

## ПРИНЦИПИАЛЬНЫЕ СХЕМЫ, ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ И ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ДВУХКОНТУРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

©2018 В.С. Кузьмичёв, В.А. Зрелов, И.Н. Крупенич, Е.П. Филинов

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

### CONCEPT, CONSTRUCTION FEATURES AND BASIC PARAMETERS OF SMALL-SCALE TURBOFAN ENGINES

Kuzmichev V.S., Zrelov V.A., Krupenich I.N., Filinov E.P. (Samara National Research University, Samara, Russian Federation)

*The work present results of the analysis of basic technical data, the parameters of the working process and design schemes of domestic and foreign of small - size turbofan engines. Has been shown the influence of the size of the engine in its parameters, the parameters of the working process. Has been considered an analysis of construction schemes for small turbofan engines, revealed their characteristics and major trends in the formation of structural and geometric shape.*

С середины 1970-х годов для стратегических крылатых ракет авиационного и морского базирования стали применять мало-размерные ТРДД (МТРДД). В настоящее время они используются для установки на авиамодели и беспилотные самолёты, а также на лёгкие административные, спортивные и туристические самолёты и винтокрылые летательные аппараты (ЛА). В работе приведены основные параметры 50-ти зарубежных и отечественных мало-размерных ТРДД [1]. Особенностью анализируемых мало-размерных ГТД, по сравнению с двигателями большой размерности, являются малые размеры проточной части, особенно последних ступеней компрессора, что требует для обеспечения высокого значения КПД, наличия малых радиальных зазоров, на величину которых влияют жёсткостные характеристики ротора и статора. С уменьшением размеров аэродинамические характеристики проточных частей компрессора и турбины ухудшаются, КПД этих элементов снижаются. Аналогично с уменьшением расхода воздуха, протекающего через камеру сгорания, снижается коэффициент полноты сгорания. Из этого следует, что при снижении значения КПД элементов снижается полный КПД всего двигателя [2].

Следует отметить, что эти характеристики во многом определяются конструктивно-силовой системой двигателя, в частности количеством и расположением опор роторов.

Анализ зависимости основных удельных параметров и параметров рабочего про-

цесса МТРДД показал, что с уменьшением тяги (размера) двигателя удельные параметры ухудшаются, а параметры термодинамического цикла уменьшаются (рис. 1 - 3). Большой разброс значений степени двухконтурности (рис.4) обусловлен различным целевым назначением ЛА, у МТРДД для крылатых ракет она находится в диапазоне от 0,5 до 1,5, а для самолётов от 4 до 6.

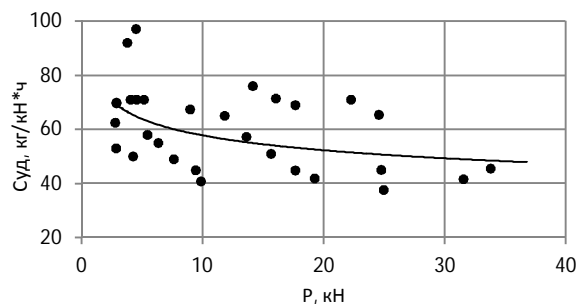


Рис.1. Зависимость удельного расхода топлива  $C_{уд}$  МТРДД от тяги  $P$

Все созданные двигатели по величине тяги на взлётном режиме условно разбиты на 5 групп: I - до 5 кН; II - от 5 до 10 кН; III - от 10 до 20 кН; IV - от 20 до 30 кН; V - от 30 до 50 кН.

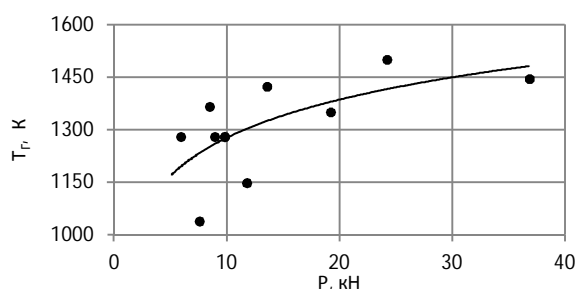


Рис.2. Зависимость температуры газа перед турбиной  $T_{г}^*$  МТРДД от тяги  $P$

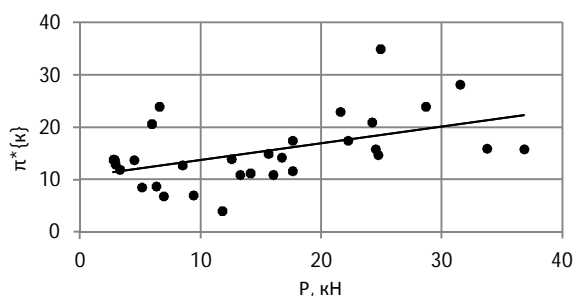


Рис. 3. Зависимость суммарной степени повышения давления  $\pi_{\Sigma}^*$  МТРДД от тяги  $P$

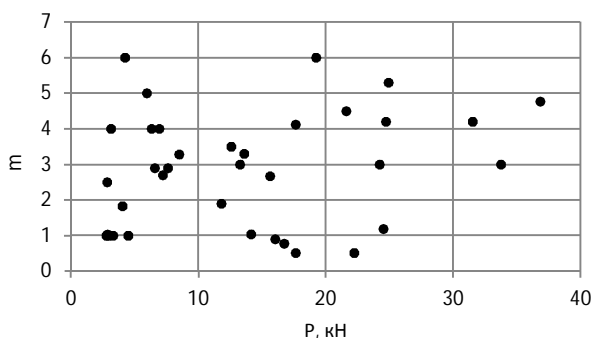


Рис. 4. Зависимость степени двухконтурности  $n$  МТРДД от тяги  $P$

Анализ конструктивных схем рассматриваемых двигателей позволяет сделать вывод, что для ТРДД в классе тяги до 10 кН преобладает тенденция минимизации количества опор и силовых поясов, консольного относительно опоры расположения вентилятора, размещения опоры турбины ВД за рабочим колесом, а также размещение опоры компрессора ВД перед ним. В современных конструкциях применены турбины с неохлаждаемыми монокристаллическими лопатками. В классе тяги от 10 до 20 кН также преобладает тенденция минимизации количества опор и силовых поясов, консольного относительно опоры расположения вентилятора, размещения опоры турбины ВД в более «холодной» зоне за рабочим колесом, а также размещение опоры компрессора ВД перед ним. В большинстве конструкций МГТД применены неохлаждаемые монокристаллические турбинные лопатки, моноколеса вентиляторов с широкохордными лопатками,

роторы компрессоров ВД, изготовленные по технологии «блиск». Представлены обобщенные конструктивные схемы ТРДД по расположению, количеству опор и силовых поясов относительно компрессора и турбины.

Следует отметить, что новые двигатели ни в коей мере не являются уменьшенными моделями ТРДД для тяжелых магистральных самолётов и не созданы на основе газогенераторов военных двигателей. Эти двигатели целенаправленно создавались и создаются для региональных самолётов и новых самолётов бизнес-класса с учётом специфики их эксплуатации. Поэтому процесс создания ГТД неразрывно связан с формированием конструктивного облика, который в свою очередь во многом определяется назначением летательного аппарата, параметрами рабочего процесса, газодинамическим согласованием, прочностными характеристиками.

Конструктивно-схемное решение выбирается в зависимости от суммарной степени повышения давления и её распределения по каскадам, числа и вида ступеней компрессора и турбины, схемы передачи мощности потребителю.

Принятое решение должно обеспечивать минимальные размеры и массу при полном удовлетворении норм прочности и надёжности; минимальный уровень вибраций; удобство эксплуатации и ремонта.

#### Библиографический список

1. Зрелов В.А. Отечественные авиационные ГТД. Основные параметры и конструктивные схемы. – М.: Машиностроение, 2005. 336 с.
2. Кузьмичев В.С., Кулагин В.В., Крупенич И.Н., Ткаченко А.Ю., Рыбаков В.Н. Формирование виртуальной модели рабочего процесса газотурбинного двигателя в САЕ системе «АСТРА» // Труды МАИ. 2013. № 67. 15 с.