

ИССЛЕДОВАНИЕ И ОПТИМИЗАЦИЯ КОНСТРУКТИВНЫХ СХЕМ И ПАРАМЕТРОВ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ДВС СЛОЖНЫХ ЦИКЛОВ

Гхариб Э., Нестеренко В.Г.

ФГБОУ ВО «МАИ (НИУ)», г. Москва, ibrahimghru@hotmail.com.

Ключевые слова: Беспилотный летательный аппарат, двигатель внутреннего сгорания, агрегат наддува, гибридный, двухтактный, четырёхтактный, электродвигатель.

В настоящее время особую актуальность приобрела тематика создания малоразмерных авиационных двигателей внутреннего сгорания (ДВС), предназначенных для применения в беспилотных летательных аппаратах (БПЛА) различного типа и назначения. Рассматриваются двухтактные ДВС мощностью от 0,2 л.с. до 50...60 л.с., без генератора и с встроенным генератором (гибридные ДВС), с агрегатом наддува различной конфигурации и без него, с глушителем и без глушителя и т.д.

Использование двухтактных ДВС в авиационных БПЛА объясняется тем, что в них отсутствие громоздкие системы смазки и газораспределение, имеется большая мощность в пересчёте на один литр рабочего объёма, и что особенно важно, они проще и дешевле в изготовлении. Следует также указать на то, что 4-тактный ДВС имеет больший ресурс и экономичность. Подробно рассмотрены конструкция и параметры ДВС AT-MVVS 190 CN4, четырёхцилиндрового двухтактного оппозитно-рядного авиационного бензинового двигателя. Герконовый впускной клапан расположен снизу двигателя, обеспечивает равномерную нагрузку на цилиндры. Выхлопная система ориентирована под низ двигателя. Конструкция двигателя оптимизирована для усиления крутящего момента на низких оборотах двигателя, крутящий момент постоянен. Поршни двигателя изготовлены из алюминиевого сплава с высоким содержанием кремния. Поршни покрыты специальным скользящим покрытием, которое повышает мощность двигателя и продлевает срок его службы. Цилиндры из алюминиевого состава имеют рабочую зону, покрытую никасилом (NIKASIL).

Российские ДВС аналогичного класса представлены модификациями микролитражного ДВС МАИ МК-12В [1], мощностью 0.2 л.с., выполненным в звёздообразной компоновке с 6-ю и 12-ю цилиндрами. Два других российских ДВС, РМЗ 500 и РМЗ 640-34 имеют максимальную мощность 52 и 28 л.с., величины степени сжатия в их двух цилиндрах равны величинам 9,2 и 10,8. Был спроектирован агрегат наддува для увеличения их мощности [2]. Новая степень сжатия была выбрана равной 14, мощность ДВС РМЗ 500 увеличилась на 20%. В центростремительной турбине агрегата наддува был установлен поворотный сопловой аппарат. Рассмотрено дополнительное охлаждение и надёжность работы кинематики поворотной системы лопаток СА турбины. Показаны особенности рабочего процесса, подходы к формированию рационального облика его рабочей части и всей конструкции.

В заключении выполненной работы можно сделать вполне обоснованный вывод о том, что создание современного малоразмерного российского ДВС вполне возможно. Целесообразно проектировать СУ БПЛА с гибридным ДВС, отличающимся повышенными эксплуатационными характеристиками.

Список литературы

1. Компрессионный двигатель. <https://ru.wikipedia.org/wiki/МК-12В>.
2. Ржавин Ю.А., Карасёв В.Н. Термо- газодинамический расчёт турбокомпрессора для агрегата наддува ДВС: учебное пособие. М.: Дипак, 2004 г., 44 с.

Сведения об авторах

Нестеренко Валерий Григорьевич, к.т.н., доцент, доцент кафедры 203 МАИ. Область научных интересов: совершенствование конструкций перспективных ГТД и ДВС.

Гхариб Эбрахим, магистр кафедры 201 МАИ.

RESEARCH AND OPTIMIZATION OF DESIGN SCHEMES AND PARAMETERS OF SMALL-SIZED INTERNAL COMBUSTION ENGINES OF COMPLEX CYCLES

Gharib Ebrahim, NesterenkoV.G.

FSBI of HI "MAI(NRU)", Moscow, Russia, ibrahimghru@hotmail.com.

Keywords: Unmanned aerial vehicle, internal combustion engine, supercharging unit, hybrid, two-stroke, four-stroke, electric motor.

At present, the topic of creating small-sized aviation internal combustion engines designed for use in unmanned aerial vehicles (UAVs) of various types and purposes has become particularly relevant. Two-stroke internal combustion engines with power from 0.2 hp are considered. up to 50 ... 60 hp, without a generator and with a built-in generator (hybrid internal combustion engines), with a pressurization unit of various configurations and without it, with a silencer and without a silencer, etc.

The use of two-stroke internal combustion engines in aviation UAVs is explained by the fact that they do not have bulky lubrication systems and gas distribution, they have more power per liter of working volume, and, most importantly, they are simpler and cheaper to manufacture. It should also be pointed out that the 4-stroke internal combustion engine has a longer resource and efficiency. The design and parameters of the AT-MVVS 190 CN4 internal combustion engine, a four-cylinder two-stroke opposed-in-line aviation gasoline engine, are considered in detail. The reed inlet valve is located from the bottom of the engine, provides a uniform load on the cylinders. The exhaust system is oriented under the bottom of the engine. The engine design is optimized to increase torque at low engine speeds, torque is constant. The engine pistons are made of aluminum alloy with a high silicon content. The pistons are covered with a special sliding coating, which increases engine power and extends its service life. Cylinders made of aluminum composition have a working area coated with Nikasil (NIKASIL).

Russian ICEs of a similar class are represented by modifications of the micro-displacement ICE MAI MK-12V [1], with a power of 0.2 hp, made in a star-shaped layout with 6 and 12 cylinders. Two other Russian internal combustion engines, the RMZ 500 and RMZ 640-34, have a maximum power of 52 and 28 hp. The compression ratios in their two cylinders are 9.2 and 10.8. A pressurization unit was designed to increase their power [2]. The new compression ratio was chosen equal to 14, the power of the internal combustion engine RMZ 500 increased by 20%. A rotary nozzle apparatus was installed in the centripetal turbine of the pressurization unit. The additional cooling and reliability of the kinematics of the rotary system of the turbine SA blades are considered. The features of the working process, approaches to the formation of a rational image of its working part and the entire structure are shown.

In conclusion of the work performed, we can make a well-founded conclusion that the creation of a modern small-sized Russian internal combustion engine is quite possible. It is advisable to design a UAV control system with a hybrid internal combustion engine, which is characterized by increased performance.