

сбросом отработавших газов в закритическую часть сопла;

- стандартная закрытая безгенераторная схема с дополнительным подогревом рабочего тела в теплообменнике от ПС газогенератора и сбросом отработавших газогенераторных газов в закритическую часть сопла.

Рассмотрены достоинства и недостатки приведённых схем по отношению к стандартной закрытой безгенераторной схеме с

нагревом горючего в тракте охлаждения и последующим использованием его в качестве рабочего тела для привода насосов О и Г.

Проведено сравнение двигателей безгенераторной схемы (RL-10, РД-0146) с двигателями, имеющими газогенератор SSME (Aerojet RocketDyne, Space Shuttle), RS-68 (РН Дельта-4), Vulcain, Vulcain-2 (SEP, РН Ариан 5), LE7 (Mitsubishi, РН Н2), РД-0120 (КБХА, РН Энергия).

УДК 621.45.01:004.942

## ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА МАЛОРАЗМЕРНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

©2016 А.Ю. Ткаченко, Е.П. Филинов

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

### OPTIMIZATION OF WORKFLOW PROCESS FOR SMALL-SCALE TURBOJET ENGINE

Tkachenko A.U., Filinov E.P. (Samara National Research University, Samara, Russian Federation)

*The article study the effect of the engine on the dimension values of the working parameters of the process, as well as the achievable levels of specific parameters. The model has been created in the computer-aided system "ASTRA". Has been considered the optimization of the working parameters of the process, taking into account baseline values automatically change the compressor and turbine efficiency depending on the dimensions of the engine. The study has been carried out a series of calculations with the tab at the turbine inlet gas temperature and total pressure ratio of the compressor for different thrust values in the range of 0.1 to 50 kN.*

Малоразмерные газотурбинные двигатели (мГТД) всё более востребованы в авиации и имеют широкую сферу применения. В настоящий момент в России существует значительный недостаток предложения по мГТД отечественного производства.

В работе исследовано влияние размерности двигателя на значения параметров рабочего процесса ( $\pi_{к\sigma}^*$ ,  $T_{г}^*$ ), а также достижимые уровни удельных параметров ( $C_{уд}$ ,  $P_{уд}$ ).

Рассматривалась оптимизация параметров рабочего процесса ( $C_{уд}$ ,  $P_{уд}$  и  $M_{дв}$ ), с учётом автоматического изменения базовых значений КПД компрессора и турбины в зависимости от размерности двигателя [1].

В качестве исходных данных были выбраны значения параметров, характеризующих совершенство узлов двигателя и самолёта, которые основаны на анализе исследований в области проектирования малоразмерных ГТД [2].

Численное моделирование мГТД и оптимизация параметров рабочего процесса

проводилась в разработанной на кафедре ТДЛА САЕ – системе АСТРА [3].

В рамках исследования была проведена серия расчётов с табуляцией температуры газа перед турбиной  $T_{г}^*$  и суммарной степенью повышения давления в компрессоре  $\pi_{к\sigma}^*$  для различных значений тяги двигателя  $P$  в диапазоне от 0,1 до 50 кН.

Использованы следующие значения параметров, характеризующие совершенство силовой установки:

$$\eta_{к.баз} = 0,82; \eta_{т.баз} = 0,86; \eta_m = 0,98; \\ \sigma_{к\sigma} = 0,95; \eta_{г} = 0,97; \varphi_c = 0,9.$$

На рис. 1 приведены результаты зависимости удельного расхода топлива  $C_{уд}$  от суммарной степени повышения давления в компрессоре  $\pi_{к\sigma}^*$  для заданного значения тяги  $P = 0,5$  кН.

Для тяги  $P = 0,5$  кН удельный расход топлива  $C_{уд}$  принимает оптимальные значения при  $T_{г}^* = 1000$  и  $\pi_{к\sigma}^* = 4,42$ .

На рис. 2 и 3 представлены обобщённые результаты оптимизации малоразмерных ГТД для различных температур  $T_{г}^*$ .

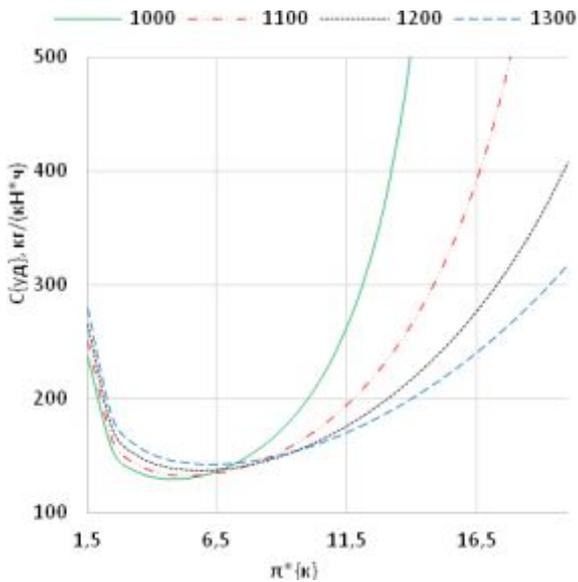


Рис. 1. Влияние  $\pi^*$  на  $C_{уд}$  при заданной тяге  $P = 0,5$  кН и разных значениях

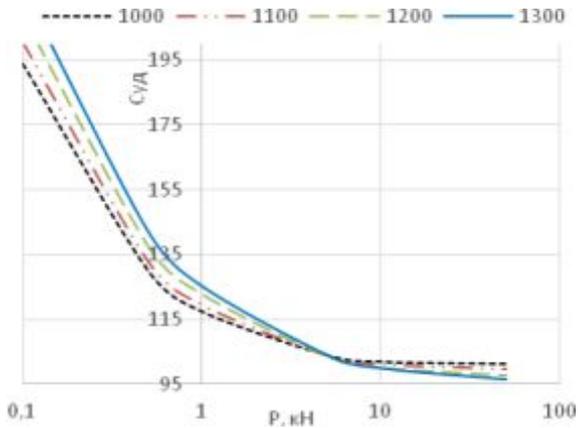


Рис. 2. Влияние тяги  $P$  на удельный расход топлива  $C_{уд}$  при различных значениях температуры газа перед турбиной

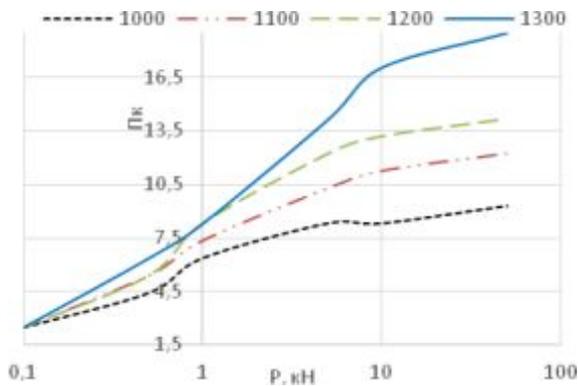


Рис. 3. Влияние тяги  $P$  на суммарную степень повышения давления в компрессоре при различных значениях температуры газа перед турбиной

В табл. 1 представлены соответствующие минимуму  $C_{уд}$  значения для различных уровней  $\pi^*$  и  $P$ .

Таблица 1 – Результаты оптимизации мГТД

| $P$ , кН             | 0,1   | 1     | 10    | 50    |
|----------------------|-------|-------|-------|-------|
| $C_{уд}$ , кг/(кН*ч) | 194,0 | 117,4 | 101,9 | 101,2 |
| .                    | 2,47  | 6,37  | 8,32  | 9,29  |
| $C_{уд}$ , кг/(кН*ч) | 200,7 | 119,5 | 101,1 | 99,6  |
| .                    | 2,47  | 7,34  | 11,24 | 12,21 |
| $C_{уд}$ , кг/(кН*ч) | 208,8 | 122,8 | 100,1 | 97,6  |
| .                    | 2,47  | 8,32  | 13,18 | 14,16 |
| $C_{уд}$ , кг/(кН*ч) | 217,6 | 125,4 | 100,0 | 96,5  |
| .                    | 2,47  | 8,32  | 17,08 | 19,03 |

Из результатов расчётных исследований следует, что с уменьшением размерности двигателя повышается уровень удельного расхода топлива  $C_{уд}$ , соответствующий оптимальному сочетанию параметров, что обусловлено увеличением потерь и снижением рациональных значений суммарной степени повышения давления в компрессоре и температуры газа перед турбиной.

#### Библиографический список

1. Григорьев В.А. Значение и роль новых закономерностей и научных знаний в процессе создания малоразмерных ГТД // Вестник УГАТУ. 2012. №2 (47). Т16. С. 10-14.
2. Родионов А.В., Кривошеев И.А. Анализ термодинамических параметров зарубежных малоразмерных газотурбинных установок // Молодой ученый. 2009. №9. С. 2124.
3. Кузьмичёв В.С., Ткаченко А.Ю., Рыбаков В.Н., Крупенич И.Н., Кулагин В.В. Методы и средства концептуального проектирования авиационных ГТД в САЕ-системе «АСТРА» // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва. 2012. №5(36). Ч. 1. С. 169-173.