

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. Заруцкая¹

¹Самарский 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.