

РАЗВИТИЕ СХЕМНЫХ РЕШЕНИЙ БЕЗГЕНЕРАТОРНЫХ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

©2016 А.Г. Воробьев, В.А. Беляков

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

EVOLUTION OF EXPANDED CYCLE OF LRE

Vorobiev A.G., Belyakov V.A. (Moscow Aviation Institute - National Research University,
Moscow, Russian Federation)

Liquid rocket engines working by expanded cycle are used as main engines of upper and 3 rocket stages. The well known developers are KBKhA (Russia, Angara A5, LRE 0146), Pratt & Whitney (Atlas Centaur-Saturn, RL10). Expanded cycle are particularly effective in applying cryogenic fuel and oxygen components (oxygen, hydrogen, methane, etc.). The basic expanded cycle is closed circuit with the heating of fuel in the regenerative cooling and its subsequent use as working gas to drive an oxygen and fuel pumps.

There are three types of expanded cycle: open, closed and mixed. Of these, there are schemes with different features of the components supply. This paper talks about the modification of standard expanded cycle. This paper discussed advantages and disadvantages of the evaluation schemes for cryogenic components in relation to the basic expanded cycle. There is comparison between expanded cycle engines (RL-10, RD-0146) and gas generator engines (SSME (Aerojet RocketDyne), RS-68 (Delta-4), Vulcain, Vulcain-2 (SEP, Ariane 5), LE7 (Mitsubishi, H2), RD-0120 (KBKhA, Energy)).

Жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) безгенераторных схем используются в качестве маршевых двигателей разгонных длоков (РБ) и 3-х ступеней ракет. Среди разработчиков следует выделить КБХА (РН Ангара А5 (ЖРД 0146)), Pratt & Whitney (РН Atlas Centaur-Saturn RL10). Безгенераторные схемы особенно эффективны при применении криогенных компонентов топлива (кислород, водород, метан и т.д.).

Такие двигатели на сегодняшний день являются перспективными и обладают рядом достоинств:

- высокая экономичность, обусловленная использованием предкамерных турбин и отсутствием потерь на завесное охлаждение благодаря использованию только регенеративного охлаждения. В чистом виде – это схема с дожиганием тела турбин в камере сгорания;

- повышенная надёжность, обусловленная отсутствием газогенератора (ГГ), использованием в качестве рабочего тела турбин газообразного горючего и низкой температурой рабочего тела турбины.

Недостатками безгенераторной схемы ЖРД являются:

- низкий уровень предельных давлений в камере сгорания, особенно для двигателей больших тяг;

- применимость только для криогенного горючего.

Таким образом, безгенераторный ЖРД позволяет повысить надёжность и обеспечить высокую экономичность.

Существуют три типа безгенераторных схем: открытая, закрытая и смешанная. Из них вытекает ряд схем с разными особенностями подачи компонентов. В работе рассматриваются модификации стандартной безгенераторной схемы, а именно:

- закрытая безгенераторная схема с дополнительным подводом Г через отдельный насос в смесительную головку;

- закрытая безгенераторная схема с подогревом обоих компонентов в рубашке охлаждения с отдельными контурами питания турбин по линиям О и Г и дополнительным подводом О через отдельный насос в смесительную головку КС;

- закрытая безгенераторная схема с подогревом обоих компонентов в рубашке охлаждения с отдельными контурами питания турбин по линиям О и Г и дополнительными подводами О и Г через отдельные насосы в смесительную головку КС;

- открытая безгенераторная схема с нагревом горючего в тракте охлаждения, последующим использованием его в качестве рабочего тела для привода насосов О и Г и

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 ($\pi_{\text{КС}}^*$, $T_{\text{Г}}^*$), а также достижимые уровни удельных параметров ($C_{\text{уд}}$, $P_{\text{уд}}$).

Рассматривалась оптимизация параметров рабочего процесса ($C_{\text{уд}}$, $P_{\text{уд}}$ и $M_{\text{дв}}$), 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 $T_{\text{Г}}^*$ и суммарной степени повышения давления в компрессоре $\pi_{\text{КС}}^*$ для различных значений тяги двигателя P в диапазоне от 0,1 до 50 кН.

Использованы следующие значения параметров, характеризующие совершенство силовой установки:

$$\eta_{\text{к.баз}} = 0,82; \eta_{\text{т.баз}} = 0,86; \eta_{\text{т}} = 0,98; \\ \sigma_{\text{КС}} = 0,95; \eta_{\text{Г}} = 0,97; \varphi_{\text{С}} = 0,9.$$

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

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

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