

6. Colban, W., Thole, K., and Händler, M. Experimental and Computational Comparisons of Fan-Shaped Film Cooling on a Turbine Vane Surface. *J. Turbomach.*, 2007, **129**, P. 23–31.

7. Горелов Ю.Г., Горелова Д.В. Трёхмерные численные исследования струйного обдува трактовых полок сопловых блоков турбины // Изв. вузов. Авиационная техника. 2013. №1. С. 44 – 50.

УДК 621.452.3

ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ ПРОЕКТИРУЕМОЙ ТУРБИНЫ С УЧЁТОМ ОПЫТА ДОВОДКИ АВИАЦИОННОГО ГТД

© 2018 Б.И. Мамаев, А.Ю. Горшков

ОКБ им. А. Люльки, г. Москва

DESIGN TURBINE PARAMETERS CHOICE ACCORDING TO EXPERIENCE OF THE AVIATION GTE DEVELOPMENT

Gorshkov A. Y., Mamaev B. I. (Lulka's design engineering, Moscow, Russian Federation)

Development conception for aviation GTE turbines is proved. It consists in the use of a special turbine variant with increase swallowing capacity at the beginning of the development, when there are part efficiency defects, and the second variant with the project swallowing capacity at the end of the development, when the design efficiency of GTE parts is achieved.

Практика многих отечественных и зарубежных проектных организаций подтверждает, что первые опытные двигатели в сравнении с проектом будут иметь ухудшенные показатели эффективности узлов. Такое положение может сохраняться в течение длительного периода времени. Это приводит к трудностям в доводке, а иногда и к полной невозможности реализовать проект.

Определим влияния недоборов коэффициентов полезного действия узлов и превышенного расхода охладителя на основные параметры ТРДДФсм. В связи с этим введём ряд поправок на к.п.д. узлов и расход охладителя - $\Delta\eta_{ТВД}$, $\Delta\eta_{КВД}$, $\Delta\bar{G}_{ОХЛ}$,

которые изменяются в диапазоне от 0 до 1,5% и обобщаются отклонением $[-\Delta\eta_{\Sigma} + \Delta\bar{G}_{ОХЛ}]$,

где $\Delta\eta_{\Sigma} = \Delta\eta_{ТВД} + \Delta\eta_{КВД}$.

Расчёты показывают, что для выполненного двигателя снижение к.п.д. узлов и перерасход охладителя приводит к росту удельного расхода топлива и температуры газа перед турбиной, снижению суммарного расхода воздуха через двигатель и уменьшению запасов газодинамической устойчивости компрессора.

На практике каждая фирма может сталкивается с подобного рода проблемами. На

этапе доводки двигателя, когда явных решений по совершенству коэффициентов эффективности узлов ещё нет, а вести полноценную доводку узлов двигателя необходимо, предпринимается ряд стандартных шагов. Наиболее эффективным является оптимизация расходного параметра турбин.

В табл. 1 соответственно представлены отклонения параметров для 3-х случаев: 1) проектные значения к.п.д. узлов достигнуты; 2) к.п.д. узлов не достигнуты и превышен расход охладителя, а пропускная способность турбин проектная; 3) к.п.д. узлов не достигнуты и превышен расход охладителя, а пропускная способность турбин оптимизирована под заданные недоборы к.п.д. узлов.

Таблица 1- Отклонения параметров для 3-х случаев

Вариации проекта Параметр	Проектные значения к.п.д. узлов	Сниженные значения к.п.д. узлов; $\bar{A}_{ТВД}, \bar{A}_{КВД} = const$	Сниженные значения к.п.д. узлов; $\bar{A}_{ТВД}, \bar{A}_{КВД} = optim$
$\Delta C_{\pi}, \%$	0	5,1	4,7
$\Delta \eta_{КВД}, \%$	0	-1,8	-2,2
$\Delta T_{T}^{*}, \%$	0	4,2	1,5
$\Delta R_{\Sigma}, \%$	0	0	0
$\Delta \pi_{КВД}^{*}, \%$	0	-3,5	5,8
$\Delta G_{ОХЛ}, \%$	0	-2,1	-1,8
ΔK_{Σ}	0	-13,6	29,2
$\Delta \eta_{ТВД}, \%$	0	-2,3	-1,9
$\Delta \bar{G}_{ОХЛ}, \%$	0	1,5	1,1

Полученные данные иллюстрируют тот факт, что приращение температуры газа вследствие падения к.п.д. можно существенно снизить за счёт оптимального подбора расходного параметра турбин двигателя. В нашем случае потребовалось раскрыть турбину высокого и низкого давления на 4% и 10%, соответственно. Подобного рода доводка требует дополнительных материальных затрат, т.к. увеличение пропускной способности турбин обычно осуществляется за счёт подрезки выходных кромок лопаток СА, что позволяет увеличить площадь его горла. Однако в охлаждаемых лопатках возможность их подрезки обычно мала, в связи с чем нередко для раскрытия венца приходится поворачивать всю лопатку, увеличивая углы установки профилей в решётках. Но оба случая доработки означают, по сути, создание нового варианта лопаточного венца с неоптимальной геометрией и пониженной эффективностью.

Если же вначале при проектировании специально спрофилировать раскрытый венец, учитывая ожидаемые снижения к.п.д. узлов и перерасход охладителя, то его можно выполнить с любым желаемым увеличением проходного сечения по сравнению с проектным. В таком случае можно свести к минимуму дополнительные потери к.п.д. турбины.

В связи с изложенным возникает концептуальный вопрос: не следует ли для ускорения доводки спроектировать для первых опытных экземпляров ГТД специально раскрытую турбину, которая обеспечивает наилучшее согласование узлов с наперед пони-

женной эффективностью узлов? Исключение из периода доводки этапа поиска оптимального расходного параметра позволит сократить затраты на создание двигателя. Понятно, что проектирование заранее раскрытой турбины не даст точного результата, однако создаст платформу для дальнейших полноценных доводочных работ и сократит время доводки. При этом оптимальное значение пропускной способности будет зависеть от суммарных отклонений эффективности узлов:

$$(\bar{A}_{ТВД}, \bar{A}_{ТНД} = f[\Delta \eta_{\Sigma}]).$$

В доводке по мере повышения к.п.д. узлов пропускная способность может уменьшаться и в итоге приблизиться к проектной. Стоит отметить, что такая раскрытая турбина в случае достижения проектной эффективности узлов приведёт к незначительным отклонениям параметров двигателя от их проектных значений.

Приведённый выше анализ позволяет по-новому взглянуть на выбор параметров при проектировании турбины ГТД и ГТУ и предложить следующий рациональный подход. [1] В случае ожидаемого недобора к.п.д. узлов и перерасхода охладителя на начальном этапе доводки двигателя для первых вариантов турбины профилируются лопатки с несколькими раскрытыми СА по сравнению с проектом. Степень такого раскрытия зависит от величины недоборов значений к.п.д. узлов. Этот подход должен снизить временные и материальные затраты на создание двигателя.

УДК 621.5

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СИГНАЛОВ С ДАТЧИКОВ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ ВАЛОВ ГТД В ДИАГНОСТИКЕ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ЕГО РЕДУКТОРА

© 2018 А.А. Авраменко¹, А.Н. Крючков¹, С.М. Плотников², Е.В. Сундуков², А.Е. Сундуков³

¹Самарский национальный исследовательский университет имени академик С.П. Королёва

² ПАО «Кузнецов», г. Самара

³ ООО «Турбина», г. Самара

**USE THE SIGNALS FROM THE SENSOR OF SHAFT SPEED OF GAS-TURBINE ENGINE
IN THE DIAGNOSIS OF THE TECHNICAL CONDITION OF ITS REDUCER**