

**РАЗРАБОТКА И ИСПЫТАНИЯ
РАБОЧЕГО КОЛЕСА ЦЕНТРОБЕЖНОГО КОМПРЕССОРА ИЗ ПКМ,
ПОЛУЧЕННОГО С ПОМОЩЬЮ АВТОМАТИЧЕСКОЙ НАШИВКИ
УГЛЕРОДНОГО РОВИНГА**

© 2018 Т.Д. Каримбаев, М.А. Мезенцев, А.Ю. Ежов

Центральный институт авиационного моторостроения им.П.И. Баранова, г. Москва

**DEVELOPMENT AND TESTING OF IMPELLER FROM COMPOSITE MATERIAL
OBTAINED WITH THE AUTOMATIC OF CARBON ROW**

Karimbayev T.D., Mezentsev M.A., Ezhov A.Y. (Central Institute of Aviation Motors by P.I. Baranov., Moscow, Russian Federation)

Within the framework of the work, an experimental impeller of a centrifugal compressor was developed and manufactured from a composite material with an operating temperature of up to 350 ° C using the technology of automatic stripe of carbon roving. Strength studies and accelerating tests of a working wheel made of composite materials were carried out.

Применение композиционных материалов (КМ) способствует повышению характеристик двигателя. Так в роторном узле для вертолётного ГТД применение облегчённого рабочего колеса центробежного компрессора (РКЦК) из высокотемпературного полимерного композиционного материала позволит увеличить ресурс вала и двигателя в целом из-за снижения нагрузки или снизить их собственный вес. При отработанной технологии изготовления РКЦК на основе термостойкого терморепактивного связующего и углеродных наполнителей с высокими рабочими температурами вырастет экономия материальных средств, а также снизятся затраты на изготовление и эксплуатацию

Конструктивный облик РКЦК из КМ (рис. 1, а) разработан на основе патента ЦИАМ [1] и имеет составную конструкцию из 20 секторов и 5 силовых колец. Конструкция сектора, изготовленная с помощью автоматической нашивки ровинга углеродного жгута и термостойкого терморепактивного связующего, включают в себя тело дисковой и лопаточной части. Силовые кольца, изготовленные из термостойкого терморепактивного связующего и высокомодульной ткани, располагаются в теле дисковой части сегмента и удерживают их в поле центробежных сил (рис. 1, б).



Рис. 1. Конструктивный облик РКЦК из КМ
(а – собранный РКЦК, б – силовые кольца)

Для разработки конструкции РКЦК из КМ с учётом углов армирования в дисковой и лопаточной части выполнен прочностной анализ с применением комплекса конечно-элементных прикладных программ типа ANSYS. Используемые в расчётах свойства материала конструкции получены экспериментальными исследованиями силовых колец и плоских образцов с укладкой, идентичной в лопаточной и дисковой частях.

Для сопоставления расчётных исследований с экспериментальными данными проведены разгонные испытания препарированного РКЦК из КМ тензодатчиками в различных узловых точках. В результате получены кривые деформаций от нагрузки, которые были сравнены с расчётными исследованиями.

РКЦК из КМ и примененные конструктивные решения могут быть использованы в энергетических установках, модулях, вспо-

могательных силовых установках и др. авиационных и энергетических узлах.

Библиографический список

1. Патент 2239100 Россия, ЦИАМ, «Рабочее колесо центробежного компрессора и способ его изготовления», Каримбаев Т.Д., Николаев Д.И., Петров Ю.А., Афанасьев Д.В. Оpubл. 27.10.2004

2 Т.Д. Каримбаев, А.Ю. Ежов, М.А. Мезенцев и др.– Конструктивно-технологический облик и экспериментальные исследования рабочего колеса центробежного компрессора из высокотемпературного полимерного композиционного материала. Материалы Всероссийской научно-технической конференции «Авиадвигатели XXI века», 24-27 ноября 2015г., ЦИАМ, Москва.

УДК 629.7.036.54

ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ И ТЕХНИЧЕСКИЙ ОБЛИК ТРЁХКОМПОНЕНТНЫХ ЖРД

© 2018 А.Г. Воробьев, А.А. Ермашкевич

Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)», г. Москва

THE PROSPECTS OF USE AND THE TECHNICAL APPEARANCE OF TRIPROPELLANT LIQUID-FUEL ROCKET ENGINES

Vorob'ev A.G., Ermashkevich A.A. (Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation)

In this report the perspective scheme of the tripropellant liquid-fuel rocket engine is analysed, where the two types of fuel (RP-1 and hydrogen) are used. The advantages and disadvantages of this scheme are pointed out. The scheme of the launch vehicle construction is presented. There is a result of basic calculation.

Современная ракетная техника развивается в сторону увеличения массы выводимой полезной нагрузки, при одновременном снижении стоимости доставки на орбиту 1 кг груза. Множество компаний пытается реализовывать технологии, которые помогут им стать лидерами в космической сфере. Одной из таких технологий является трёхкомпонентный жидкостной ракетный двигатель, использующий два вида горючего: углеводородное на начальном участке выведения, и водород на высотном участке.

К преимуществам данного типа двигательных установок можно отнести: экономию массы ракеты-носителя за счёт использования более плотного горючего на начальном этапе выведения; высокие значения удельного импульса, которые даёт пара топлив – кислород-водород на втором этапе выведения; снижение стоимости выведения полезной нагрузки, которое реализуемо благодаря единой двигательной установке для

двух ступеней ракеты-носителя. Недостатками данной схемы являются: сложность инфраструктуры для испытаний и эксплуатации трёхкомпонентных ЖРД; сложность конструкции двигательной установки; относительные потери эффективности из-за поддержания двух режимов работы двигателя.

На основе требований по тяге ЖРД для первой и второй ступеней РН Союз-2 предложена схема ракеты-носителя с единой двигательной установкой, состоящей из 5 трёхкомпонентных ЖРД. Рассмотрена возможная классификация данных типов двигателей. Представлен анализ прототипов трёхкомпонентных ЖРД: РД-701, РД-704. Рассмотрены различные варианты пневмогидравлических схемных решений. Предлагается двухрежимный однокамерный трёхкомпонентный двигатель, выполненный по закрытой схеме с дожиганием газогенераторного газа. Окислителем является жидкий кислород, горючим – керосин и водород. На первой ступени