen H.-P. Study on approximate calculation of cooling air allocation for gas turbine. *Asia-pacific Power and Energy Engineering Conference (27-31 March 2009; Wuhan, China)*, 2009. DOI: 10.1109/APPEEC.2009.4918801
  19. Yin F., Tiemstra F.S., Rao A.G. Development of a flexible turbine cooling prediction tool for preliminary design of gas turbines. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2018, vol. 140, issue 9. Paper No GTP-18-1043. DOI: 10.1115/1.4039732
  20. Yin F., Rao A.G., Bhat A., Chen M. Performance assessment of a multi-fuel hybrid engine for future aircraft. *Aerospace Science and Technology*, 2018, vol. 77, pp. 217-227. DOI: 10.1016/j.ast.2018.03.005
  21. Shvets I.T., Dyban E.P. *Vozdushnoe okhlazhdenie detalei gazovykh turbin (Air cooling of gas turbine parts)*, Kiev, Naukova dumka, 1974, 488 p.
  22. Li C., Liu J.-J. A one-dimensional analytical method for turbine blade preliminary cooling design. *ASME Turbo Expo 2016: Power for Land, Sea and Air (13-17 June 2016; Seoul, South Korea)*. Paper No GT2016-56783. DOI: 10.1115/GT2016-56783
  23. Li H.-B., Gu C., Song Y. Through-flow calculation with a cooling model for cooled turbines. *Proceedings of the institution of mechanical engineers, Part A: Journal of Power and Energy*, 2015, vol. 229, issue 8, pp. 862-875. DOI: 10.1177/0957650915594294
  24. Li H., Gu C. Through Flow Calculations for Convective Cooling Turbines. *ASME Turbo Expo 2014: Power for Land, Sea and Air (16-20 June 2014; Dusseldorf, Germany)*. Paper No. GT2014-26504. DOI: 10.1115/GT2014-26504
  25. Le T.Z., Nesterenko V.G. *Mezhdunarodnyi nauchno-issledovatel'skii zhurnal*, 2018, no. 1(67). Part. 1, pp. 84-90. DOI: 10.23670/IRJ.2018.67.087
  26. Kuz'michev V.S., Trofimov A.A. *Proektnyi raschet osnovnykh parametrov turbokompressorov aviatsionnykh GTD (Design calculation of the aircraft gas turbines and compressors main parameters)*, Kuibyshev, KuAI, 1990, 72 p.
  27. Inozemtsev A.A., Nikhamkin M.A., Sandratskii V.L. *Osnovy konstruirovaniya aviatsionnykh dvigatelei i energeticheskikh ustanovok. V 5 t. T. 2. Kompresory. Kamera sgoraniya. Forsazhnye kamery. Turbiny. Vykhodnye ustroystva (Fundamentals of gas turbine engines and power plants designing. Vol. 2. Compressors. Combustion chambers. Afterburners. Turbines. Exhausts)*, Moscow, Mashinostroenie, 2008, 365 p.
  28. *Tema No.20. Okhlazhdenie gazovykh turbin*. URL: <https://helpiks.org/3-88101.html>
  29. Gritsenko E.A., Danil'chenko V.P., Lukachev S.V. et al. *Nekotorye voprosy proektirovaniya aviatsionnykh gazoturbinnykh dvigatelei (Some issues of aviation gas turbine engines designing)*, Samara, SNTs RAN, 2002, 527 p.
  30. Pavlenko G.V., Volov A.G. *Gazodinamicheskii raschet osevoi gazovoi turbiny (Gasdynamic designing of axial gas turbine)*, Khar'kov, KhAI, 2007, 76 p.

31. Kholshchevnikov K.V., Emin O.N., Mitrokhin V.T. *Teoriya i raschet aviatsionnykh lopatochnykh mashin* (Theory and calculations of aviation vane machines), Moscow, Mashinostroenie, 1986, 432 p.
32. Kulagin V.V., Kuz'michev V.S. *Teoriya, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigatelei i energeticheskikh ustanovok: uchebnik v 2 kn. Kn. 1. Osnovy teorii GTD. Rabochii protsess i termogazodinamicheskii analiz* (Fundamentals of gas turbine engines theory. Working process and thermodynamic analysis. Book 1. Joint operation of engine elements and its performance), Moscow, Innovatsionnoe mashinostroenie, 2017, 336 p.
33. Grigor'ev V.A., Zhdanovskii A.V., Kuz'michev V.S. et al. *Vybor parametrov i termodinamicheskie raschety aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigatelei* (Parameters selection and thermodynamic calculations of aviation gas turbine engines), Samara, SGAU, 2009, 202 p.
34. Derevyanko A.V., Zhuravlev V.A., Zikeev V.V. et al. *Osnovy proektirovaniya turbin aviadvigatelei* (Fundamentals of aviation turbines designing), Moscow, Mashinostroenie, 1988, 328 p.
35. Potkin A.N. *Razrabotka kompleksnogo podkhoda k proektirovaniyu okhlazhdaemykh vysokotemperaturnykh gazovykh turbin s tsel'yu snizheniya riskov i srokov razrabotki* (Complex approach to high-temperature cooled gas turbines designing for risks and development time reduction), Doctor's thesis, Rybinsk, Rybinskii gosudarstvennyi aviatsionnyi tekhnicheskii universitet imeni P.A. Solov'eva, 2014, 134 p.
36. Zhang J., Zhang S., Wang C., Tan X. Recent advances in film cooling enhancement: a review. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2020, vol. 33, issue 4, pp. 1119-1136. DOI: 10.1016/j.cja.2019.12.023
37. Kumar S., Singh O. Thermodynamic evaluation of gas/steam combined cycle performance with active controlled film cooling. *Distributed Generation and Alternative Energy Journal*, 2014, vol. 29, issue 1, pp. 49-60. DOI: 10.1080/21563306.2014.10781515
38. Gurevich O.S., Gol'berg F.D., Petukhov A.A., Zuev S.A. "Virtual engine" software usage for air bleed control in gte units' cooling systems. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 3, pp. 83-94.
39. Kolychev A.V., Kernozhitsky V.A., Levikhin A.A. Cooling system of gas turbine engine turbine blades made of heat-resisting alloys and conductive ceramics. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no 3, pp. 143-150.