

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

ЖРД работает на трёх компонентах, доля водорода 3-6%, на второй ступени ЖРД работает на паре кислород-водород. Охлаждение камеры – регенеративное, производится жидким водородом. Определены тяга и удельный импульс двигательной установки на различных режимах работы. Выбран оптимальный газодинамический профиль КС с выдвигаемым неохлаждаемым насадком для второй ступени. Проведён термодинамический расчёт трёхкомпонентного газогенератора и камеры сгорания в различ-

ном диапазоне соотношений компонентов для первого и второго режимов. Произведена энергетическая увязка параметров и проектный расчёт охлаждения с различными гидравлическими схемами охлаждающего тракта: с разделением потоков, с перепуском части охладителя, со ступенчатой подачей охладителя.

Полученные результаты подтверждают перспективность разработки и исследований в области трёхкомпонентных ЖРД.

УДК 621.813.534.933

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЧНОСТИ АВИАЦИОННЫХ КОНИЧЕСКИХ ПРЯМОЗУБЫХ КОЛЁС С КОЭФФИЦИЕНТОМ ПЕРЕКРЫТИЯ БОЛЬШЕ ДВУХ

©2018 А.В. Суслин, В.Б.А. Оссиала

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

INVESTIGATION OF STRENGTH OF AVIATION BEVEL GEARS WITH OVERLAPPING COEFFICIENT MORE THAN TWO

Syslin A. V., Ossiala V.B.A. (Samara National Research University, Samara, Russian Federation)

In this paper methods of improving bearing capacity of bevel gear due to the increase of the overlapping coefficient greater than two are being considered ($\varepsilon_\alpha > 2$). The method of design of non-standard tools for these wheels. Comparative tests of straight-tooth bevel gears were carried out with $\varepsilon_\alpha < 2$ и $\varepsilon_\alpha > 2$. Stresses at the tooth base on the outer end of the wheel were measured using strain gauges.

Конические зубчатые передачи нашли широкое применение в приводах авиационных газотурбинных двигателях (ГТД), в редукторах вертолётов и самолётов. Одна из самых нагруженных передач в ГТД – это передача центрального привода ГТД, передающего крутящий момент от ротора к коробке моторных и самолётных агрегатов. Значения окружных скоростей обычно в интервале от 60 до 120 м/с. В большинстве ГТД узел центрального привода располагают вблизи средней опоры двигателя после компрессора перед камерой сгорания. При таких условиях рабочие температуры передачи достигают 250-300°C, при этом масса зубчатых колёс должна быть минимальной, а ресурс передачи не менее 20 тысяч часов. Такие условия свидетельствуют, что это очень тяжёлонагруженная передача.

Повышение несущей способности конической передачи за счёт изменения геометрии идёт в основном за счёт замены прямозубых колёс на колёса с круговой линией зуба [1]. Но прямозубые конические передачи проще в расчёте, технологический процесс их изготовления хорошо отлажен на отечественных предприятиях. Поэтому технологические проблемы заставляют искать пути совершенствования передач. Одним из таких путей является повышение коэффициента торцевого перекрытия больше двух за счёт применения нестандартного исходящего производящего контура (ИПК) с коэффициентом высоты головки $h_a^* > 1$.

Особенностью геометрии конического колеса является то, что модуль зацепления меняется от внутреннего торца к внешнему по ширине венца. И соответственно толщина