

УДК 621.431.75

**РАСЧЁТНО-КОНСТРУКТОРСКАЯ ПРОРАБОТКА КОНЦЕПЦИИ
КОМБИНИРОВАННОГО АВИАЦИОННОГО ГТД СЛЕДУЮЩЕГО ПОКОЛЕНИЯ**©2018 Р.Р. Бадыков¹, С.В. Фалалеев¹, С. Штаудахер², Д. Мецгер², А.Ю. Ткаченко¹,
А.И. Довгялло¹, А.С. Заруцкая¹¹Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва
²Университет Штутгарта, Германия**DESIGN DEVELOPMENT OF THE HYBRID AIRCRAFT GTE CONCEPT
OF NEXT GENERATION**Badykov R.R., Falaleev S.V., Tkachenko A.Y., Dovgallo A.I., Zaruzkaya A.S. (Samara National Research
University, Samara, Russian Federation),
Staudacher S., Mezger D. (Stuttgart University, Stuttgart, Germany)*The concept of a hybrid high-efficiency aircraft engine consisting of a gas turbine engine and the free-piston internal combustion engine is studied. The basic operational parameters and characteristics of the engine units are chosen. The engine design implementation is proposed.*

Современные авиационные газотурбинные двигатели являются технически совершенными. Эффективность большинства узлов двигателя приближается к тому, что принято считать практическим пределом. Параметры основного цикла (температура газа на входе в турбину, степень повышения давления) достигают технологических и физических пределов. Поэтому дальнейшее повышение эффективности двигателей требует разработки новых их концепций.

Ведущими зарубежными фирмами прорабатываются с высоким уровнем детализации концепции комбинированных двигателей [1,2], в которых наряду с газотурбинной частью (каскады компрессора и турбины, камера сгорания) применяются поршневые узлы и рекуператоры. Однако в публикациях в основном рассматриваются отдельные моменты данной концепции. Комплексное рассмотрение концепции отсутствует. Необходимо выбирать параметры узлов комбинированного двигателя с учётом параметров полётного цикла. Также нужно комплексное рассмотрение работы двигателя при решении задачи охлаждения конструкции поршневой части, промежуточного охлаждения между каскадами компрессора и нагрева перед подачей в камеру сгорания воздуха. В связи со сложностью схемы необходим расчёт потерь в до-

полнительных узлах и магистралях двигателя.

Авторами проведён цикл расчётных исследований. В результате термогазодинамического проектирования выбраны рациональные параметры узлов комбинированного двигателя и предложена его конструкторская реализация. Двигатель представляет собой двухроторный ТРДД с высокой степенью двухконтурности (> 30), в котором между компрессором высокого давления и камерой сгорания расположен ряд свободнопоршневых ДВС. К достоинствам таких ДВС относятся сравнительная простота их конструкции, а также хорошая уравновешенность, долговечность, компактность. Недостатками являются сложность пуска и регулирования.

Подобная комбинация позволяет достичь низкого удельного расхода топлива 11,98 г/кН·с. Крейсерская тяга двигателя при этом составляет 59,4 кН.

Библиографический список

1. Aircraft Compound Cycle Propulsion Engine: U.S. Patent 5692372: F02K 5/00 / John Whurr; Rolls-Royce. 2.12.1997.
2. Waermekraftmaschine mit Freikolbenverdichter: DE 10 2012 206123 A1: F02C 5/08 /. Klingels Hermann; MTU Aero Engines GmbH. 17.10.2013.